



Università degli Studi di Genova

Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea in Ingegneria Meccanica

# Studio aerodinamico preliminare di un UAV ad ala battente

Relatore

Chiar.mo Prof. Alessandro Bottaro

Candidati

Attene Federico - Bertocchi Paolo

Anno Accademico 2010/2011

# Sommario

Il presente lavoro di tesi si inserisce nell'ambito di una collaborazione tra il Dipartimento di Ingegneria delle Costruzioni, dell'Ambiente e del Territorio (DICAT) e la società U.T.R.I. S.p.A., azienda attiva nel progetto e nella realizzazione dei cosiddetti UAS (*Unmanned Aircraft Systems*), ovvero velivoli senza pilota a bordo utilizzati principalmente per la ricognizione e il controllo del territorio.

La collaborazione consiste nello sviluppo di un UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) ad ala battente, che possa essere utilizzato come ricognitore, le cui specifiche operative saranno illustrate nel corso della presente trattazione.

La tesi è articolata principalmente in due parti; nella prima, dopo un'esposizione delle caratteristiche e delle prestazioni richieste, si faranno considerazioni preliminari di carattere energetico, con la spiegazione del modello fisico utilizzato, volte alla determinazione della geometria e delle dimensioni di massima del velivolo. Nella seconda parte si riporteranno la descrizione e i risultati delle simulazioni potenziali svolte su ali battenti, volte principalmente alla determinazione della migliore configurazione aerodinamica e alla determinazione delle forze agenti sulle ali battenti.

Nella parte conclusiva verranno effettuate alcune considerazioni sui risultati ottenuti e sui possibili sviluppi futuri offerti dal presente lavoro.

# Abstract

## *Preliminary aerodynamic study of a flapping-wing UAV*

This work is part of a collaboration between the Department of Civil, Environmental and Architectural Engineering (DICAT) and the company U.T.R.I. S.p.A., which plans and develops UAS (*Unmanned Aircraft Systems*), a term that refers to aircraft without the flight crew onboard.

The goal of the cooperation is the development of a flapping-wing unmanned aerial vehicle (UAV), to use it as a remotely controlled surveillance aircraft. In the present report we are going to explain the requested features. Particularly, we will focus our attention on the energy calculations and on the shape of the flapping wings. We also use a potential code to test two different airfoils, one of which selected by biomimetic considerations.

## Ringraziamenti

Si ringrazia il Prof. Alessandro Bottaro per la disponibilità e per la gentilezza dimostrata nel rispondere e nel chiarire ogni eventuale dubbio da parte nostra.

# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>5</b>
1.1	Cenni storici . . . . .	5
1.2	Concetti elementari di aerodinamica . . . . .	6
1.2.1	Portanza e resistenza . . . . .	7
1.2.2	Relazione di scala e diagramma del volo . . . . .	10
1.3	Volo battuto e volo veleggiato . . . . .	14
1.3.1	Il volo battuto in natura . . . . .	14
1.3.2	Volo veleggiato e planato . . . . .	15
<b>2</b>	<b>Calcoli energetici preliminari e dimensionamento dell'UAV</b>	<b>17</b>
2.1	Potenza richiesta dal volo battuto . . . . .	17
2.1.1	Potenza indotta in fase di <i>hovering</i> . . . . .	18
2.1.2	Modello del disco attuatore . . . . .	18
2.1.3	Potenza indotta in fase di avanzamento (volo orizzontale)	21
2.1.4	Potenza parassita . . . . .	23
2.1.5	Potenza di profilo . . . . .	24
2.2	Specifiche operative e stima della geometria . . . . .	26
2.2.1	Come si posiziona l'UAV . . . . .	31
2.2.2	Alcune considerazioni riguardanti l' <i>hovering</i> . . . . .	36
<b>3</b>	<b>Calcoli potenziali su ali battenti</b>	<b>38</b>
3.1	Cenni sul metodo a pannelli per superfici portanti . . . . .	38
3.2	Descrizione del codice utilizzato . . . . .	45
3.3	Simulazioni effettuate e risultati . . . . .	49
3.3.1	Generalità e scelta dei profili alari . . . . .	50
3.3.2	Simulazioni su ali a pianta rettangolare . . . . .	51
3.3.3	Simulazioni su ali a pianta ellittica . . . . .	62
3.3.4	Confronto tra ala rettangolare ed ala ellittica . . . . .	70

# Capitolo 1

## Introduzione

### 1.1 Cenni storici

Il volo è una pratica che ha sempre affascinato l'uomo. Testimonianze di tale interesse le ritroviamo come espressione nella produzione letteraria e artistica di popoli e culture del passato, basti pensare al mito di Icaro e alle famose ali di cera fatali a Dedalo. I contributi più significativi nella comprensione dei fenomeni fisici che stanno alla base del volo risalgono soltanto ai primi del '900, grazie al lavoro di scienziati quali Prandtl e alla passione di pionieri dell'aviazione che contribuirono praticamente allo sviluppo del pensiero scientifico, molte volte a discapito della loro vita.

La paternità del primo volo umano è stata attribuita ai fratelli Wright (Wilbur e Orville) che dopo tentativi fallimentari alcuni giorni prima, riuscirono a far decollare la mattina del 17 Dicembre 1903 il loro aeroplano chiamato Flyer 1 sulla spiaggia di Kitty Hawk, nella Carolina del Nord. Questo primo volo ebbe la durata di 12 secondi; la mattinata l'aeroplano effettuò altri voli, ma durante l'ultimo tentativo si danneggiò in fase di atterraggio. Il Flyer 1 non volò mai più ma il sogno di Icaro era stato infranto. Secoli prima, nel 1500, il genio di Leonardo da Vinci aveva speculato sulla ricerca per imitare il volo degli uccelli. Iniziò compilando nutrite osservazioni sul comportamento degli uccelli in rapporto al vento, da lui raccolte, in gran parte nel codice sul volo degli uccelli. Lo studio del volo continuò a varie riprese, impostato sempre più a criteri scientifici e con approccio comparativo: l'anatomia del volatile rapportata a quella dell'uomo; il moto del vento rapportato a quello dell'acqua. Nello studio del volo meccanico, prese in considerazione le possibilità del volo librato e veleggiato. In secondo luogo fu capace di allontanarsi dall'approccio naturalistico, fino a considerare il principio dell'elica (di cui allora non si conosceva l'analogia col moto delle ali

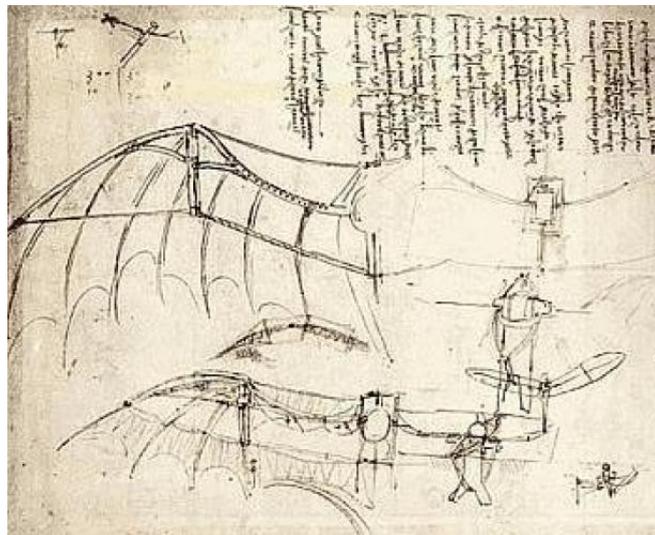


Figura 1.1: Studio leonardesco di una forma d'ala ispirato all'anatomia di un volatile.

degli insetti) applicandolo solo al moto verticale del genere elicottero e non a quello orizzontale del genere aeroplano. Possiamo ancora oggi apprezzare il suo genio attraverso manoscritti e disegni (codice del volo), che riguardano il progetto di svariati prototipi o macchine che avrebbero dovuto volare.

Oggi giorno nota la fisica alla base del volo e con gli strumenti tecnici a disposizione, la ricerca non si è fermata. Grazie all'ausilio di potenti strumenti di calcolo si vuole scoprire quello che la natura ha ancora da svelarci.

## 1.2 Concetti elementari di aerodinamica

L'aerodinamica è una scienza derivata della fluidodinamica che studia la dinamica dei gas, in particolare dell'aria, e la loro interazione con corpi solidi. La risoluzione di un problema di aerodinamica comporta generalmente la risoluzione di equazioni per il calcolo di diverse proprietà dell'aria, come ad esempio velocità, pressione, densità, e temperatura, in funzione dello spazio e del tempo.

A noi interessa applicare tale disciplina in campo aeronautico, per determinare portanza e resistenza di un profilo alare, che sono componenti della forza aerodinamica, responsabile del sostentamento del velivolo. La nostra fase progettuale sarà incentrata nello stabilire analogie con chi tramite l'evoluzione, ha fatto del proprio corpo il mezzo di volo per eccellenza: i volatili.

### 1.2.1 Portanza e resistenza

Immaginando un profilo alare, la forza aerodinamica è la risultante degli sforzi tangenziali e normali agenti nel profilo. Portanza  $L$  e resistenza  $D$  sono le componenti dello sforzo aerodinamico. La portanza  $L$  è perpendicolare alla direzione del flusso e la resistenza  $D$  opposta alla direzione di avanzamento del soggetto in volo (volatile o velivolo). Tra queste due componenti ci interessa massimizzare la prima, la vera responsabile del sostentamento, e ridurre la seconda. Per spiegare la creazione di portanza su un'ala ricorreremo a una versione della seconda legge del moto di Newton nonché della terza, secondo la quale azione e reazione sono uguali e opposte. Applicate alle ali, queste due leggi implicano che un'ala produce una quantità di portanza che è uguale alla spinta verso il basso impressa all'aria circostante. Secondo la versione della seconda legge che utilizzeremo, la forza è pari al tasso di variazione della quantità di moto e può essere calcolata come flusso di massa moltiplicato per la variazione di velocità. La massa che fluisce nell'unità di tempo è proporzionale alla densità dell'aria  $\rho$ , alla superficie alare  $S$  e alla velocità dell'aria  $V$ . Una certa quantità di materia valutata in un intervallo temporale, fisicamente si definisce flusso o portata. Nel nostro caso la materia in questione è aria, esprimeremo la sua portata come:

$$\dot{m} = \rho V S \quad (1.1)$$

Per capire quanta spinta verso il basso viene impressa all'aria che fluisce intorno a un'ala, bisogna immaginare che la componente verso il basso della velocità dell'aria che lascia l'ala, è proporzionale alla velocità di volo  $V$  e all'angolo di attacco dell'ala  $\alpha$ . La portanza è direttamente proporzionale a quest'angolo  $\alpha$  fino a che non si registra una brusca interruzione del flusso per valori dell'angolo di attacco all'incirca di  $15^\circ$ ; quando avviene ciò si dice che il flusso d'aria è in *stallo*. In tali condizioni la portanza diminuisce: non è più proporzionale all'angolo di deviazione; inoltre la resistenza aumenta parecchio, facendo precipitare l'aereo come un mattone.

Stabilito che il flusso di massa è pari a  $\rho V S$  e che la velocità di deflessione è proporzionale al prodotto  $\alpha V$ , la portanza di un'ala è dunque proporzionale a  $\alpha \rho V^2 S$ . Uccelli e aeroplani possono cambiare l'angolo d'attacco  $\alpha$  in modo da adattarsi a diverse circostanze. Puntando verso l'alto, con un angolo d'attacco elevato, quando devono volare lentamente o compiere una virata; puntando verso il basso quando devono accelerare o scendere in picchiata. Ma nella navigazione tutto ciò che vola utilizza pressapoco lo stesso angolo di attacco:  $6^\circ$  rappresentano una media ragionevole. Ad angoli d'attacco superiori la resistenza sulle ali aumenta rapidamente, mentre ad angoli inferiori le ali sono sottoutilizzate. In certi casi il profilo alare è incurvato (non

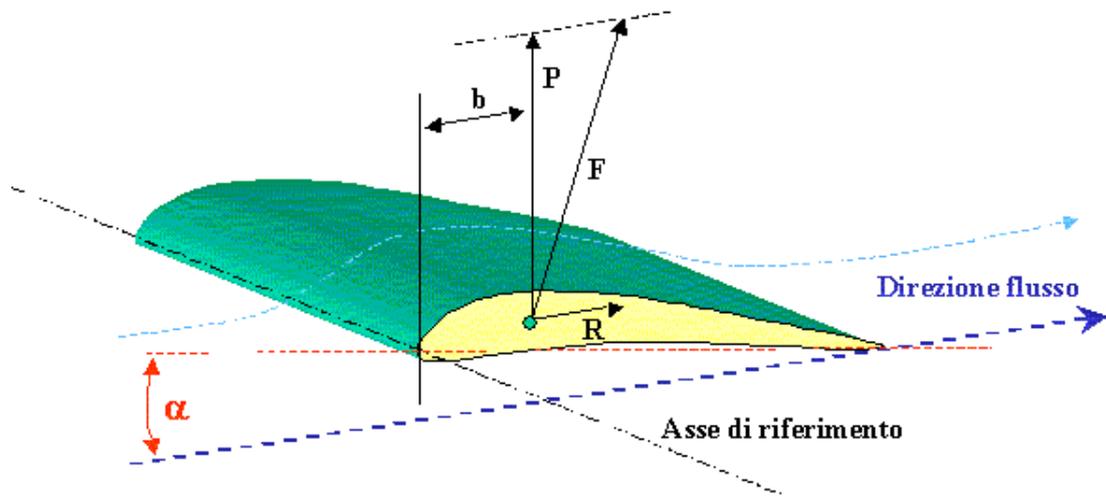


Figura 1.2: Forze agenti su un'ala.

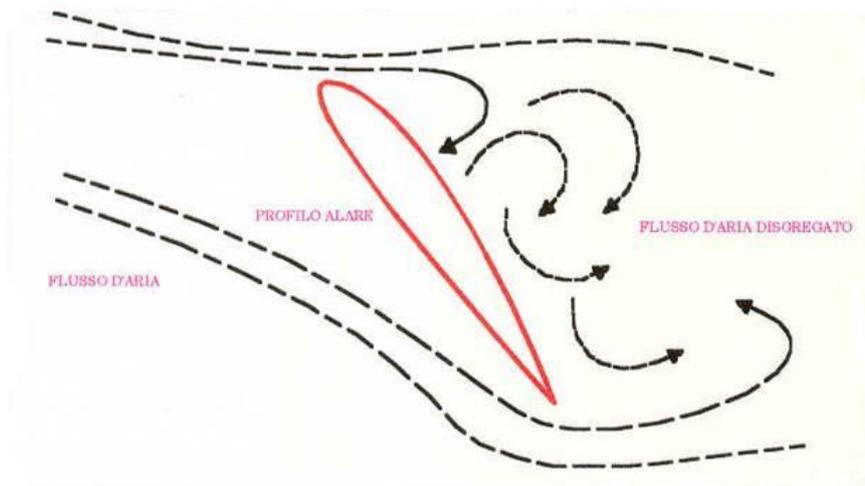


Figura 1.3: Condizione di stallo del flusso.

simmetrico), con estradosso concavo e intradosso convesso, per cui pur con angoli di attacco nulli vi è una deviazione del flusso verso il basso e quindi creazione di portanza.

Poichè le ali devono sostenere il peso di un aeroplano o di un uccello contro la forza di gravità, la portanza  $L$  deve essere uguale al peso  $W$  in volo orizzontale. La portanza è proporzionale alla superficie alare  $S$  e a  $\rho V^2$ , cosicchè il peso risulta:

$$W = 0,3\rho V^2 S \quad (1.2)$$

Il coefficiente 0,3 è riferito all'angolo d'attacco in un volo su lunga distanza, per il quale è stato adottato il valore medio di  $6^\circ$ . L'equazione 1.2 è utile in fase progettuale; per esempio nel progetto di un deltaplano, sappiamo che pilota e ala pesano circa 1000 Newton (100 kg), così se si volesse volare veloci come un passero (32 km/h), ci servirebbero ali con una superficie di  $33 \text{ m}^2$ . D'altra parte, se volessimo dimezzare la velocità rispetto a quella di un passero, la superficie alare deve essere superiore a  $100 \text{ m}^2$ . Per facilitare l'uso dell'Equazione 1.2, sostituiamo alla variabile  $\rho$  (densità dell'aria) il suo valore a livello del mare:  $1,25 \text{ kg/m}^3$ . Ciò non dovrebbe comportare differenze per la maggior parte degli uccelli, che volano relativamente vicino al suolo. Per gli aerei e gli uccelli che volano a quote più elevate, dovremo correggere la differenza di densità. Dividendo entrambi i membri dell'Equazione 1.2 per la superficie alare otteniamo un'espressione chiamata in letteratura *carico alare*:

$$\frac{W}{S} = 0,38V^2 \quad (1.3)$$

Da questa formula risulta evidente che quanto maggiore è il carico alare  $W/S$  di un uccello, tanto più veloce questo dovrà volare. Nell'ambito delle approssimazioni che abbiamo utilizzato, la velocità di crociera a livello del mare dipende solo dal carico alare; non è implicata nessun'altra grandezza. Il predecessore del Fokker 50 era il Fokker Friendship, che pesava 19 tonnellate (190.000 N) e aveva una superficie alare di  $70 \text{ m}^2$ . Il suo carico alare era di  $2700 \text{ N/m}^2$ , adatto per volare a una velocità di crociera di 85 m/s (306 km/h) a livello del mare. Il carico alare di un Boeing 747 è di circa  $7000 \text{ N/m}^2$ , per mantenersi in aria, questo aereo deve quindi volare molto più velocemente. Il carico alare di un passero è di soli  $38 \text{ N/m}^2$ , corrispondente a una velocità di crociera di 10 m/s (36 km/h). Da tali valori si deduce che il carico alare può essere correlato alle dimensioni. Considerato che gli uccelli più grandi hanno un carico alare maggiore, non è un caso che un Boeing 747 voli molto più velocemente di un passero.

Specie	$W$	$S$	$W/S$	$V$	
	N	m <sup>2</sup>		m/s	km/h
Sterna comune	1,15	0,050	23	7,8	28
Prione antartico	1,70	0,046	37	9,9	35
Gabbiano comune	2,30	0,075	31	9,0	32
Becco a cesoie americano	3,00	0,089	34	9,4	34
Gavina	3,67	0,115	32	9,2	33
Gabbiano tridattilo	3,90	0,101	39	10,1	36
Sterna reale	4,70	0,108	44	10,7	39
Fulmaro	8,20	0,124	66	13,2	48
Gabbiano reale nordico	9,40	0,181	52	11,7	42
Stercorario maggiore	13,50	0,214	63	12,9	46
Gabbiano di Buller	19,20	0,272	71	13,6	49
Albatro fuliginoso	28,00	0,340	82	14,7	53
Albatro sopracciglio nero	38,00	0,360	106	16,7	60
Albatro urlatore	87,00	0,620	140	19,2	69

Tabella 1.1: Peso, superficie alare, carico alare e velocità di alcuni uccelli marini. In generale gli uccelli più grandi devono volare più velocemente.

## 1.2.2 Relazione di scala e diagramma del volo

Tra i tanti appassionati che hanno contribuito alla comprensione delle leggi della natura ricordiamo l'ingegnere chimico Crawford H. Greenwalt il cui hobby principale è consistito per molti anni nella raccolta di dati relativi ai pesi e alle superfici alari di uccelli e insetti volanti. Alcuni dati raccolti da Greenwalt sono visibili nella Tabella 1.1, che raccoglie valori del carico alare riferiti per chiarezza a soli uccelli marini.

Osservando la tabella, scopriamo che in genere il carico alare e la velocità di crociera aumentano al crescere del peso degli uccelli, ma a un ritmo non sensazionale. Un albatro in volo è 74 volte più pesante di una sterna comune, ma il suo carico alare è solo sei volte maggiore di quello del cugino più piccolo; inoltre il primo vola soltanto 2,5 volte più veloce del secondo. In relazione al peso il carico alare non cresce con estrema rapidità. Per migliorare la nostra percezione trasferiamo i pesi e i carichi alari della tabella nel grafico in Figura 1.4 a doppia scala logaritmica. La rapidità della retta suggerisce che deve esistere una relazione semplice tra dimensione e carico alare. Naturalmente vi sono scostamenti dalla retta, ma prima di occuparci delle eccezioni, vediamo di spiegare la regola. Supponiamo di confrontare due tipi di gabbiani, uno con apertura alare doppia rispetto all'altro. Se l'uccello più grande è una versione in scala superiore del cugino più piccolo, le sue ali non saranno solo due volte più lunghe, ma anche due volte più larghe, cosicché la superficie alare sarà quattro volte maggiore. Un ragionamento analogo vale per il peso: poichè è il risultato della lunghezza per la larghezza per l'altezza, il peso del gabbiano più grande sarà otto volte maggiore di quello del cugino più

piccolo. Essendo otto volte più pesante e avendo una superficie alare quattro volte superiore, l'uccello con apertura alare doppia avrà una portata alare due volte maggiore di quella del cugino più piccolo e, secondo l'Equazione 1.3, dovrà volare a una velocità del 40% superiore. È utile scrivere questi dati sotto forma di equazione. Se chiamiamo  $b$  l'apertura alare, la superficie alare sarà proporzionale a  $b^2$  e il peso a  $b^3$ . Il carico alare  $W/S$  sarà quindi proporzionale a  $b$ . Ma, a sua volta,  $b$  è proporzionale alla radice cubica di  $W$ . Otteniamo quindi la seguente relazione di scala:

$$\frac{W}{S} = cW^{\frac{1}{3}} \quad (1.4)$$

A rigore, questa equazione vale solo per gli uccelli che sono "modelli in scala" l'uno dell'altro. La ripidità della retta corrisponde all'Equazione 1.4, il cui coefficiente  $c$  è stato determinato empiricamente. Per gli uccelli marini della Figura 1.4,  $c=25$  e  $c=53$  per aerei. Mediamente per gli uccelli assume un valore di 30,6. La relazione in scala dell'Equazione 1.4 non rappresenta una regola ferrea. Per la maggior parte, gli uccelli non sono esattamente "modelli in scala" di altri, e occorre anche ammettere una certa tolleranza per lasciare spazio alla creatività dei progettisti e alle bizzarrie della natura. D'altra parte, i progettisti devono affrontare difficili problemi tecnici ogni volta che si discostano troppo dalla norma: i margini concessi dalle leggi di scala sono limitati. Grazie al lavoro di Tennekes è possibile raccogliere tutto ciò che vola in un diagramma, rappresentando una correlazione che riassume le leggi di scala, che vanno dagli insetti ai grandi aerei di trasporto. Si può riunire quindi tutto ciò che vola in un solo diagramma logaritmico che presenta in ascisse velocità di crociera e carico alare, in ordinate il peso. I risultati sono impressionanti: il peso decuplica 12 volte, il carico alare decuplica 4 volte e la velocità di crociera 2 volte. Come possiamo notare nel grafico in Figura 1.5 all'estremo inferiore troviamo il comune moscerino della frutta, il *Drosophila Melanogaster*, che pesa non più di  $7 \cdot 10^{-6}$  Newton (meno di un granello di zucchero) e ha una superficie alare appena superiore a  $2 \text{ mm}^2$ . Alla sommità vi è il Boeing 747, che pesa  $3,5 \cdot 10^6$  Newton, 500 miliardi di volte più del moscerino della frutta; con una superficie di  $511 \text{ m}^2$ , le ali del 747 sono 250 milioni di volte più grandi di quelle del moscerino. Nonostante queste enormi differenze, un 747 vola solo 200 volte più veloce di una *Drosophila melanogaster*. Deviazioni dalla norma si possono osservare sia a sinistra sia a destra della retta che rappresenta la relazione di scala dell'Equazione 1.4. Essa funziona da riferimento: è una linea di tendenza, uno standard rispetto al quale valutare i singoli modelli. Rispetto alla linea di tendenza, l'UAV è stato identificato con un pallino rosso.

