

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
Sede di Forlì

Corso di Laurea in
INGEGNERIA MECCANICA
Classe LM 33 (8202)

TESI DI LAUREA

In: Disegno e metodi dell'ingegneria industriale (ING-IND/15)

Studio di un generatore eolico d'alta quota

CANDIDATO
Simone Urbinati

RELATORE
Prof. Luca Piancastelli

Anno Accademico 2014-2015
Sessione III

Indice

Introduzione	1
Capitolo 1	
La teoria dell' elica per generatori eolici.....	5
1.1 Note introduttive	5
1.2 Bilancio energetico	6
1.3 Modelli aerodinamici.....	7
1.3.1 Modello del disco attuatore di Rankine-Froude.....	7
1.3.2 Modello dell' elemento pala.....	18
1.3.2.1 Alcune assunzioni della teoria dell' elemento pala	20
1.3.2.2 Le equazioni conservative per i tubi di corrente anulari	21
1.3.2.2.1 Conservazione della massa	21
1.3.2.2.2 Conservazione della quantità di moto	22
1.3.2.2.3 Conservazione del momento angolare	23
1.3.2.2.4 Forze che agiscono sull' elemento pala.....	23
1.3.2.2.5 Variazione di C_l e C_d in funzione dell' incidenza.....	25
1.3.3 Modello con scia vorticoso elicoidale prescritta.....	26
1.3.4 Modello con scia vorticoso libera	27
1.4 Breve descrizione delle macchine ad asse orizzontale	27
1.4.1 Aeromotori lenti.....	30
1.4.2 Aeromotori veloci	32
Capitolo 2	
Il volo verticale.....	35
2.1 La teoria del momento nel volo verticale	37
2.2 Discesa verticale e vortici ad anello	46
2.3 La velocità di rotazione della scia vorticoso	51
2.4 Effetto suolo in hovering	54

Capitolo 3	
L'elicottero	56
Capitolo 4	
Studio del rotore e valutazione della potenza	62
4.1 La pala	62
4.2 Il numero di Mach	64
4.3 La potenza	66
4.4 Configurazione dell'aerogeneratore	69
Capitolo 5	
Le Simulazioni	74
5.1 Il Simulatore	74
5.2 Modelli per le simulazioni	75
5.3 Parametri delle simulazioni	77
5.4 I Risultati	80
5.4.1 Decollo configurazione senza ali	80
5.4.2 Decollo configurazione con ali	81
5.4.3 Posizione di lavoro configurazione senza ali	82
5.4.4 Posizione di lavoro configurazione con ali	84
5.4.5 Confronto dei risultati	85
Conclusioni	86
Bibliografia	87

Introduzione

Premessa

La presente tesi si pone l'obiettivo di valutare la fattibilità ed in prima approssimazione le prestazioni di un generatore eolico autosostentato, che utilizzi la "modalità elicottero" per la messa in opera e il recupero, mentre la produzione di energia e l'autosostentamento saranno assicurati grazie al funzionamento in "modalità autogiro". A sostegno dello studio si è utilizzato il software CAD SolidWorks per la creazione del modello e l'estensione FlowSimulation per le simulazioni fluidodinamiche.

Il generatore di corrente alternata, leggero, veloce e di tipo aeronautico è accoppiato ai rotori. L'energia prodotta è trasmessa a terra tramite un cavo di carbonio, debitamente munito di luci di posizione poste a intervalli regolari per evitare collisioni con aeromobili.

Si precisa che l'aereogeneratore non opererà nelle condizioni standard dei generatori eolici, cioè non sarà impiegato nel range di altezze (da 0 fino a circa 100 metri supponendo di essere sul livello del mare) tipiche di questi generatori ma opererà a quote ben più elevate, comprese tra i 1000 e i 4000 metri. La scelta di tale altitudine operativa verrà spiegata nella seguente introduzione.

La risorsa del vento

Il Sole illumina il pianeta terra con una potenza pari a 10.000 volte quella primaria necessaria al genere umano, l'equivalente di 200 milioni di centrali nucleari, cioè 200.000 tW.

Buona parte di questa energia viene riflessa o assorbita dall'atmosfera (per nostra fortuna, altrimenti la vita sarebbe pressoché impossibile sulla Terra) e non arriva al suolo: il 30% viene assorbito nelle giornate terse e il 99% nelle giornate plumbee. L'atmosfera trasforma una parte di quest'energia assorbita in energia meccanica, in altre parole, in vento. L'atmosfera si comporta quindi come il più grande ed efficiente

collettore di energia solare della Terra.

Gli studi di valutazione della risorsa vento stimano un contenuto energetico dell'atmosfera pari a 270 volte il fabbisogno primario dell'uomo, l'equivalente di 7 milioni di centrali nucleari. L'atmosfera ci fa anche un grandissimo favore: concentra parte di quest'energia in uno spazio relativamente limitato, che si concretizza in due enormi "nastri" di vento che avvolgono completamente la Terra. Uno si trova sopra al parallelo che passa sulla cosiddetta terra del fuoco, l'arcipelago nell'estrema punta meridionale del continente americano, l'altro passa sull'Europa. Con riferimento all'Europa la sezione del nastro va da circa 500 metri fino a 10.000 metri di altitudine, è quindi interamente compresa nella troposfera, e si estende per 4.000 – 5.000 Km in larghezza, con una potenza media di 2 kW al metro quadrato.

L'ordine di grandezza è facilmente ottenibile: $5.000 \text{ km} * 9,5 \text{ Km} = A$ (area del rettangolo immaginario, sezione di un nastro di vento), quindi

$$A * 2000 \text{ W/m}^2 = 95.000.000 \text{ mW}.$$

Se ne deduce che sopra l'Europa passa un flusso di vento che mediamente ha una potenza pari a 100.000 centrali nucleari. In più, nella troposfera, la presenza di venti molto costanti e forti è una realtà testimoniata da misurazioni con serie pluri-decennali e il fatto che siano costanti elimina il principale inconveniente che affligge i mulini eolici tradizionali e in generale le fonti di energia rinnovabile: l'intermittenza della produzione di energia. E' infatti noto che i mulini eolici che sfruttano il vento a bassa quota (sotto i 100m) lavorano in media circa 2000 ore all'anno (su un totale di 8760) e inoltre alcuni studi affermano che il rallentamento delle masse d'aria provocato da tali mulini è ecologicamente dannoso. Nel nostro caso invece la fonte vento viene raccolta in quota, dove le masse d'aria sono poderosamente sospinte dalle forze di Coriolis, lasciando imperturbato il vento a terra. Con particolare riferimento all'Italia troviamo che alla latitudine del nostro paese a circa 4000m di altitudine spirano sempre venti a velocità di circa 100 km/h, che si può supporre costante lungo l'arco dell'anno. La domanda che sorge ora è: come fare per andare a prendere e sfruttare questa grande energia totalmente rinnovabile, rappresentata dal vento in

altitudine? Da qui l'ideazione di un generatore eolico specificamente progettato per operare a simili altitudini, in condizioni di flusso non assiale e che sia in grado contemporaneamente di autosostenersi e produrre energia. In verità bisogna dire che poche persone hanno lavorato seriamente a un'idea del genere e gli scarsissimi dati presenti in internet ne sono una prova. Negli ultimi venti anni si trovano una decina di brevetti che abbozzano l'idea ma in modo puramente teorico. I primi brevetti che affrontano le problematiche di una specifica macchina del vento appartengono a Wubbo Ockel della Delft University con il progetto Laddermill ed a Massimo Ippolito della Sequoia Automation di Chieri con il progetto KiteGen.

In internet è presente qualche informazione a proposito di questi progetti, in ogni caso entrambi sono in fase di sviluppo e in mancanza di finanziamento da parte dei governi, che, del resto, sono più propensi a investire su fonti come il nucleare o il petrolio, si perverrà a scarse realizzazioni pratiche. Con questa tesi si cercherà di gettare le basi per realizzare quanto detto sopra, nonostante le approssimazioni inevitabili di cui si parlerà in seguito. Nel prossimo capitolo vedremo la teoria di base, i concetti e le tipologie dei generatori eolici tradizionali mentre in quelli successivi passeremo alla teoria del volo verticale, di cui ci serviremo per affrontare lo studio in questione, e al dimensionamento di massima del rotore. In fine affronteremo il capitolo sulle simulazioni fluidodinamiche che saranno utili per darci un quadro più preciso sulle forze in gioco e sulle potenze ottenibili in base alle diverse configurazioni.

Funzionamento

In fase di messa in opera verrà fornita energia al motore brushless a corrente alternata reversibile in modo da cominciare il sollevamento di tutta la struttura più il relativo cavo in carbonio. Il cavo in carbonio, oltre a trasmettere a valle l'energia prodotta in quota, funge anche da tirante grazie alla sua elevata resistenza a sollecitazioni meccaniche. La velocità di salita della struttura sarà di 1 m/s circa per permettere il corretto svolgimento del cavo. Sarà quindi necessaria poco più di un'ora di tempo per

far giungere il generatore in quota. Una volta in quota, in presenza delle forti correnti trasversali l'aerogeneratore verrà inclinato in modo da entrare in "modalità autogiro" e il motore brushless (a cui nel frattempo verrà a mancare la fornitura di energia) comincerà a produrre energia utile. Contemporaneamente alla produzione di energia la struttura si autososterrà proprio grazie alla elevata velocità del vento e un computer di bordo, oltre a monitorare la produzione stessa di energia, avrà il compito di variare l'inclinazione dell'aerogeneratore e agire su tutta una serie di attuatori per il controllo dell'assetto e la massimizzazione della produzione energetica in base alle variazioni delle condizioni atmosferiche esterne. Nel caso subentri il pericolo dovuto ai fulmini l'intera struttura verrà isolata srotolando un ulteriore tratto di cavo in materiale isolante con la conseguente interruzione di produzione di energia fino a cessato pericolo. Nel caso estremo in cui si verifichi il distacco del cavo in un punto qualsiasi è previsto l'immediato intervento del computer di bordo (che sarà alimentato da apposite batterie d'emergenza) il quale dopo aver scollegato i rotori dal gruppo riduzione cercherà di portare a terra la struttura nel minor tempo possibile eseguendo un atterraggio di emergenza in autorotazione. L'atterraggio in autorotazione può essere eseguito anche nel caso si renda necessario un immediato recupero dell'aerogeneratore.

1. La teoria dell'elica per generatori eolici

1.1 Note introduttive

Le eliche, siano esse motrici (generatori eolici) o azionate da un motore (eliche trattive, per esempio aeronautiche), sono in effetti delle turbomacchine, le quali tuttavia presentano, con queste ultime, alcune differenze.

Una prima differenza consiste nel fatto che la palettatura non è confinata al suo diametro esterno da una parete rigida, ma le estremità sono libere. Ciò genera fenomeni aerodinamici particolari alle estremità delle pale. Qualora la palettatura sia invece confinata (eliche intubate, fans, ventilatori ecc), la teoria di base si identifica sostanzialmente con quelle delle turbomacchine assiali.

Una seconda differenza consiste nel fatto che le turbomacchine convenzionali generalmente producono lavoro partendo da un salto di pressione o assorbono lavoro per produrre un salto di pressione, mentre le eliche producono o assorbono lavoro partendo da (o producendo) un salto di energia cinetica del flusso che attraversa il disco battuto dalle pale. Se ci si porta tuttavia nelle immediate vicinanze del disco, si trova che tra una sezione immediatamente a monte e una immediatamente a valle di esso, si ha un salto di pressione che può essere considerato a tutti gli effetti come il rapporto di espansione (o di compressione) di questa particolare turbomacchina che è l'elica, la quale viene perciò, sotto questo aspetto, a rientrare pienamente nell'ambito delle turbomacchine convenzionali. Precisamente, si può dire che le eliche sono le turbomacchine funzionanti con il minimo rapporto di espansione (o compressione).

Inoltre, dobbiamo ulteriormente sottolineare la differenza fondamentale che c'è tra un'elica eolica e un'elica aeronautica. Quest'ultima deve infatti realizzare la voluta missione del velivolo con la minima massa di combustibile a bordo: per essa il problema del rendimento ha un'importanza centrale e cruciale. Un'elica eolica si trova invece immersa in un campo fluido dotato di energia indefinita: il problema consiste nell'estrarne la quantità voluta al minimo costo. Una palettatura di modesta efficienza ma poco costosa può essere preferibile ad una molto efficiente ma più costosa.

1.2 Bilancio energetico

Il rotore sottrae energia cinetica al vento, cioè opera un rallentamento del flusso che attraversa il disco battuto. Tale rallentamento è regolato dalla palettatura. Con riferimento alla Fig. 1.1, partendo dalla velocità asintotica a monte V_1 (velocità del vento indisturbato), il flusso rallenta fino ad attraversare il disco con velocità di attraversamento assiale V e, a valle del disco, rallenta ancora fino a raggiungere la velocità asintotica assiale a valle V_2 . Come reazione alla coppia motrice generata, l'aria a valle del rotore ha assunto una componente tangenziale, controrotante rispetto al rotore, cioè una vorticità (controvortice) globale V_u . Attraverso le pale viene introdotto un lavoro dissipato L_d , costituito essenzialmente dal lavoro di attrito e di scia, dovuto alla resistenza di forma dei profili, e all'energia cinetica contenuta nella schiere di vortici che si staccano dalle pale, soprattutto all'estremità. L'energia destinata a trasformarsi in calore a valle del rotore si identifica in una vorticità locale. Sull'asse dell'elica esce il lavoro utile L_u .

Il bilancio energetico per unità di massa fluida è immediato:

$$\frac{V_1^2}{2} = L_u + L_d + \frac{V_2^2}{2} + \frac{V_u^2}{2}$$

ovvero:

$$\frac{V_1^2 - V_2^2}{2} = L_u + L_d + \frac{V_u^2}{2}$$

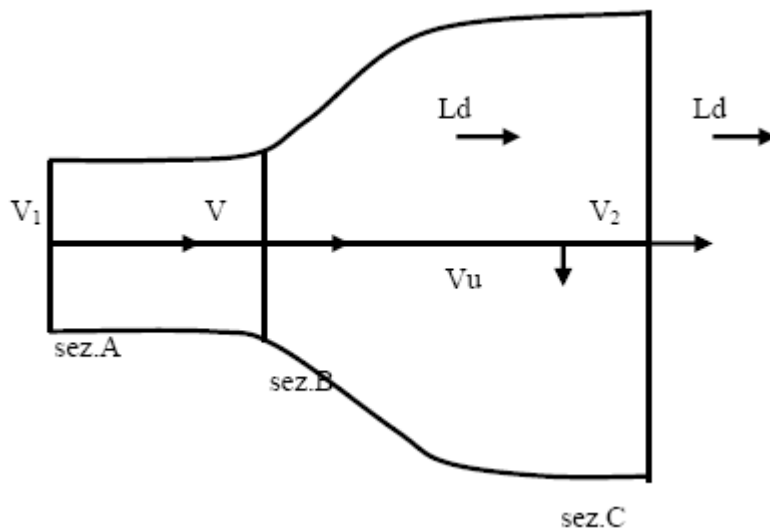


Fig 1.1

Espressione fondamentale che afferma che la caduta di energia cinetica assiale subita dal flusso che ha attraversato il rotore si trasforma in lavoro utile sull'albero, in lavoro dissipato per attriti e vorticità locale e in energia cinetica del controvortice globale.

1.3 Modelli aerodinamici

Di seguito verranno brevemente descritti i principali modelli aerodinamici tuttora impiegati nello studio dei generatori eolici. Essi sono:

- modello del disco attuatore di Rankine-Froude
- modello dell'elemento pala
- modello con scia vorticoso elicoidale prescritta
- modello con scia vorticoso libera.

1.3.1 Modello del disco attuatore di Rankine-Froude

Il modello più semplice per l'aerodinamica delle turbine eoliche è il modello del disco attuatore di Rankine-Froude usato per derivare il limite di Betz nella conversione dell'energia proveniente dal vento.

Si parte dal presupposto che un generatore eolico si trovi in una corrente di aria infinita, alla velocità V_1 a monte e una corrente infinita alla velocità V_2 a valle.

Dal momento che non si può produrre energia se non a spese dell'energia cinetica, la velocità V_2 risulta necessariamente inferiore alla velocità V_1 , ne segue che la vena fluida attraversa il generatore eolico allargandosi.

Chiamiamo quindi V la velocità dell'aria nel momento in cui attraversa l'aeromotore e con S_1 e S_2 le sezioni della vena a monte e a valle e infine con S la superficie spazzata dall'elica.

Il rotore è approssimato da un disco attuatore con le seguenti ipotesi:

- 1) Numero infinito di pale
- 2) Pale con corde molto sottili
- 3) Pale prive di resistenza.

Il modello assume una caduta di pressione nel disco. Ciò rappresenta la forza richiesta per rallentare il flusso del vento ed estrarre energia. Esso pone inoltre le seguenti limitazioni:

- 1) La velocità del flusso è uniforme nella direzione radiale.
- 2) La velocità assiale varia con regolarità tra monte e valle
- 3) La rotazione della scia a valle è ignorata.