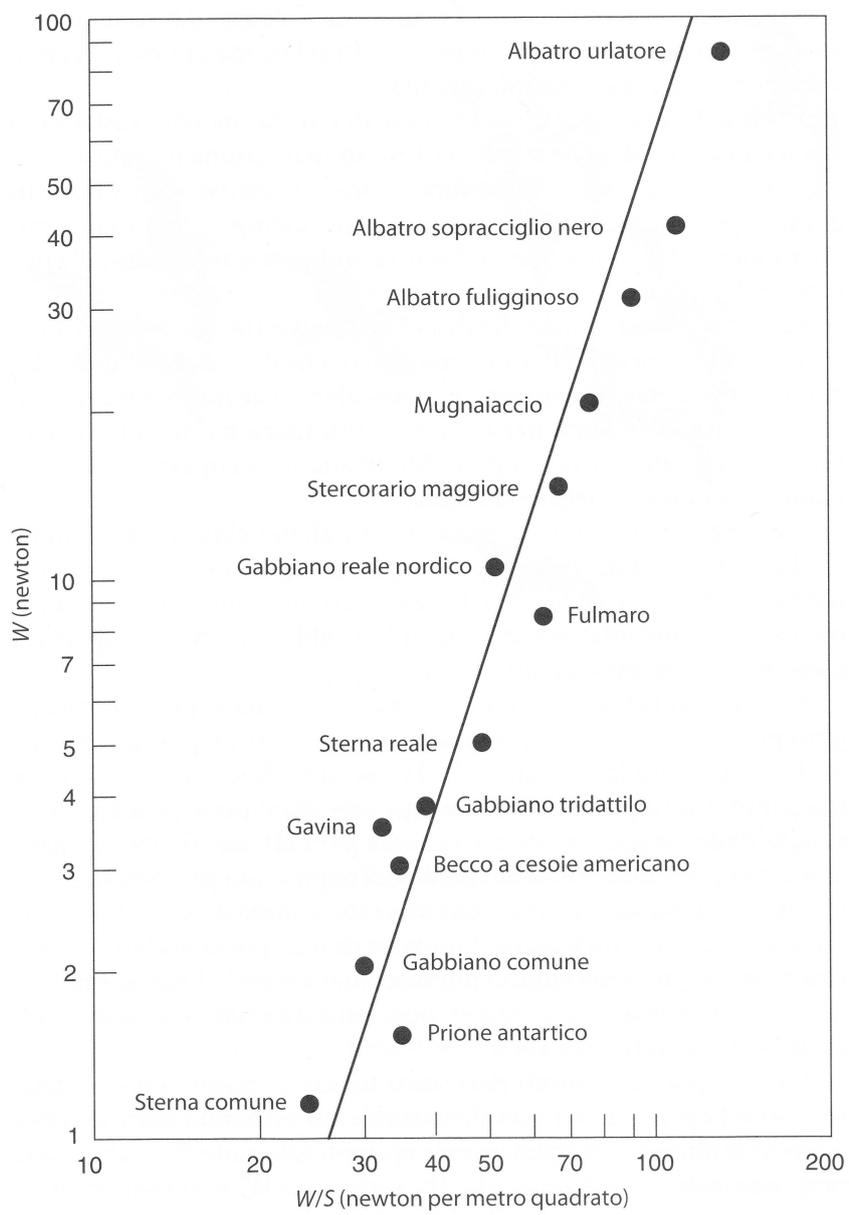


Figura 1.4: Relazione tra peso e carico alare rappresentata in un diagramma a doppia scala logaritmica. Andamento che fa riferimento ai dati riportati in Tabella 1.1.

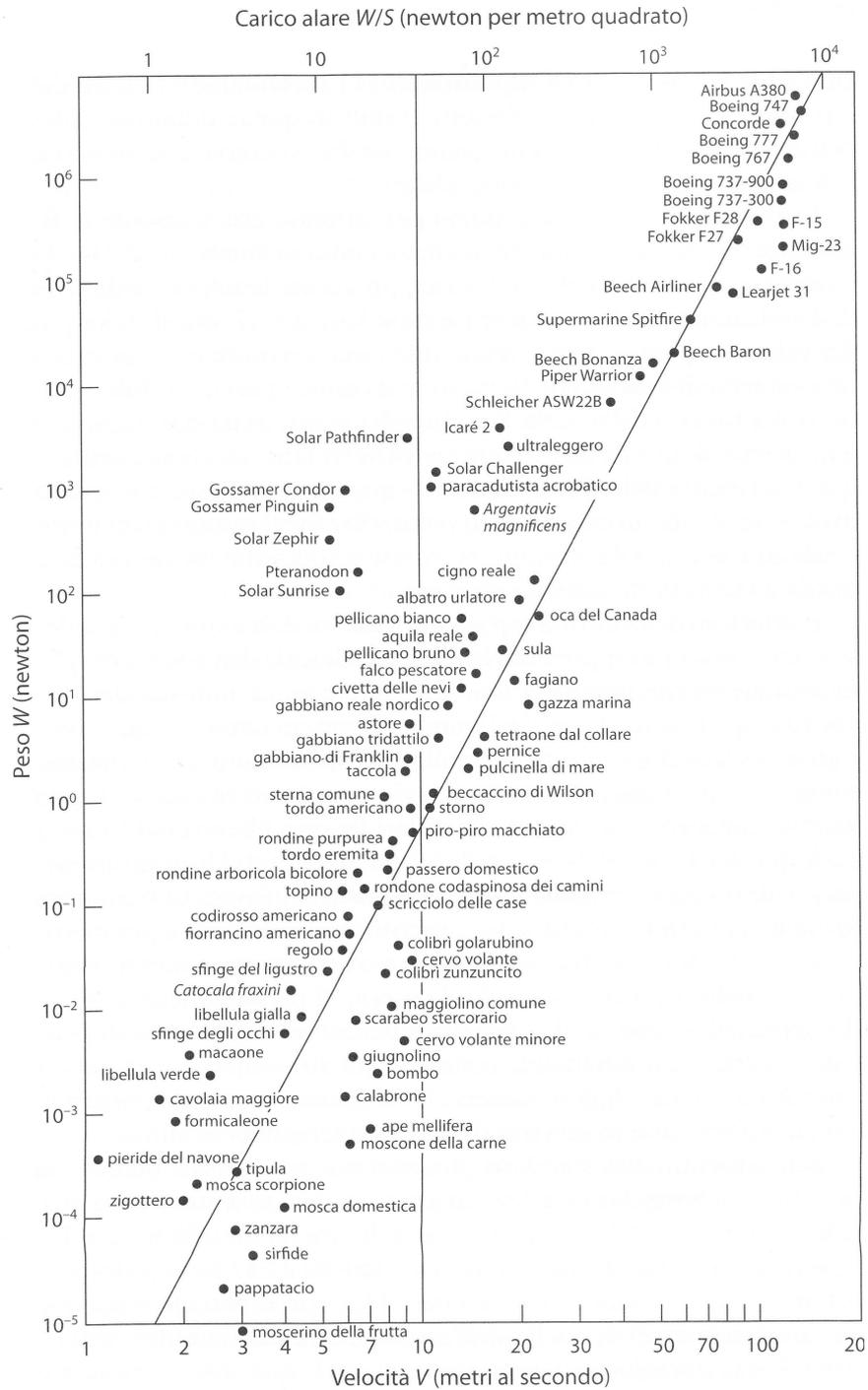


Figura 1.5: Il grande diagramma del volo. La linea verticale indica la velocità di 10 m/s.

## 1.3 Volo battuto e volo veleggiato

### 1.3.1 Il volo battuto in natura

Il volo battuto è fisicamente più complicato del volo tramite ali fisse; sia dal punto di vista dello sforzo strutturale conseguente al movimento alternato che da quello aerodinamico.

Le ali sono il mezzo tramite il quale viene prodotta la spinta propulsiva  $T$  oltre che la portanza  $L$  responsabile del sostentamento del velivolo. Osservando il volo battuto in natura si constatano, oltre al movimento alternato (“su-giu”), dei movimenti di torsione delle ali che producono effetti stabilizzatori aerodinamici paragonabili alle correzioni dovute al movimento degli alettoni di un aereo. Un uccello è in grado quindi di deformare e torcere le sue ali adattando il proprio apparato scheletrico e osseo a tali manovre. Le modifiche geometriche alle quali va incontro riguardano: la modifica della linea media (*camber line*) e la flessione della forma in pianta dell’ala tra salita e discesa. Per eseguire queste funzioni, gli uccelli hanno una struttura ossea delle ali simile a quella di un braccio umano. Scendendo più nello specifico analizziamo la meccanica del colpo d’ali verso il basso. Il colpo verso il basso dell’ala, deve generare sia portanza sia spinta. Poichè la resistenza aerodinamica sull’ala è relativamente piccola, la forza aerodinamica  $K$  sull’ala è quasi perpendicolare alla sua direzione di avanzamento.

Quando l’ala si muove verso il basso, la forza aerodinamica non ha solo una componente verticale  $L$ , che fornisce la portanza necessaria a tenere su l’uccello, ma anche una componente in avanti  $T$ , che dà la spinta richiesta. Osservando la Figura 1.6 notiamo che i rapporti nel triangolo delle forze KTL sono identici a quelli nel triangolo delle velocità, in cui  $V$  è la componente orizzontale e  $w$  quella verticale. Il rapporto  $T/L$  tra spinta e portanza è uguale perciò al rapporto  $w/V$  tra la velocità verso il basso dell’ala e la velocità in avanti dell’uccello  $T/L = w/v$  implica  $TV = Lw$ . Il prodotto  $TV$  è la potenza  $P$  necessaria alla propulsione, fornita praticamente senza perdita dalla grande forza  $L$  che opera alla piccola velocità verso il basso  $w$ . La portanza è necessaria per vincere la gravità e mantenere in aria l’uccello, ma quando l’ala si muove verso il basso la portanza genera anche potenza. Tale potenza  $Lw$ , è trasmessa interamente allo sforzo propulsivo  $TV$ . È evidente quindi che la potenza, uguale a forza per velocità, può essere convertita a volontà da grande forza per piccola velocità in piccola forza per grande velocità. Finchè un uccello mantiene un angolo piccolo tra il colpo d’ala e la direzione del volo, minimizza la cessione di energia all’aria; in questo modo mantiene bassa anche la frequenza del battito alare. Questo ultimo aspetto è da tenere conto nella fase di studio aerodinamico del velivolo ad ali battenti

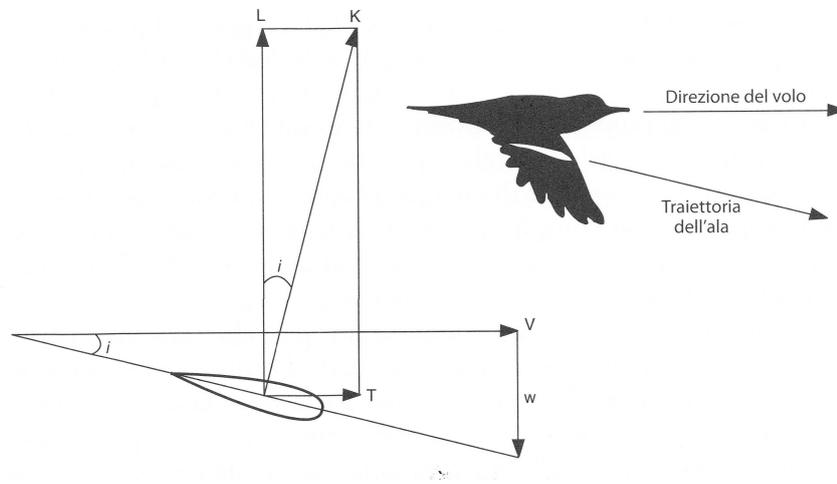


Figura 1.6: Forza e velocità di un colpo d'ala verso il basso, viste di lato.

UAV.

Osservando con attenzione il battito d'ali di un volatile, noteremo come la fase del battito, grazie alla flessibilità dell'ala, garantisca sempre portanza e spinta a sufficienza per la propulsione nella fase di *downstroke* (battito verso il basso). In questo modo il volatile riesce ad avanzare con una traiettoria rettilinea. Nella fase di studio di un velivolo ad ali battenti l'utilizzo di un'ala flessibile aiuterebbe al mantenimento di tale traiettoria. Le prove che abbiamo effettuato nel nostro studio aerodinamico preliminare sono state eseguite per semplicità di calcolo ipotizzando un'ala rigida.

Nelle successive fasi del progetto bisognerà pensare alla possibilità di rendere l'ala flessibile. Infatti praticamente il gap dell'ala fissa consiste nella perdita di portanza nel colpo d'ali in risalita; il che significa probabilmente un avanzamento orizzontale tramite una traiettoria più sinusoidale che rettilinea. Il mantenimento della portanza in fase di avanzamento nell'ala flessibile è dovuto come si potrà notare in Figura 1.7 alle sezioni dell'ala prossime al corpo, la spinta competerà maggiormente alle sezioni più lontane.

### 1.3.2 Volò veleggiato e planato

Alcuni volatili si sono evoluti e hanno adattato il loro apparato del volo diventando specialisti nello sfruttare le correnti termiche per prendere quota e nel planare per lunghe distanze sino alla ricerca di una successiva corrente ascensionale, il tutto senza sbattere le ali. È chiaro che questo comportamento consente un evidente risparmio dal punto di vista energetico. Tali

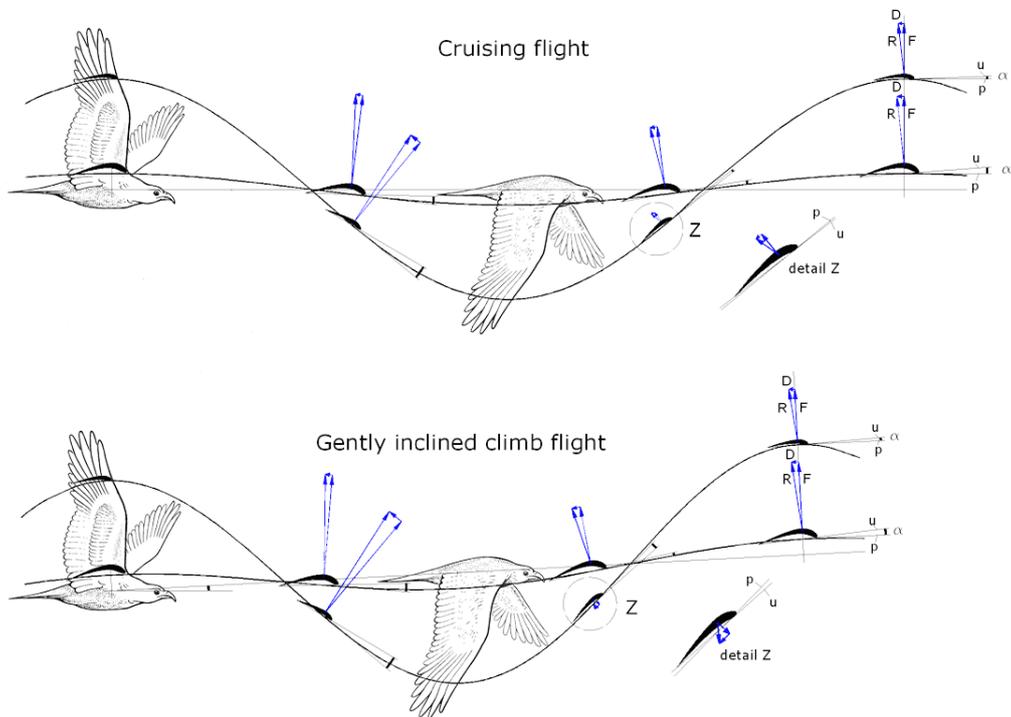


Figura 1.7: Forze agenti nelle sezioni d'ala di un volatile durante l'atto del volo battuto.

volatili sono caratterizzati come si direbbe in letteratura da un'alta *efficienza aerodinamica* ( $L/D$ ) o *rapporto di planata* per l'appunto.

Questo rapporto cresce con l'aumentare della taglia dell'uccello. Un volatile caratterizzato da un'elevata efficienza aerodinamica è l'albatross con valori di  $L/D$  vicini a 19. Valori di poche unità di tale rapporto sono caratteristici degli insetti. I volatili di grandi dimensioni, per via della loro costituzione, sono padroni nel volo planato mentre volatili di piccole dimensioni nelle loro pratiche di volo prediligono quello battuto.

## Capitolo 2

# Calcoli energetici preliminari e dimensionamento dell'UAV

### 2.1 Potenza richiesta dal volo battuto

*Flight* è il nome di un codice di calcolo messo a punto da C.J. Pennycuick [4] per modellare la meccanica di ornitotteri. Si serve della conoscenza delle caratteristiche fisiche e metaboliche di 200 volatili di svariate famiglie. La curva di potenza si ottiene da tale programma; ci informa della potenza meccanica richiesta in funzione della velocità di avanzamento  $V_t$  nel volo orizzontale. L'utente inserisce dapprima alcuni parametri morfologici che riguardano le caratteristiche del volatile di riferimento quali: la massa  $m$ , l'apertura alare  $b$ , la superficie alare  $S$  e la densità dell'aria  $\rho$ , parametro questo, che come ben si sa, dipende dalle condizioni atmosferiche (tipo di tempo) e dall'altitudine  $h$ . Il grafico che si ottiene mostra due curve, una fa riferimento alla potenza chimica,  $P_{chem}$ , l'altra a quella meccanica,  $P_{mec}$ , di gran lunga più interessante perchè da prendere in considerazione in sede progettuale. I valori di entrambe le potenze sono espresse in watt.

La potenza chimica è 4-5 volte maggiore della potenza meccanica anche se questo fattore varia a seconda della velocità; questo perchè solo una frazione dell'energia chimica consumata viene convertita in lavoro, la restante parte viene persa sotto forma di calore. La potenza meccanica esprime lo sforzo richiesto dai muscoli dell'uccello a sostegno del suo peso e all'avanzamento. Il programma *flight* calcola in primis e stima quindi la potenza chimica necessaria al volatile per il compimento di un certo lavoro. La potenza chimica è stata misurata in esperimenti fisiologici su volatili migranti raccogliendo dati sui i tassi di consumo di combustibile e di ossigeno in condizioni sostenibili. Bisogna fare attenzione quindi; queste sperimentazioni non hanno nulla

a che vedere con il metabolismo basale dei volatili. Il metabolismo basale è una misura del fabbisogno energetico che assolve alle sole funzioni vitali del volatile, quindi in condizioni di riposo.

La potenza meccanica è il risultato (la somma) del contributo di tre diverse potenze che fanno riferimento a tre aspetti del volo. La potenza indotta a sua volta si divide in: potenza indotta nel volo orizzontale e potenza indotta in fase di hovering.

### 2.1.1 Potenza indotta in fase di *hovering*

Innanzitutto vediamo cosa sta a significare il vocabolo anglosassone *hovering*. Con tale termine si fa riferimento a una situazione particolare di volo battuto molto dispendiosa dal punto di vista energetico che consiste nel mantenimento di una fissa posizione nello spazio tramite il battito delle ali. In tale condizione, la velocità di avanzamento  $V_t$  del volatile è uguale a zero. Tale situazione è simile all'hovering di un elicottero, dove la potenza indotta è legata alle variazioni di quantità di moto che il rotore determina nel flusso d'aria che viene accelerato dalle pale; il valore della potenza indotta (in fase di avanzamento) diminuisce all'aumentare della velocità di traslazione. La potenza indotta può essere approssimativamente calcolata utilizzando il modello del disco attuatore. Tale modello consiste nell'immaginare un sottile disco teorico attraverso il quale l'aria può passare liberamente, sperimentando un aumento istantaneo della pressione; come conseguenza l'aria passa attraverso il disco alla velocità indotta  $V_i$ . La portata massica attraverso il disco è:

$$\dot{m} = S_d V_i \rho \quad (2.1)$$

dove  $S_d$  è l'area del disco,  $V_i$  la velocità indotta e  $\rho$  la densità dell'aria. È intuitivo pensare che la densità dell'aria possa determinare variazioni significative del flusso d'aria attraverso il disco. Per ottenere la reale variazione di quantità di moto la portata massica deve essere moltiplicata non per  $V_i$  ma per  $2V_i$ . Questo perché la pressione sopra il disco è inferiore alla pressione ambiente, mentre quella sotto è superiore della stessa quantità. Il risultato è che l'aria accelera a  $V_i$  in prossimità del disco e continua ad accelerare dopo che vi passa attraverso, raggiungendo  $2V_i$  molto al di sotto di esso.

### 2.1.2 Modello del disco attuatore

Le ipotesi alla base di tale teoria sono le seguenti:

- Il rotore ha un numero infinito di pale;

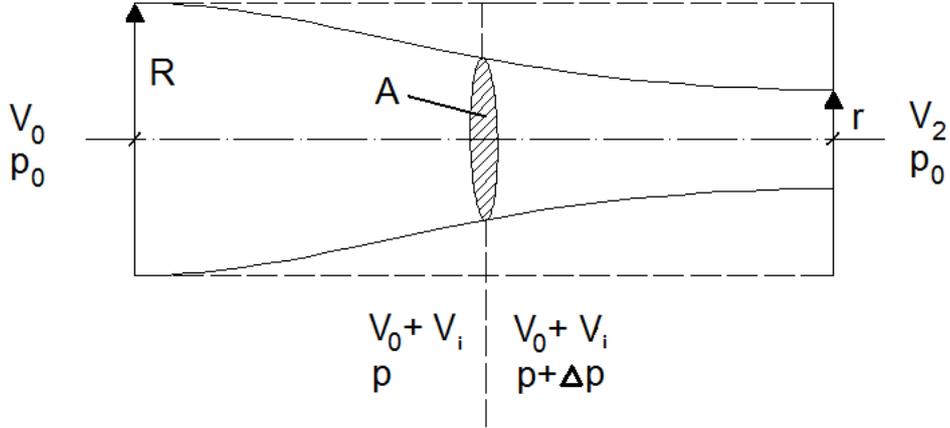


Figura 2.1: Superficie di controllo e tubo di flusso nel modello del disco attuatore.

- Il disco attuatore ha spessore infinitesimo (così da trascurare la resistenza di profilo);
- Sul disco agisce una pressione uniforme;
- La velocità verticale è continua attraverso il disco;
- Il fluido (l'aria) è perfetto e incomprimibile;
- Non ci sono vorticosità (tutte le velocità sono assiali) e perdite ai margini del disco;
- Immediatamente a valle del disco la velocità è costante;

$V_0$  è la velocità infinitamente a monte del disco attuatore,  $V_2$  quella infinitamente a valle,  $V_i$  è invece la velocità indotta dal disco. In queste condizioni, affinché venga soddisfatta la conservazione della massa, il flusso attraverso la superficie laterale deve essere pari a:

$$Q_l = V_2 \pi r^2 + V_0 \pi (R^2 - r^2) - V_0 \pi R^2 = \pi r^2 (V_2 - V_0)$$

La spinta  $T$ , a questo punto, è data dalla differenza tra il flusso di quantità di moto uscente ed entrante nel volume di controllo. Si avrà quindi:

$$T = \dot{m} (V_{out} - V_{in}) = [\rho \pi r^2 V_2^2 + \rho \pi (R^2 - r^2) V_0^2] - \rho \pi R^2 V_0^2 - \rho \pi r^2 (V_2 - V_0) V_0$$

Semplificando:

$$T = \rho \pi r^2 V_2 (V_2 - V_0)$$

La spinta, quindi, è data dalla portata massica che attraversa il disco attuatore moltiplicata per la differenza delle velocità asintotiche, come d'altronde ci si aspettava.

La differenza di pressione  $\Delta p$  può essere ricavata applicando il teorema di Bernoulli a monte e a valle del disco (ma non attraverso esso). Si avrà quindi che:

$$\begin{cases} p_0 + \frac{1}{2}\rho V_0^2 = p + \frac{1}{2}\rho (V_0 + V_i)^2 \\ p_0 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 = p + \Delta p + \frac{1}{2}\rho (V_0 + V_i)^2 \end{cases}$$

da cui:

$$\begin{aligned} \Delta p &= \frac{1}{2}\rho (V_2^2 - V_0^2) \\ T &= A \cdot \Delta p = \frac{1}{2}\rho A (V_2 - V_0) (V_2 + V_0) \end{aligned}$$

Inoltre, dall'equazione di continuità, si ha:

$$\pi r^2 V_2 = A (V_0 + V_i)$$

In conclusione, sostituendo i termini, si trova l'importante risultato:

$$V_2 - V_0 = 2V_i$$

La variazione di quantità di moto verso il basso è uguale alla forza peso

$$2V_i \dot{m} = mg \quad (2.2)$$

$$\Rightarrow 2V_i^2 S_d \rho = mg$$

$$\Leftrightarrow V_i = \left[ \frac{mg}{2S_d \rho} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$\Rightarrow P_{ind0} = \left[ \frac{(mg)^3}{2S_d \rho} \right]^{\frac{1}{2}}$$

L'area del disco è esprimibile come:

$$S_d = \frac{\pi b^2}{4}$$

$$\Rightarrow P_{ind0} = \left[ \frac{2(mg)^3}{\pi b^2 \rho} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.3)$$

Quest'ultima relazione rappresenta la *potenza indotta* in fase di hovering in riferimento al modello ideale del disco attuatore.

### 2.1.3 Potenza indotta in fase di avanzamento (volo orizzontale)

Se il volatile abbandona la situazione di *hovering* e inizia ad avanzare ad una velocità orizzontale  $V_t$ , il flusso di massa attraverso il disco non sarà più dovuto alla sola velocità indotta  $V_i$  come ipotizzato nell'Equazione 2.1, ma dalla risultante tra  $V_i$  e  $V_t$ :

$$\dot{m} = S_d \sqrt{(V_t^2 + V_i^2)}$$

Se la velocità indotta è di molto inferiore a quella di avanzamento e quindi trascurabile rispetto a quest'ultima possiamo approssimare l'equazione di sopra come:

$$\dot{m} = S_d V_t \rho \quad (2.4)$$

L'uccello dovrà ancora soddisfare l'Equazione 2.2 che impone l'equilibrio:

$$2V_i \dot{m} = mg$$

sostituendo in quest'ultima espressione la portata massica, otterremo:

$$2V_t V_i S_d \rho = mg$$

$$\Rightarrow V_i = \frac{mg}{2V_t S_d \rho}$$

La potenza indotta sarà esprimibile come:

$$P_{ind} = mg V_i = \frac{(mg)^2}{2V_t S_d \rho} \quad (2.5)$$

ponendo

$$S_d = \frac{\pi b^2}{4}$$

$$\Rightarrow P_{ind} = mg V_i = 2 \frac{(mg)^2}{(V_t \pi b^2 \rho)} \quad (2.6)$$

Si è dimostrato quindi, come la potenza indotta sia inversamente proporzionale con legge iperbolica alla velocità di avanzamento. L'Equazione 2.6 farebbe tendere a infinito la potenza indotta per velocità di avanzamento prossime allo zero, in realtà tale equazione si applica alle alte velocità, dove il flusso di massa d'aria attraverso il disco è approssimabile all'Equazione 2.4. Questa espressione della potenza indotta è tuttavia provvisoria, bisogna tenere conto del fatto che il flusso attraverso il disco attuatore differisce dal

flusso attraverso il disco ala. Tuttavia ha i suoi meriti; certo l'aria non subisce un istantaneo aumento di pressione, ne tantomeno accelera nello spazio idealmente definito da un tubo di flusso separato da un sottile, e ideale, film di fluido; nella ipotesi migliore il confine sarà un foglio sottile vorticoso o, più probabilmente, un sistema di vortici non molto sottili. Una certa quantità di potenza verrà quindi assorbita dai vortici che si ipotizzano ma di difficile quantificazione; solo l'attenta osservazione e sperimentazione è capace di determinare quanto influiscano. Il modello del disco attuatore rappresenta quindi una situazione ideale che non può essere mai raggiunta in pratica (in cui tutta la potenza fornita dall'uccello va a sostegno del proprio peso e a nessun altro processo estraneo che dissipa energia). La reale potenza indotta sarà sempre maggiore di quella calcolata col disco attuatore di un fattore che indicheremo con  $K$  e chiameremo *fattore di potenza indotta*.  $K$  è un numero superiore all'unità ma non necessariamente di tanto, sperimentalmente si è trovato  $K=1,1\div 1,2$  per le ali di aerei e rotori di elicotteri. È difficile allo stato attuale stimare tale valore per uccelli durante l'atto del volo battuto, quindi il modello del disco attuatore rappresenta un metodo approssimato per il calcolo della potenza indotta. *Flight* imposta un valore predefinito di  $K$  a 1,2, che può essere a sua volta modificato a piacere dall'utente. Inserendo  $K$  nell'Equazione 2.6 abbiamo:

$$P_{ind} = \frac{2K(mg)^2}{V_t \pi b^2 \rho} \quad (2.7)$$

**Resistenza indotta** Un'altro punto di vista nell'interpretare l'Equazione 2.7 è quello di considerare che ogni componente della potenza meccanica può essere rappresentato come il prodotto di una resistenza per la velocità di avanzamento. Nota la potenza e la velocità, possiamo definire una *resistenza indotta virtuale*  $D_i$  esprimibile come:

$$D_i = \frac{P_{ind}}{V_t} = \frac{2K(mg)^2}{(V_t^2 \pi b^2 \rho)} \quad (2.8)$$

Nel caso di un'ala fissa, come per esempio in un aliante o in un aereo motorizzato a elica, questo è il modo di vedere le cose, e la resistenza indotta può essere misurata tramite esperimenti. L'Equazione 2.7 per la potenza indotta è stata ottenuta tenendo conto di un rotore o di ali battenti che "spazzano" un circolo il cui diametro è l'apertura alare. Un'ala fissa non spazza nessuna zona, se tale zona è stata utilizzata per calcolare il flusso di massa  $S_d$  in questo caso è nulla e tramite l'Equazione 2.5 la velocità indotta tenderebbe a un valore infinito; di conseguenza la potenza indotta sarebbe infinita. Un aereo ad ala fissa in volo orizzontale, sostiene il suo peso deflettendo verso il basso

una determinata portata d'aria in funzione della velocità e dell'apertura alare che per comodità è immaginabile come il diametro di un disco dal quale diparte un tubo d'aria; con questa assunzione si evita tale contraddizione.

### 2.1.4 Potenza parassita

La potenza parassita è quella che deve essere spesa per superare la resistenza che l'aria oppone all'avanzamento del corpo escluse le ali. Questa resistenza agisce parallelamente al flusso d'aria incidente, la spinta che il velivolo deve fornire deve eguagliare tale resistenza evitando che il velivolo decelerì. Velivoli ad ala fissa hanno un'elica o un turbogetto che genera appunto una forza di spinta, mentre gli uccelli o velivoli ad ali battenti come nel nostro caso ottengono lo stesso risultato sbattendo le ali. La definizione di parassita ha un'origine che risale agli albori dell'aeronautica quando le prime strutture quali cabine carrelli e montanti alari competevano ad aumentare in modo rilevante la resistenza all'avanzamento non contribuendo alla sustentamento del peso, quindi a creare portanza, da cui il termine parassita. Gli uccelli (ma non gli insetti) nella loro evoluzione hanno razionalizzato il proprio corpo, in modo da ottimizzare le perdite in tal senso. La tipica forma che assume un volatile nell'atto del volo consiste in sezioni trasversali circolari con la sezione massima a circa un quarto un terzo della lunghezza del corpo, la parte posteriore invece è affusolata e termina con un punto. Nello sviluppare la geometria del corpo dell'UAV abbiamo tenuto conto di tali aspetti. La resistenza di un corpo snello può essere espressa come:

$$D_b = \frac{(\rho V_t^2 S_b C_{Db})}{2} \quad (2.9)$$

$S_b$  rappresenta l'area frontale del corpo e  $C_{Db}$  il coefficiente di resistenza del corpo. Moltiplicando semplicemente la resistenza per la velocità di avanzamento troviamo la potenza parassita:

$$P_{par} = \frac{(\rho V_t^3 S_b C_{Db})}{2} \quad (2.10)$$

Il fattore  $\frac{1}{2}\rho V_t^2$  è chiamato pressione dinamica; rappresenta l'aumento di pressione (superiore a quella ambiente) che sperimenta un tubo con un'estremità forata rivolta al vento. Tale tubo di Pitot è usato negli aerei come sensore di velocità. Moltiplicando la pressione dinamica per l'area frontale del corpo, che è l'area della sezione trasversale nel punto più largo, otteniamo la resistenza di riferimento, che non è nient'altro che una forza che agisce nella stessa direzione del flusso d'aria incidente. Si tratta di un riferimento teorico

che considera l'impatto del fluido sulla sola superficie frontale. La resistenza effettiva è inferiore a causa della forma slanciata del corpo. L'aria incidente si divide intorno al corpo e si unisce di nuovo a valle; non si è arrestata ma ha rallentato in quanto il flusso è stato in parte ostruito. Per tale ragione la resistenza reale è inferiore a quella di riferimento che considera l'arresto sulla superficie piana corrispondente alla sezione trasversale di area massima. Per la stima della potenza parassita è necessario saper valutare con sufficiente precisione l'area frontale del volatile. Tramite la valutazione di immagini frontali relative a uccelli o avvolgendo un nastro attorno al corpo del volatile in corrispondenza della sezione maggiore, si è trovata una relazione empirica che ci permette di esprimere l'area frontale in funzione della massa  $m$  del volatile.

$$S_b = 0,00813m^{0.666} \quad (2.11)$$

Riflettendo sulla relazione qui sopra se ne deduce che i corpi di uccelli diversi hanno all'incirca la stessa forma, di modo che l'area frontale vari con la potenza di  $\frac{2}{3}$  della massa. Moltiplicando la Eq. 2.11 per il coefficiente di resistenza  $C_{Db}$  si trova l'equivalente area piana di impatto:

$$A = S_b \cdot C_{Db} \quad (2.12)$$

Il valore di default usato da *flight* nella stima del coefficiente di resistenza è attualmente 0,1; *flight* presume inoltre che l'uccello sia aerodinamicamente pulito, in particolare che le gambe e piedi siano piegati e coperti dalle piume del corpo. Ogni uccello ha la possibilità di abbassare i piedi e far sì che vengano coinvolti dal flusso d'aria al fine di provocare la separazione di quest'ultimo, aumentando così il suo coefficiente di resistenza aerodinamica. I piedi palmati di uccelli marini si rendono particolarmente efficaci come aerofreni, e sono utilizzati in questo modo per brusche frenate in discese ripide.

### 2.1.5 Potenza di profilo

Come ogni ostruzione, un'ala resiste al flusso di aria che la attraversa, e crea resistenza. Però tale flusso contribuisce alla creazione di portanza. Attraverso esperimenti in galleria del vento si può stabilire in che misura il flusso competa alla creazione di Portanza ma si tratta di analisi e stime difficili. Il programma *flight* stima tale contributo di potenza facendo riferimento sia a quella indotta che a quella parassita. Il volatile ha bisogno di un'ulteriore termine di potenza denominata di profilo per vincere la resistenza dovuta alla modifica del flusso da parte delle ali, e questo flusso ha due componenti dovute al volo battuto. La prima componente è dovuta al flusso in conseguenza

dell'avanzamento dell'uccello. La resistenza derivante riguarda l'intera ala, funzione della velocità e varia con il quadrato di quest'ultima quindi di conseguenza la potenza di profilo dipenderebbe dalla velocità con la terza potenza come la potenza parassita. Il secondo termine sorge dalla componente che riguarda il battito. Il flusso relativo dipenderà dalla frequenza e ampiezza del battito e dovuto per di più al movimento della parte distale delle ali in prossimità delle spalle. La potenza di profilo conseguente a questa componente è maggiore per basse velocità, dove più alta è la frequenza e maggiore l'ampiezza del battito. Sommando le due componenti della potenza di profilo si ottiene un andamento approssimativamente costante al variare della velocità. Per velocità basse prevale la seconda componente e la prima è trascurabile; con l'aumentare della velocità cresce la prima componente dello stesso tasso di quanto decresce la seconda. La domanda sorge spontanea: se la potenza di profilo non dipende dalla velocità, come può essere allora stimato il suo valore? La soluzione di *flight* a questo quesito è molto semplice: la potenza di profilo durante l'atto di volo battuto a velocità costante è sostanzialmente prodotta dello sforzo dei volatili nella generazione di potenza indotta e parassita e può essere determinata dalla somma del valore minimo di queste due potenze. La stima della potenza meccanica per un volatile/velivolo ideale (potenza di profilo nulla) è la somma tra potenza indotta e potenza parassita: derivando tale espressione rispetto a  $V_t$  e uguagliando a zero possiamo determinare la velocità corrispondente alla minima potenza:

$$P_{mech} = \left[ \frac{2K(mg)^2}{(V_t \pi b^2 \rho)} \right] + \left[ \frac{(\rho V_t^3 S_b C_{Db})}{2} \right] \quad (2.13)$$

$$V_{mp} = \frac{(0.807 \cdot k^{\frac{1}{4}} m^{\frac{1}{2}} \cdot g^{\frac{1}{2}})}{(\rho^{\frac{1}{2}} b^{\frac{1}{2}} \cdot S_b^{\frac{1}{4}} C_{Db}^{\frac{1}{4}})}$$

sostituendo tale espressione nella Eq. 2.13 troviamo la Potenza minima corrispondente:

$$P_{am} = \frac{(1.05 \cdot k^{\frac{3}{4}} \cdot m^{\frac{3}{2}} \cdot g^{\frac{3}{2}} \cdot S_b^{\frac{1}{4}} \cdot C_{Db}^{\frac{1}{4}})}{(\rho^{\frac{1}{2}} \cdot b^{\frac{3}{2}})} \quad (2.14)$$

Secondo le osservazioni prima compiute sulla potenza di profilo, si trova che quest'ultima è una frazione  $X_1$  della potenza minima  $P_{am}$ :

$$P_{pro} = X_1 P_{am} \quad (2.15)$$

$X_1$  è chiamato rapporto di Potenza di profilo al quale è stato assegnato inizialmente, nelle prime versioni del programma *flight*, un valore di 1,2. È

stato poi osservato che la potenza di profilo è proporzionale alla superficie alare a parità di altre condizioni; è stata introdotta quindi, una costante di profilo  $C_{pro}$  (flight usa un valore di default  $C_{pro} = 8.40$ ),  $X_1$  è esprimibile come:

$$X_1 = \frac{C_{pro}}{AR}$$

dove  $AR$  è l'*aspect ratio* definito come il rapporto tra il quadrato dell'apertura alare e la superficie alare. In questo modo  $X_1$  dipende come osservato sperimentalmente dai parametri geometrici del velivolo o volatile. La potenza di profilo è l'unico valore che coinvolge la superficie alare. Il valore di  $C_{pro}$  può essere regolato dall'utente nel setup di *flight*. In conclusione *flight* calcolerà la potenza meccanica complessiva come somma dei tre contributi: potenza indotta, potenza parassita e potenza di profilo.

$$P_{mech} = P_{ind} + P_{par} + P_{pro} \quad (2.16)$$

Si può notare come dei tre contributi di potenza l'unico in funzione dell'*aspect ratio* sia la  $P_{pro}$ , derivando la  $P_{mech}$  rispetto alla  $V_t$  e eguagliando a zero determiniamo la velocità di minima potenza (velocità di crociera), che non dipende dall'*aspect ratio* in quanto la  $P_{pro}$  si mantiene costante al variare della velocità di avanzamento  $V_t$ .

## 2.2 Specifiche operative e stima della geometria

L'obiettivo del progetto consiste nello sviluppare un velivolo per utilizzo quale ricognitore. Iniziamo con l'elencare le specifiche operative richieste.

- Decollo: a mano;
- *Hovering*: auspicabile;
- Velocità massima:  $> 15$  m/s;
- Autonomia:  $> 30$  minuti;
- Volo in controllo semiautomatico e automatico;
- Sensori: TV Camera (IR opzionale);
- Range: 2 km;
- Quota di operazione: 0-3000 m;

Per quanto riguarda i pesi e gli equipaggiamenti:

- Avionica: 120 g (esclusi motori e servo attuatori);
- Payloads: 50 g;
- Batterie LiPo: 170 g corrispondente a 30 Wh;
- Massa organi ausiliari ed equipaggiamenti: 340 g;
- Massa totale: 1 kg;

Il nostro lavoro consiste principalmente nello studio aerodinamico preliminare del velivolo. Per far ciò ci siamo avvalsi dell'utilizzo del programma di Pennycuick *flight* per la ricerca della geometria di massima. Delle specifiche operative sopra elencate quelle di nostro interesse nel proseguo della trattazione saranno principalmente la velocità di crociera del velivolo e il campo altimetrico nel quale dovrà operare. Per quanto riguarda i pesi prendiamo in considerazione quello totale pari a una massa di 1 kg.

Con *flight* si è ricercata la curva di potenza che presentasse il minimo corrispondente alla velocità di crociera di 15 m/s. Si è fatto ciò fissando la massima altitudine operativa di 3000m, la densità dell'aria è stata di conseguenza calcolata in funzione di tale condizione. Una grandezza geometrica di interesse aerodinamico, suscettibile di modifiche con *flight*, nella ricerca della soluzione realizzativa migliore, è l'*aspect ratio* (AR) o *allungamento alare*.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.17)$$

A numeratore della Eq. 2.17 troviamo il quadrato dell'apertura alare  $b$  e a denominatore la superficie alare  $S$ . Tale rapporto esprime attraverso un valore numerico la snellezza dell'ala. Importante è la sua influenza nel contenere la resistenza indotta  $D_i$ . Il termine  $b^2$  compare al denominatore della Eq. 2.17. Nella ricerca della soluzione geometrica migliore, con *flight* abbiamo constatato come la velocità di crociera (velocità corrispondente al minimo della curva di potenza), sia soltanto funzione dell'apertura alare  $b$ , e non dipenda da  $AR$ . Abbiamo comunque optato per un valore di  $AR$  pari a 8 (verrà spiegata in seguito tale assunzione). Immaginando di essere altrettanto bravi della Natura nel progettare e costruire il velivolo, *flight* ci consiglia di utilizzare i seguenti parametri:

- Apertura alare  $b$ : 1,2 m;
- Superficie alare  $S$ : 0,18 m<sup>2</sup>;

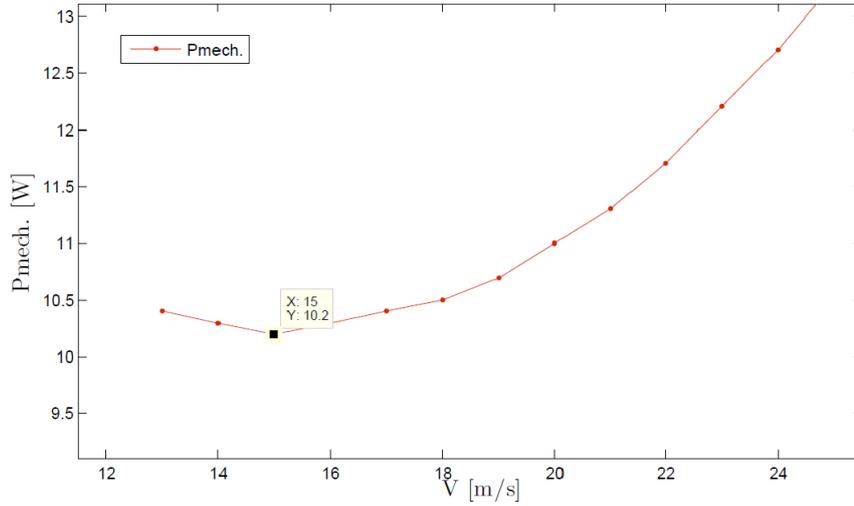


Figura 2.2: Potenza meccanica  $P_{mech}$  richiesta dal velivolo al variare della velocità di crociera  $V_t$ .

- Velocità di minima potenza  $V_{mp}$ : 15  $m/s$  (velocità di crociera);
- Potenza minima  $P_{min} = 10,2 W$ ;
- Frequenza di battito nell'atto di volo continuo  $f = 4,83 Hz$ ;
- $L/D$  (rapporto di planata) = 15,8;

Il valore di potenza minima trovato ci consente di sapere se la durata della batteria consente un'autonomia di volo maggiore di 30' (come da specifica operativa). Attraverso un rapido calcolo troviamo che per una batteria LiPo da 30  $Wh$  la durata, nelle peggiori condizioni ( $h = 3000 m$ ) è di  $\simeq 2,9 h$ ; valore abbondantemente maggiore di 30'.

Nell'adozione del valore dell'*aspect ratio* pari a 8 abbiamo ricercato il giusto compromesso tra potenza minima richiesta alla velocità di crociera e frequenza di battito nell'atto di volo continuo (volo battuto alla velocità di crociera). Pennycuik [4] adotta per il calcolo di tale valore di frequenza la seguente relazione:

$$f = m^{\frac{3}{8}} g^{\frac{1}{2}} b^{-\frac{23}{24}} S^{-\frac{1}{3}} \rho^{-\frac{3}{8}} \quad (2.18)$$

sapendo che:

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

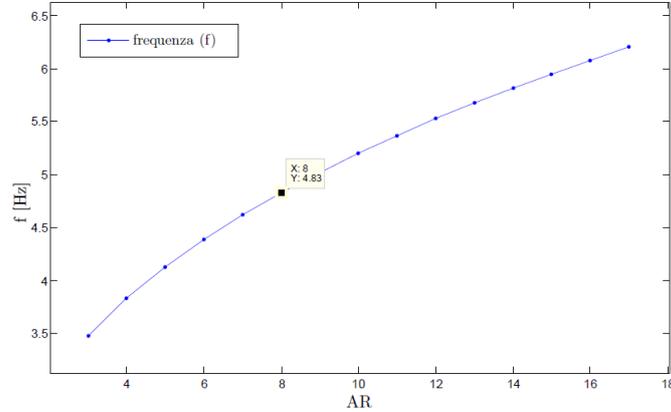


Figura 2.3: Frequenza  $f$  di battito nell'atto di volo continuo in funzione di  $AR$ .

possiamo esprimere la frequenza di battito in funzione di  $AR$ :

$$f = m^{\frac{3}{8}} g^{\frac{1}{2}} S^{-\frac{13}{16}} AR^{-\frac{23}{48}} \rho^{-\frac{3}{8}} \quad (2.19)$$

Sostituendo all'Equazione 2.19 i valori adottati otteniamo una frequenza di battito pari a  $f=4,83$  Hz.

Dai grafici in Figura 2.3 e 2.4 possiamo notare, come l'incremento dell'*aspect ratio* a parità di apertura alare, comporti una diminuzione della potenza meccanica min ma anche un incremento della frequenza di battito. L'aumentare di questo valore, si scontra con i limiti tecnologici dovuti alla realizzazione del meccanismo e della struttura alare, che deve sopportare le conseguenti sollecitazioni. Un valore di  $AR=8$ , consente un valore accettabile di potenza minima assieme ad una frequenza di battito non troppo elevata.

Per quanto riguarda il campo altimetrico operativo, dalle specifiche operative sappiamo che è compreso da quota 0 m (livello del mare) fino a 3000 m. Come accennato in precedenza, la geometria di massima fa riferimento all'altitudine di 3000 m. Ciò significa, che il minimo di potenza corrisponde alla velocità di 15 m/s (velocità di crociera secondo le specifiche operative). A quote inferiori, il nostro ornitottero si comporta molto bene, la richiesta di potenza alla velocità di 15 m/s, sarà sì maggiore della potenza minima che si registra a quota zero, ma inferiore e non di poco alla potenza richiesta (coincidente con quella minima) alla quota di 3000 m. La spiegazione fisica risiede sul fatto, che la densità dell'aria diminuisce con l'altitudine, e quindi a quote inferiori è richiesto meno sforzo per trasferire quantità di moto all'aria circostante tramite il battito d'ali.