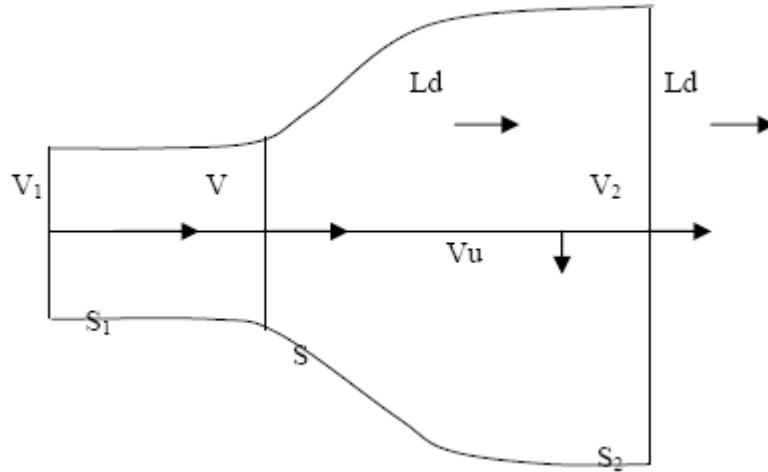


Fig. 1.2

Con riferimento alla Fig. 1.2, data l'incomprimibilità del fluido ($M < 0.3$, M = numero di Mach) e la permanenza del moto, possiamo scrivere:

$$S_1 V_1 = S V = S_2 V_2. \quad (1.1)$$

Valutiamo la forza esercitata dall'aria in movimento sul motore eolico. Secondo il teorema di Eulero tale forza F è diretta in avanti ed è uguale a:

$$F = \rho S V (V_1 - V_2). \quad (1.2)$$

La potenza P assorbita dal motore eolico il cui punto di applicazione della forza F si sposta alla velocità V rispetto alle molecole d'aria in movimento, risulta:

$$P = F V = \rho S V^2 (V_1 - V_2). \quad (1.3)$$

D'altra parte la potenza assorbita dal motore è anche uguale alla variazione di energia cinetica ΔT della massa d'aria che attraversa l'aeromotore per secondo ovvero:

$$\Delta T = \frac{1}{2} \rho S V (V_1^2 - V_2^2) = P = \rho S V^2 (V_1 - V_2) \quad (1.4)$$

e quindi

$$V = \frac{V_1 + V_2}{2} \quad (1.5)$$

la (5) esprime il Teorema di Rankine-Froude ed ha validità generale anche in presenza di perdite per resistenza, come si può dimostrare brevemente facendo ricorso a un bilancio energetico. Infatti F può anche essere scritta come:

$$F = \Delta p S \quad (1.6)$$

essendo Δp la differenza di pressione tra faccia anteriore e faccia posteriore del disco.

La differenza di pressione tra la sezione S_1 e la sezione S' immediatamente a monte del disco, vale, per il teorema di Bernoulli:

$$\Delta p_1 = p_1 - p = \frac{\rho(V_1^2 - V^2)}{2}. \quad (1.7)$$

Per ricavare il $\Delta p_2 = p' - p_2 = p' - p_o$ (p' è la pressione nella sezione immediatamente a valle del disco, p_o è la pressione atmosferica a valle), si scrive il bilancio energetico seguente. Dalla sezione S'' ($S = S' = S''$ data la vicinanza), immediatamente a valle del disco, entra l'energia:

$$\frac{p'}{\rho} + \frac{V^2}{2} + \frac{V_u^2}{2} + L_d ; \quad (1.8)$$

dalla sezione S_2 entra l'energia:

$$\frac{p_o}{\rho} + \frac{V_2^2}{2} + \frac{V_u^2}{2} + L_d ; \quad (1.9)$$

uguagliando si ricava

$$\Delta p_2 = p' - p_o = \frac{\rho(V^2 - V_2^2)}{2}, \quad (1.10)$$

in quanto i termini L_d e $\frac{V_u^2}{2}$ entrano ed escono invariati dalle sezioni S'' e S_2 e quindi si elidono.

Si noti che, quand'anche questi termini si trasformassero durante il tragitto da S'' a S_2 in calore (parte di L_d , quella di attrito, lo è già), ciò non sposta il bilancio ed il risultato, in quanto ciò che conta è la somma di tali valori.

È evidentemente:

$$\Delta p = \Delta p_1 + \Delta p_2 ; \quad (1.11)$$

sostituendo le espressioni di Δp_1 e Δp_2 e ponendo Δp nella 6) e infine eguagliando con la (2), si ottiene di nuovo

$$V = \frac{V_1 + V_2}{2}.$$

Come si vede la soprascritta relazione continua a sussistere anche in presenza delle perdite

L_d e $\frac{V_u^2}{2}$ a causa dell'elisione sopra discussa di tali termini dal bilancio energetico.

Sostituendo il secondo membro della (5) nelle espressioni di F e P si ottiene

$$F = \frac{1}{2} \rho S (V_1^2 - V_2^2) \quad (1.12)$$

$$P = \frac{1}{4} \rho S (V_1^2 - V_2^2) (V_1 + V_2). \quad (1.13)$$

Studiamo la variazione della potenza raccolta in funzione della velocità residua V_2 a valle dell'aeromotore. Supponendo che la velocità del vento a monte sia costante ed a questo scopo calcoliamo la derivata $\frac{dP}{dV_2}$. Si ottiene:

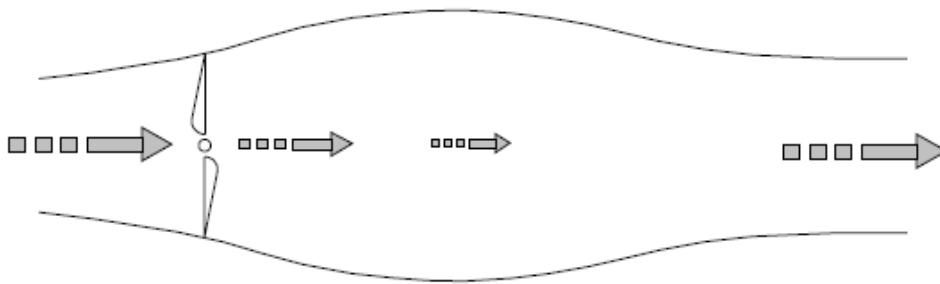
$$\frac{dP}{dV_2} = \frac{1}{4} \rho S (V_1^2 - 2V_1V_2 - 3V_2^2)$$

$$\frac{dP}{dV_2} = 0 \Rightarrow V_2 \begin{cases} -V_1 & \text{che non ha significato fisico} \\ \frac{V_1}{3} & \text{che corrisponde a } P_{\max} \end{cases}$$

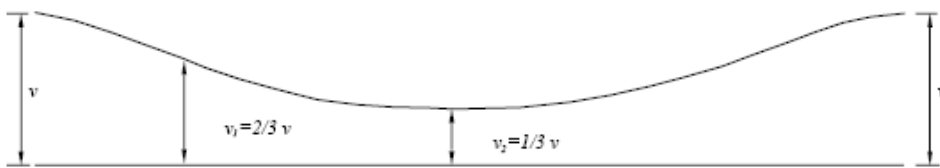
Inserendo quest'ultimo valore nell'espressione (13) di P , si ottiene:

$$P_{\max} = \frac{8}{27} \rho S V_1^3 = 0.36 S V_1^2, \quad (1.14)$$

nota come formula di Betz, dove si è assunto $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ (alla pressione atmosferica di 1 atm e $T = 15 \text{ }^\circ\text{C}$).



Andamento delle linee di corrente



Andamento della velocità



Andamento della pressione

Andamento delle linee di corrente, della velocità e della pressione di una vena d'aria che attraversa il disco battuto dalle pale.

Osservazione

Bisogna notare che la quantità $\frac{1}{2} \rho S V_1^2$ non rappresenta l'energia cinetica iniziale della massa di aria che attraversa l'aeromotore per secondo. Questa di fatto risulta pari a $\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^2$.

Tenendo conto del fatto che $S_1 V_1 = S V$ si può scrivere:

$$V = \frac{V_1 + V_2}{2} = \frac{2}{3} V_1 \quad \text{per } P_{max}$$

$$\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^3 = \frac{1}{2} \rho S_1 V \cdot V_1^2 = \frac{1}{3} \rho S V_1^3.$$

Si può esprimere P_{max} come

$$P_{max} = \frac{8}{9} \left(\frac{1}{3} \rho S V_1^3 \right) = \frac{8}{9} \left(\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^3 \right)$$

Sotto questa forma la teoria di Betz mostra che l'energia max suscettibile di essere raccolta da un motore eolico non può superare in alcun caso gli 8/9 (0.889) dell'energia cinetica della massa di aria che lo attraversa per secondo.

In realtà la potenza degli aeromotori più perfezionati non supera il 60-70% della P_{max} calcolata mediante la formula di Betz.

Si definisce C_p il rapporto tra potenza utile fornita dalla macchina e la potenza cinetica del vento indisturbato che attraversa una sezione pari a quella del disco. Quindi:

$$\text{Potenza utile} = \frac{\dot{m} (V_1^2 - V_2^2)}{2}$$

$$\text{Potenza vento} = \frac{1}{2} \rho S V_1^3 .$$

La potenza utile (o potenza all'albero), dopo aver introdotto C_p è definibile anche così:

$$\text{Potenza utile} = \frac{1}{2} \rho C_p S V_1^3 \quad (1.15)$$

è questa la formula usata in ambito eolico per avere una stima della potenza ricavabile.

$$\text{Ponendo } b = \frac{V_2}{V_1},$$

$$C_p = \frac{1}{2} (1 - b^2) (1 + b)$$

$$\frac{dC_p}{db} = 0 \Rightarrow C_{p_{max}} = C_p \Big|_{b=1/3} = \frac{16}{27} = 0.59 \quad \text{limite di Betz sul } C_p$$

Osservazione sul limite di Betz:

Intuitivamente c' è una velocità sul disco in rapporto a quella a monte del vento, per cui ho la massima conversione di energia:

- se non c' è cambiamento nella velocità del vento, non c' è estrazione di energia \Rightarrow la potenza sulla turbina eolica sarà nulla.

- se il flusso venisse completamente arrestato, tutta l'energia verrebbe dissipata e comunque la turbina per funzionare ha bisogno di una certa portata di flusso.

Quindi ci sarà un valore di V ove $V_1 < V < 0$ per cui si avrà che $b = 1/3$ e quindi si avrà la massima frazione di energia estratta prevista da Betz.

Nel caso reale la maggior perdita di energia è dovuta a:

- 1) resistenza viscosa sulle pale
- 2) resistenza dovuta alla scia elicoidale
- 3) perdite meccaniche ed elettriche.

Se introduciamo il parametro

$$a = \frac{V_1 - V}{V} \quad (1.16)$$

che, come vedremo in seguito, è il coefficiente di induzione assiale, nell'espressione del C_p (15) ove $b = 1 - 2a$, otteniamo:

$$C_p = 4a(1-a)^2$$

$$C_{p_{\max}} \Big|_{a=1/3} = \frac{16}{27} ;$$

inoltre

$$\begin{cases} V_2 = V_1(1-2a) \\ V = V_1(1-a) \end{cases} \quad (1.17)$$

La (17) mette in chiaro che la velocità assiale indotta nella scia è doppia rispetto a quella indotta sul disco.

I limiti sul coefficiente a secondo la teoria del disco, sono:

$$0 < a < 1/2$$

per $a = 0$ non si ha estrazione di energia

per $a = 1/2$ la velocità della scia dietro il rotore è 0, soluzione fisicamente impossibile.

Fuori da questo range, le ipotesi della teoria del disco sono violate; in pratica per $a > 1/2$ il flusso diviene turbolento fino a divenire perfino in controcorrente rispetto alla direzione del vento come descrivono Eggleston e Stoddard, che illustrano il

fenomeno dicendo che ci sono molti “stati” delle turbine eoliche derivanti dal diverso calettamento delle pale, che può variare da valori molto positivi a valori negativi.

Questi stati sono:

- 1) elica trattiva
- 2) rotore in bandiera
- 3) aerogeneratore
- 4) aerogeneratore con flusso turbolento
- 5) aerogeneratore con vortici ad anello
- 6) elica frenata.

Lakshmi N. Sankar, della scuola di Ingegneria Aerospaziale e Istituto di Tecnologia della Georgia, ha visualizzato tali stati in un’esperienza presso laboratori di Sandia National per conto dell’NREL (National Renewable Energy Laboratory).

Nell’esperienza la turbina ruota a velocità angolare costante e l’angolo di calettamento globale è settato su un determinato valore, mentre viene variata V_1 con continuità e in maniera crescente.

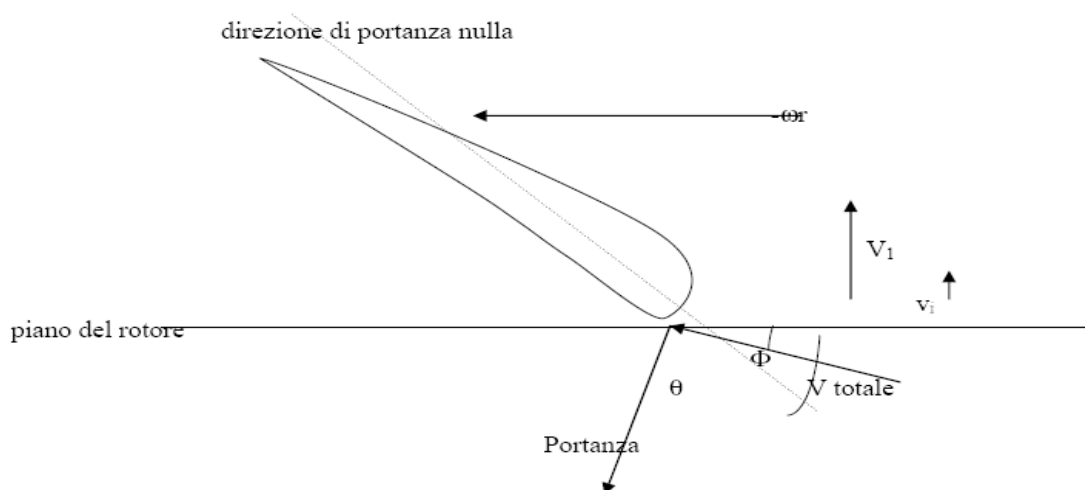


Fig. 1.3

Φ rappresenta il locale angolo di incidenza di V_{totale} sul piano del rotore

θ = angolo di calettamento riferito alla direzione di portanza nulla

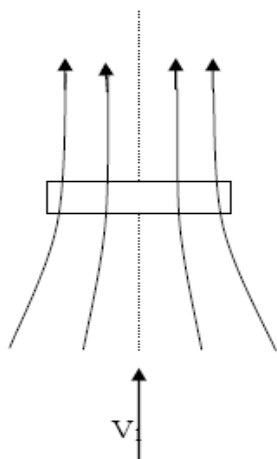
$-\omega r$ = velocità periferica rotazionale inversa a quella del rotore

V_1 = velocità asintotica del vento a monte

v_i = velocità assiale indotta sul piano del disco

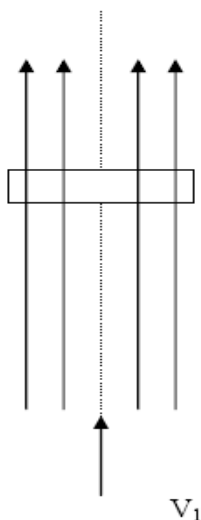
V = velocità assiale totale nel piano del disco = $V_1 + v_i$

1) stato di elica trattiva: si ha quando $\theta > \Phi$, cioè quando $V_1 < \omega r$ e quindi v_i è concorde con V_1



In questo stato, il rotore accelera il vento nella direzione della sua provenienza, cedendogli energia. Quindi la velocità indotta v_i ha la stessa direzione del vento; ovviamente è richiesta potenza esterna sull'albero motore per mantenere la velocità angolare, che, per esempio, sugli aerei turboelica è fornita dal motore.

2) stato di bandiera: si ha quando $\theta = \Phi$ e quindi $v_i = 0$. Il rotore non dà né riceve energia dal flusso.