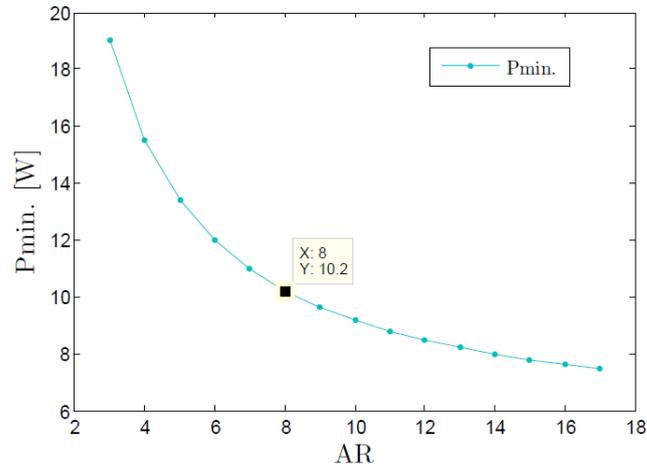


Figura 2.4: Potenza meccanica minima in funzione di  $AR$ .

A titolo di esempio, forniamo il dimensionamento tramite *flight* in funzione della minima potenza in corrispondenza della velocità di 15 m/s al livello del mare ( $0 \text{ m}$ ,  $\rho = 1,23 \text{ kg/m}^3$ ). Il valore di  $b$  (apertura alare) è fissato a 0,890 m. Si hanno frequenze di battito quasi accettabili ( $\simeq 5 \text{ Hz}$ ) per valori di  $AR \simeq 4$ . La potenza minima corrispondente è di 21 W. All'aumentare dell'*aspect ratio* la potenza minima richiesta diminuisce, ma le frequenze di battito in gioco diventano insostenibili (7,02 Hz per  $AR = 8$  con un impiego di potenza di 13,8 W). Per questi calcoli il peso è stato mantenuto di 1 kg.

Quindi, è corretto con *flight*, eseguire delle prove ricercando la geometria migliore in funzione della potenza minima (alla velocità di crociera) facendo riferimento alla massima altitudine.

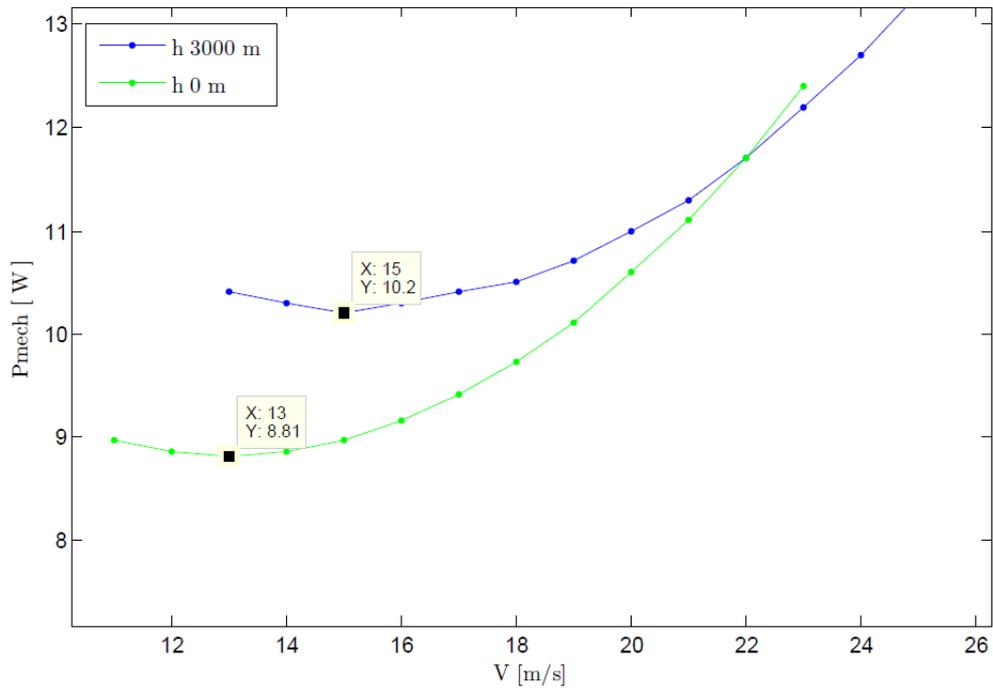


Figura 2.5: Curve di potenza dell'UAV alle quote di 0 m e 3000 m.

### 2.2.1 Come si posiziona l'UAV

Diamo infine il posizionamento dell'UAV nei grafici di Pennycuik che riportano in funzione della massa i parametri caratteristici della geometria di oltre duecento volatili. La posizione dell'UAV è indicata tramite un quadratino rosso.

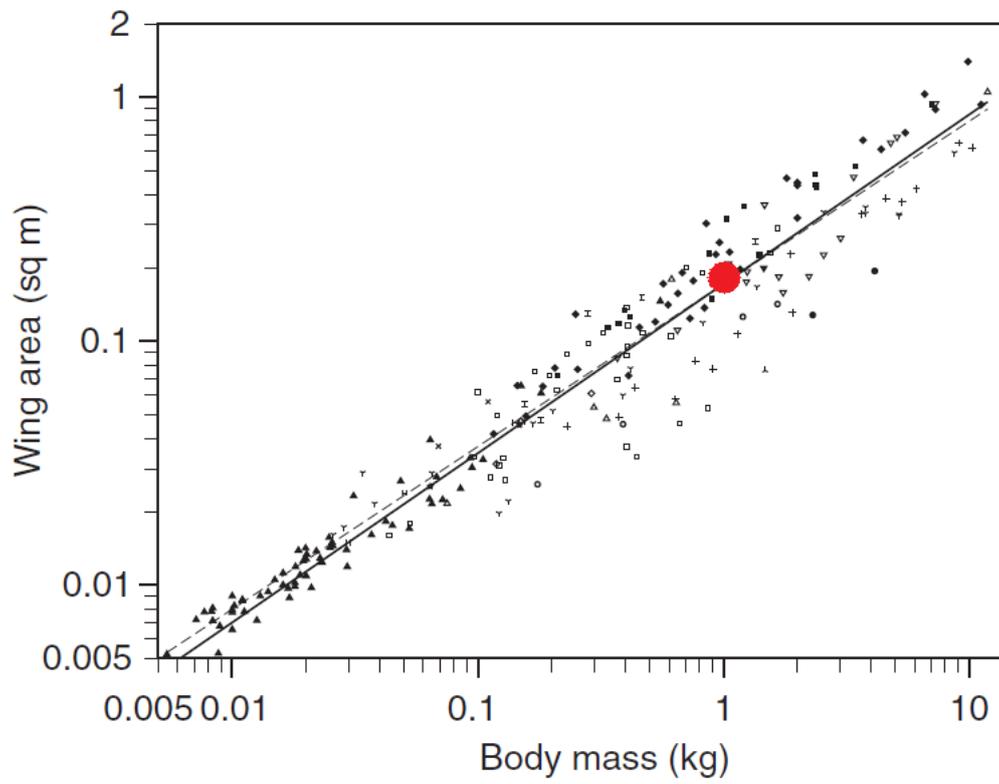


Figura 2.6: Massa *vs* superficie alare

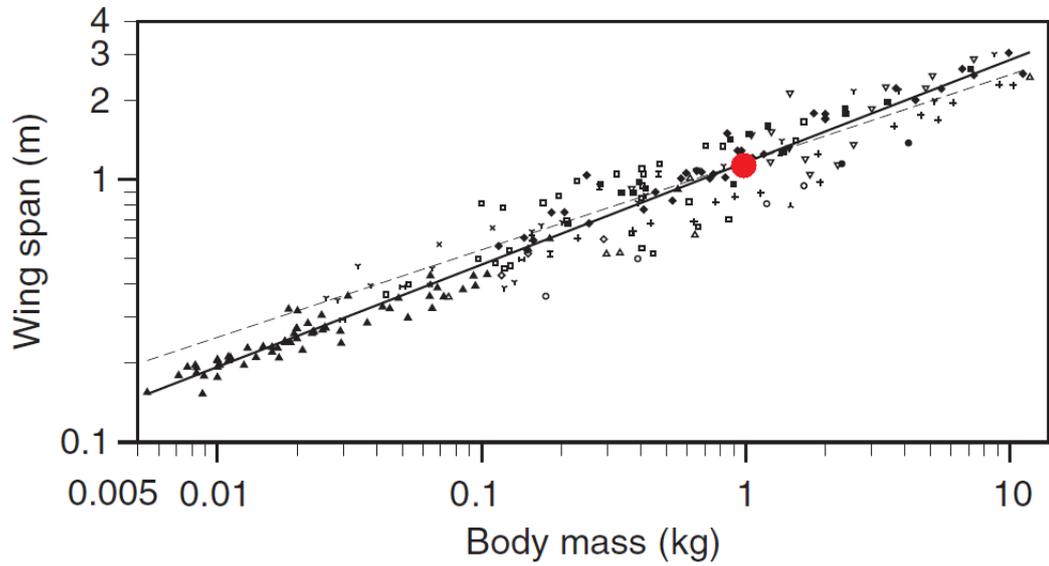


Figura 2.7: Massa *vs* apertura alare

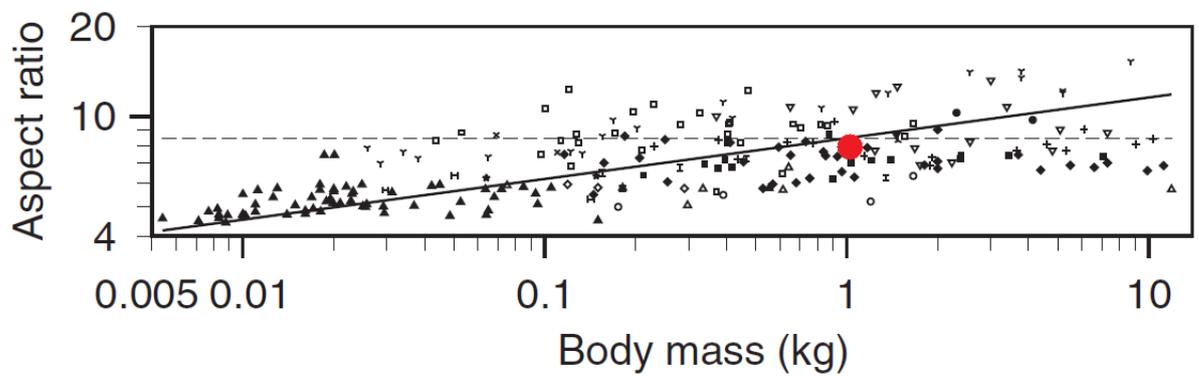


Figura 2.8: Massa *vs* aspect ratio

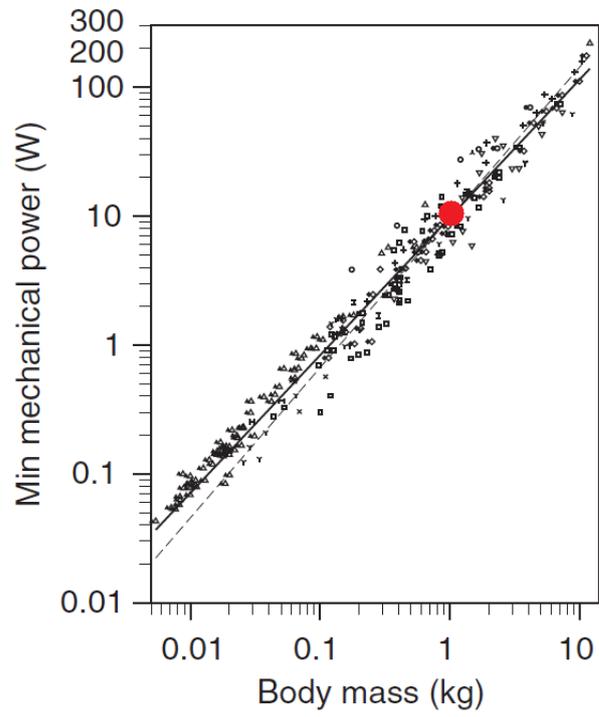


Figura 2.9: Massa *vs* potenza minima

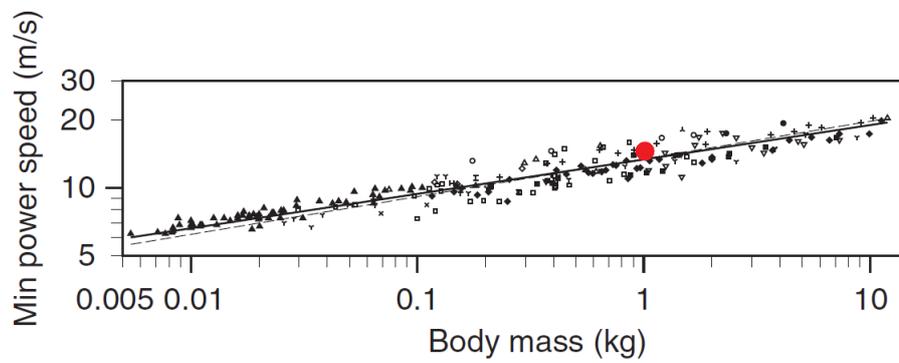


Figura 2.10: Massa *vs* velocità di minima potenza

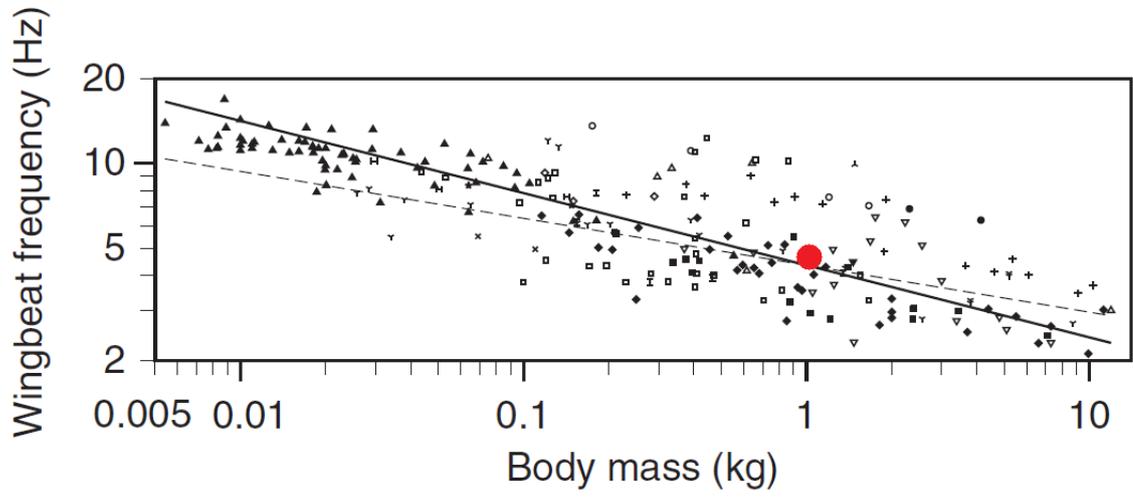


Figura 2.11: Massa *vs* frequenza di battito

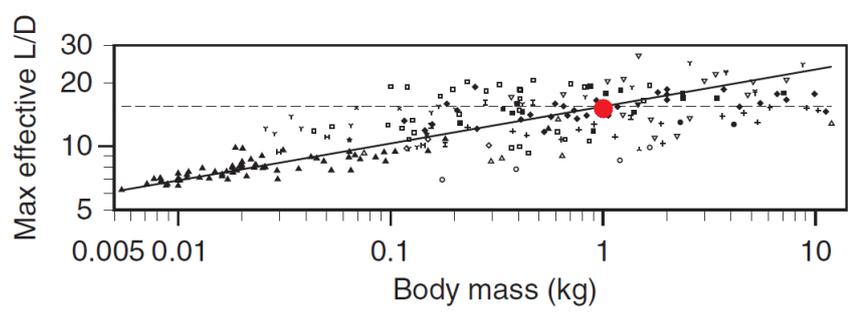


Figura 2.12: Massa *vs* rapporto di planata

## 2.2.2 Alcune considerazioni riguardanti l'*hovering*

Abbiamo ricavato in precedenza, la relazione che ci permette di determinare la potenza indotta in fase di *hovering*:

$$P_{ind0} = P_{hovering} = \left[ \frac{2K(mg)^3}{\pi b^2 \rho} \right]^{\frac{1}{2}}$$

Deteminiamo la  $P_{hovering}$  alle quote di 0 m e 3000 m. Per  $h=3000$  m imponiamo una  $\rho = 0,909$  kg/m<sup>3</sup>, gli altri parametri vengono posti uguali a:  $b = 1,2$  m,  $g = 9,81$  m/s<sup>2</sup>,  $m = 1$  kg,  $K = 1,2$ . Sostituendo troviamo  $P_{hovering3000}=23,47$  W. Facendo altrettanto per  $h=0$  m l'unica cosa che cambia sarà la densità, fissando  $\rho=1,23$  kg/m<sup>3</sup> troveremo  $P_{hovering0} = 20,17$  W.

Per tali valori di potenza di *hovering* corrisponderà una frequenza di battito molto alta e difficilmente realizzabile. Come metro di paragone si consideri un colibrì che, in *hovering*, presenta una frequenza di circa 70 Hz. Sistemi di massa maggiore quali l'UAV, necessitano di frequenze superiori, difficilmente realizzabili viste le dimensioni e le inerzie in gioco. Va considerato inoltre che il battito d'ali del colibrì è ottimizzato per effettuare *hovering* attraverso un movimento delle ali "a otto", come rappresentato in Figura 2.13.

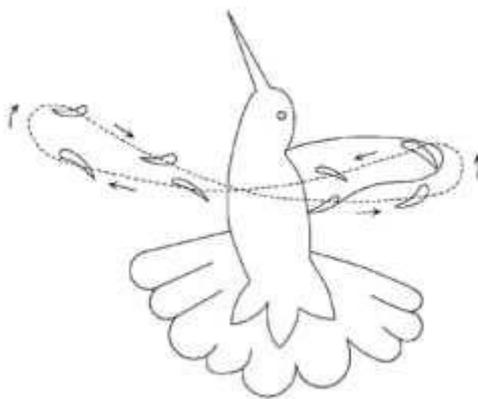


Figura 2.13: Battito d'ali del colibrì.

Tuttavia, basse velocità, dell'ordine dei 5 m/s, sono probabilmente possibili facendo funzionare l'UAV in *gliding*. Inoltre, è del tutto ammissibile il cosiddetto *wind hovering* (detto anche *hanging*), manovra che consiste nel porsi controvento e sfruttare la velocità relativa tra velivolo e flusso d'aria. In questo modo, viene generata portanza e, con una opportuna frequenza

del battito delle ali, è possibile contrastare la forza resistente, mantenendo di fatto una posizione fissa in un riferimento assoluto solidale con il terreno. Ovviamente, tale manovra è possibile solo in presenza di vento moderato.

# Capitolo 3

## Calcoli potenziali su ali battenti

### 3.1 Cenni sul metodo a pannelli per superfici portanti

Come noto, il problema del moto di un fluido incomprimibile e Newtoniano (avente cioè un legame di proporzionalità diretta tra il tensore degli sforzi e quello della velocità di deformazione) è regolato dalle cosiddette equazioni di Navier-Stokes, che in forma vettoriale si scrivono come:

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla p + \rho \vec{g} + \mu \nabla^2 \vec{V}$$
$$\nabla \cdot \vec{V} = 0$$

La prima equazione deriva da un bilancio di quantità di moto ed è direttamente collegata alla seconda legge di Newton, lega cioè la somma delle forze agenti su un elemento infinitesimo di fluido alla accelerazione dello stesso. La seconda equazione, invece, è l'equazione di continuità e deriva dal principio di conservazione della massa. Il problema, posto in questa forma, è chiuso in quanto si hanno quattro incognite (le componenti del vettore velocità  $u, v, w$  e la pressione  $p$ ) e quattro equazioni e va completato con opportune condizioni iniziali e al contorno.

La difficoltà, a questo punto, nasce proprio nella risoluzione delle equazioni precedenti. Una soluzione analitica generale, infatti, non esiste ed è nota soltanto per alcuni semplici casi. Si rende quindi necessaria l'introduzione di ipotesi in grado di semplificare le equazioni, annullando ad esempio il termine non lineare a primo membro nel caso dei cosiddetti *creeping flows* (moti a basso numero di Reynolds) oppure il termine del secondo ordine presente a secondo membro nel caso di moti non viscosi (aventi cioè viscosità nulla), per i quali le equazioni vengono dette di Eulero.

Per rendere allora possibile lo studio del moto di un fluido in casi più complicati si sono sviluppati metodi di risoluzione numerica delle equazioni precedentemente scritte. Questi metodi, facenti parte della fluidodinamica computazionale (CFD, *Computational Fluid Dynamics*), si basano sul fatto che il dominio fluido viene discretizzato in elementi di dimensione finita, sui quali si andranno poi ad applicare le equazioni di bilancio, definite le condizioni al contorno. La risoluzione del problema, a questo punto, risulta fattibile, avendo presente però che i risultati ottenuti sono approssimati e non esatti. Nonostante l'utilizzo di calcolatori sempre più potenti, la risoluzione numerica delle equazioni di Navier-Stokes con questi metodi richiede comunque molto tempo e dipende dalla complessità del problema e dall'approssimazione voluta.

Il metodo a pannelli di cui si parlerà in questo capitolo è un metodo numerico che consente di valutare, in modo approssimato, le forze aerodinamiche agenti su una superficie. Il vantaggio di questo metodo, confrontato alla risoluzione delle equazioni precedenti, risiede principalmente nell'essere poco oneroso dal punto di vista computazionale e, di conseguenza, risulta minore il tempo di calcolo necessario alla risoluzione del problema.

La principale semplificazione di questo metodo si basa nel considerare che il campo di velocità sia irrotazionale. Vediamo, fisicamente, cosa implichi questa assunzione. In ogni punto dello spazio interessato dal flusso e in ogni istante è possibile definire un vettore velocità, funzione come abbiamo detto della posizione e del tempo. Per ogni particella di fluido si potrà scrivere allora (in un riferimento cartesiano):

$$\vec{V} = \vec{V}(x, y, z, t) = (u(x, y, z, t), v(x, y, z, t), w(x, y, z, t))$$

A questo punto, si definisce il vettore vorticità come rotore del campo di velocità:

$$\vec{\omega} = \nabla \times \vec{V} = \left( \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) \vec{i} + \left( \frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x} \right) \vec{j} + \left( \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \vec{k}$$

La vorticità risulta essere il doppio della velocità angolare locale della particella di fluido; è quindi un indice della "vorticosità" del flusso. Se quest'ultimo è irrotazionale, per definizione la vorticità è ovunque nulla. Sapendo ora che il rotore di un gradiente è sempre nullo, risulta ragionevole pensare il campo di velocità come il gradiente di una funzione scalare, che chiameremo potenziale di velocità.

$$\vec{\omega} = \nabla \times \vec{V} = \vec{0} \Rightarrow \vec{\omega} = \nabla \times \nabla \phi = \vec{0} \Rightarrow \vec{V} = \nabla \phi(x, y, z, t) = \left( \frac{\partial \phi}{\partial x}, \frac{\partial \phi}{\partial y}, \frac{\partial \phi}{\partial z} \right)$$

Dall'equazione di continuità, valida per un fluido incomprimibile, segue inoltre:

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \Rightarrow \nabla \cdot \nabla \phi = 0 \Rightarrow \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} = 0 \Rightarrow \nabla^2 \phi = 0$$

Abbiamo quindi dimostrato che, per un flusso irrotazionale di un fluido incomprimibile, il campo di velocità si può scrivere come gradiente di una funzione potenziale, la quale soddisfa la cosiddetta equazione di Laplace, una equazione differenziale alle derivate parziali del secondo ordine che compare in molti campi della scienza.

La semplificazione di cui abbiamo parlato in precedenza risiede nel fatto che ora, per risolvere il campo di velocità, è sufficiente trovare una soluzione della equazione di Laplace per il potenziale di velocità. Ottenuto il risultato, sarà possibile derivare le componenti del vettore velocità e, tramite l'equazione di Bernoulli, la pressione agente in ogni punto del dominio fluido considerato. L'approssimazione di flusso irrotazionale non è un'astrazione matematica che ci consente di semplificare il problema. Considerando ad esempio il problema del flusso attorno ad un profilo alare investito da una corrente uniforme, è dimostrato sperimentalmente che la regione in cui il flusso può essere considerato rotazionale si trova vicino alla superficie del profilo ed è molto sottile rispetto alle dimensioni caratteristiche del problema. Questa regione viene chiamata strato limite e all'interno di essa, quindi, non valgono le assunzioni fatte in precedenza. Essendo però lo strato molto sottile, non si otterranno risultati errati considerando il flusso irrotazionale e calcolando in questo modo le forze agenti sul profilo, considerando anche che la pressione, lungo lo strato limite, si trasmette inalterata perpendicolarmente alla superficie. I risultati ottenuti analiticamente con queste ipotesi sono estremamente in accordo con quelli sperimentali, almeno sotto certe ipotesi (modesti angoli di attacco, profilo sottile, ecc.).

La risoluzione dell'equazione di Laplace deve essere realizzata con opportune condizioni al contorno, ovvero bisogna effettuare considerazioni fisiche riguardo il campo di velocità. Una condizione al contorno utilizzata è la condizione di non penetrazione, cioè sulla superficie solida la componente della velocità perpendicolare alla superficie stessa deve essere nulla, in quanto una particella fluida non può, evidentemente, penetrare la parete solida. Un'altra condizione usata è ammettere che all'infinito il disturbo provocato dall'interazione del fluido con la superficie sia nullo.

Bisogna notare che nella trattazione fatta non si è in alcun modo considerata la viscosità del fluido. Questo fatto implica che sulla superficie non potranno esistere sforzi di taglio. In pratica, considerando ad esempio il caso di una sfera ferma immersa in un flusso potenziale, la forza totale agente

su quest'ultima risulterà essere nulla. Questo è il cosiddetto paradosso di d'Alembert.

Vediamo ora come si possa scrivere la soluzione per il potenziale di velocità e un'implementazione di questa in un algoritmo che permetta di calcolare numericamente tutte le caratteristiche volute del problema (velocità, pressione, ecc.). Consideriamo un corpo di cui sia conosciuta la geometria e sia  $S_b$  la superficie di tale corpo (*body surface*); sia inoltre  $S_w$  la superficie del modello di scia a valle del profilo (*wake surface*). Entrambe le superfici sono racchiuse in un volume  $V$ . L'equazione che definisce il campo di velocità all'interno del volume in oggetto abbiamo detto essere l'equazione di Laplace ( $\nabla^2\phi = 0$ ) che è una equazione lineare, quindi una combinazione lineare di soluzioni è anch'essa soluzione. Sfruttando questa proprietà si può dimostrare che la soluzione generale può essere scritta come somma di una distribuzione di doppiette e sorgenti, poste sulle superfici del profilo e della scia. Potremo allora scrivere che:

$$\phi(P) = -\frac{1}{4\pi} \int_{S_b} \left[ \sigma \left( \frac{1}{r} \right) - \mu \vec{n} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{S_w} \left[ \mu \vec{n} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) \right] dS + \phi_\infty(P)$$

Il termine  $\phi_\infty$  è il potenziale del flusso uniforme che investe il profilo. Esso è definito come:

$$\phi_\infty(P) = u_\infty x + v_\infty y + w_\infty z$$

essendo  $\vec{V}_\infty = (u_\infty, v_\infty, w_\infty)$  il vettore velocità del flusso uniforme all'infinito. Vediamo di comprendere il significato di ciascun termine presente nella soluzione.

Il primo termine della parentesi posta sotto il segno di integrale rappresenta il potenziale generato da una sorgente. Una sorgente (o pozzo) è una soluzione elementare dell'equazione di Laplace e, graficamente, rappresenta un punto dal quale le linee di corrente del flusso fuoriescono, allontanandosi in direzione radiale. Affinché l'equazione di continuità sia soddisfatta, la velocità deve decrescere in modo inversamente proporzionale al quadrato della distanza dal punto in cui è presente la sorgente. Il coefficiente  $\sigma$ , invece, rappresenta la portata volumetrica della sorgente o, se negativo, del pozzo.

Il secondo termine in parentesi rappresenta il potenziale generato da una doppietta. La doppietta rappresenta un'altra elementare soluzione del potenziale di velocità e praticamente è costituita facendo tendere a zero la distanza tra una sorgente e un pozzo, aventi uguale portata volumetrica. Graficamente, il campo di velocità è quello presentato in figura. Il coefficiente  $\mu$  rappresenta la cosiddetta intensità della doppietta. Si noti come, al contrario della sorgente, quest'ultima abbia una natura vettoriale, ovvero

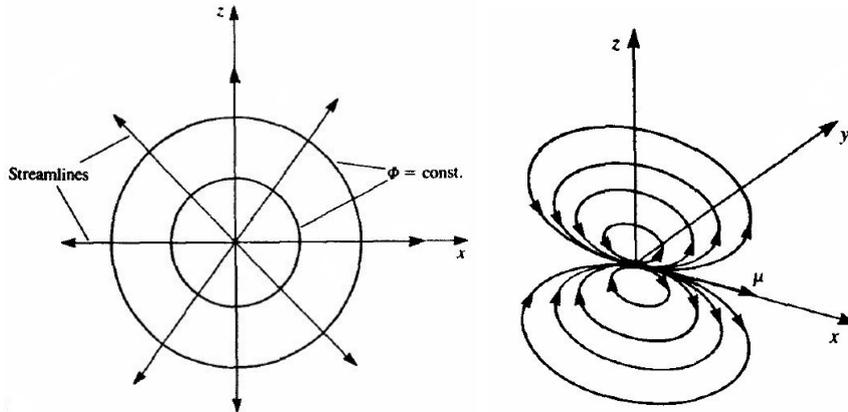


Figura 3.1: Linee di corrente (*streamlines*) generate da una sorgente e da una doppietta.

sia caratterizzata da una direzione, un verso e una intensità. Ad esempio in figura è rappresentata una doppietta avente come direzione l'asse  $x$  e come verso quello positivo.

Ricapitolando, la geometria del solido viene “modellata” con una opportuna distribuzione di sorgenti e doppiette poste sulla superficie del profilo stesso. Il problema a questo punto, definita la geometria, è quello di trovare la giusta combinazione di intensità di sorgenti e doppiette ( $\sigma$  e  $\mu$ ), in modo tale che vengano soddisfatte le condizioni al contorno, ovvero che la velocità, sulla superficie del profilo, sia solo tangente ad esso (condizione di non penetrazione) e che all'infinito, inoltre, il potenziale coincida ovviamente con quello del flusso uniforme ( $\phi_\infty$ ), condizione che viene automaticamente soddisfatta dall'espressione della soluzione scritta, in quanto per  $r \rightarrow \infty$  i termini sotto il segno di integrale tendono ad annullarsi. Analiticamente, per quanto riguarda le condizioni al contorno, queste possono essere definite in diversi modi. Un primo metodo deriva direttamente dall'imporre componente della velocità perpendicolare alla superficie nulla. Questo si può esprimere matematicamente nel seguente modo:

$$\vec{V} \cdot \vec{n} = 0 \Rightarrow \nabla\phi \cdot \vec{n} = 0 \Rightarrow \frac{\partial\phi}{\partial n} = 0$$

Una formulazione del genere, in cui direttamente viene assegnata la condizione di non penetrazione e si dà un valore alla derivata della soluzione, viene detto problema con condizioni al contorno di Neumann. Questo metodo è il più usato nei metodi numerici e, ovviamente, deve valere per ogni punto della superficie. Praticamente, sul contorno vengono selezionati un certo

numero di punti sui quali si andrà ad imporre la condizione di non penetrazione; questi punti vengono detti punti di collocazione. In questo modo, il problema viene ridotto alla risoluzione di un sistema di equazioni algebriche, tante quanti saranno i punti di collocazione definiti. Ovviamente, maggiore sarà il numero di questi punti maggiore sarà l'accuratezza dei risultati ma, di conseguenza, anche il tempo di calcolo necessario. Un altro modo di definire le condizioni al contorno è quello di imporre un valore costante per il potenziale di velocità sulla superficie. La condizione, quindi, viene definita sul valore della soluzione stessa e non, come in precedenza, sulla derivata prima. Analiticamente si scrive:

$$\phi(S_b) = \text{cost.}$$

In questo modo, la condizione di non penetrazione viene espressa in modo indiretto: essendo la superficie una linea di corrente la velocità è per definizione sempre tangente ad essa. Condizioni al contorno di questo tipo vengono dette di Dirichlet. Inoltre è possibile specificare entrambe le condizioni precedenti, nel caso si avrebbero condizioni al contorno miste.

Sfortunatamente, anche imponendo questi requisiti, non si giunge ad un'unica soluzione, ovvero non esiste un'unica combinazione di sorgenti e doppiette che soddisfa le condizioni al contorno. Bisogna quindi formulare ulteriori considerazioni di carattere fisico, in modo tale da trovare finalmente la "giusta" distribuzione e, successivamente, tutte le grandezze che ci interessano (velocità, pressione, portanza, ecc.). Consideriamo allora come esempio un profilo alare. Si rende necessario, al fine di trovare la giusta soluzione, imporre condizioni riguardo l'andamento delle linee di flusso sul bordo d'uscita dello stesso. In pratica, bisogna dare indicazioni sull'intensità e sulla forma della scia rilasciata a valle del profilo. Possiamo affermare, allora, che quest'ultima dovrà rilasciare il bordo d'uscita in modo tale da seguire la geometria del profilo, senza che le linee di flusso "risalgano" a monte in maniera innaturale.

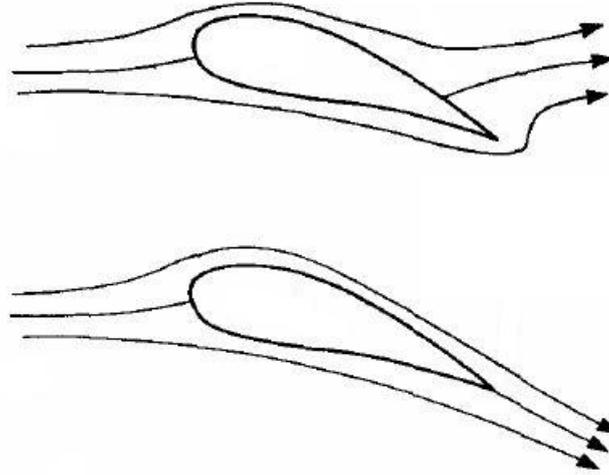


Figura 3.2: Condizione di Kutta, imposta sul profilo inferiore. Il distacco del fluido dal profilo superiore non ha senso fisico.

Matematicamente, questo viene formulato imponendo che le velocità, sul bordo d'uscita, siano uguali per un bordo a cuspide, ovvero nulle per un profilo avente un angolo d'uscita finito. Questa condizione viene detta "condizione di Kutta". Si può dimostrare che questo fatto implica che le intensità delle doppiette siano costanti sul modello a pannelli della scia e che il valore sia uguale a quello sul bordo d'uscita. A questo punto possiamo affermare di aver risolto il problema, ovvero troveremo una unica combinazione di intensità di doppiette e sorgenti.

Ricapitolando, i passi da seguire in un metodo di risoluzione numerico di un flusso potenziale sono principalmente i seguenti:

1. Definizione e discretizzazione della geometria, fase nella quale la superficie interessata viene suddivisa in un numero prefissato di elementi (pannelli) e i punti di collocazione vengono definiti, ad esempio al centro di ogni pannello.
2. Imposizione delle condizioni al contorno su ogni pannello; in pratica, per ogni punto di collocazione, viene calcolata l'influenza delle sorgenti e delle doppiette di tutti gli altri pannelli della superficie. Questo può essere implementato in un codice ad esempio tramite un ciclo.
3. Risoluzione del sistema, avente come incognite il valore di  $\sigma$  e  $\mu$  su ogni pannello.

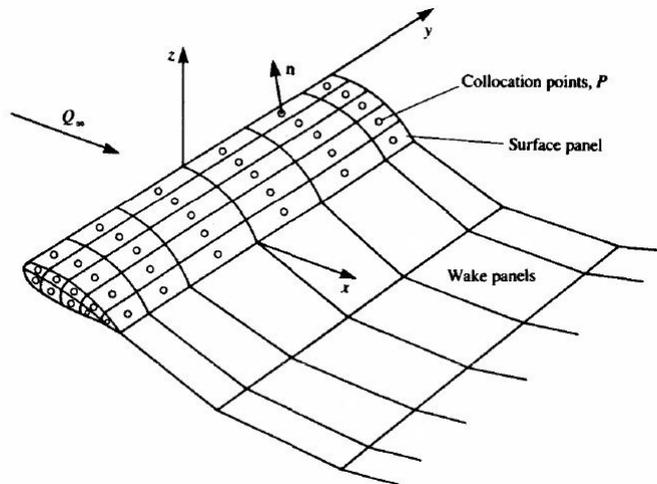


Figura 3.3: Approssimazione della superficie in oggetto tramite pannelli. Sono visibili i punti di collocazione al centro di ogni elemento, per i quali si impone la condizione di non penetrazione.

- 
4. Calcolo della velocità indotta in ogni punto dalla distribuzione così calcolata e che, sommata a quella del flusso uniforme, assegna la velocità totale. Successivamente si derivano le grandezze ricercate, come pressione (tramite il teorema di Bernoulli) e quindi forze aerodinamiche agenti sulla superficie in questione (portanza, resistenza, ecc.).

Detto questo, è possibile incrementare la precisione dei risultati ottenuti con tale metodo considerando, ad esempio, una distribuzione di sorgenti e doppiette che non sia costante sulla superficie del pannello, ma vari con una legge predeterminata, ad esempio lineare. Si possono avere così metodi del primo ordine, nel caso di densità costante, del secondo ordine, per distribuzione lineare, e di ordine superiore, in base alla accuratezza ricercata. Ovviamente, metodi più fini andranno ad influire sul tempo necessario al calcolo.

## 3.2 Descrizione del codice utilizzato

Il codice utilizzato per effettuare tutte le prove che saranno riportate in seguito è Caedium, sviluppato dalla Symscape.

Questo software permette di creare geometrie bidimensionali e tridimensionali, anche complesse, e simularne successivamente l'interazione con un fluido, tenendo conto anche dell'eventuale scambio di calore.

In particolare, il plugin utilizzato è Caedium Panel Flow, il quale permette di risolvere, tramite il metodo a pannelli illustrato precedentemente, il flusso di un gas ideale o di un liquido attorno a corpi aventi forma aerodinamica (come ad esempio ali o scafi di imbarcazioni) avendo come risultati il coefficiente di pressione, la componente verticale e orizzontale della forza complessiva agente sul corpo (ovvero portanza e resistenza), il campo di velocità, ecc.

Tale programma, quindi, è adatto a risolvere problemi che riguardino, almeno in prima approssimazione, flussi irrotazionali, inviscidi e incomprimibili (ovvero moti in regime subsonico, aventi numero di Mach molto minore di uno, per i quali l'effetto della comprimibilità del fluido possa essere trascurata senza commettere errori apprezzabili). Il codice, inoltre, offre la possibilità di effettuare simulazioni non stazionarie, ovvero dipendenti dal tempo; si presta bene quindi allo studio di ali battenti.

$\alpha$ (deg)	$C_l$
-4	0,64
-2	0,85
0	1,05
2	1,26
4	1,47
6	1,69
8	1,90
10	2,16
12	2,36

Tabella 3.1: Valori di  $C_l$  ottenuti tramite la simulazione.

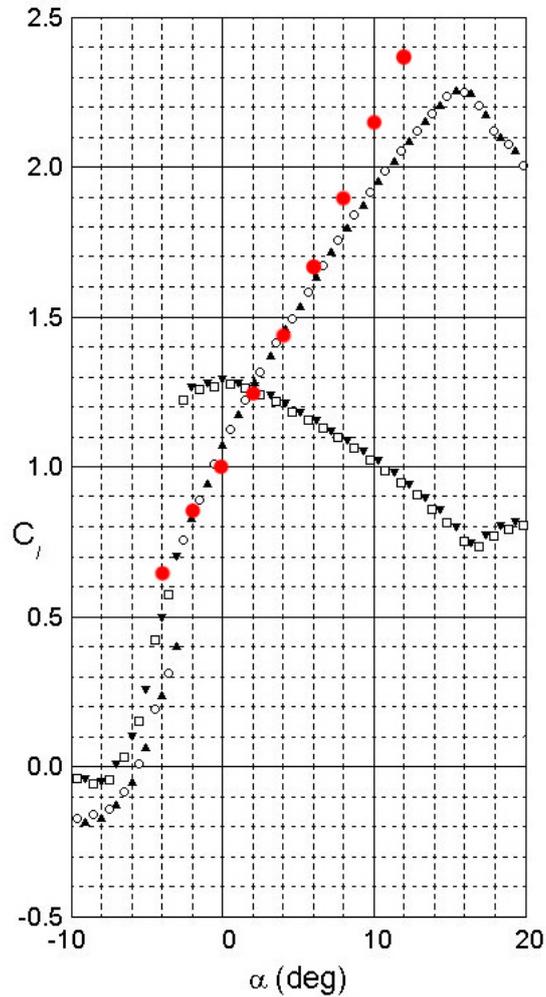


Figura 3.4: Coefficiente di portanza ( $C_l$ ) in funzione dell'angolo di attacco ( $\alpha$ ).

A titolo di esempio e per verificare l'effettiva validità del codice vengono riportati i risultati ottenuti effettuando alcune simulazioni su un'ala rettangolare fissa, confrontati con i risultati ottenuti sperimentalmente in galleria del vento. Il profilo dell'ala è un profilo SELIG 1223, utilizzato nelle prove su ali battenti e le cui caratteristiche verranno esposte successivamente.

In Tabella 3.1 sono riportati i valori numerici ricavati e in Figura 3.4 è riportato l'andamento del coefficiente di portanza ( $C_l$ ) in funzione dell'angolo di attacco ( $\alpha$ ).

Il *coefficiente di portanza* è un coefficiente adimensionale definito come:

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S}$$

essendo  $L$  il valore della portanza,  $U_\infty$  la velocità della corrente uniforme che investe il profilo,  $S$  la superficie alare e  $\rho$  la densità del flusso preso in considerazione. Il grafico riporta i valori delle prove sperimentali effettuate con numero di Reynolds pari a  $Re=250000$ . Il numero di Reynolds è un altro parametro adimensionale molto utilizzato in fluidodinamica e rapporta le forze d'inerzia a quelle viscosse; fisicamente, per un profilo alare, esso è definito come

$$Re = \frac{\rho U_\infty c}{\mu}$$

essendo  $c$  la corda del profilo e  $\mu$  la viscosità dinamica del fluido. Nel nostro caso, il fluido preso in considerazione è ovviamente aria ( $\rho = 1,205 \text{ kg/m}^3$ ;  $\mu = 1,821 \cdot 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$ ).

I punti rossi del grafico corrispondono ai valori ottenuti tramite la simulazione potenziale effettuata con il software. Come è possibile osservare, i dati sono estremamente in accordo con quelli sperimentali, almeno all'interno delle ipotesi esposte in precedenza, come angolo di attacco non troppo elevato, sia positivamente che negativamente. Per angoli superiori a  $10^\circ$  circa, infatti, la discrepanza tra i dati risulta essere rilevante; sperimentalmente è infatti possibile notare come, per un valore di  $\alpha$  intorno ai  $15^\circ$ , il coefficiente di portanza subisca una brusca riduzione, dovuta principalmente al fenomeno dello stallo aerodinamico, fenomeno fisico che ovviamente non è contemplato nella teoria potenziale.

La Figura 3.5, inoltre, mostra un'immagine dell'ala, avente profilo SELIG 1223, esportata dal programma. È interessante notare come il metodo a pannelli riesca a simulare molto bene la scia a valle del profilo, prevedendo anche la formazione dei vortici d'estremità. Questi ultimi sono vortici che si formano a causa della differenza di pressione tra dorso e ventre dell'ala (quindi a causa della generazione di portanza) e costituiscono una forma di resistenza indotta; risulta quindi evidente, al fine di aumentare l'efficienza dell'ala stessa, la necessità di diminuire l'intensità di tali vortici, problema che viene risolto in parte mediante l'utilizzo delle cosiddette alette d'estremità (*winglets*), comunemente presenti su molti aerei di linea.

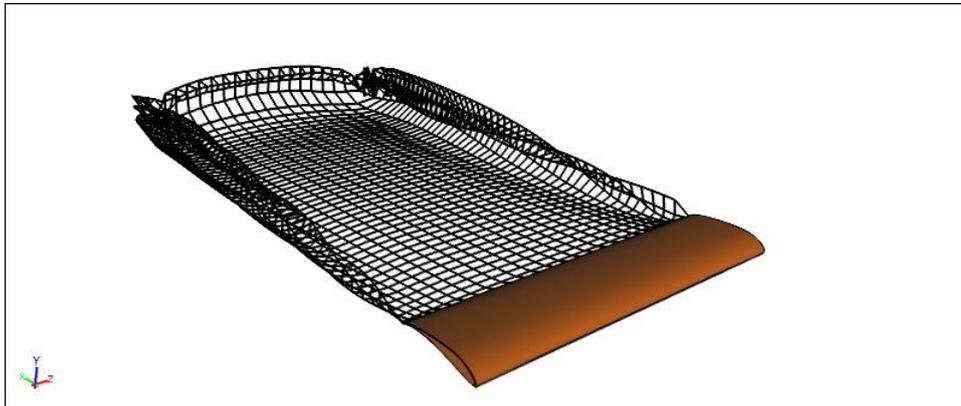


Figura 3.5: Simulazione su ala rettangolare. Sono visibili i vortici d'estremità (*wingtip vortices*).



Figura 3.6: Vortici d'estremità, resi visibili dalla condensazione di vapore acqueo.

### 3.3 Simulazioni effettuate e risultati

Avendo a disposizione le dimensioni geometriche di massima del velivolo, si rende necessaria la scelta di un profilo alare adeguato. Anche in questo caso, come vedremo, si è ricorso ad un approccio di tipo biomimetico. Si procederà successivamente alla descrizione e all'esposizione dei risultati ottenuti effettuando simulazioni su ali battenti sia a pianta rettangolare che ellittica.

### 3.3.1 Generalità e scelta dei profili alari

Il profilo alare, per definizione, è la sezione di un'ala effettuata in direzione normale all'apertura. La famiglia dei profili alari è vastissima; nella progettazione di un velivolo, la scelta del profilo più adeguato è il risultato di numerose analisi e tiene conto non soltanto delle caratteristiche aerodinamiche dello stesso, ma è influenzata in maniera determinante anche da considerazioni di tipo strutturale.

In via del tutto generale, un profilo alare può essere considerato come composto da una distribuzione di spessore simmetrica rispetto ad una linea media (*mean camber line*) avente una forma opportuna; i punti iniziale e finale della linea media, dove quest'ultima incontra il profilo, sono detti bordo d'attacco (*leading edge*) e bordo d'uscita (*trailing edge*). Il segmento che unisce questi due punti è detto invece corda del profilo (*chord line*). Un'ulteriore definizione utile è quella di "freccia" del profilo, ovvero la distanza tra la linea media e la corda.