3) stato di aerogeneratore: si ha quando $\theta < \Phi$; V_1 aumenta rispetto a ωr e, dalla teoria del disco attuatore, $0 < v_i < V_1 / 2$

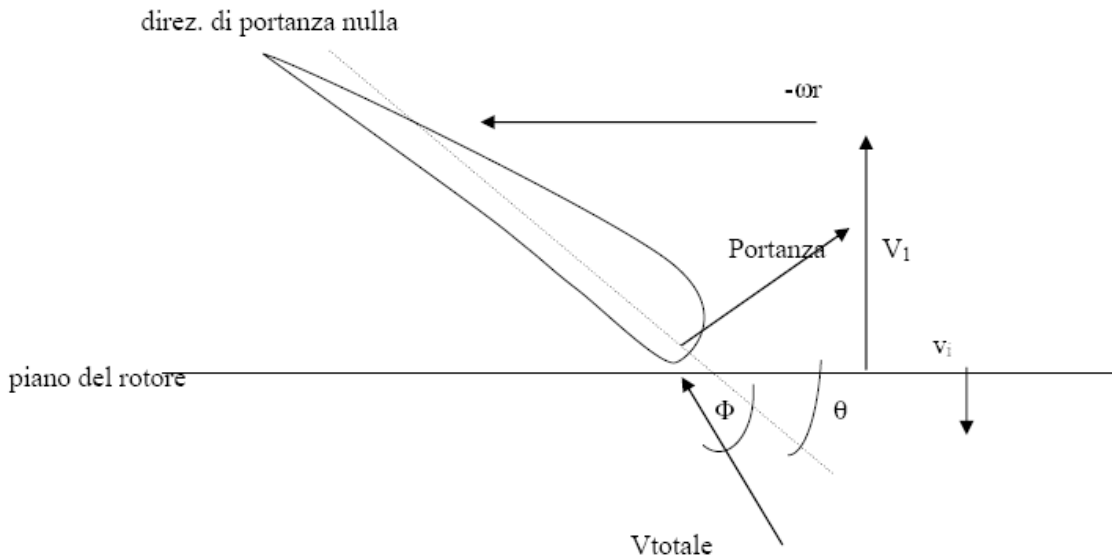
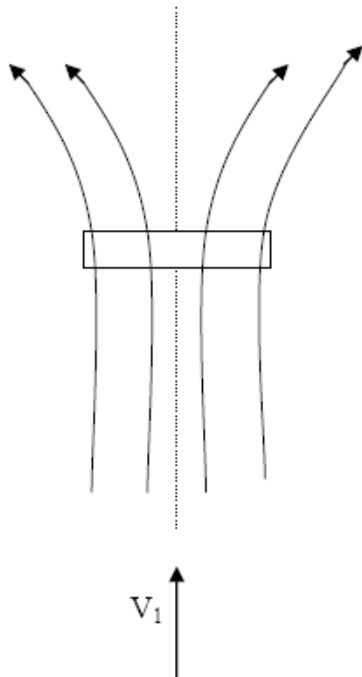
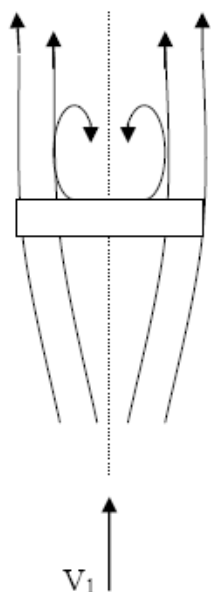


Fig. 1.4



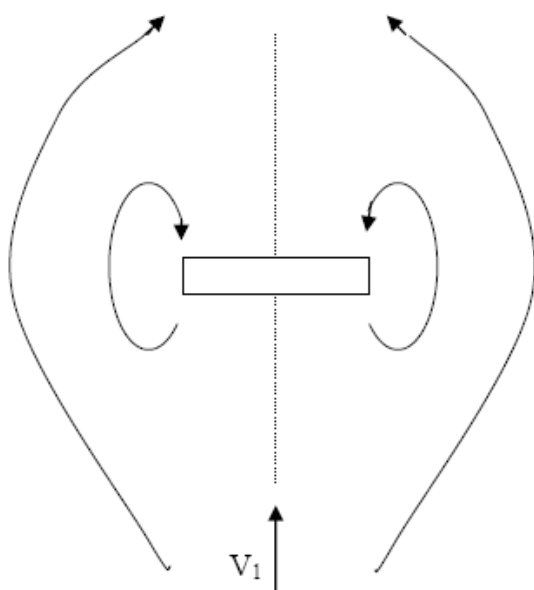
Il rotore estrae energia dall' energia cinetica del vento e il campo è stazionario nel piano rotore.

4) stato di aerogeneratore in flusso turbolento: si ha quando $\theta < \Phi$; V_1 aumenta ancora rispetto a ωr , mentre $v_i > V_1 / 2$ ma non di molto



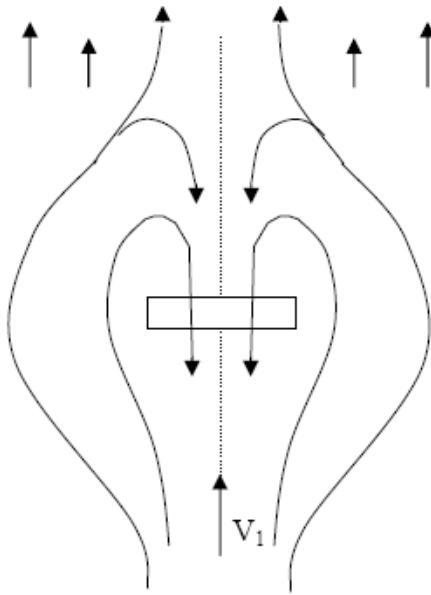
Il rotore genera ancora potenza, sebbene ridotta rispetto al caso precedente. Il disco appare opaco. Il flusso intorno al rotore è altamente NON UNIFORME e NON STAZIONARIO e non si può applicare la teoria del disco attuatore.

5) stato di aerogeneratore con vortici ad anello: si ha quando $\theta < \Phi$; V_1 aumenta ancora di più rispetto a ωr , mentre $v_i \cong V_1$



In questo stato i vortici delle estremità vengono contemporaneamente spinti avanti dal vento che sopraggiunge e spinti indietro dalle velocità indotte e quindi vengono intrappolati in vortici ad anello. Sempre più vorticità è catturata in una ciambella che poi scoppia permettendo alla vorticità di essere spazzata via a valle. Si origina così un flusso instabile vicino al disco, dopodiché ricomincia la generazione della vorticità di estremità a "ciambella". Il fenomeno è quindi periodico non stazionario e instabile.

6) stato di elica frenata: si ha quando $\theta < \Phi$; ; V_1 aumenta ulteriormente rispetto a ωr , mentre $v_i > V_1$



È un secondo stato turbolento. In questo stato la vorticità ad anello è subito spazzata via dal vento forte. Il rotore stalla e funziona come una piastra ad un certo angolo di attacco (come gli antichi mulini). Quindi la potenza sviluppata è dovuta alla resistenza e non alla portanza, e quindi potenza sviluppata ed efficienza sono molto basse (C_p pari a circa 0,17).

Osservazione:

Gli stati 5) e 6) sono da evitare oltre che per i bassi rendimenti e potenze sviluppate anche perchè comportano carichi affaticanti aggiuntivi sul rotore. Ciò si può fare variando opportunamente il calettamento globale della pala.

1.3.2 Modello dell' elemento pala

Continuando la rassegna dei modelli aerodinamici, un metodo meno approssimato, rispetto a quello del disco attuatore, è quello della **Teoria dell'elemento pala** (Blade Element Theory) o **momentum anulus vortex model** definita per la prima volta da Glauert.

Il modo tradizionale per estendere la teoria del disco attuatore è di dividere il flusso che attraversa le pale in un numero di tubi di corrente anulari concentrici. Le equazioni di continuità, quantità di moto e momento angolare del flusso valgono anche in ogni tubo di corrente. Si considerano poi le forze agenti sugli elementi pala, ovvero la porzione delle pale intersecate da ogni tubo di corrente. La velocità e la pressione in ogni tubo di corrente sono costanti ma possono variare da un tubo all'altro; si ammette quindi che le forze e il flusso che le genera abbiano una dipendenza radiale.

Tale teoria ammette ancora come ipotesi che il rotore abbia infinite pale. Ciò equivale ad ammettere che il flusso sia uniforme circonferenzialmente. Ovviamente con un

numero molto piccolo di pale la teoria dell'elemento pala è usata per rappresentare gli effetti medi. L'esperienza mostra che le tipiche analisi delle prestazioni degli aerogeneratori possono essere fatte accuratamente con un numero di pale che va da 10 a 20; comunque, per ovviare a questa semplificazione vengono introdotti dei coefficienti (ad esempio il "Prandtl tip loss factor") per riportare il caso di infinite pale a quello di un numero finito di pale. Altra limitazione di tale teoria è che non considera gli effetti della scia elicoidale.

A questo punto è opportuna una descrizione più dettagliata di questa teoria base, Blade Element Theory, che funge da linea guida per la maggior parte dei metodi di progettazione di aerogeneratori, compreso quelli che si basano sul **Modello con scia vorticosa elicoidale prescritta**. A tal proposito occorre prima dare alcune definizioni fondamentali di un'elica:

Caratteristiche geometriche: definizioni

L'elica comporta un certo numero di pale. Si definiscono:

Asse elica: asse di rotazione dell' elica

Diametro elica: il diametro del cerchio spazzato dalle pale

Asse di una pala: nelle eliche moderne è l'asse longitudinale, intorno al quale si può far variare l' inclinazione delle pale rispetto al piano di rotazione dell'elica.

Sezione di una pala: la sezione di una pala ottenuta da un cilindro che abbia per asse l' asse dell' elica (la sezione di una pala varia con la distanza che la separa dall'asse dell'elica).

Passo dell'elica: il passo di una sezione situata a distanza r dall' asse è pari alla distanza GH di cui avanzerebbe per la rotazione di un giro, un'elica (a passo costante) che si avviti nell'aria.

Angolo di calettamento

del profilo: è l'angolo α che la corda del profilo forma con il piano di rotazione dell'elica.

Tip: estremità della pala
Hub: porzione della pala più vicina all'ogiva

Il passo H è legato all'angolo di calettamento tramite la relazione:

$$H = 2\pi r \tan \alpha$$

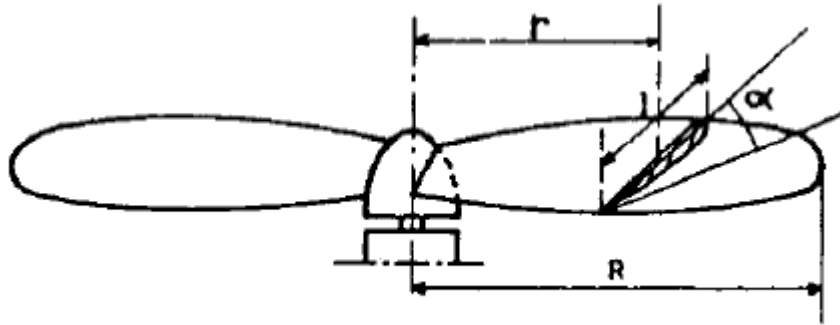


Fig. 1.5

Inoltre è importante introdurre il concetto di **velocità specifica** λ , pari a:

$\lambda = \frac{\omega r}{V_1}$, ricordando che ω è la velocità angolare, V_1 è la velocità del vento, r è un

raggio generico minore o uguale a R (R = raggio dell' elica). Abbiamo inoltre che:

$\lambda = \lambda_0 \frac{r}{R}$, dove $\lambda_0 = \frac{\omega R}{V_1}$ è la **velocità specifica al tip**.

1.3.2.1 Alcune assunzioni della teoria dell'elemento pala

Ci sono due fondamentali assunzioni necessarie per estendere la teoria del disco attuatore:

- 1) Il flusso in ogni tubo di corrente è indipendente da quello negli altri tubi di corrente (quindi non esiste una componente trasversale della velocità)
- 2) Le forze che agiscono su ogni elemento pala sono le stesse che agiscono su un profilo di stessa sezione angolo d'incidenza e velocità effettiva.

È facile dimostrare che ambedue le assunzioni possono cadere in difetto. Per quanto riguarda la prima, se c'è una dipendenza radiale della velocità, allora ci deve essere

un gradiente radiale di pressione nel flusso, e ogni tubo di corrente eserciterà una forza sui suoi due vicini. Fortunatamente questa forza è ridistributiva, cioè il suo integrale sull'intero flusso è zero, così ignorandola non si commette un grosso errore. La seconda assunzione è molto più interessante. L'analogo profilo 2D di un aerogeneratore è una serie di profili spazati di $a = 2\pi r / N$, dove N è il numero delle pale.

Il rapporto tra la lunghezza della corda c e a definisce la locale solidità $\sigma = cN / 2\pi r$. Se $\sigma \rightarrow 0$, allora ci aspettiamo che la pala si comporti come un profilo, ma se σ è alta, il flusso su ogni pala sarà influenzato dalla vicinanza delle altre pale. Uno degli effetti maggiori di questa vicinanza è il ritardo della separazione, come si osserva sperimentalmente. Così la seconda assunzione richiede che $\sigma \rightarrow 0$. È interessante notare che i rotori progettati per prestazioni di ottimo, usualmente hanno piccole solidità, comprese tra 0,1 e 0,2.

1.3.2.2 Le equazioni conservative per i tubi di corrente anulari

Il raggio all'estremità della pala è R . Lo spessore del tubo di corrente a monte è dr_1 , dr sulle pale, e dr_{inf} nella scia a valle. Il tubo di corrente è circolare e $dr \ll r$. Si trascura la velocità in direzione radiale ma la velocità circonferenziale è considerata. Prima considereremo le equazioni conservative.

1.3.2.2.1 Conservazione della massa

Applicando l'equazione di conservazione della massa all'elemento del tubo di corrente circolare (vedi fig. 1.6):

$$\rho V_1 2\pi r_1 dr_1 = \rho V 2\pi r dr = \rho V_{inf} 2\pi r_{inf} dr_{inf}$$

o analogamente

$$V_1 r_1 dr_1 = V r dr = V_{inf} r_{inf} dr_{inf} \quad (1.18)$$

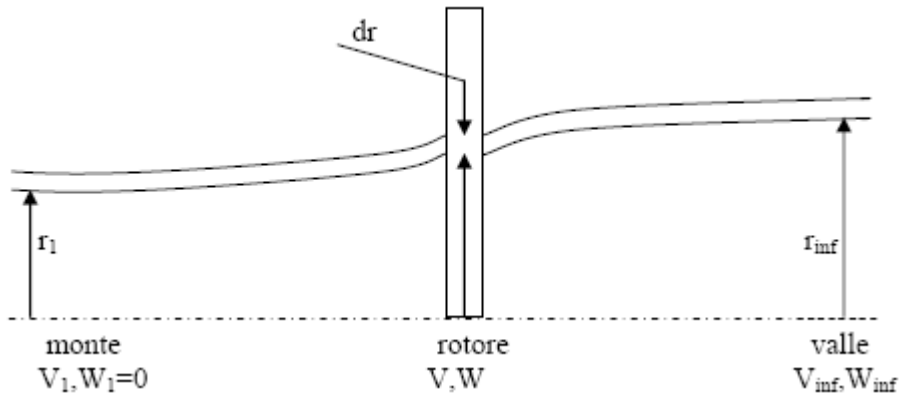


Fig. 1.6 Tubo di corrente anulare che interseca l' elemento pala

1.3.2.2 Conservazione della quantità di moto

Il contributo del flusso elementare alla forza assiale sul rotore è:

$$dF = \rho V_1 V_1 2\pi r_1 dr_1 - \rho V_{inf} V_{inf} 2\pi r_{inf} dr_{inf}$$

usando l' equazione (18), si ottiene

$$dF = 2\pi \rho V r dr (V_1 - V_{inf}).$$

Questa è la forza totale che agisce sugli N elementi pale che intersecano il tubo di corrente elementare. Tale forza può essere riscritta come:

$$dF = 4\pi r \rho V_1^2 a(1-a) dr \quad (1.19)$$

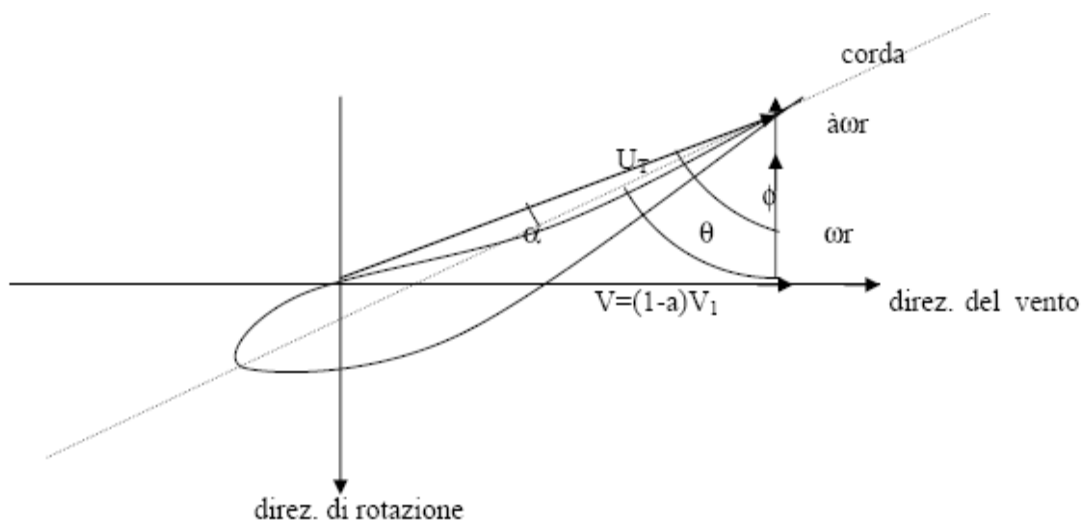


Fig. 1.7

dove a è il coefficiente di interferenza assiale definito dalla (1.16).

Occorre osservare che, più grande è il valore di a , più il vento viene rallentato

attraverso le pale.

1.3.2.2.3 Conservazione del momento angolare

Il momento elementare che agisce lungo l'asse di rotazione è:

$$dT = \rho r_{inf} W_{inf} V_{inf} 2\pi r_{inf} dr_{inf}, \quad (1.20)$$

assumendo che non ci sia velocità rotazionale a monte del rotore.

A valle del rotore, per la conservazione del momento angolare, si ha $rW = r_{inf}W_{inf}$.

Usando questa relazione e quella della conservazione della massa

$$\begin{aligned} dT &= 2\pi\rho V_1(1-a)Wr^2 dr \\ dT &= 4\pi r\rho V_1(1-a)a'\omega r dr \end{aligned} \quad (1.21)$$

dove $W = 2a'\omega r$ definisce il doppio del fattore di interferenza rotazionale. La velocità media \underline{W} vista dalle pale è

$$\underline{W} = \frac{W_1 + W}{2} = \frac{W}{2} = a'\omega r \quad (1.22)$$

1.3.2.2.4 Forze che agiscono sull'elemento pala

Dalla precedente argomentazione, adesso sappiamo le componenti della velocità su un elemento pala posto al raggio r . Si ignora qualsiasi velocità trasversale (velocità entrante o uscente dalla pagina). Con riferimento alla Fig. 1.8, la velocità lungo la direzione del vento è $V = (1-a)V_1$, quella circonferenziale è $W = (1+a')\omega r$. Sommando vettorialmente queste due velocità otteniamo la velocità effettiva totale U_T vista dall'elemento pala. Inoltre la figura 1.8 definisce tre importanti angoli: θ , **angolo di pitch** (somma dell'angolo di twist locale e l'angolo di calettamento globale), che la corda forma con il piano di rotazione; i , **angolo di incidenza**; φ , **angolo di inclinazione** che la velocità totale U_T forma con il piano di rotazione.

Dalla geometria si ha:

$$\theta + i = \varphi ; \quad (1.23)$$

la Fig. 1.8 mostra la portanza e la resistenza risultanti sull'elemento pala al raggio r .

La portanza agisce perpendicolarmente alla velocità U_T mentre la resistenza agisce nella stessa direzione di U_T . Dal momento che lo scopo principale delle forze sviluppate sull'elemento pala è produrre un momento intorno all'asse di rotazione, la figura indica la necessità di massimizzare la portanza e minimizzare la resistenza, dato che la resistenza riduce il momento prodotto dalla portanza. Quindi la chiave delle prestazioni dell'aerogeneratore risiede nell'aumentare l'efficienza aerodinamica.

In genere gli aerogeneratori veloci operano, all'estremità delle pale, ad alti valori di $\lambda = \frac{\omega r}{V_1}$, tipicamente in un range compreso fra 7 e 10, mentre alla radice, ωr vale circa

zero, quindi θ deve variare significativamente con il raggio per mantenere le

incidenze sotto la zona di stallo dei profili. Dalla teoria dei profili alari sappiamo che

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho U_T^2 C_l c \\ D &= \frac{1}{2} \rho U_T^2 C_d c \end{aligned} \quad (1.24)$$

dove C_l , C_d e c sono rispettivamente il **coefficiente di portanza**, **di resistenza** e la **corda** del profilo.

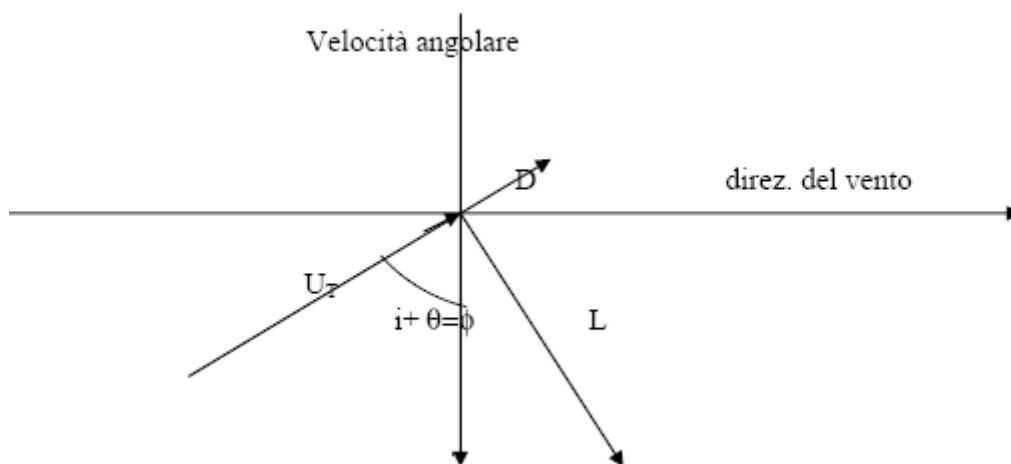


Fig. 1.8

Adesso proiettiamo la portanza e la resistenza lungo le direzioni circonferenziale e assiale che sono quelle che interessano al progettista delle turbine eoliche.

La spinta totale sulle N pale è

$$dF = \rho U_T^2 c N (c_l \cos \phi + c_d \sin \phi) \frac{dr}{2}, \quad (1.25)$$

mentre il momento dovuto alla componente tangenziale è

$$dT = \rho U_T^2 c N (c_l \cos \phi + c_d \sin \phi) r \frac{dr}{2}. \quad (1.26)$$

Le equazioni (25) e (26) sono la base delle equazioni della teoria dell'elemento pala. Negli anni queste equazioni hanno subito molte modifiche per tenere conto di aspetti trascurati in questa prima versione della teoria base. Per esempio per tener conto del numero finito di pale che implica che le velocità e le pressioni non sono circonferenzialmente uniformi, come invece ipotizza la Blade Theory, è stato introdotto un coefficiente correttivo P , “**Prandtl's tip loss factor**”. Al posto del semplice dr nelle equazioni 25) e 26) si sostituisce Pdr ove

$$P = \frac{2 \arccos(e^{-f})}{\pi}$$

con f pari a

$$f = \frac{N(R-r)}{2R \sin \phi}.$$

Tale calcolo conduce ad una formula integrale, per la perdita dovuta al numero finito delle pale, del tipo

$$\eta_p = \left(1 - \frac{1,39}{P} \sin \phi\right)^2, \quad (1.27)$$

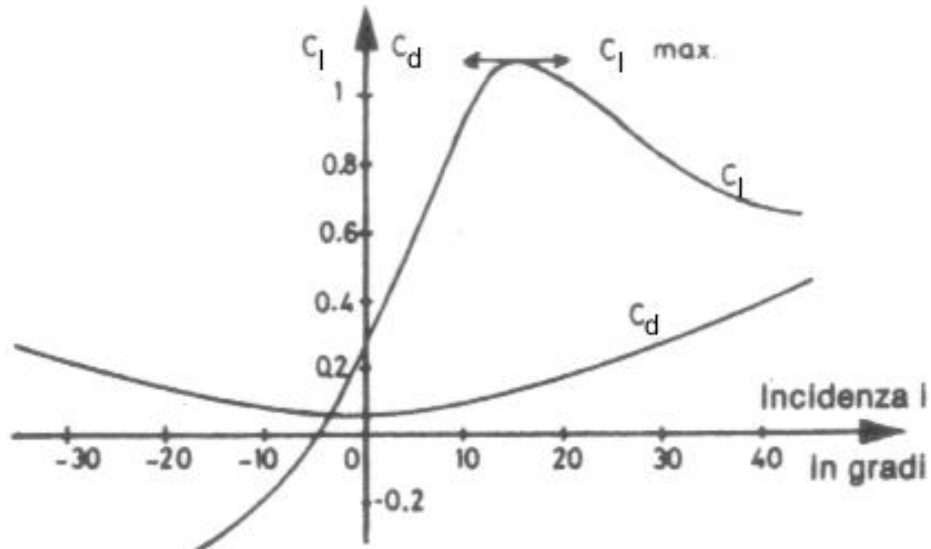
dove ϕ è l'angolo di inclinazione all'estremità delle pale.

In pratica, η_p , che è sempre minore dell'unità, apporta solo una piccola differenza nel predire le prestazioni dell'aerogeneratore ed è spesso trascurato.

1.3.2.2.5 Variazione di C_l e C_d in funzione dell'incidenza

Il valore dei coefficienti dimensionali C_l e C_d dipende dall'incidenza i . La figura seguente, relativa al profilo di un aereo, mostra che C_d passa da un minimo in funzione di i e che C_l ammette un massimo ed un minimo. Tali massimo e minimo di C_l corrispondono di fatto entrambi a dei massimi di portanza. Il minimo della curva

corrisponde alla portanza massima per incidenze negative (volo rovesciato). Il massimo corrisponde alla portanza massima per delle incidenze positive (volo normale).



1.3.3 Modello con scia vorticoso elicoidale prescritta

Un modello più avanzato è il modello con scia vorticoso elicoidale prescritta. Questo è il modello utilizzato nell'implementazione della metodologia di progetto aerodinamico dell'aerogeneratore in oggetto.

Si ipotizza che i vortici, che formano una scia a spirale dietro le estremità delle pale, definiscono il campo intorno al rotore accordandosi al teorema di Biot-Savart. Anche qui ogni sezione del rotore genera una forza di portanza proporzionale alla vorticità locale (influenzata anche da quella della scia elicoidale). Integrando gli effetti dei vortici di coda sulla pala, si possono determinare le velocità e quindi le forze e i momenti che agiscono sul rotore. Come nel modello precedente anche qui sono richiesti i dati dei profili alari 2D.

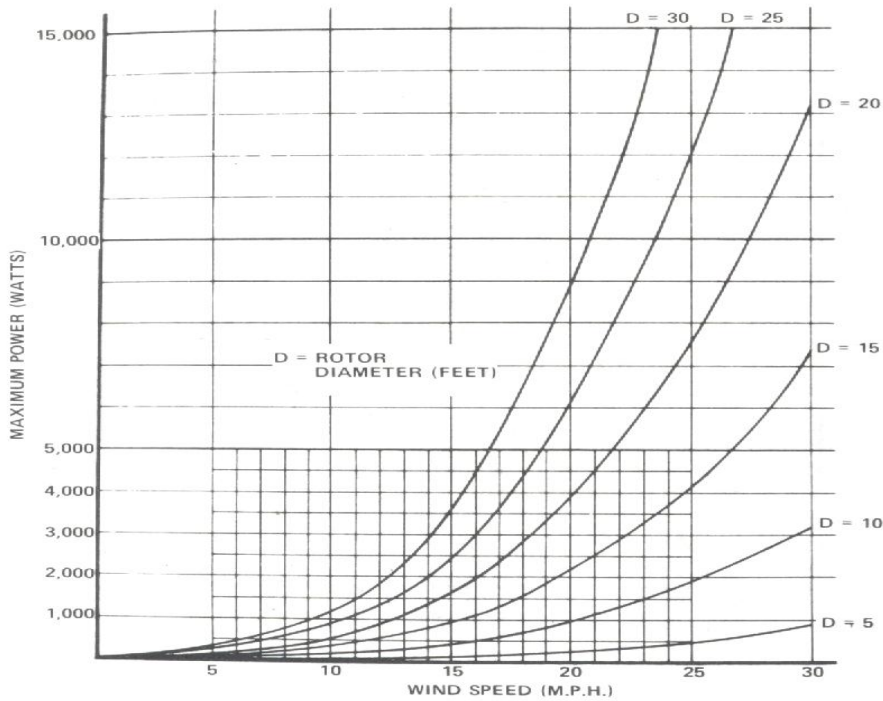
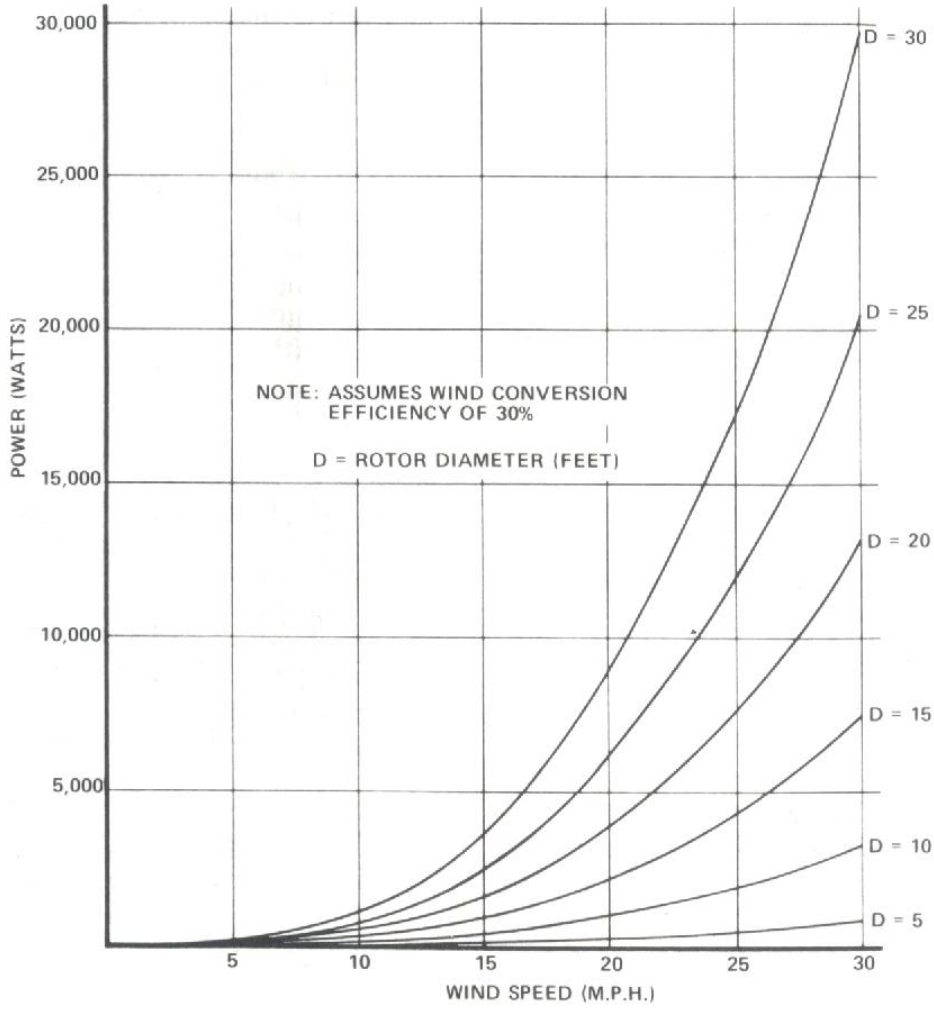
1.3.4 Modello con scia vorticosa libera

Un modello ancora più avanzato è il Modello con scia vorticosa libera: infatti è abbandonata l'idea di scia fissa a elicoide rigido e la direzione dei vortici di scia è calcolata iterativamente. Ovviamente, questo metodo necessita di elevati tempi macchina e la precisione ottenuta non è molto maggiore del metodo di Glauert.

Attualmente ci sono una serie di laboratori che stanno studiando l'ottimizzazione con metodi che fanno uso di codici di calcolo CFD (fluidodinamica computazionale) per descrivere al meglio la fisica del problema su aerogeneratori di medie e grosse dimensioni. Si tiene quindi conto anche del campo della alte incidenze, della transizione dello strato limite, della separazione di quest'ultimo, dell'instabilità, degli effetti di ritardo. I dati teorici vengono poi confrontati con i risultati di prove sperimentali fatte in galleria del vento. L'uso di questi codici necessita però di lunghi tempi macchina non compatibili con i nostri tempi di progetto. Inoltre, le dimensioni del nostro aerogeneratore sono piccolissime al confronto di quelli per cui sono stati implementati tali modelli CFD. Quindi, nel nostro caso, dobbiamo confrontarci con bassi numeri di Reynolds, campo dove anche gli attuali metodi CFD non sono attendibili. Da tutto ciò nasce la necessità di implementare una metodologia più semplice (quindi dai ridotti tempi macchina), capace di tenere conto degli effetti dei bassi Re , e il cui grado di approssimazione permetta comunque di stabilire quale scelta geometrica della pala sia la migliore in termini di C_p .

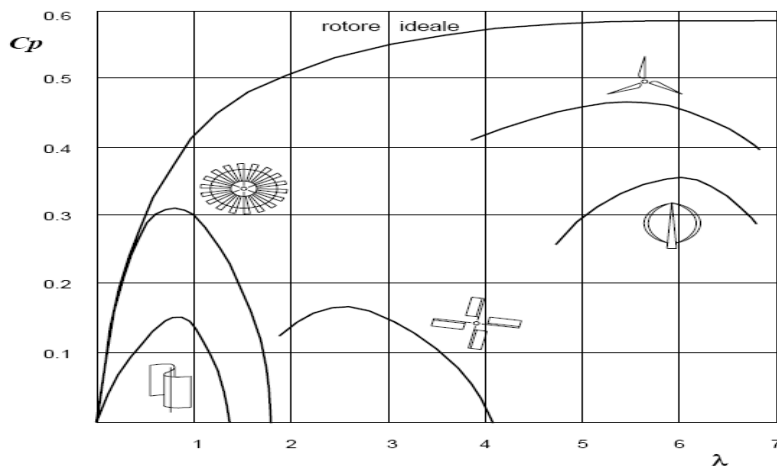
1.4 Breve descrizione delle macchine ad asse orizzontale

Seguono esempi di diagrammi che mostrano l'andamento della potenza ricavabile in funzione della velocità del vento, fissati il diametro del rotore e C_p . Essi sono stati tracciati utilizzando la ben nota formula (15).