In questa moltitudine di geometrie, la prima distinzione che è possibile fare raggruppa i profili alari considerando la curvatura dell'estradosso e dell'intradosso; si possono quindi avere profili concavo-convessi, piano-convessi e biconvessi (simmetrici e asimmetrici). La famiglia di profili più affermata e utilizzata è sicuramente la serie NACA (acronimo di *National Advisory Committee for Aeronautics*), l'ente americano precursore della attuale NASA (*National Aeronautics and Space Administration*). I profili di questa serie sono identificati principalmente con 4 o 5 cifre, avendo ogni cifra un particolare significato. Si faccia riferimento, come semplice esempio, ad un profilo NACA 2412, quindi un profilo a 4 cifre; la prima cifra rappresenta il valore della freccia massima in percentuale della corda (es. 0,02*c*), la seconda la distanza dal bordo d'attacco della posizione della freccia massima, in decimi della corda (es. 0,4*c*), la terza e quarta cifra rappresentano invece lo spessore massimo, in percentuale della corda (es. 0,12*c*). Per la serie a 5 cifre, il significato è analogo al precedente.

Risulta evidente a questo punto la difficoltà nel selezionare un profilo piuttosto che un altro, nella moltitudine esistente. Alla luce di ciò, si è optato in definitiva di utilizzare come profilo di partenza e di riferimento un classico NACA 4415, uno dei profili più utilizzati per velivoli a medie prestazioni, ottimo per ali a pianta rettangolare. Da quanto detto in precedenza sulla nomenclatura di tali profili normati, appare chiaro che si tratta di un profilo biconvesso asimmetrico. Nella scelta della geometria di partenza, si è fatto attenzione a non selezionare un profilo simmetrico, in quanto le prove su ala battente sono state effettuate con angolo di attacco costante e nullo; risulta chiaro che un profilo simmetrico (come ad esempio l'altrettanto noto

NACA 0012), sotto queste condizioni, non avrebbe generato alcuna forza verticale, ovvero non avrebbe prodotto portanza, necessaria al sostentamento del velivolo.

Scelto un profilo di riferimento, si è nuovamente fatto ricorso ad un approccio biomimetico per la scelta di un profilo alternativo, da confrontare con il precedente. A tale scopo si è fatto riferimento alla sezione alare di diversi uccelli, constatando che si tratta nella maggioranza dei casi di profili concavo-convessi, molto inarcati e sottili verso il bordo d'uscita, ovvero con un bordo d'uscita cuspidato. Dopo numerose indagini su profili alari differenti, si è appurato che il profilo che maggiormente risponde alle caratteristiche ricercate è il SELIG 1223, del quale si è già fatto riferimento in precedenza. Questo tipo di profilo, insieme a molti altri, è stato studiato e testato appositamente per avere alti valori di portanza a basse velocità, caratteristica utile nel problema in oggetto. In Figura 3.7 sono riportati entrambi i profili, in modo tale da apprezzare al meglio le differenze esistenti tra essi.



Figura 3.7: Profili NACA 4415 (*a sinistra*) e SELIG 1223 (*a destra*).

### 3.3.2 Simulazioni su ali a pianta rettangolare

I profili scelti e utilizzati sono quindi il NACA 4415 e il SELIG 1223. Come prova iniziale si è proceduto ad effettuare una simulazione su un'ala rettangolare fissa, avente entrambi i profili. L'ala a pianta rettangolare è la più comune tra i velivoli e la più facile da realizzare. I dati geometrici utilizzati sono, come spiegato in precedenza, quelli ottenuti da considerazioni biomimetiche. Si richiamano di seguito i risultati numerici ottenuti:

- Superficie alare:  $S = 0,18 m^2$
- Apertura alare:  $b = 1,2 m$
- Allungamento alare:  $AR = 8$

Essendo l'ala a pianta rettangolare, l'*aspect ratio* è calcolato, come già visto, con la relazione  $AR = b/c$ . Per un'apertura alare di  $1,2 m$ , quindi, si trova un valore medio della corda pari a  $c = 0,15 m$ .

Di seguito sono riportate le immagini delle simulazioni e i grafici esportati dal programma. La velocità del flusso uniforme all'infinito è stata posta pari a  $15\text{ m/s}$ , l'angolo di attacco ( $\alpha$ ) è nullo.

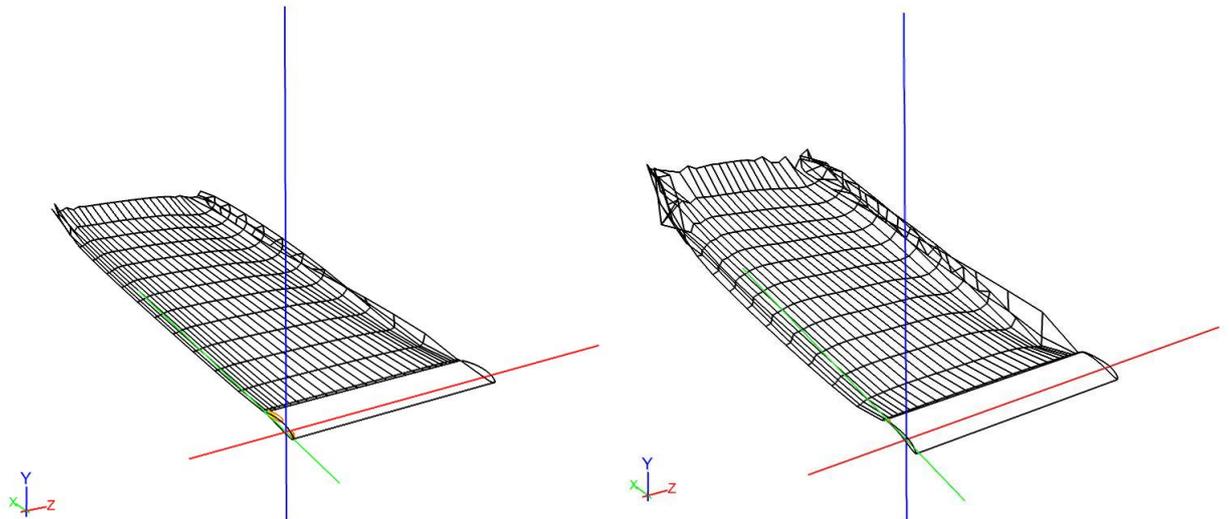


Figura 3.8: Ala rettangolare con profilo NACA 4415 (a sinistra) e SELIG 1223 (a destra).

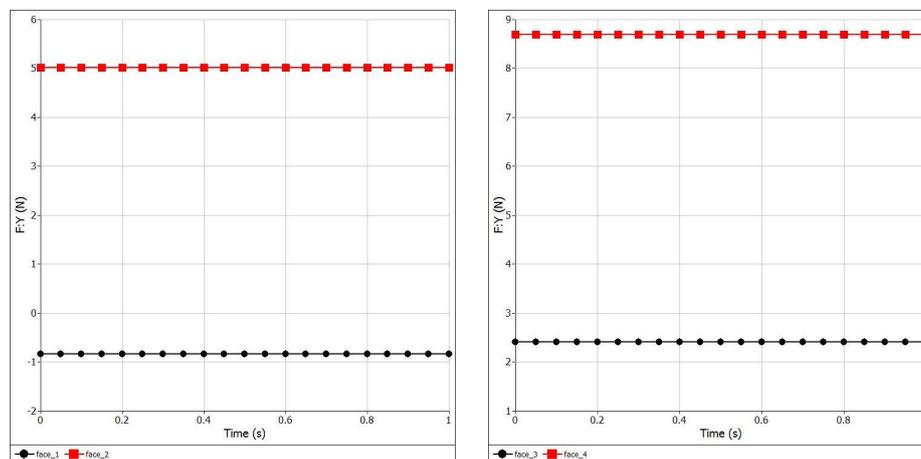


Figura 3.9: Portanza per l'ala avente profilo NACA (a sinistra) e profilo SELIG (a destra).

Prima di procedere con l'analisi dei dati, si precisa che per questa simulazione si è utilizzata un'ala avente apertura pari a  $b/2 = 0,6\text{ m}$ , ovvero metà di quella stabilita, in quanto si è sfruttata la proprietà di simmetria dell'ala stessa; per tale motivo i vortici d'estremità sono presenti solo sull'estremità destra dell'ala e i risultati ottenuti dovranno quindi essere raddoppiati se si è interessati all'ala completa. Nella Figura 3.9, il grafico a sinistra rappresenta la forza verticale agente sull'ala avente profilo NACA 4415, a destra sull'ala con profilo SELIG 1223. Come si può vedere, sommando i contributi della forza agente su dorso e ventre di ciascuna ala, si osserva come per la prima la portanza sia di circa 4 N, mentre per la seconda sia superiore a 10 N. Viene così confermata l'aspettativa iniziale, ovvero il profilo SELIG risulta migliore, in termini di portanza, rispetto al profilo NACA, avendo efficacia doppia. Interessante notare anche come nel caso del SELIG l'intensità dei vortici d'estremità sia maggiore rispetto al NACA, fenomeno che trova diretta spiegazione proprio nella maggiore generazione di portanza.

A questo punto si procede con la descrizione delle prove effettuate su ali battenti a pianta rettangolare. Il movimento effettuato dall'ala in ciascuna delle numerose simulazioni è una rotazione attorno all'asse perpendicolare all'apertura dell'ala, quindi nella direzione del moto, e posto in corrispondenza della radice dell'ala stessa. Facendo riferimento alle figure precedenti, l'asse di rotazione è l'asse X, essendo il verso del vettore velocità uniforme quello negativo.

Nel caso di ali battenti le variabili sono diverse; è necessario infatti stabilire la frequenza e l'ampiezza del battito delle ali. Per questo motivo sono state effettuate simulazioni fissando di volta in volta un parametro e verificandone il comportamento a diverse velocità di crociera. Per l'ordine di grandezza della frequenza si fa riferimento ai risultati ottenuti nel secondo capitolo.

Le simulazioni su ala battente rettangolare, in definitiva, sono state effettuate quindi con i seguenti parametri:

- Frequenza ( $f$ ): si sono scelti valori in un intorno del risultato ottenuto (ovvero 4,5 Hz). Precisamente, si sono svolte prove a 3 Hz, 5 Hz, 7 Hz. Valori inferiori o superiori a questi non sono considerati plausibili dal punto di vista fisico.
- Ampiezza: si sono scelti tre valori di ampiezza, dei quali si riportano gli angoli massimi di semiapertura ( $\theta$ ). In questa trattazione, viene definito come angolo di semiapertura quello che per un'ala fissa viene detto "angolo diedro", ovvero l'angolo compreso tra la semiala e un

piano orizzontale. In questo caso, ovviamente, si ha a che fare con un angolo diedro variabile nel tempo. Si sono scelti valori uguali in modulo per tale angolo (quindi un comportamento simmetrico delle ali battenti), in quanto effettuando alcune simulazioni con angoli diversi (come ad esempio  $+30^\circ$  e  $-10^\circ$ ) non si sono riscontrati miglioramenti in termini di spinta e portanza. I valori massimi stabiliti sono  $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $40^\circ$ . Anche in questo caso si precisa che valori inferiori o superiori non sono ragionevoli, in quanto ampiezze modeste non apporterebbero modifiche significative rispetto all'ala fissa, ampiezze eccessive non sono sensate dal punto di vista concreto.

- Velocità: sono stati considerati quattro valori di velocità diversi, precisamente 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s, 25 m/s.

Bisogna inoltre tenere presente che il metodo a pannelli proprio del codice utilizzato ha i suoi limiti in casi non stazionari; in particolare, se si scegliessero elevati valori di frequenza e ampiezza non si otterrebbero risultati credibili. Il problema nasce principalmente dal rilascio a valle della scia; in tal senso, in alcune simulazioni iniziali di verifica, si sono infatti riscontrati problemi soprattutto a partire dall'estremità alare, ove la velocità tangenziale assume il valore massimo. I valori scelti quindi, oltre ad essere plausibili fisicamente, sono anche ragionevoli e sostenibili dal punto di vista simulativo.

Si precisa inoltre che tutte le prove sono state realizzate considerando il volo di crociera, senza contemplare quindi situazioni transitorie come il decollo e/o l'atterraggio o manovre quali virate e cabrate.

Detto questo, si riportano di seguito i risultati ottenuti ed alcune significative immagini.

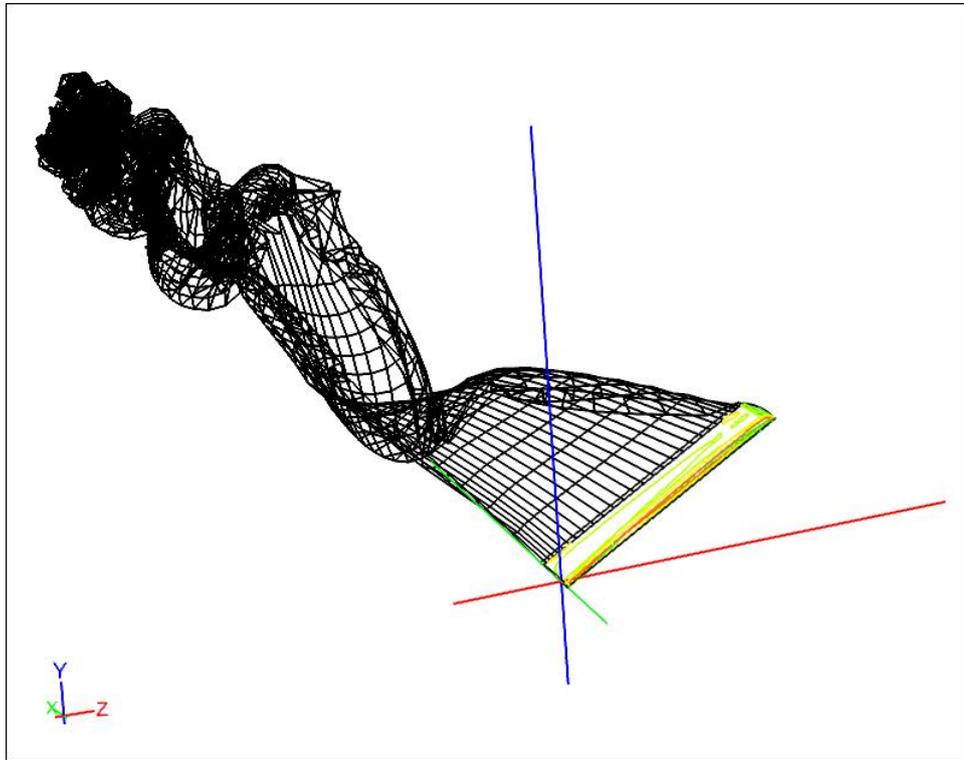


Figura 3.10: Immagine estratta dalla simulazione su ala con profilo NACA 4415 ( $f = 5 \text{ Hz}$ ,  $\theta = 30^\circ$ ,  $v = 25 \text{ m/s}$ ). È visibile la scia rilasciata a valle dall'ala battente.

RISULTATI PROVE – ALA RETTANGOLARE

Frequenza	Angolo di semiapertura		SELIG		NACA	
			F <sub>x</sub> (N)	F <sub>y</sub> (N)	F <sub>x</sub> (N)	F <sub>y</sub> (N)
3 Hz	15°	10 m/s	0,33102	4,04232	-0,03165	1,42535
		15 m/s	0,87217	9,01925	0,03458	3,17141
		20 m/s	1,63043	15,97932	0,13170	5,67803
		25 m/s	2,60249	24,92799	0,25580	8,85206
	30°		-0,00922	4,0000	-0,31069	1,45848
			0,50775	8,88608	-0,25663	3,16698
			1,25493	15,60936	-0,16830	5,55898
			2,21932	24,24817	-0,04895	8,63703
	40°		-0,36732	4,00636	-0,58973	1,47564
			0,12833	8,73046	-0,54534	3,01679
			0,86484	15,21021	-0,47465	5,41209
			1,82167	23,53607	-0,35988	8,37507
5 Hz	15°		0,15700	4,13570	-0,17662	1,48259
			0,68119	9,11386	-0,12263	3,25124
			1,42743	16,07544	-0,03524	5,72979
			2,35634	24,85811	0,08314	8,91940
	30°		-0,73547	4,40311	-0,89442	1,6255
			-0,24607	9,03239	-0,87914	3,28955
			0,43884	15,93268	-0,81937	5,67162
			1,37040	24,56431	-0,72135	8,73886
	40°		-1,68919	4,62797	-1,66087	1,72744
			-1,2578	9,27553	-1,66847	3,38308
			-0,58914	15,74581	-1,6343	5,58987
			0,31278	24,05239	-1,55465	8,53436
7 Hz	15°		-0,02073	4,14611	-0,33107	1,53844
			0,47602	9,21545	-0,2903	3,29391
			1,20566	16,18049	-0,21456	5,76998
			2,15557	25,1306	-0,10533	8,95681
	30°		-1,71238	4,63941	-1,54266	1,77592
			-1,07338	9,35460	-1,5617	3,49954
			-0,46155	16,30342	-1,54221	5,80374
			0,42277	24,94489	-1,47584	8,86578
	40°		-3,44864	5,01211	-3,11786	1,81633
			-2,78463	9,85968	-2,90627	3,61988
			-2,19854	16,35382	-2,92287	5,94511
			-1,36872	24,67308	-2,89449	8,73941

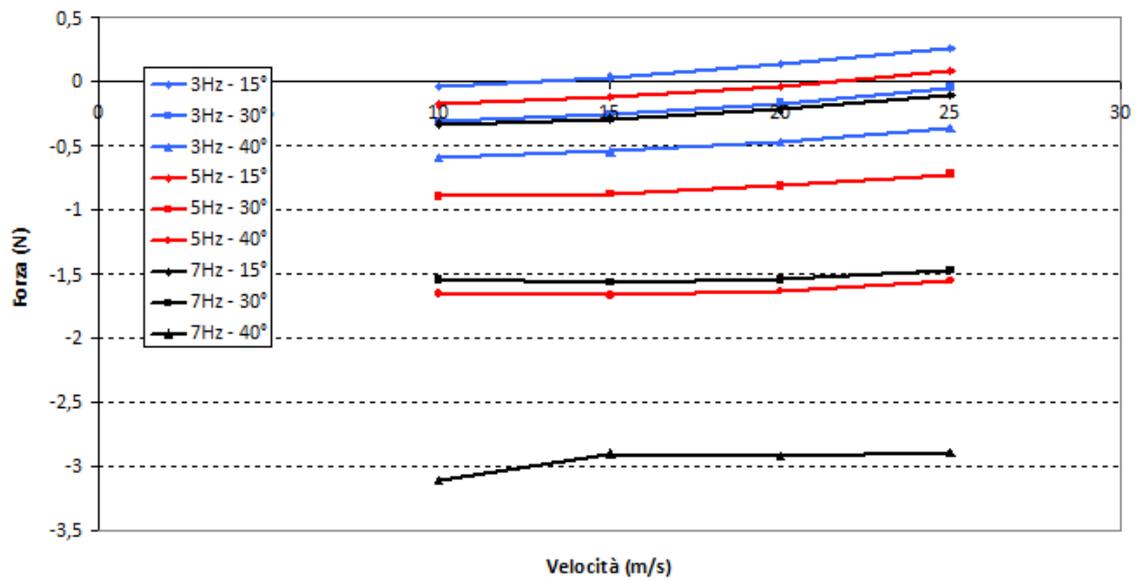


Figura 3.11: Spinta vs Velocità (*profilo NACA 4415*)

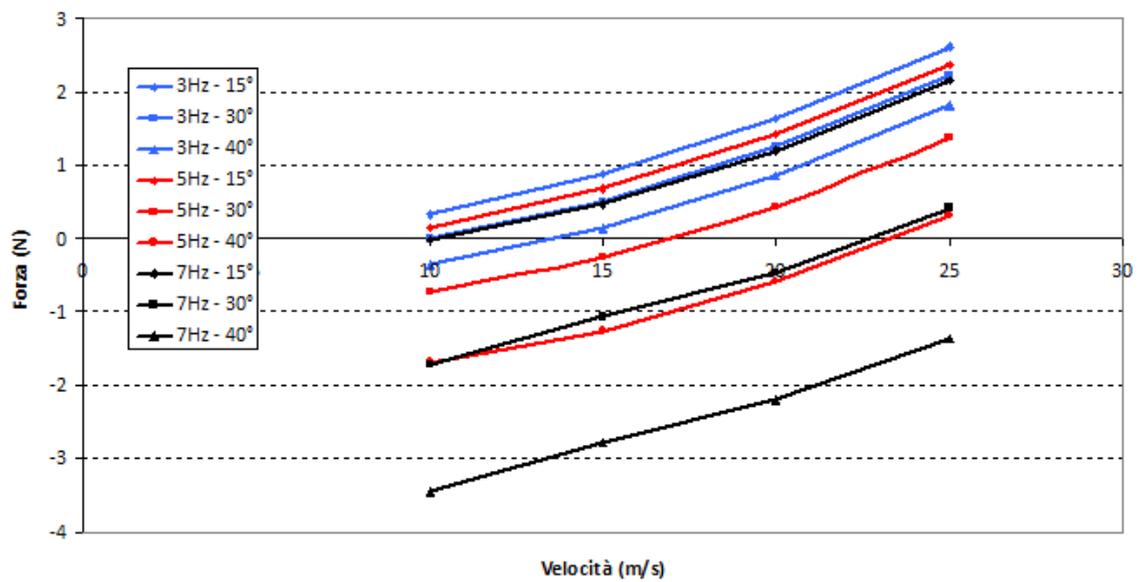


Figura 3.12: Spinta vs Velocità (*profilo SELIG 1223*)

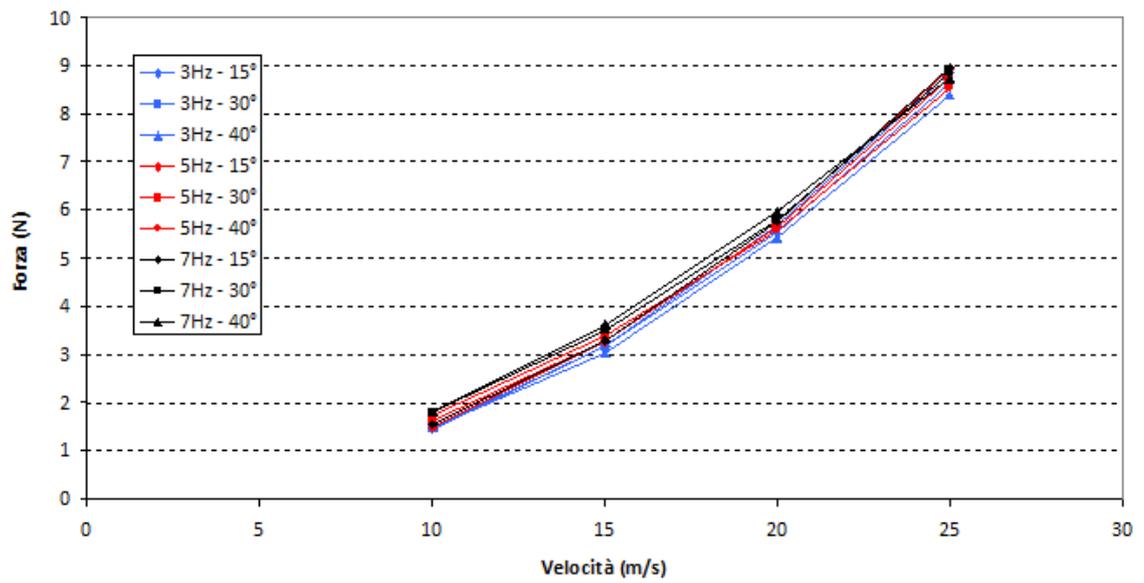


Figura 3.13: Portanza *vs* Velocità (*profilo NACA 4415*)

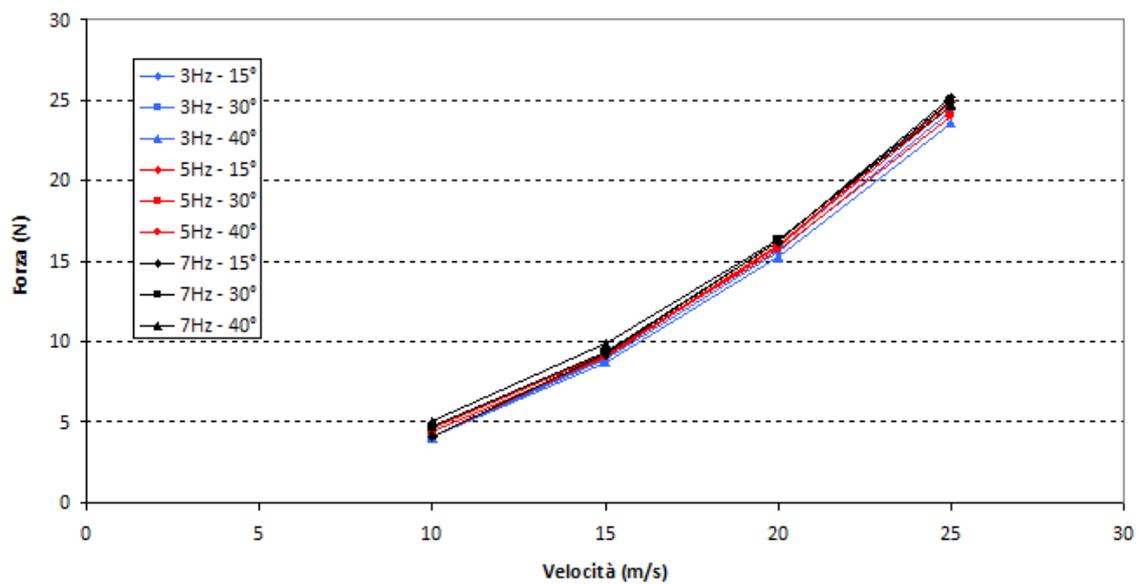


Figura 3.14: Portanza *vs* Velocità (*profilo SELIG 1223*)

## Considerazioni sui risultati ottenuti

Prima di effettuare le dovute considerazioni è necessario ricordare che le simulazioni sono state effettuate ad angolo di attacco costante; non si tiene conto quindi del fatto che la spinta può essere aumentata variando opportunamente l'angolo di attacco lungo l'apertura alare, così come fanno i volatili. Queste prove preliminari hanno comunque lo scopo di mettere in luce la relazione esistente tra le variabili in gioco (velocità, spinta, frequenza, ecc.) in modo tale da avere un'idea qualitativa e, in prima approssimazione, quantitativa del fenomeno studiato.

Detto questo, osservando la rappresentazione grafica dei risultati ottenuti si notano subito le differenze esistenti tra i due profili.

In Figura 3.11 è riportato il comportamento della spinta in funzione della velocità di crociera per l'ala rettangolare avente profilo NACA 4415. Si precisa che, nel riferimento scelto, si ha effettivamente spinta per valori negativi della forza e si ha quindi resistenza per valori positivi. È possibile osservare come l'intensità della forza sia proporzionale al valore della frequenza e all'ampiezza del battito; fissando ad esempio un determinato angolo di semiapertura, la spinta aumenta con l'aumentare della frequenza e tale aumento è proporzionale al valore dell'angolo stesso. Inoltre il comportamento della forza è abbastanza regolare, nel senso che l'intensità non varia sensibilmente con la velocità, almeno all'interno dell'intervallo scelto ( $10 \div 25$  m/s). Infine, anche per frequenza modesta (3 Hz) si ha spinta a bassa velocità (10 m/s).

In Figura 3.12 è riportato invece l'andamento della spinta in funzione della velocità per l'ala rettangolare avente profilo SELIG 1223. Si nota facilmente la differenza con il profilo precedente; a parità di frequenza e angolo di semiapertura, infatti, l'intensità della spinta è minore del caso precedente. La differenza principale però è la forte dipendenza di quest'ultima dalla velocità. Aumentando la velocità di crociera, infatti, diminuisce anche la spinta e per determinati valori di frequenza, ampiezza e velocità si ha resistenza. Anche in questo caso la forza è proporzionale a frequenza e angolo di semiapertura.

Per quanto riguarda la portanza si faccia riferimento alla Figura 3.13 e alla Figura 3.14. La prima rappresenta l'intensità della portanza, in funzione della velocità, per il profilo NACA 4415, la seconda per il profilo SELIG 1223. In entrambi i casi il risultato è interessante; il valore della portanza, infatti, risulta essere proporzionale alla velocità di crociera (ovviamente), mentre è indipendente sia dalla frequenza che dall'angolo di semiapertura. Facendo un confronto, si nota come la forza verticale sia maggiore per il profilo SELIG, essendo approssimativamente tre volte maggiore di quella del profilo NACA.

In definitiva, quale profilo è migliore per il problema in oggetto? Il profilo NACA sembra migliore dal punto di vista della spinta, ma non si può dire

altrettanto per la portanza. Considerando infatti che l'angolo d'attacco deve variare lungo l'apertura alare (ovvero l'ala deve essere svergolata in dinamicamente nel corso del battito), il profilo SELIG risulta migliore, proprio grazie alla capacità di fornire un alto valore della portanza. In questo caso, anche la spinta, oltre alla portanza, sarebbe maggiore e quest'ultimo profilo sembra quindi quello ideale al problema richiesto.

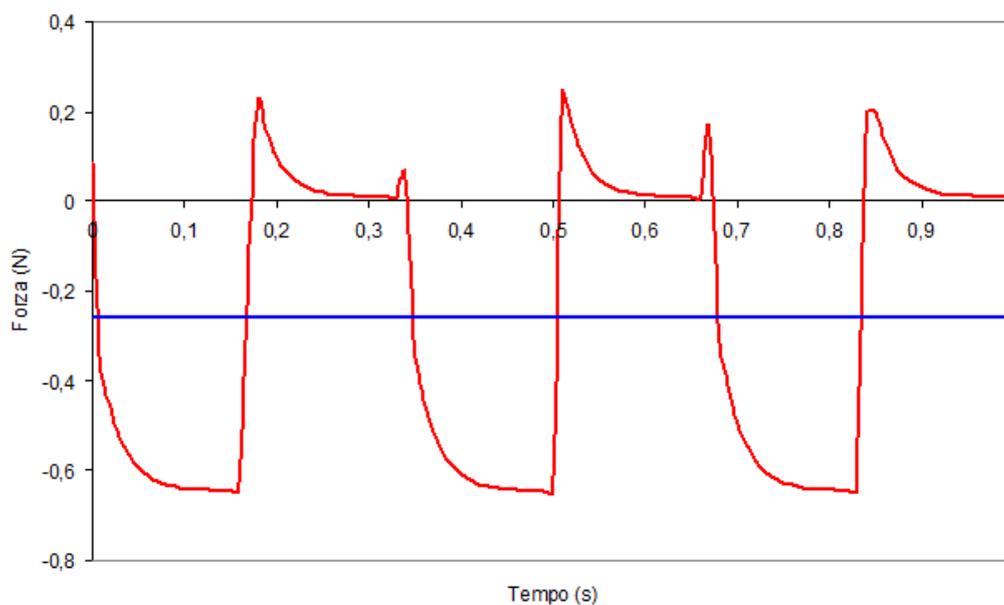


Figura 3.15: Spinta vs Tempo (profilo NACA,  $f = 3$  Hz,  $\theta = 30^\circ$ ,  $v = 15$  m/s). In blu il valore medio.

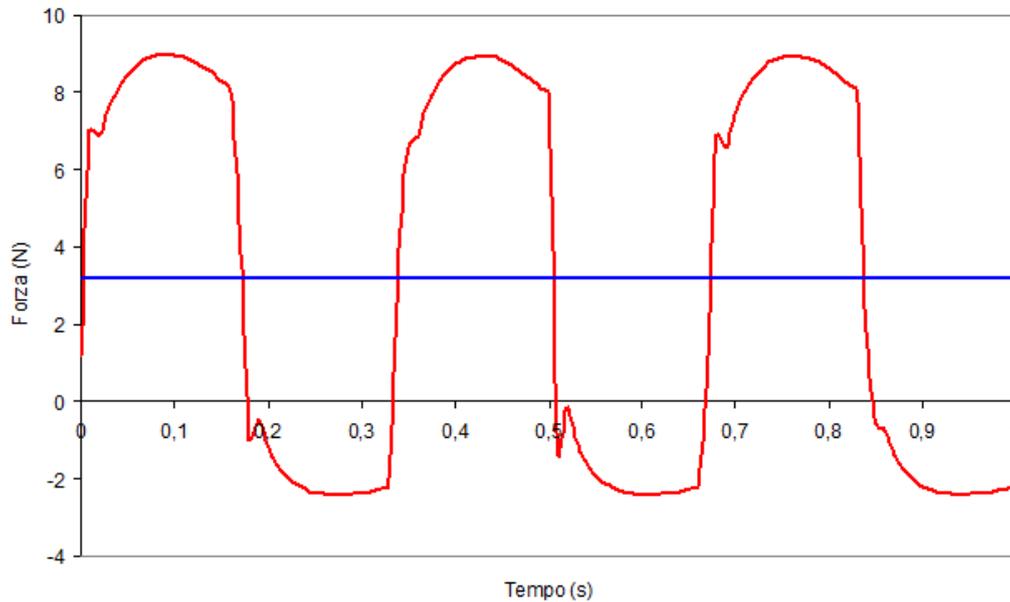


Figura 3.16: Portanza vs Tempo (profilo NACA,  $f = 3$  Hz,  $\theta = 30^\circ$ ,  $v = 15$  m/s).

In Figura 3.15 e in Figura 3.16 sono riportati, per due casi rappresentativi, gli andamenti rispettivamente di spinta e portanza, in funzione del tempo. L'esempio riportato è estrapolato dalla simulazione effettuata su ala rettangolare con profilo NACA 4415, con i parametri indicati sotto le figure; l'andamento di tali grandezze è comunque molto simile in tutte le prove svolte. In questo caso il periodo, essendo la frequenza pari a 3 Hz, è di 0,33 s; in figura sono riportati tre periodi, per un tempo totale di un secondo. L'angolo di apertura al tempo  $t = 0$  è positivo, quindi fino a  $t = 0,16$  s si ha la fase di *downstroke*, ovvero il colpo verso il basso, e da  $t = 0,16$  s a  $t = 0,33$  s si ha la fase di *upstroke*, ovvero il recupero verso l'alto; il ciclo poi si ripete in modo identico. Da tale grafico è possibile notare che la fase di spinta avviene principalmente nel colpo verso il basso, mentre durante il recupero si ha invece resistenza. Anche per quanto riguarda la portanza, l'effetto utile avviene nella fase di *downstroke*, mentre nel colpo verso l'alto la forza è negativa, ovvero si crea deportanza.

### 3.3.3 Simulazioni su ali a pianta ellittica

Dopo avere effettuato le prove su ala rettangolare ed averne analizzato il comportamento in diverse condizioni, si è scelto di effettuare le stesse simulazioni su un'ala avente pianta ellittica.

La decisione di prendere in considerazione un'ala ellittica deriva da diverse valutazioni. La prima che si può effettuare è come al solito di tipo biomimetico; la quasi totalità di uccelli e insetti, infatti, possiede ali aventi una forma che ricorda molto un'ellisse. Una seconda considerazione, che probabilmente implica anche la precedente, è che un'ala a pianta ellittica ha una caratteristica particolare; come si è già detto in precedenza, per un'ala finita esiste la formazione di vortici controrotanti, dovuti al fatto che alle estremità dell'ala la pressione deve avere lo stesso valore. Questi vortici costituiscono una forma di resistenza indotta in quanto vanno a modificare l'angolo di attacco geometrico ( $\alpha$ , ovvero l'inclinazione della corda del profilo rispetto alla direzione della corrente uniforme che investe lo stesso); l'ala si trova quindi a lavorare con un angolo di attacco effettivo minore di quello geometrico. Questo fatto implica che la forza risultante avrà una componente lungo la direzione del moto, che costituirà a tutti gli effetti una resistenza, detta resistenza indotta. Si può dimostrare che un'ala avente pianta ellittica ha la minore resistenza indotta di qualsiasi altra geometria immaginabile.

La spiegazione appena fatta (molto qualitativa) mette comunque in luce il fatto che questo fenomeno non deriva da effetti dovuti alla viscosità del fluido, ma è una caratteristica che dipende proprio dalla finitezza dell'ala; la resistenza che si crea è quindi contemplata dalla teoria potenziale.

Le considerazioni precedenti giustificano in definitiva lo studio di un'ala di questo tipo, in modo tale da verificare se un vantaggio effettivo è apportato anche nel caso in cui l'ala sia battente e non fissa.

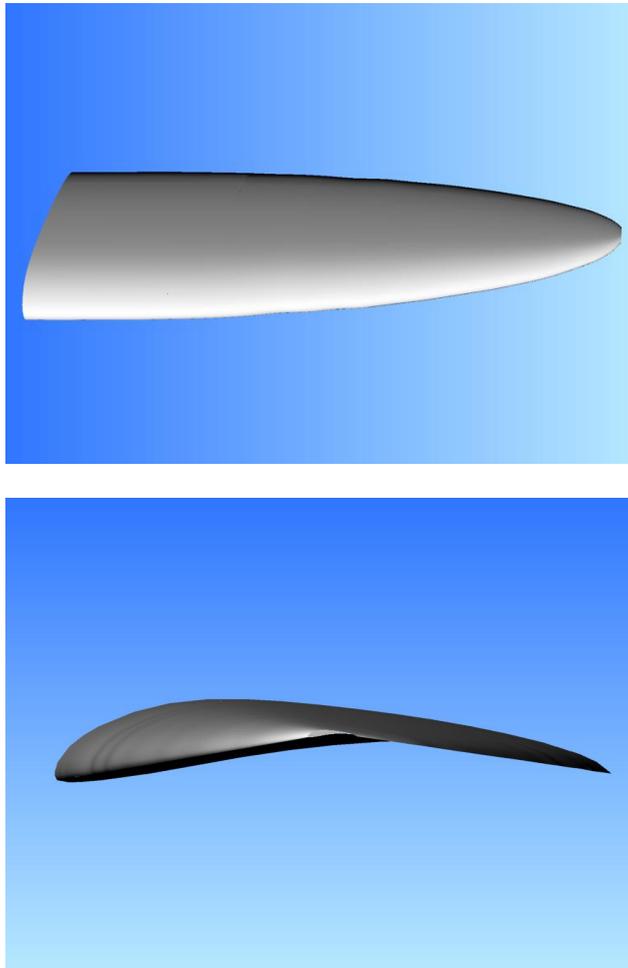


Figura 3.17: Rendering 3D dell'ala ellittica utilizzata (effettuato con il software Rhinoceros).

Si precisa che le simulazioni sono state effettuate considerando come unico profilo il SELIG 1223, in modo tale da confrontare le caratteristiche proprie di ciascuna ala. Le dimensioni di quest'ultima, come per quella rettangolare, sono state derivate considerando una semiapertura alare di  $0,6\text{ m}$  e una superficie alare di  $0,18\text{ m}^2$ ; da questi dati si trova quindi che la corda del profilo alla radice dell'ala deve avere una lunghezza di  $0,19\text{ m}$ . In figura sono riportate in pianta entrambe le ali e le rispettive quote.

Prima di considerare il caso dell'ala battente, si è proceduto a verificare che effettivamente il codice fornisca una resistenza minore per l'ala ellittica rispetto a quella rettangolare. Di seguito sono riportate alcune immagini

della simulazione e i risultati ottenuti, rappresentanti la forza orizzontale agente su entrambe le configurazioni. Ad una velocità di 15 m/s, per la prima la resistenza indotta risulta essere 0,79 N, per la seconda 0,9 N. Come ci si aspettava, la forza resistente è effettivamente minore per l'ala ellittica.

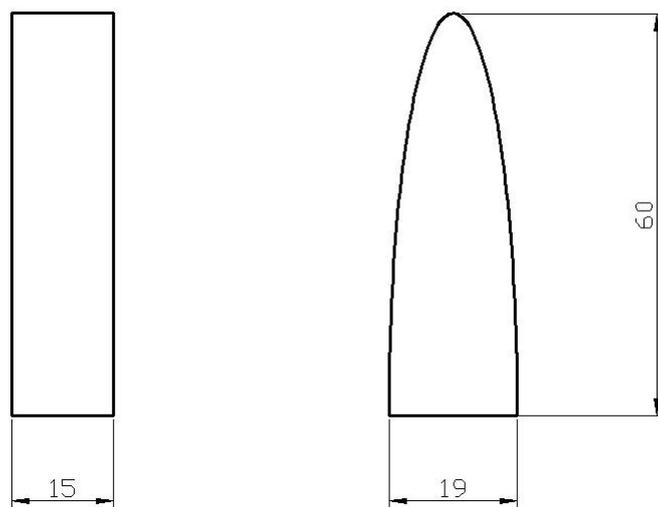


Figura 3.18: Ala rettangolare ed ellittica (in pianta). Quote in centimetri.

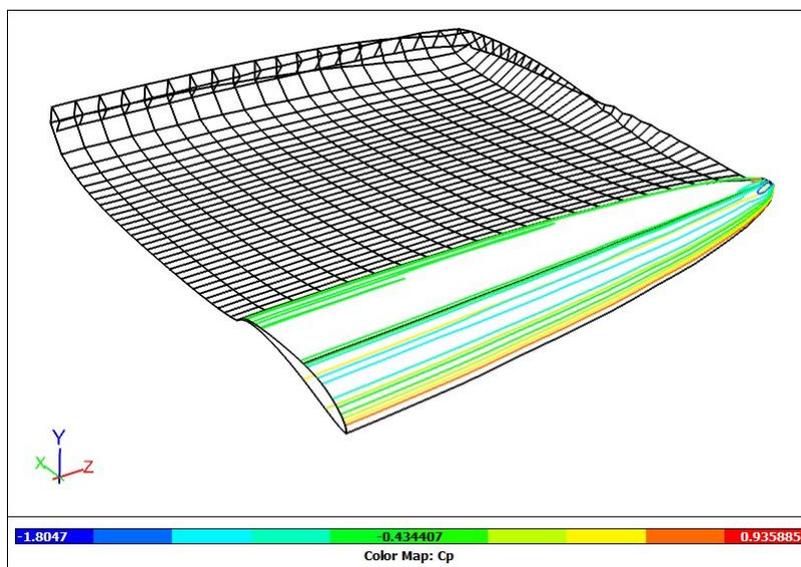


Figura 3.19: Simulazione su ala ellittica (profilo SELIG 1223).

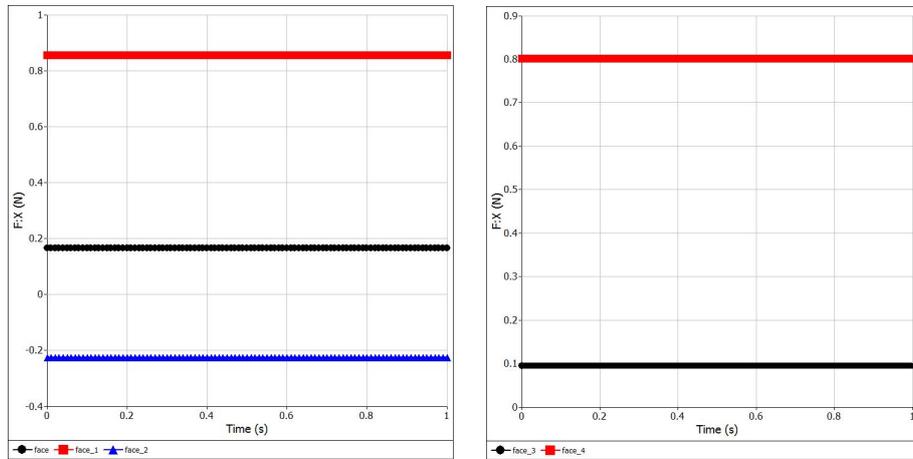


Figura 3.20: Resistenza indotta dell'ala ellittica (*a sinistra*) e dell'ala rettangolare (*a destra*).

Le prove su ala battente sono state effettuate con gli stessi parametri utilizzati per l'ala rettangolare. Richiamiamo di seguito tali valori:

- Frequenza ( $f$ ): 3 Hz, 5 Hz, 7 Hz.
- Angolo di semiapertura ( $\theta$ ): 15°, 30°, 40°.
- Velocità: 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s, 25 m/s.

Si riportano nella tabella seguente i dati ottenuti per l'ala ellittica, comparati con quelli dell'ala rettangolare nelle stesse condizioni. Come nel caso precedente, sono stati estrapolati i dati numerici della simulazione ed è stato calcolato il valore medio di spinta e portanza. I risultati, riportati graficamente, mostrano come vi sia analogia con il comportamento dell'ala rettangolare. Anche in questo caso infatti si può osservare che la spinta decresce con l'aumentare della velocità (si ricorda che nel riferimento utilizzato si ha resistenza per valori positivi della forza e spinta per valori negativi). In particolare, linee dello stesso colore rappresentano medesimi valori di frequenza (3 Hz in blu, 5 Hz in rosso, 7 Hz in nero); aumentando, a frequenza costante, l'angolo di semiapertura ( $\theta$ ) si riscontra un aumento di spinta. Tale aumento sembra proporzionale al valore della frequenza stessa, ovvero a basse frequenze la spinta è poco influenzata dal valore dell'ampiezza del battito, mentre lo è in maniera molto maggiore a frequenze elevate.

Per quanto riguarda la portanza, anche in questo caso il comportamento è analogo a quello dell'ala rettangolare. Ovviamente, l'intensità della forza aumenta con la velocità, mentre si può osservare come i valori risultino praticamente coincidenti per qualsiasi condizione; si può affermare quindi che,

stando ai risultati ottenuti dalle simulazioni, la portanza è indipendente sia dal valore della frequenza che dall'ampiezza del battito delle ali.

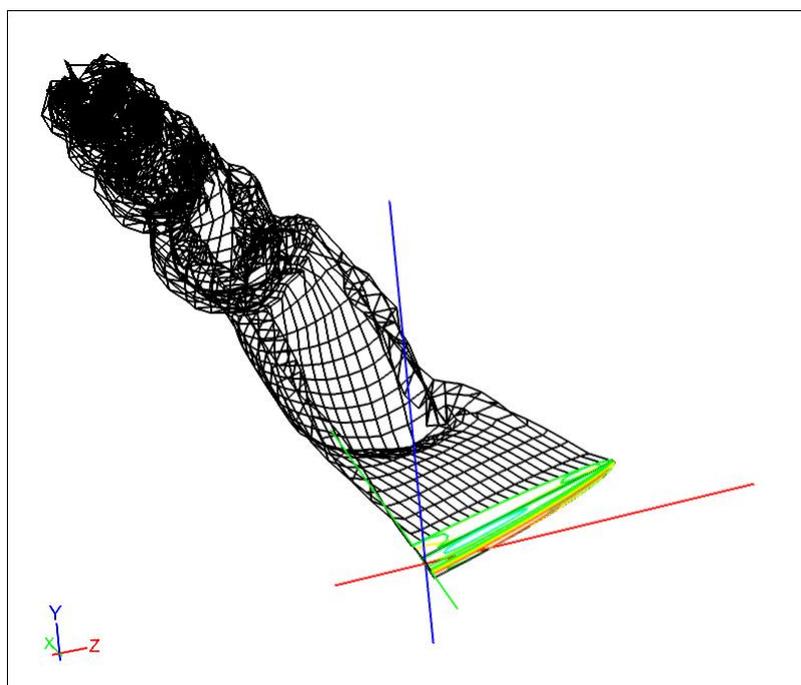


Figura 3.21: Simulazione su ala ellittica battente ( $f = 5 Hz$ ,  $\theta = 15^\circ$ ,  $v = 15 m/s$ ).