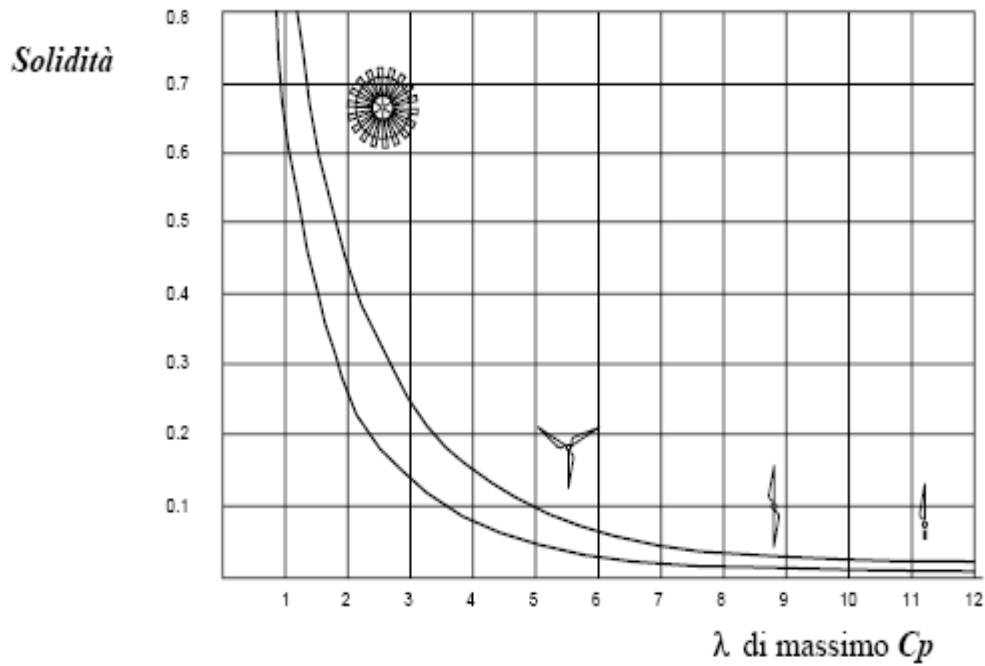
Esempi di tipiche curve di potenza con C_p assegnato

Nella figura successiva è riportato l'andamento del coefficiente di potenza in funzione di λ_0 per differenti tipi di macchine eoliche. Si può osservare come per ogni tipo di impianto esista un valore ottimale in corrispondenza del quale il C_p è massimo. Per questo valore si verificano cioè le migliori condizioni aerodinamiche, corrispondenti comunque in genere ad efficienze inferiori al 75% del valore massimo teorico estraibile dal vento, pari al 59.3%.



Coefficienti di potenza delle diverse macchine eoliche al variare della velocità specifica

Un altro parametro caratteristico che distingue le prestazioni delle differenti macchine eoliche è la **solidità**, definita come il rapporto tra l'aria complessiva occupata dalle pale e l'area del disco battuto. In genere all'aumentare della solidità si riduce il coefficiente di potenza in quanto aumenta la turbolenza provocata dall'elevato ingombro delle pale e si creano degli effetti dissipativi. Nonostante ciò, i rotori tradizionali ad alta solidità sono sicuri e riescono a fornire la massima potenza per velocità di rotazione modeste; il coefficiente di potenza risulta massimo a bassi valori del rapporto di velocità periferica per cui risultano particolarmente adatti ad azionare direttamente per via meccanica le macchine operatrici.



Rapporto fra solidità e velocità specifica

Le installazioni eoliche più potenti che siano state costruite sono del tipo ad asse orizzontale e si suddividono in:

- aeromotori lenti
- aeromotori veloci

1.4.1 Aeromotori lenti

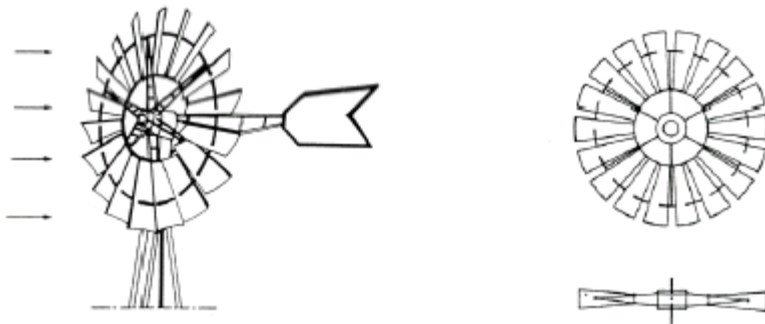


Fig. 1.9

Essendo lenti, a parità di potenza erogata, necessitano di un maggior numero di pale il cui numero varia da 12 a 24, coprendo quasi totalmente la superficie della ruota.

Il diametro degli aeromotori più grandi di questo genere che si costruiscono oggi è

dell'ordine dei 5-8 m. È stata anche costruita negli Stati Uniti una ruota multipala del diametro di 15 m. Va precisato che questi aeromotori multipala sono utilizzati con venti di debole intensità. Essi partono a vuoto con dei venti dell'ordine di 2-3 m/s. La coppia di avviamento è relativamente elevata.

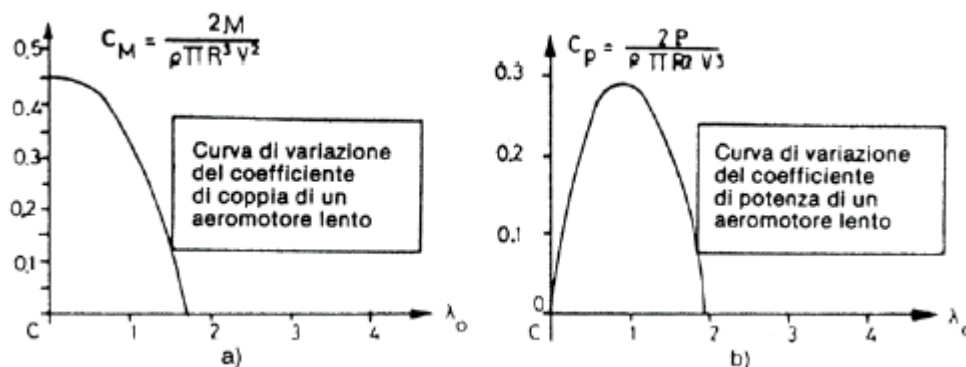


Fig. 1.10

I grafici in Fig. 1.10 rappresentano i risultati di prove effettuate nei laboratori Eiffel. Per il modello considerato il rendimento massimo è intorno a $\frac{\omega r}{V_1} = 1$.

Queste condizioni corrispondono a una velocità di rotazione ottimale in g/min pari a:

$$n = \frac{60V_1}{\pi D} = \frac{19V_1}{D},$$

e a un valore di C_p pari a 0,3 vale a dire ad una capacità di catturare l'energia pari al 50% del limite di Betz.

Sapendo che la densità dell'aria sul livello del mare è pari a $1,225 \text{ kg/m}^3$, risulta che la potenza massima suscettibile di essere ottenuta da questo tipo di macchina può venire calcolata in funzione del diametro mediante l'espressione:

$$P_{\max} = 0,15D^2V_1^3 \quad (P = 1/2 \cdot \rho C_p S V_1^3)$$

dove:

D = diametro del rotore

V_1 = velocità del vento

La potenza è espressa in W , D in m , V_I in m/s .

Le potenze sviluppate da aeromotori lenti sono relativamente modeste per due ragioni: queste macchine utilizzano principalmente venti di velocità comprese tra i 3 e i 7 m/s ; d' altra parte il peso delle ruote è tale che nella costruzione non si superano diametri di 5-8 m .

Questo genere di macchine tuttavia rende degli importanti servizi nelle regioni in cui il vento è dell'ordine dei 4-5 m/s , in particolare per il pompaggio dell'acqua.

1.4.2 Aeromotori veloci

In questi il numero delle pale è assai più limitato dal momento che varia tra due e quattro.

L'interesse degli aeromotori veloci sta soprattutto nel fatto che, a parità di potenza, essi sono assai più leggeri degli aeromotori lenti, ma presentano d'altra parte l'inconveniente di mettersi in moto con difficoltà: salvo che non vi siano dei dispositivi speciali, è necessario almeno un vento di 5 m/s perché si mettano a girare. Le figure che seguono rappresentano due aeromotori veloci a tre a due pale.

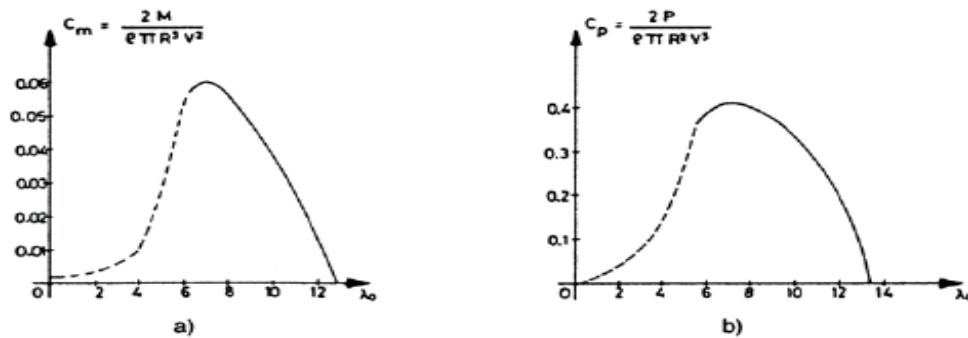


Fig. 1.11

Le velocità di rotazione, a parità di potenza sviluppata, sono notevolmente più elevate rispetto alle macchine precedenti, e sono tanto maggiori quanto più il numero delle pale è ridotto.

Le seguenti figure rappresentano le curve di variazione dei coefficienti di momento e di potenza in funzione della velocità specifica λ_0 di un aeromotore bipala provato ai

laboratori Eiffel.



Per il modello considerato il rendimento è massimo per

$$\lambda_0 = \frac{\pi D n}{60 V_1} = 7$$

il che corrisponde a una velocità di rotazione $n = \frac{135 V_1}{D}$ e ad un valore di $C_p = 0,4$.

Secondo prove effettuate, la potenza massima dell' aeromotore e di altri simili può essere ottenuta applicando la relazione:

$$P_{\max} = 0,20 D^2 V_1^3 \quad (P = 1/2 \cdot \rho C_p S V_1^3)$$

È questa espressione che si usa in prima approssimazione per determinare la potenza massima suscettibile di essere fornita dagli aeromotori veloci, siano essi a due, tre o quattro pale.

Grazie alla loro elevata velocità di rotazione e al loro numero esiguo di pale, ne consegue che il loro prezzo e il loro peso sono di gran lunga minori a pari diametro, rispetto agli aeromotori lenti. D' altra parte gli effetti di colpi di vento causano variazioni relative di sforzo meno notevoli, dal momento che sono calcolate per resistere a degli sforzi centrifughi ben maggiori rispetto a quelli che agiscono sugli aeromotori lenti. I dispositivi di annullamento mediante la rotazione delle pale sui loro assi, previsti per le turbolenze, richiedono pure forze di azionamento limitate. Quando la macchina è tenuta ferma, la spinta assiale, anche se le pale sono tenute in posizione di lavoro, è più debole rispetto a quando è in funzione, fatto che non si verifica con gli aeromotori lenti.

Questi vantaggi sono controbilanciati da un inconveniente: il piccolo valore della coppia di partenza. Un aeromotore veloce deve partire senza dover fornire uno sforzo apprezzabile. Si può limitare tale inconveniente dando una larghezza maggiore e il

migliore angolo di calettamento possibile alle pale in prossimità dell'asse, oppure utilizzando delle pale a passo variabile munite di un regolatore. L'angolo di calettamento globale deve essere massimo alla partenza e diminuire man mano che la macchina acquista velocità.

Vediamo ora la teoria relativa al volo verticale, tipica degli elicotteri, simile in certi casi alla teoria appena descritta ma completamente diversa in altri.

2. Il volo verticale

Il rotore di un elicottero non è altro che una comune elica propulsiva con la differenza che l'asse di rotazione è verticale rispetto a quest'ultima. Di conseguenza le condizioni di funzionamento di un rotore sono 3:

- 1) Hovering
- 2) Salita o discesa verticale
- 3) Volo traslato

L'hovering è una condizione di funzionamento fondamentale in cui l'elicottero e quindi il rotore rimane sospeso in aria senza salire o scendere di quota. In questa configurazione il rotore genera trazione (verso l'alto) mentre è investito da una corrente di velocità asintotica, cioè all'infinito a monte, nulla. Questa condizione è perfettamente equivalente al funzionamento di un'elica a punto fisso. L'importanza dell'hovering per un rotore è tale che esso può essere considerato la caratteristica che lo identifica e contraddistingue. Al contrario di quello che si potrebbe pensare non è facile mantenere un elicottero sospeso a una data quota in quanto basta una piccola turbolenza per rendere il controllo estremamente difficoltoso. Per rendersi conto di quanto sia importante la condizione di hovering per un rotore basti pensare alle migliaia di salvataggi eseguiti in tutto il mondo tramite elicotteri in hovering sul mare, su fiumi, sulle montagne o su centri abitati colpiti da calamità naturali. La condizione di volo verticale (salita o discesa) è tipica del decollo e dell'atterraggio ma la possiamo trovare anche in concomitanza col volo traslato. Vedremo che l'atterraggio di un elicottero non è una cosa banale. Infine il volo traslato (forward flight) è la condizione più comune per un elicottero nonostante sia il caso più complesso da descrivere dal punto di vista aerodinamico. Durante lo svolgimento di questa tesi sono state analizzate, per quanto riguarda l'aerodinamica del rotore e il suo dimensionamento, due teorie principali:

- 1) teoria del momento (o teoria del disco attuatore)
- 2) teoria dell'elemento di pala

Come si vede le due teorie sono identiche nei nomi a quelle del capitolo precedente,

tuttavia nel momento in cui vengono applicate a un rotore sorgono delle differenze legate alle evidenti diversità di diametro, numero di giri e condizioni operative ma soprattutto al fatto che le pale di tutti i rotori sono sottoposte alle note sollecitazioni di flappeggio e brandeggio e devono essere anche libere di variare l'angolo di calettamento geometrico (quest'ultimo controllato dal pilota tramite il cosiddetto passo collettivo) per adattarsi alle variazioni del flusso d'aria. Infine un rotore deve essere in grado di variare anche l'inclinazione del suo piano di rotazione, cioè il piano individuato dalla rotazione delle pale, per potersi muovere nella direzione voluta dal pilota (passo ciclico). Di conseguenza la progettazione e realizzazione di un rotore, in particolar modo del mozzo, diventa assai complicata, come si può dedurre dalla seguente immagine, in cui risulta evidente la complessità della meccanica.

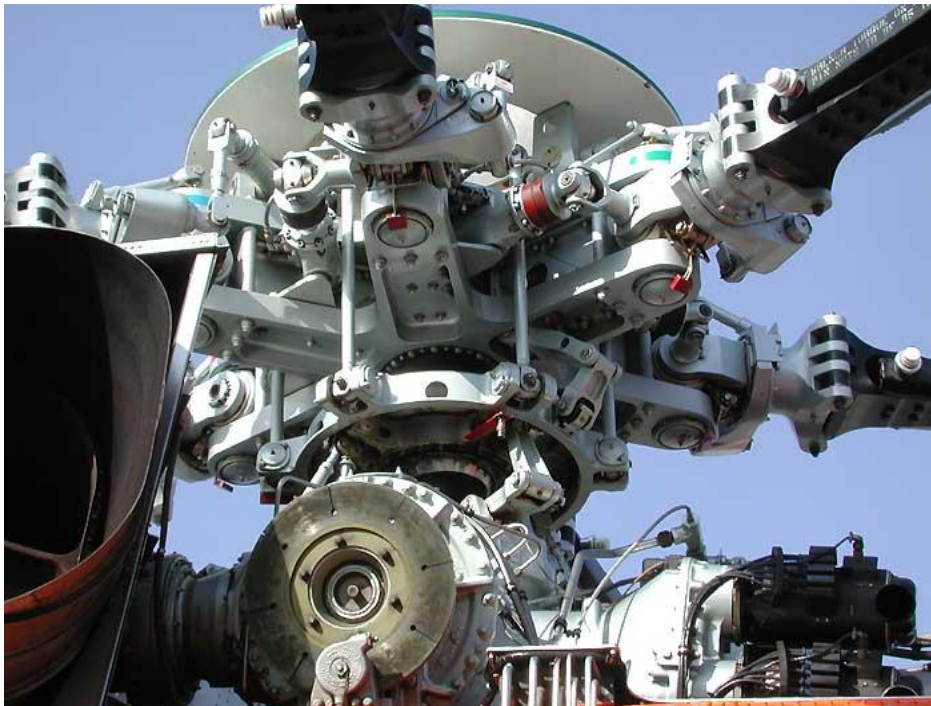


Fig. 2.1: particolare del mozzo di uno Skycrane

Detto questo passiamo alla teoria vera e propria. Per lo studio che ci accingiamo a fare si è scelto di utilizzare la teoria del momento, che mette in luce come vedremo l'importanza del cosiddetto “carico su disco” (disc loading), da cui potremo ricavare approssimativamente le dimensioni delle pale in relazione al peso che devono sostenere. Tuttavia tale teoria non entra nei dettagli di come la spinta verso l'alto sia

prodotta in seguito alla rotazione delle pale né che tipo di criteri siano da applicare per disegnare i profili aerodinamici delle pale stesse. Per avere tali informazioni bisogna avvalersi della teoria dell'elemento di pala, che tuttavia risulta di difficile applicazione pratica senza l'ausilio di complessi fogli di calcolo che tengano conto di svariati parametri e diagrammi. Si ritiene che per gli scopi di questa tesi si possano accettare le approssimazioni proprie della teoria del momento, con la quale peraltro si ha una prima stima della performance del rotore.

2.1 La teoria del momento nel volo verticale

La teoria del momento per i rotori parte dalle seguenti ipotesi:

- 1) La spinta generata verso l'alto è uniformemente distribuita sul disco del rotore, attraverso il quale si verifica un improvviso salto di pressione Δp . Tale ipotesi equivale a dire che il rotore possiede un numero infinito di pale
- 2) Nessuna rotazione o turbini sono imposti al flusso che attraversa il rotore. Questa ipotesi non è strettamente necessaria ma è giustificata dal fatto che nella realtà le velocità dei vortici nelle normali operazioni di un elicottero sono trascurabili.
- 3) Il flusso creato dal rotore è una massa d'aria chiaramente definita e in movimento, fuori del quale l'aria rimane praticamente indisturbata.