RISULTATI PROVE – PROFILO SELIG 1223

Frequenza	Angolo di semiapertura	RETTANGOLARE		ELLITTICA		
		F <sub>x</sub> (N)	F <sub>y</sub> (N)	F <sub>x</sub> (N)	F <sub>y</sub> (N)	
3 Hz	15°	10 m/s	0,33102	4,04232	0,36082	5,00977
		15 m/s	0,87217	9,01925	0,87745	11,11829
		20 m/s	1,63043	15,97932	1,60417	19,63801
		25 m/s	2,60249	24,92799	2,53848	30,53649
	30°		-0,00922	4,0000	0,16107	4,97784
			0,50775	8,88608	0,65352	10,91953
			1,25493	15,60936	1,37063	19,11546
			2,21932	24,24817	2,30446	29,62401
	40°		-0,36732	4,00636	-0,06002	5,08559
			0,12833	8,73046	0,42162	10,69653
			0,86484	15,21021	1,14762	18,51044
			1,82167	23,53607	2,06937	28,61145
5 Hz	15°		0,15700	4,13570	0,27581	5,06164
			0,68119	9,11386	0,77402	11,22752
			1,42743	16,07544	1,48977	19,72308
			2,35634	24,85811	2,41795	30,61729
	30°		-0,73547	4,40311	-0,27408	5,65214
			-0,24607	9,03239	0,26407	11,25836
			0,43884	15,93268	0,94149	19,28409
			1,37040	24,56431	1,84444	29,71606
	40°		-1,68919	4,62797	-0,76461	5,85058
			-1,25782	9,27553	-0,41433	11,64287
			-0,58914	15,74581	0,36055	18,85846
			0,31278	24,05239	1,23852	28,84752
7 Hz	15°		-0,02073	4,14611	0,18438	5,29431
			0,47602	9,21545	0,67036	11,34894
			1,20566	16,18049	1,37524	19,82689
			2,15557	25,13062	2,29740	30,65429
	30°		-1,71238	4,63941	-0,86800	5,97792
			-1,07338	9,35460	-0,49831	12,18643
			-0,46155	16,30342	0,47676	19,65462
			0,42277	24,94489	1,34085	30,08420
	40°		-3,44864	5,01211	-1,94501	6,67958
			-2,78463	9,85968	-1,15133	12,58887
			-2,19854	16,35382	-0,66517	20,20429
			-1,36872	24,67308	0,37000	29,39923

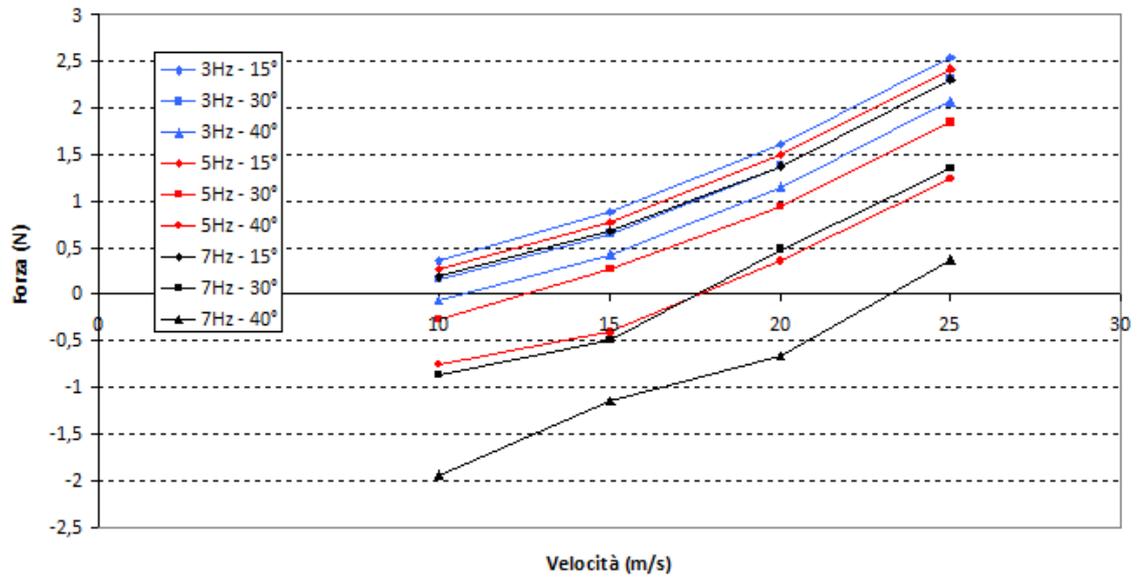


Figura 3.22: Spinta vs Velocità (ala ellittica)

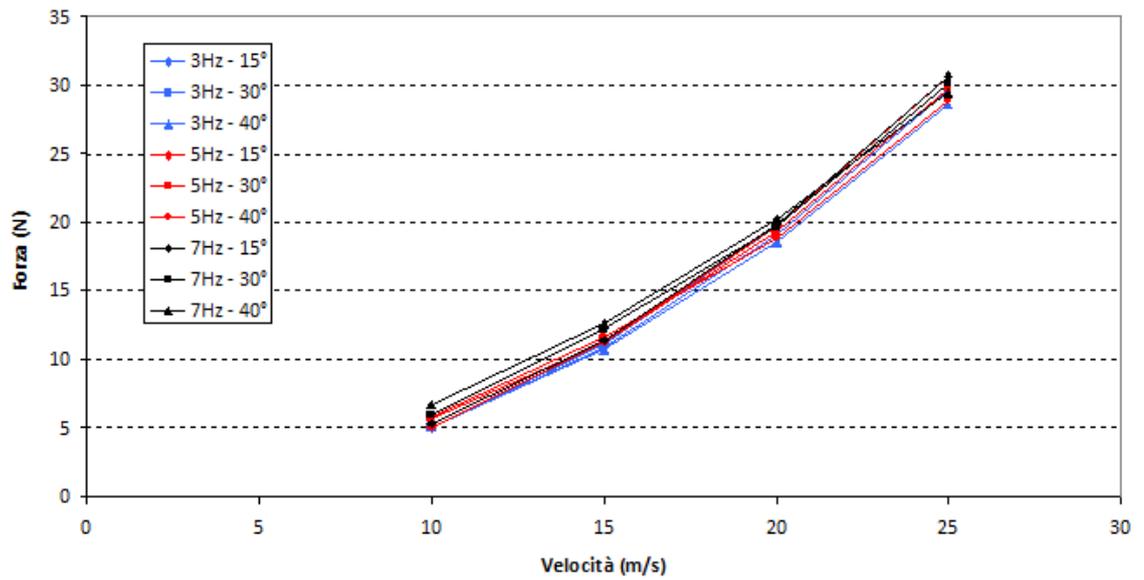


Figura 3.23: Portanza vs Velocità (ala ellittica)

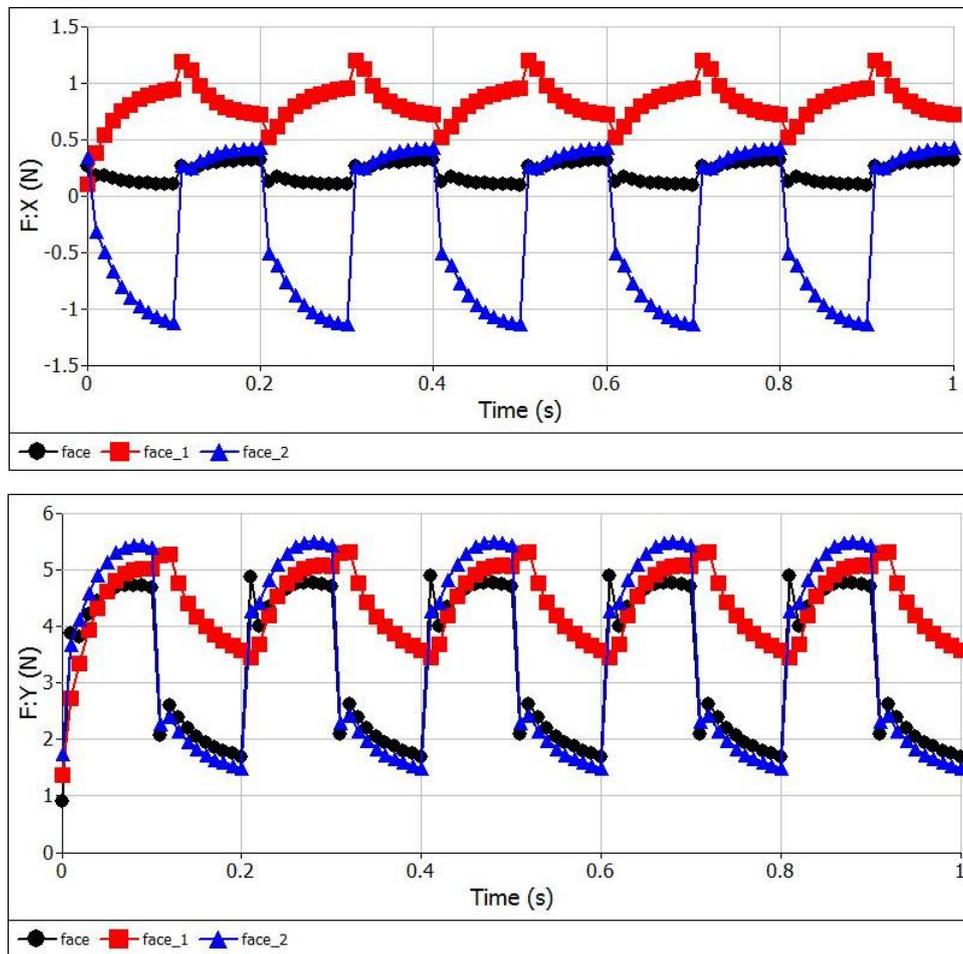


Figura 3.24: Tipico andamento della spinta (*in alto*) e della portanza (*in basso*), fornito dal codice durante una simulazione ( $f = 5 \text{ Hz}$ ,  $\theta = 15^\circ$ ,  $v = 15 \text{ m/s}$ ). Le linee di colore diverso indicano la forza complessiva agente su ciascuna faccia con la quale è stata modellata la geometria tridimensionale (nel caso dell'ala ellittica si tratta di tre superfici). Il valore totale della forza sull'ala, in ogni istante, è quindi dato semplicemente dalla somma di ciascun contributo. Notare che la spinta ( $F_x$  negativa) avviene principalmente nel colpo verso il basso.

### 3.3.4 Confronto tra ala rettangolare ed ala ellittica

A questo punto, ottenuti i risultati di entrambe le configurazioni, si rende necessario effettuare un confronto, in modo tale da verificare le differenze esistenti. A tale proposito, si riportano i grafici di spinta e portanza. Per quanto riguarda la prima grandezza, si è scelto di fissare l'angolo di semiapertura, in modo da osservarne il comportamento con il variare della frequenza.

Dai grafici riguardanti la spinta si nota come, per qualsiasi valore della frequenza, l'ala rettangolare fornisca una spinta maggiore rispetto a quella ellittica. In particolare, per bassi valori di frequenza e ampiezza del battito (3 Hz,  $\theta = 15^\circ$ ), ovvero avvicinandosi alla condizione di ala fissa, la resistenza tra le due ali è praticamente coincidente; nella condizione limite (ala fissa) abbiamo già visto che la resistenza dell'ala ellittica è minore di quella rettangolare. Si osserva, quindi, il diverso comportamento di ciascuna geometria nel caso battente. Facendo riferimento ai grafici, sono stati riportati in blu i risultati per l'ala rettangolare e in rosso quelli dell'ala ellittica; si può notare come, variando la frequenza ad ampiezza fissata, l'aumento di spinta (cioè la distanza verticale tra una linea e l'altra) sia maggiore per la rettangolare rispetto all'ellittica. Qualitativamente, si può affermare che la prima ala è più "sensibile" alle variazioni di frequenza e ampiezza del battito, mentre la seconda invece lo è molto meno.

Per quanto riguarda la portanza, si sono riportati i risultati per un angolo fissato pari a  $\theta = 30^\circ$ ; come si è visto in precedenza, infatti, la portanza risulta essere indipendente da frequenza e ampiezza del battito e le considerazioni che si faranno potranno essere estese anche per valori di  $\theta$  diversi da quello scelto. Riferendosi al grafico, quindi, la portanza dell'ala ellittica è maggiore di quella dell'ala rettangolare; più precisamente, i valori quasi coincidono a bassa velocità (10 m/s), mentre tale differenza si fa più cospicua con l'aumento della velocità.

Si ricorda che come al solito i risultati valgono per una semiala, quindi andranno raddoppiati per ottenere i valori totali del velivolo.

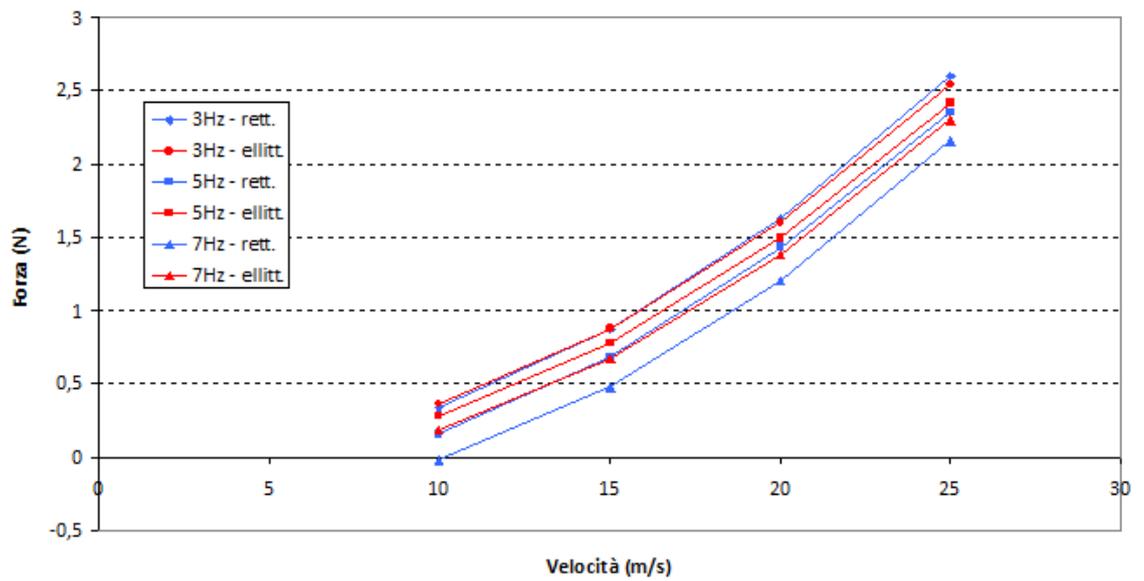


Figura 3.25: Spinta *vs* Velocità ( $\theta = 15^\circ$ )

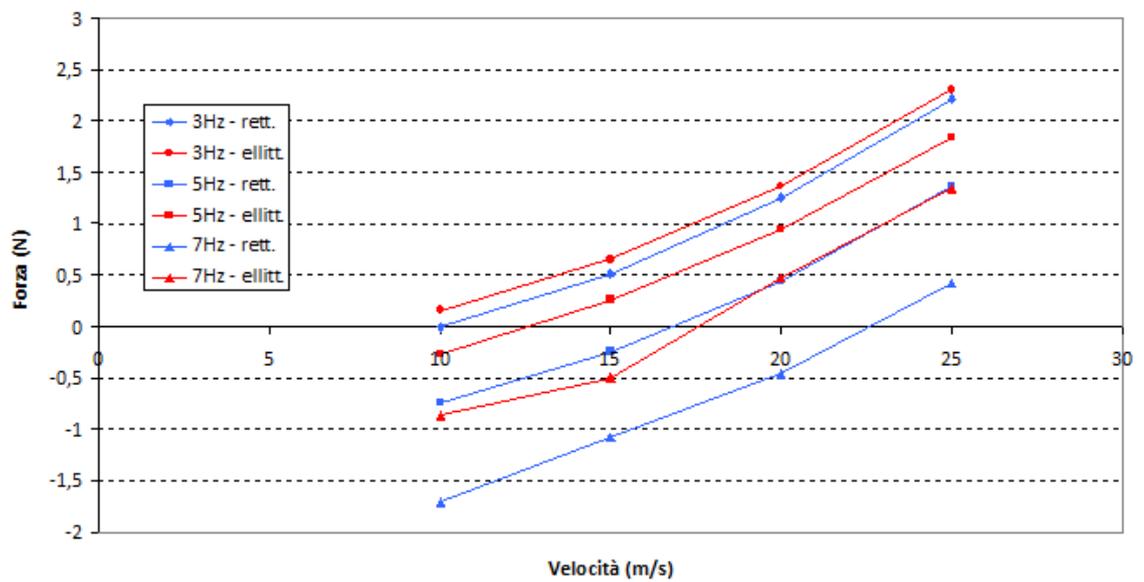


Figura 3.26: Spinta *vs* Velocità ( $\theta = 30^\circ$ )

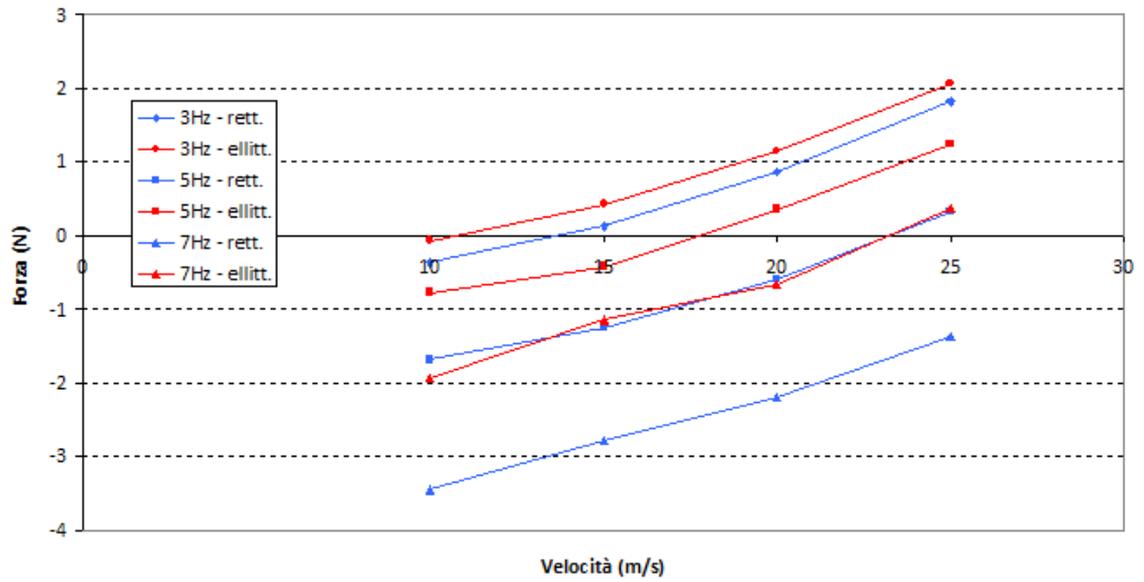


Figura 3.27: Spinta *vs* Velocità ( $\theta = 40^\circ$ )

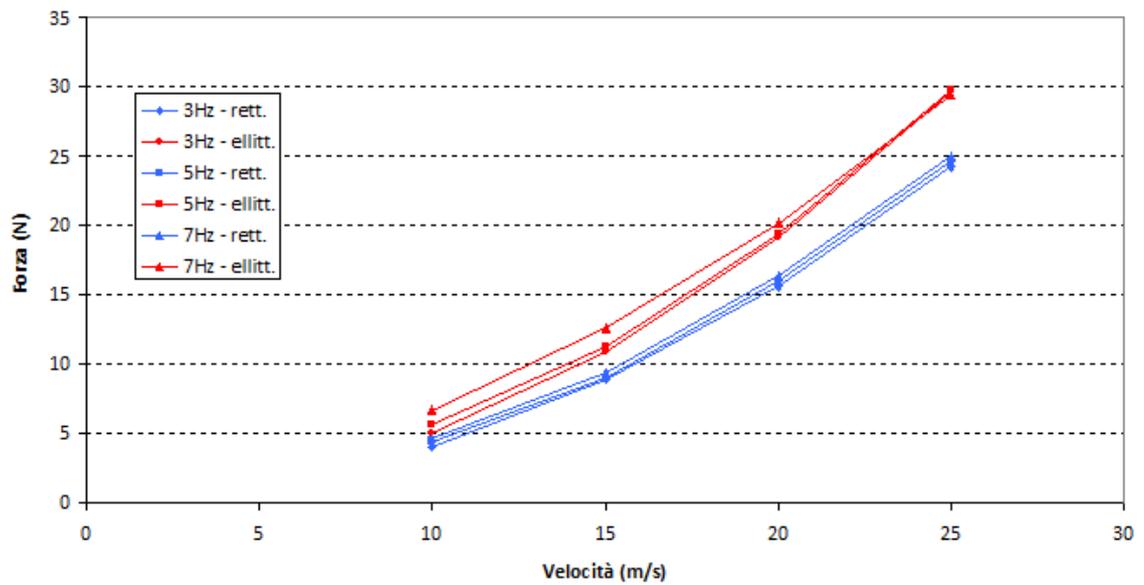


Figura 3.28: Portanza *vs* Velocità ( $\theta = 30^\circ$ )

## Conclusione e sviluppi futuri

Lo studio effettuato in questa trattazione è di tipo preliminare ma consente comunque di avere un'idea sul valore delle grandezze fisiche in gioco e permette quindi di avere una buona base di partenza per una progettazione più approfondita. Dal lavoro svolto e dai calcoli effettuati, la realizzazione di un velivolo ad ala battente con le caratteristiche richieste risulta fattibile.

In primo luogo, da considerazioni di carattere energetico è stata definita la geometria di massima in funzione della velocità di 15 m/s (considerata come velocità di crociera) e le dimensioni ricavate sono ritenute quelle ottimali in tale condizione. Le dimensioni suggerite sono un'apertura alare ( $b$ ) di 1,2 m e una superficie alare ( $S$ ) di  $0,18 \text{ m}^2$ , quindi un *aspect ratio* ( $AR$ ) pari a 8. Dai risultati ottenuti, la potenza richiesta che consentirebbe il movimento dell'UAV alla velocità di crociera è di 10,2 W. Per tale valore di potenza, essendo il velivolo equipaggiato con una batteria da 30 Wh, la durata effettiva risulta essere di 2,9 h, valore che soddisfa ampiamente la durata minima richiesta (pari a 30').

Si è analizzata inoltre la possibilità di effettuare *hovering* (manovra auspicata nelle specifiche operative) giungendo alla conclusione dell'impossibilità di realizzare tale tipologia di volo. Per quanto riguarda la quota operativa si è constatato come l'operare a 3000 m non comporti sostanziali differenze, dal punto di vista energetico, rispetto al livello del mare.

Le simulazioni potenziali svolte hanno dimostrato le buone prestazioni, in termini di spinta e portanza, del profilo SELIG 1223, che viene quindi suggerito come profilo alare di riferimento. L'ala avente pianta ellittica, stando ai risultati ottenuti, non sembra invece apportare significativi vantaggi nel volo battuto.

Per quanto riguarda la fase di sviluppo futuro dell'UAV, si dovranno svolgere delle simulazioni su ali battenti flessibili e non rigide; inoltre si dovrà anche tenere conto dello svergolamento dell'ala nella fase di *downstroke*, in modo tale da massimizzare la spinta risultante. Infine, con l'obiettivo di convalidare i risultati teorici ottenuti, si renderà necessaria la realizzazione di un prototipo da testare in galleria del vento.

# Bibliografia

- [1] A. Azuma (2006), *The Biokinetics of Flying and Swimming*, AIAA Education Series
- [2] H. Tennekes (1997), *The Simple Science of Flight: From Insects to Jumbo Jets*, The MIT Press
- [3] J. D. Anderson (1991), *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill
- [4] C. J. Pennycuik (2008), *Modelling the flying bird*, Academic Press
- [5] W. Shyy, Y. Lian, J. Tang, D. Viieru, H. Liu (2008), *Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers*, Cambridge University Press
- [6] J. Katz, A. Plotkin (2001), *Low-Speed Aerodynamics*, McGraw-Hill
- [7] C. Golia (2007), *Appunti di fluidodinamica*, Seconda Università di Napoli (Aversa)
- [8] Y. A. Çengel & J. M. Cimbala (2007), *Meccanica dei fluidi*, McGraw-Hill