Consideriamo una superficie di controllo cilindrica che delimita un volume di controllo di raggio R_l che contiene anche il rotore, di raggio R , e il flusso da esso generato, fig. 2.1.1:

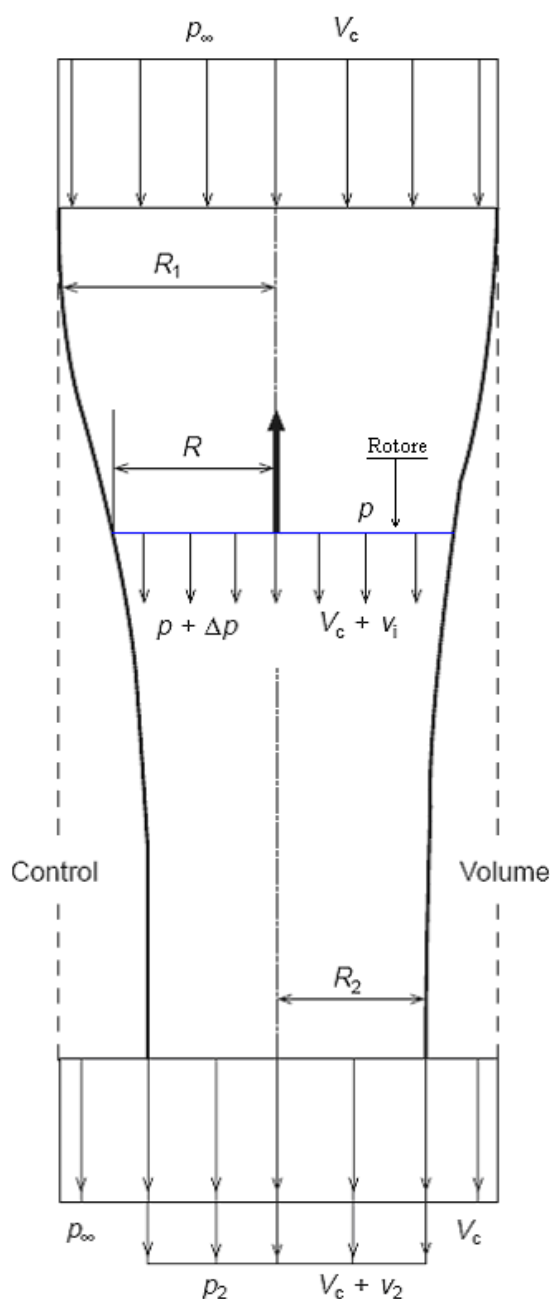


Fig. 2.1.1: Volume di controllo relativo a un rotore in volo assiale

All'infinito a monte rispetto al rotore la velocità dell'aria relativa al rotore è la velocità di salita V_c e la pressione è P_∞ . Man mano che si avvicina al rotore l'aria aumenta la sua velocità fino ad arrivare a $V_c + v_i$ immediatamente a valle di esso. Poiché il flusso d'aria è continuo, nel passaggio attraverso il rotore non si verifica un improvviso cambiamento di velocità bensì un salto di pressione Δp (vedi fig. 2.1.2) che è legato alla spinta T da

$$T = \Delta p A$$

dove A è l'area del disco spazzato dalle pale del rotore e vale πR^2 .

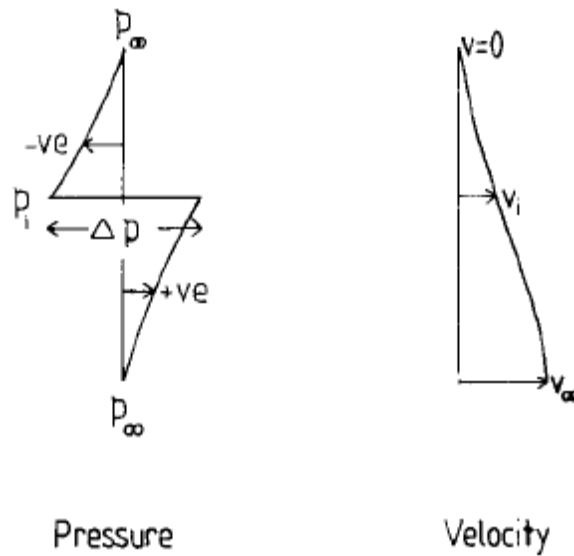


Fig. 2.1.2: andamento della pressione e velocità dell'aria attraverso un rotore in hovering

La velocità del flusso indotto dal rotore continua ad aumentare a valle del rotore raggiungendo il valore di $V_c + v_2$ all'infinito a valle, dove il raggio della scia è R_2 e la pressione p_2 (riferendoci alla fig. 2.1.1).

Poiché la velocità del flusso a valle del rotore è maggiore della velocità assiale indisturbata V_c (che risulta nulla nel caso di rotore in hovering) è chiaro che la massa di fluido uscente dal volume di controllo è maggiore rispetto a quella entrante. Deve quindi esserci un ulteriore ipotetico flusso attraverso le pareti della superficie di controllo. Indicando con Q tale flusso abbiamo

$$Q = \pi (R_1^2 - R_2^2) V_c + \pi R_2^2 (V_c + v_2) - \pi R_1^2 V_c = \pi R_2^2 v_2$$

Così la massa totale entrante nella superficie di controllo nell'unità di tempo è

$$\rho \pi R_1^2 V_c + \rho \pi R_2^2 v_2$$

e la massa totale uscente è

$$\rho \pi (R_1^2 - R_2^2) V_c + \rho \pi R_2^2 (V_c + v_2)$$

Poiché il flusso entrante nella superficie di controllo è costituito da aria avente velocità V_c , le quantità di moto in ingresso e in uscita nell'unità di tempo valgono rispettivamente

$$\rho V_c (\pi R_1^2 V_c + \pi R_2^2 v_2) \text{ e } \rho \pi (R_1^2 - R_2^2) V_c^2 + \rho \pi R_2^2 (V_c + v_2)^2$$

da cui ricaviamo la variazione della quantità di moto in direzione assiale, che vale

$$\begin{aligned} & \rho \pi (R_1^2 - R_2^2) V_c^2 + \rho \pi R_2^2 (V_c + v_2)^2 - \rho \pi R_1^2 V_c^2 - \rho \pi R_2^2 V_c v_2 \\ & = \rho \pi R_2^2 (V_c + v_2) v_2 \end{aligned}$$

La forza totale lungo la direzione assiale che agisce sulla superficie di controllo è composta dalla somma della spinta del rotore e delle forze di pressione agli estremi del cilindro. Uguagliando la forza totale alla variazione della quantità di moto otteniamo

$$T + \pi R_1^2 p_\infty - \pi (R_1^2 - R_2^2) p_\infty - \pi R_2^2 p_2 = \rho \pi R_2^2 (V_c + v_2) v_2$$

oppure

$$T = \rho \pi R_2^2 (V_c + v_2) v_2 + \pi R_2^2 (p_2 - p_\infty). \quad (2.1)$$

La continuità del flusso implica che

$$\rho (V_c + v_i) A = \rho (V_c + v_2) \pi R_2^2 \quad (2.2)$$

di conseguenza l'equazione (2.1) può essere scritta come

$$T/A = \Delta p = \rho(V_c + v_i) v_2 + (p_2 - p_\infty)(V_c + v_i)/(V_c + v_2) \quad (2.3)$$

Applicando il teorema di Bernoulli nei punti della zona a monte del rotore otteniamo

$$p_\infty + \frac{1}{2} \rho V_c^2 = p + \frac{1}{2} \rho (V_c + v_i)^2 \quad (2.4)$$

mentre nella zona a valle otteniamo

$$p + \Delta p + \frac{1}{2} \rho (V_c + v_i)^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho (V_c + v_2)^2 \quad (2.5)$$

sottraendo la (2.4) dalla (2.5) otteniamo

$$\Delta p = p_2 - p_\infty + \rho(V_c + \frac{1}{2} v_2) v_2 \quad (2.6)$$

ed eguagliando le equazioni (2.3) e (2.6) si ricava

$$\rho v_2 (v_i - \frac{1}{2} v_2) = (p_2 - p_\infty)(v_2 - v_i)/(V_c + v_2) \quad (2.7)$$

Se ipotizziamo, come del resto è tipico della teoria del momento, che la pressione all'infinito a valle sia uguale alla pressione atmosferica, cioè che

$p_2 - p_\infty = 0$, allora l'eqn. (2.7) diventa:

$$v_i = \frac{1}{2} v_2$$

indipendente dalla velocità assiale V_c del rotore. Quindi l'incremento di velocità in corrispondenza del disco rotore, al quale ci riferiamo normalmente come velocità indotta, è pari alla metà della velocità all'infinito a valle. Sostituendo questa relazione insieme all'ipotesi $p_2 = p_\infty$ nella (2.3) otteniamo

$$T = 2\rho A (V_c + v_i) v_i \quad (2.8)$$

dalla quale la velocità indotta può essere ricavata una volta nota la spinta T . In particolare in hovering $V_c = 0$ quindi

$$v_i = \sqrt{(T/2\rho A)} \quad (2.9)$$

Indichiamo a questo punto $T/A = w_D$ [N/m²] e chiamiamo tale rapporto “carico del disco” (o carico sul disco); questo parametro sarà di fondamentale importanza per il dimensionamento del rotore. Ora se ρ è calcolata a livello del mare ($\rho_{slm} = 1,225$ Kg/m³) abbiamo

$$v_i = 0,64\sqrt{w_D}$$

Un tipico valore di w_D è di circa 250 N/m² e si genera quindi una velocità indotta di circa 10,2 m/s (siamo in hovering e sul livello del mare).

Per calcolare la potenza fornita al rotore dobbiamo considerare l’andamento con cui l’energia cinetica viene fornita all’aria. L’energia cinetica entra nella superficie di controllo con un andamento

$$\frac{1}{2}(\rho\pi R_1^2 V_c + \rho\pi R_2^2 v_2) V_c^2$$

mentre lascia la superficie di controllo con un andamento

$$\frac{1}{2}[\rho\pi(R_1^2 - R_2^2) V_c^3 + \rho\pi R_2^2 (V_c + v_2)^3]$$

La potenza P trasmessa al rotore risulta essere

$$P = \rho A (V_c + v_i) (V_c + \frac{1}{2} v_2) v_2 + (p_2 - p_\infty) A (V_c + v_i) \quad (2.10)$$

ricordando che $p_2 = p_\infty$ e che $v_i = \frac{1}{2} v_2$ troviamo dalla (2.8) che

$$P = T(V_c + v_i) \quad (2.11)$$

il termine TV_c del membro a destra è il lavoro utile compiuto nel salire a velocità V_c mentre il termine Tv_i rappresenta la “potenza indotta” cioè il lavoro compiuto per generare il flusso al di sotto del rotore. Notare che il lavoro speso nella generazione del flusso è un lavoro non voluto, che però non è possibile evitare. Ovviamente in hovering avremo

$$P = Tv_i = T^{3/2}/\sqrt{2\rho A}$$

che rappresenta tuttavia il 60% circa della potenza totale richiesta nel volo in hovering. Servirà infatti un surplus di potenza per vincere la resistenza aerodinamica delle pale, le perdite di trasmissione e soprattutto per alimentare il rotore di coda. In aggiunta la potenza calcolata nel caso di hovering (potenza indotta) porta a valori piuttosto ottimistici in quanto si è fatta l’ipotesi che la velocità indotta sia uniformemente distribuita sul disco: siccome nella realtà ciò non si verifica avremo che la potenza indotta reale sarà di un 10% - 15% più grande di quella ideale calcolata precedentemente.

Il “rapporto di contrazione” è il rapporto tra il raggio della scia finale e quello del disco rotore.

L’equazione di continuità dà subito

$$R_2/R = \sqrt{v_i/v_2} = 1/\sqrt{2}$$

quando $p_2 = p_\infty$.

Valutiamo ora il caso in cui la pressione all'infinito a valle non valga $p_2 = p_\infty$ ma sia $p_2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho v_2^2$

allora dalla (2.7) abbiamo che

$$v_2^2 = v_i v_2 + \frac{1}{2} v_2^2 (V_c + v_i) / (V_c + v_2) \quad (2.12)$$

Se poniamo $k_i = v_i/v_2$ e $V_c^* = V_c/v_i$ possiamo vedere la (2.15) come

$$V_c^* = (3 - 2/k_i) / (1 - 2k_i)$$

Nel volo in hovering vale $V_c^* = 0$, di conseguenza $k_i = 2/3$ e quindi $v_2 = 3/2 v_i$. Allora, se $p_2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho v_2^2$, la velocità all'infinito a valle è solo 1,5 volte la velocità indotta invece che 2 volte.

All'aumentare della velocità assiale V_c , k_i varia secondo il diagramma di fig. 2.1.3:

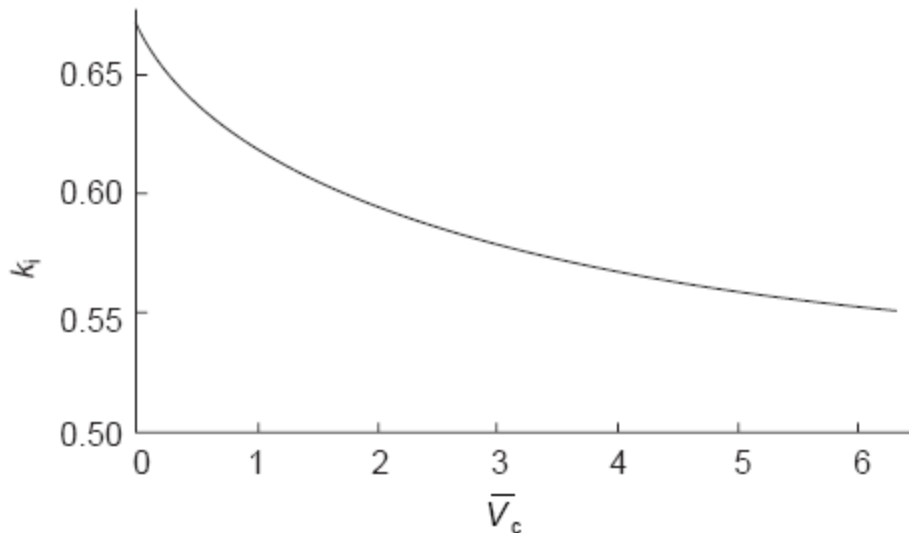


Fig. 2.1.3: *Variazione della velocità dell'aria all'infinito a valle del rotore in relazione alla variazione della velocità assiale (velocità di salita)*

Si nota immediatamente che al crescere della velocità assiale, k_i tende a 0,5. Nella pratica, comunque, è molto improbabile che V_c^* superi il valore 2.

In generale dalla (2.3) la spinta T vale

$$T = \rho A (V_c + v_i) v_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 A (V_c + v_i) / (V_c + v_2)$$

dalla (2.12) ricaviamo

$$T = \rho A (V_c + v_2) v_2 \quad (2.13)$$

In particolare, nel caso di volo in hovering, dalla (2.13) troviamo che

$$v_i = \sqrt[3]{T / \rho A}$$

oppure, a livello del mare, $v_i = 0,604 \sqrt[3]{w_D} \text{ m/s}$.

Questo risultato mostra che la velocità indotta è inferiore di circa il 6%, a parità di w_D , rispetto al caso in cui $p_2 = p_\infty$.

Dalla (2.10) la potenza di spinta P vale

$$\begin{aligned} P &= \rho A (V_c + v_i) (V_c + \frac{1}{2} v_2) v_2 + \frac{1}{2} \rho A v_2^2 (V_c + v_i) \\ &= \rho A (V_c + v_i) (V_c + v_2) v_2 \\ &= T (V_c + v_i) \end{aligned}$$

uguale quindi al caso precedente. Comunque, come abbiamo appena visto, la velocità indotta è minore di quella del caso $p_2 = p_\infty$, di conseguenza la potenza indotta sarà minore di circa un 6% nel volo in hovering.

In conclusione nella discussione dei due casi $p_2 = p_\infty$ e $p_2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho v_2^2$ si è visto che le differenze tra le velocità indotte e le potenze indotte sono pari (e a volte minori) a un 6%. Negli argomenti seguenti si riterrà che la pressione del flusso all'infinito a valle e la pressione atmosferica siano uguali in quanto le considerevoli semplificazioni ammesse da questa supposizione giustificano le piccole inaccurately

appena citate, in particolare perché non è tuttora certo quale debba essere il valore di pressione del flusso all'infinito a valle. Questa assunzione si conforma, ovviamente, alla teoria classica del disco attuatore. Bisogna quindi essere consci del fatto che alcune delle grandezze calcolate con questa teoria si discostano di pochi punti percentuali da quelle calcolate con una “sovrappressione” del flusso. In ogni caso, una più esatta analisi del rotore, la quale richiede una conoscenza della geometria del vortice di scia, dipenderà dal rapporto di contrazione e dal rapporto tra v_1 e v_2 . Come abbiamo visto, l'effetto di una sovrappressione su tali grandezze è considerevole, sebbene se ne tenga conto solo indirettamente attraverso metodi di visualizzazione della scia. Analizziamo ora la condizione di discesa verticale di un elicottero.

2.2 Discesa verticale e vortici ad anello

Fino ad ora i risultati ottenuti sono stati possibili perché ci si è basati sul fatto che ci fosse un determinato flusso attraverso il rotore con una scia ben definita.

Nella discesa verticale invece, è chiaro che il flusso relativo “dal basso verso l'alto” impedirà, se sufficientemente grande, la formazione della scia a valle del rotore e una certa quantità d'aria ricircolerà nuovamente nel rotore con la conseguente formazione dei cosiddetti “vortici ad anello”. Nell'immagine sottostante il caso (a) è tipico di basse velocità di discesa mentre si passa al caso (b) per velocità maggiori.

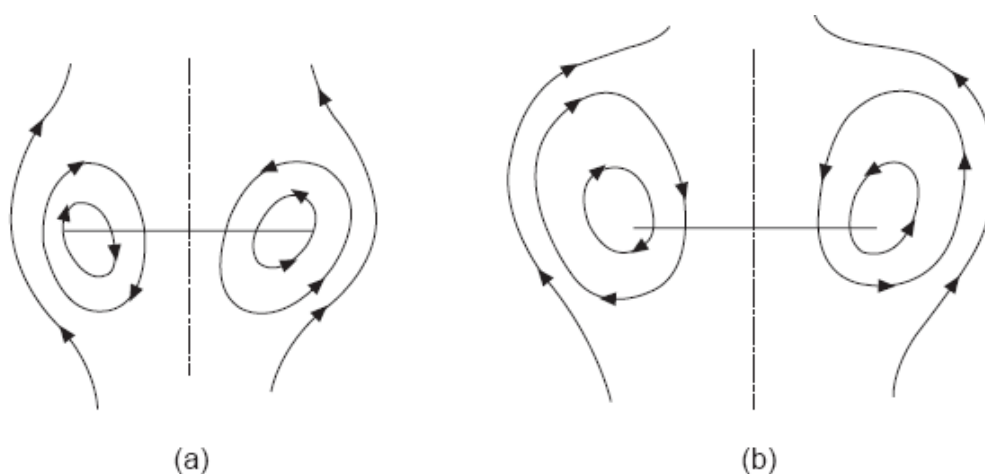
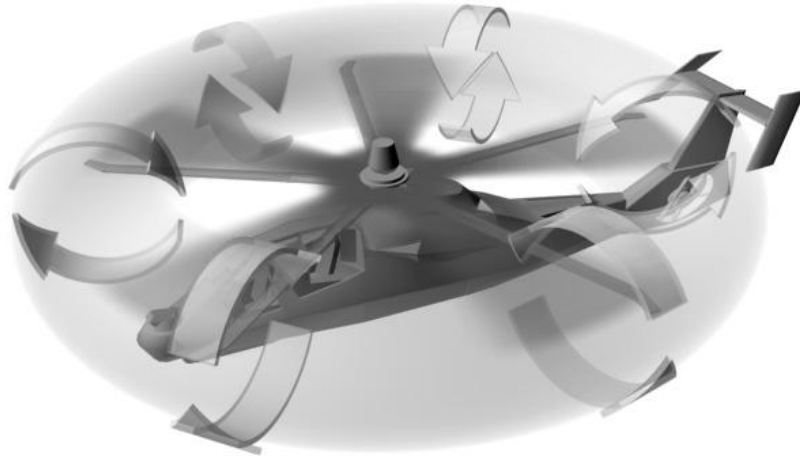


Fig. 2.2.1: linee di circolazione dei vortici ad anello nella discesa verticale.

Segue un'immagine tridimensionale per visualizzare meglio la forma a “ciambella” che avvolge il rotore, tipica dello stato di vortice ad anello.



La formazione degli anelli vorticosi avviene quando la velocità di discesa è dello stesso ordine di quella indotta dal rotore nel volo in hovering. Possiamo trovare tale fenomeno anche nel volo traslato e in ciascuno dei due casi saremo soggetti a velocità di discesa molto elevate insieme a movimenti di rollio e beccheggio incontrollati. Il rimedio consiste nel ridurre il passo collettivo e ottenere una componente di velocità di moto traslato in modo da spostare il rotore in uno spazio privo di aria “riciclata”. A titolo informativo e riprendendo l’affermazione a inizio capitolo secondo cui l’atterraggio di un elicottero non è cosa banale, si precisa che un elicottero, visti i problemi causati dall’aria ricircolante, non atterra quasi mai verticalmente ma secondo una direzione angolata chiamata piano di planata (ammesso che ci sia spazio a sufficienza).

A velocità di discesa ancora maggiori la ricircolazione cessa e si sviluppa nuovamente una scia ben definita, con la differenza quest’ultima si allarga dopo essere passata attraverso il rotore e il vortice si sviluppa sulla parte superiore del rotore, fig. 2.2.2 (a)

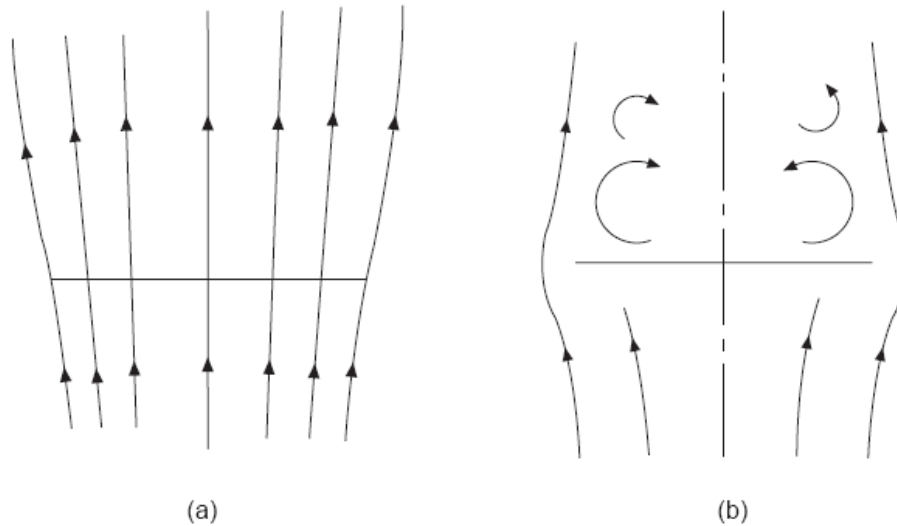


Fig. 2.2.2: (a) stato di mulinello frenante; (b) stato di flusso turbolento

Risulta evidente che, al contrario di quello che accade nella salita verticale, l'aria rallenta nel passaggio attraverso il rotore e questa condizione è nota come “stato di mulinello frenante”. Tra lo stato di freno a mulinello e quello di vortici ad anello esiste uno stato di transizione nel quale il rotore genera una scia turbolenta a valle (cioè sopra di sé nel caso in questione): tale stato è generalmente noto come “stato di flusso turbolento”, fig. 2.2.2 (b).

In assenza di un flusso ben definito la teoria del momento non risulta più applicabile, poiché le variazioni di portata e velocità dell'aria attraverso il rotore non sono più facilmente definibili, di conseguenza non è più possibile stabilire una relazione tra la velocità indotta e la velocità assiale del rotore. Siamo allora obbligati ad ottenere sperimentalmente la velocità indotta deducendola dai risultati della teoria dell'elemento di pala, di cui tuttavia questa tesi non si occupa, insieme alla conoscenza della velocità di discesa e dell'angolo del passo collettivo. Per chi volesse approfondire l'argomento si rimanda alla bibliografia.

Per calcolare la velocità indotta nel volo in salita verticale e in hovering usiamo, come è noto, la (2.8). Allora, se v_0 è la velocità indotta in hovering, definiamo

$$v_i^* = v_i/v_0 \quad \text{e} \quad V_c^* = V_c/v_0$$

in modo che l'equazione (2.8) può essere scritta come

$$v_i^* (V_c^* + v_i^*) = 1 \quad (2.14)$$

Per velocità di discesa verticale grandi abbastanza perché si sviluppi nuovamente una scia definita (come nello stato di mulinello frenante) l'equazione (2.8) deve essere scritta come

$$2\rho A |V_c + v_i| v_i = T$$

indicando il modulo che la portata d'aria, rappresentata dal termine $V_c + v_i$, deve essere positiva (la quale lo è certamente nel volo in salita). Il risultato corretto per il volo in discesa può essere espresso come

$$2\rho A (V_c + v_i) v_i = -T$$

o, in forma adimensionalizzata come

$$v_i^* (V_c^* + v_i^*) = -1 \quad (2.15)$$

Dalle equazioni (2.14) e (2.15), e usando valori della velocità indotta ottenuti da test di volo ed eseguendo test in galleria del vento per lo stato di vortici ad anello, possiamo descrivere la curva completa di v_i^* in funzione di V_c^* , fig. 2.2.3

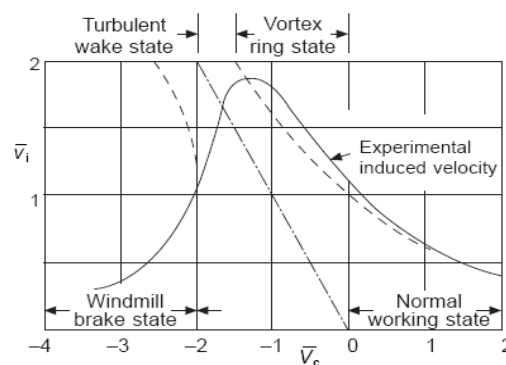


Fig. 2.2.3: variazione della velocità indotta nel volo verticale

Le linee tratteggiate di fig. 2.2.3 sono la continuazione delle (2.14) e (2.15) nelle regioni per le quali lo stato di vortice ad anello le rende inapplicabili. Di particolare interesse è lo stato di “autorotazione ideale” nel quale il flusso medio attraverso il rotore è nullo e risulta $V_c = -v_i$. Tale stato è individuato dall’intersezione della curva a tratto continuo (cioè $v_i^* = v_i^*(V_c^*)$) con la linea

$v_i^* = -V_c^*$ a tratto-punto. Troviamo che ciò si verifica per $V_c^* = -1,8$. La condizione di autorotazione ideale è equivalente al movimento della superficie di un piatto circolare verso il flusso che annulla la quantità di moto dell’aria che gli si avvicina. La spinta del rotore in questa condizione può essere eguagliata alla resistenza aerodinamica di tale piatto cosicché, se C_D è il coefficiente di resistenza,

$$T = C_D \frac{1}{2} \rho V_c^2 A = 2 \rho A v_0^2$$

oppure

$$C_D = 4 / (V_c^*)^2$$

Sostituendo il valore di V_c^* trovato prima otteniamo

$$C_D = 4 / (1,8)^2 = 1,23$$

che è simile al coefficiente di resistenza di un piatto circolare. Quindi, nel caso di autorotazione ideale il rotore si comporta come un paracadute.

2.3 La velocità di rotazione della scia vorticoso

Fino ad ora la velocità di rotazione del vortice è stata omessa dai calcoli. Poiché il flusso al di sopra del rotore non ha componenti rotatorie, non possono esserci vortici al di sopra del disco. Al di sotto del rotore troviamo invece due contributi alla velocità di rotazione: quello relativo alla circolazione lungo i bordi delle pale e quello dovuto alle linee del vortice a spirale che formano il flusso sottostante, fig. 2.3.1

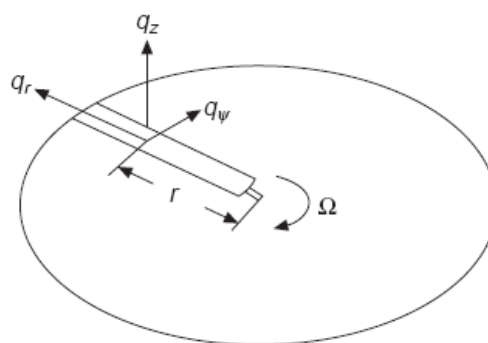
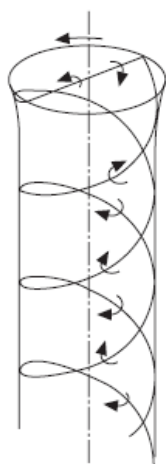


Fig. 2.3.1: Vortici a spirale nel volo assiale

Fig. 2.3.2: Componenti di velocità relative alla pala

Siano denominati rispettivamente ω_b e ω_t i contributi alla velocità angolare. A monte del rotore abbiamo $\omega_b + \omega_t = 0$ oppure $\omega_b = -\omega_t$. Nel passaggio attraverso il disco il contributo relativo alla circolazione limite (lungo i bordi della pala) cambia segno, mentre l'altro contributo rimane di segno invariato; quindi al di sotto del rotore la velocità angolare totale del rotore è $\omega = -\omega_b + \omega_t = 2\omega_t$. Questo valore rimane costante lungo la scia del vortice in quanto non si aggiunge nessuna componente rotatoria; ci aspettiamo che rimanga costante anche perché il contributo dovuto alla vorticosità limite diminuisce man mano che ci allontaniamo dal disco mentre l'altro contributo aumenta costantemente dal valore in prossimità del rotore fino a due volte tale valore all'infinito a valle. Per mettere in relazione la velocità angolare alla spinta del rotore si considerino gli assi fissati alla pala rotante in avanti. Con riferimento a questi assi il flusso è costante e, poiché non è rotatorio tranne che per le linee del vortice che si staccano dalla pala, la costante nell'equazione di Bernoulli deve essere

uguale dappertutto. Siano q_z, q_r, q_ψ le componenti di velocità dell'aria relative agli assi fissati sul rotore e sia Ω la velocità angolare del rotore, fig. 2.3.2. Le componenti di velocità relative a un dato punto sulla pala sono $q_z, q_r, q_\psi - \Omega r$. A grande distanza a monte del rotore le componenti di velocità relative allo stesso punto della pala sono $q_z = V_c, q_r = 0, q_\psi = -\Omega r$. Vale anche $p = p_\infty$.

L'equazione di Bernoulli per il flusso è

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_c^2 = p + \frac{1}{2}\rho q_z^2 + \frac{1}{2}\rho q_r^2 + \frac{1}{2}\rho (q_\psi - \Omega r)^2$$

Sia p_1 la pressione immediatamente a monte del disco; poiché non ci sono vortici a monte del disco $q_\psi = 0$, da cui

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_c^2 = p_1 + \frac{1}{2}\rho (q_z^2 + q_r^2 + \Omega^2 r^2) \quad (2.16)$$

Immediatamente a valle del disco avremo una pressione $p_1 + \Delta p$, la velocità assiale sarà invariata, e la velocità radiale avrà cambiato segno. Quindi a valle del disco avremo

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_c^2 = p_1 + \Delta p + \frac{1}{2}\rho (q_z^2 + q_r^2 + q_\psi^2 - 2 q_\psi \Omega r + \Omega^2 r^2) \quad (2.17)$$

Sottraendo la (2.16) dalla (2.17) otteniamo

$$\Delta p = \rho q_\psi (\Omega r - \frac{1}{2} q_\psi) \quad (2.18)$$

Se poniamo $q_\psi = \omega r$, la (2.18) può essere espressa come

$$\Delta p = \rho \omega (\Omega - \frac{1}{2}\omega) r^2 \quad (2.19)$$

La pressione totale immediatamente a monte del disco e relativa agli assi fissati su di

esso vale

$$H = p_1 + \frac{1}{2}\rho(q_z^2 + q_r^2)$$

mentre immediatamente a valle abbiamo

$$H + \Delta H = p_1 + \Delta p + \frac{1}{2}\rho(q_z^2 + q_r^2 + q_\psi^2)$$

da cui

$$\begin{aligned} \Delta H &= \Delta p + \frac{1}{2}\rho q_\psi^2 \\ &= \Delta p + \frac{1}{2}\rho\omega^2 r^2 \end{aligned} \quad (2.20)$$

Quindi il cambiamento nella pressione totale supera il salto di pressione statica attraverso il disco di un termine rappresentante l'energia cinetica del vortice della scia. Per avere un'idea della velocità periferica del vortice, $q_\psi = \omega r$, in un caso tipico, si noti che la (2.19) può essere espressa in termini di carico su disco come

$$\Delta p = w_D = \rho\omega(\Omega - \frac{1}{2}\omega) r^2 \quad (2.21)$$

e si prendano i valori $w_D = 250 \text{ N/m}^2$, $\Omega = 25 \text{ rad/s}$ e $r = 6 \text{ m}$. Se siamo sul livello del mare troviamo che $\omega = 0,23 \text{ rad/s}$ e $q_\psi = 1,38 \text{ m/s}$. Poiché si è visto che la velocità indotta in hovering è circa $10,2 \text{ m/s}$ l'angolo della scia relativa agli assi del rotore è $7,8^\circ$. Si noti anche che il secondo termine nella (2.20) è maggiore di Δp di circa solo uno $0,5\%$; questo giustifica l'aver trascurato la velocità del vortice nella precedente analisi. In ultimo, per ragioni di completezza, si rende noto che il vortice schematizzato in fig. 2.3.1 è una semplificazione del vortice reale, atta a permettere lo studio fatto sopra. Nella realtà la scia vorticoso è assai più complessa e servono metodi di visualizzazione geometrica dell'immagine per rendersene conto, fig. 2.3.3. Ciononostante non ha senso aumentare notevolmente la difficoltà dei calcoli a fronte dei piccoli contributi che la scia vorticoso (reale o approssimata) ammette.

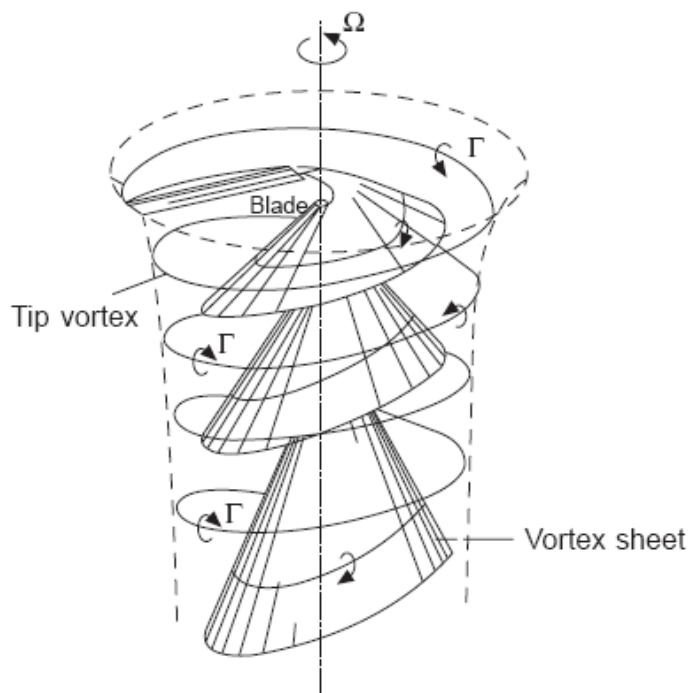


Fig. 2.3.3: sviluppo reale della scia vorticoso nel volo in hovering

Concludiamo questo capitolo con una breve descrizione dell'effetto suolo.

2.4 Effetto suolo in hovering

Le prestazioni del rotore sono influenzate in modo significativo dalla presenza del suolo o di un altro ostacolo che “costringono” lo sviluppo della scia.

L'esperienza mostra che in condizioni di effetto suolo la spinta aumenta a parità di potenza, o, equivalentemente, la potenza diminuisce a parità di spinta.

Una spiegazione definitiva di questo effetto non è stata ancora data. Una prima interpretazione può essere ottenuta considerando che, fissata l'induzione e quindi la potenza, il suolo costringe la scia a curvarsi in modo simmetrico al suo asse. La curvatura delle linee di corrente comporta un gradiente normale di pressione, per cui la pressione media a valle del rotore risulta maggiore e porta ad un aumento della spinta.

Un altro modello, che ha anche portato a risultati quantitativi, consiste nello studiare il sistema vorticoso della scia ed utilizzare il metodo delle immagini per imporre la condizione al contorno di velocità normale nulla al suolo.

Il sistema vorticoso immagine induce sul rotore una componente di velocità indotta di verso opposto per cui a parità di spinta, l'induzione totale sul rotore diminuisce portando ad una diminuzione della potenza indotta.

Un'espressione analitica del rapporto delle spinte con e senza effetto suolo (a potenza costante) basata su correlazioni sperimentali trovate da Cheeseman e Bennet è data da

$$T/T_{\infty} = 1/[1 - (R/4z)^2]$$

dove z indica la distanza dal suolo del rotore e R il raggio del rotore. Questa relazione indica che l'effetto suolo in hovering diventa trascurabile per $z \geq 2R$.

3. L'Elicottero

Il Boeing CH-47 Chinook è un elicottero militare da trasporto.

Si tratta di un elicottero pesante caratterizzato da una configurazione a 2 rotori: il primo situato sopra la cabina di pilotaggio mentre il secondo nella sezione di coda ma non nella consueta configurazione rotore principale e rotore anti-coppia.

Il CH-47 è dotato di una grande fusoliera (15 m di lunghezza) con portellone cargo di coda per l'imbarco di merci e passeggeri.

Monta due turbine Lycoming T55-L-712E poste in due gondole esterne sotto al rotore posteriore ed è fornito di carrello d'atterraggio fisso composto da quattro ruotini in configurazione 2-2.

Venne sviluppato a partire dal 1956 come versione ingrandita del CH-46.

Effettuò il suo primo volo il 21 settembre 1961 ed entrò in servizio presso l'U.S. Army nel 1962.

Anche se anziano come progetto è molto apprezzato come elicottero. Ad oggi fa parte della flotta di 24 paesi tra cui Usa, Regno Unito, Italia, Australia, Spagna e India.

Si presume possa restare in servizio ancora per molti decenni per merito soprattutto delle ultime versioni CH-47F e HH-47.

I motivi dell'interesse di molte forze armate per questo elicottero sono legati principalmente alle elevate capacità di carico.

Il Chinook infatti può trasportare oltre 10 tonnellate di carico utile sia all'interno della fusoliera che nei suoi tre punti d'aggancio situati nella parte ventrale. Ciò è vantaggioso poiché il cavo che funge sia da vincolo che da vettore per l'energia elettrica ha un peso di circa 5 tonnellate.



Fig. 3.1: L'elicottero.

CH-47 Technical Specifications

Rotor Diameter	18.29 m (60 ft)
Length with Rotors Operating	30.14 m (98 ft, 10.7 in)
Fuselage	15.46 m (50 ft, 9 in)
Height	5.68 m (18 ft, 7.8 in)
Fuselage Width	3.78 m (12 ft, 5 in)
Fuel Capacity	45,000 lb (20, 411 kg) class 81,000 lb (36, 700 kg) max gross takeoff
Maximum Speed	302 km/h (170 KTAS)
Cruise Speed	291 km/h (157 KTAS)
Mission Radius	200 nm (370.4km)
Service Ceiling	6,096 m (20,000 ft)
Max Gross Weight	22,680 kg (50,000 lbs)
Useful Load	24,000 lbs (10,886 kg)

Fig. 3.2 Caratteristiche dell'elicottero.

Per migliorare l'efficienza dell'elicottero e quindi dell'aerogeneratore si è pensato di aggiungere alla fusoliera un'ala. L'idea non è una novità. Infatti già alla fine degli anni '60 la Vertol Aircraft Corporation iniziò un programma di collaborazione con l'esercito americano per creare una versione aggiornata dell'elicottero. Nacque così il modello sperimentale BV-347.



Fig. 3.3: L'elicottero con ali.

Il mezzo fu sottoposto ad un intensivo periodo di test, durante il quale vennero valutati oltre alle prestazioni generali della macchina, anche l'affidabilità dei nuovi componenti installati.

Nella cosiddetta “fase 1” i test furono condotti sulla configurazione pulita, ovvero senza ala aggiuntiva.

Dai report si vede come fossero ampiamente migliorate sia le prestazioni in volo livellato che in hovering mentre i nuovi dispositivi di controllo permisero di ridurre sensibilmente il carico di lavoro dei piloti.

Nella “fase 2” invece vennero svolti i test in configurazione “winged”.

Lo scopo era valutare gli eventuali benefici determinati dall'introduzione dell'ala.

Con l'ala in posizione di Hovering (messa verticalmente) le performance del Model 347 erano simili alla versione "pulita": entrambe le versioni erano in grado di decollare e stazionare con una minor potenza rispetto al CH 47C.

Le performance in crociera migliorarono sensibilmente. Inoltre l'utilizzo dell'ala non modificò in modo significativo la manovrabilità del mezzo.

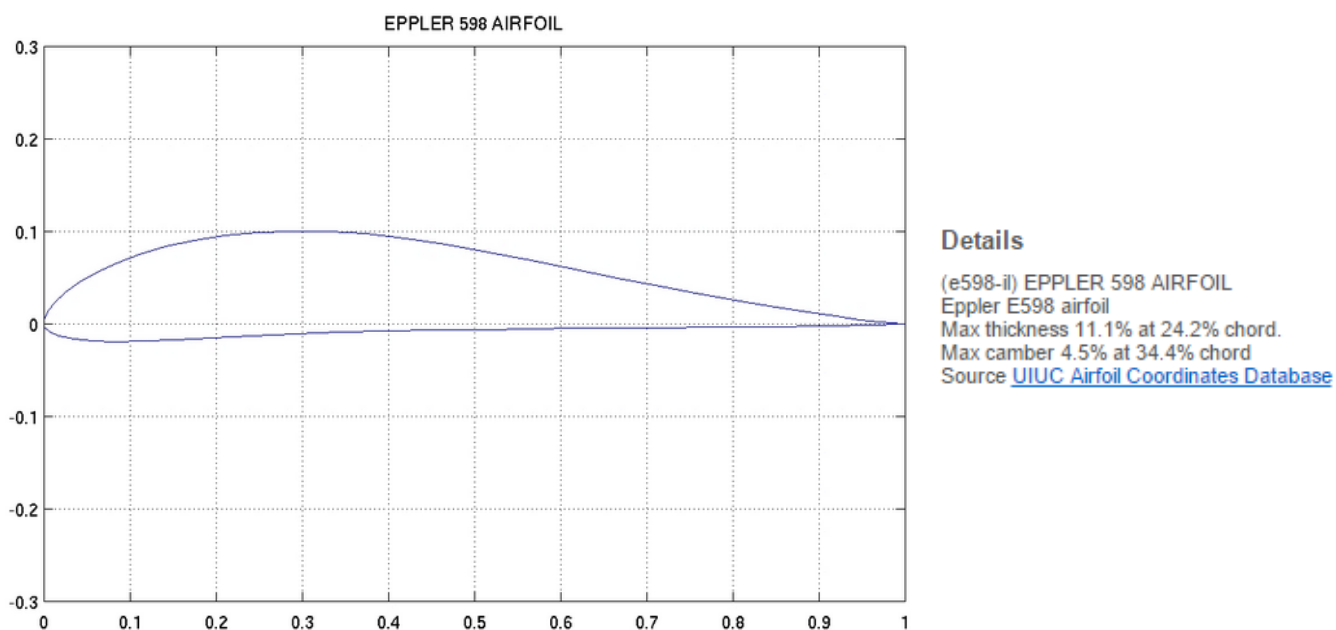
L'utilizzo dell'ala quindi va a nostro vantaggio poiché in posizione di lavoro dell'aerogeneratore l'ala consente di avere una maggiore portanza e perciò di poter convertire più energia cinetica del vento in energia elettrica. Le simulazioni fluidodinamiche che svolgeremo cercheranno di assodare quanto sopra esposto.

Per quanto riguarda la scelta del profilo va considerato che quest'ultimo deve garantire buoni valori di C_l (coefficiente di portanza) per "sostenere" il peso dell'elicottero ma al tempo stesso avere un'ottima efficienza per ridurre il consumo di carburante, uno degli aspetti fondamentali del progetto.

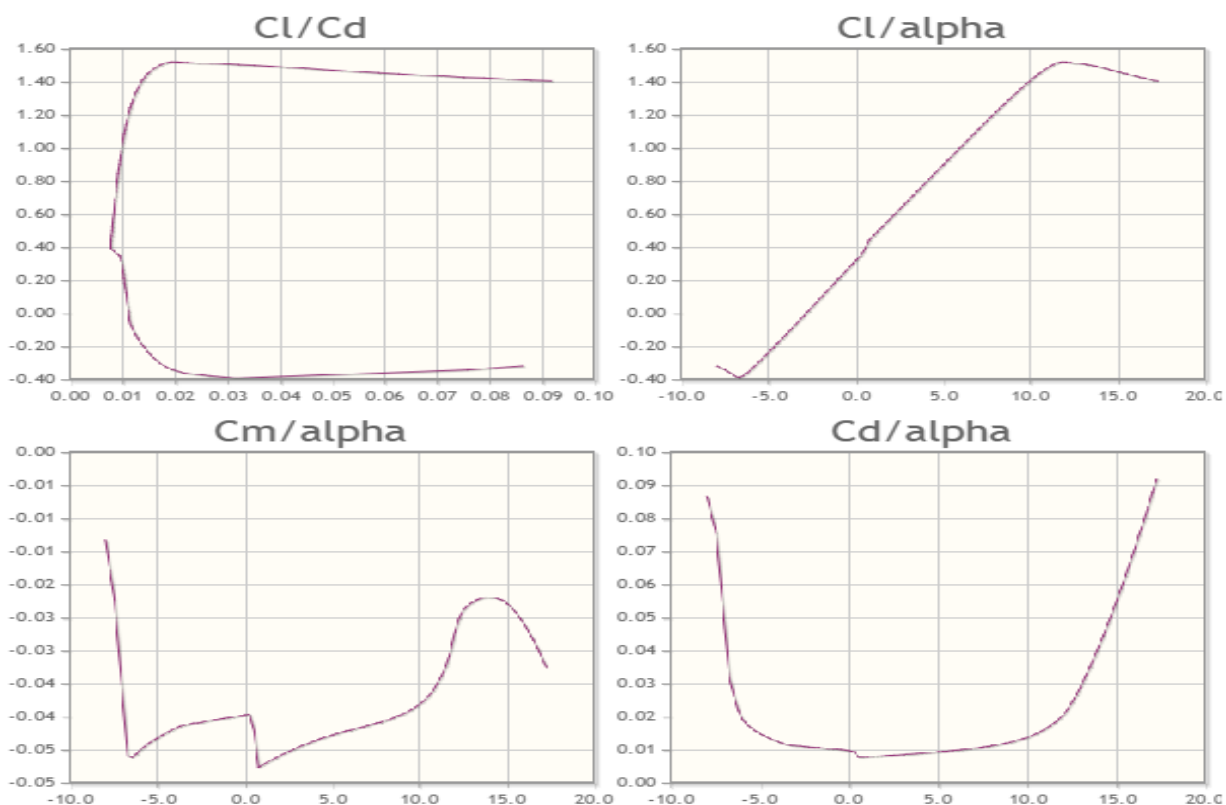
Riuscire ad unire entrambe queste caratteristiche non è stato semplice, tanto più a valori di Reynolds relativamente bassi.

Infatti molti dei profili selezionati con ottimi valori di C_l sono stati scartati per valori di efficienza troppo bassi così come il viceversa profili con buona efficienza sono stati accantonati perché presentavano valori di C_l non soddisfacenti.

La scelta per il profilo dell'ala è ricaduta su: l'Eppler E598.



Di seguito sono riportati i grafici che racchiudono le principali caratteristiche del profilo.



Per la scelta dell'apertura alare ho usato un valore di 16 metri ovvero quasi quanto il diametro dei rotori, utilizzando in questo modo tutto lo spazio a disposizione al fine di ottenere un valore dell'allungamento alare piuttosto elevato che permettesse di ridurre la resistenza.

Ricordo infatti che la formula del coefficiente di resistenza indotta è dato da:

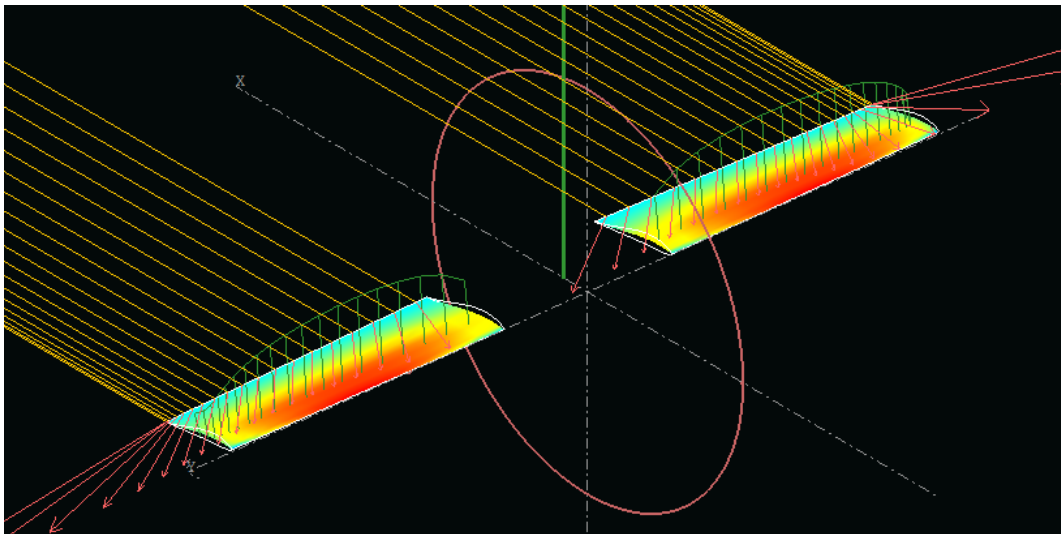
$$C_{d_i} = C_l^2 / \pi \epsilon AR;$$

C_l coefficiente di portanza;

ϵ costante di Oswald;

AR allungamento alare.

Utilizzando il software Xfoil e dopo vari tentativi modificando gli altri parametri come corda, freccia, twist sono arrivato a definire l'ala definitiva.



Di seguito sono riportate le principali caratteristiche dell'ala.

APERTURA ALARE	16 m
SUPERFICE ALARE	22.57 m ²
CMA	1,85 m
ALLUNGAMENTO ALARE	11.2
CL	0.587
CD	0.030
CM	-0.195
EFFICIENZA	19.5

4. Studio del rotore e valutazione della potenza

4.1 La pala

Si è visto dalla teoria che normalmente il valore del carico sul disco w_D è pari a 250 N/m². A tale scopo è stato calcolato tale rapporto per una serie di elicotteri civili utilizzando dati ufficiali presenti in internet ed è stato confermato il suddetto valore, mentre è emerso che per elicotteri militari il carico su disco (in condizioni di peso massimo al decollo) si aggira intorno ai 420 N/m², essendo progettati questi ultimi per le massime prestazioni.

Nel nostro caso perciò si prevede una massa dell'aerogeneratore di 10000 kilogrammi circa e del cavo di 1,35 chilogrammi al metro lineare, in prima approssimazione. Supponendo una lunghezza di 4000 metri, in totale il cavo avrà una massa di circa 5,4 tonnellate e l'insieme cavo-aerogeneratore di 15,4 tonnellate, pari a 151074 Newton. Considerando il diametro del rotore dell'elicottero preso in considerazione risulta un'area del disco di circa 263 m². Allora:

$$T/A \approx 287 \text{ N/m}^2$$

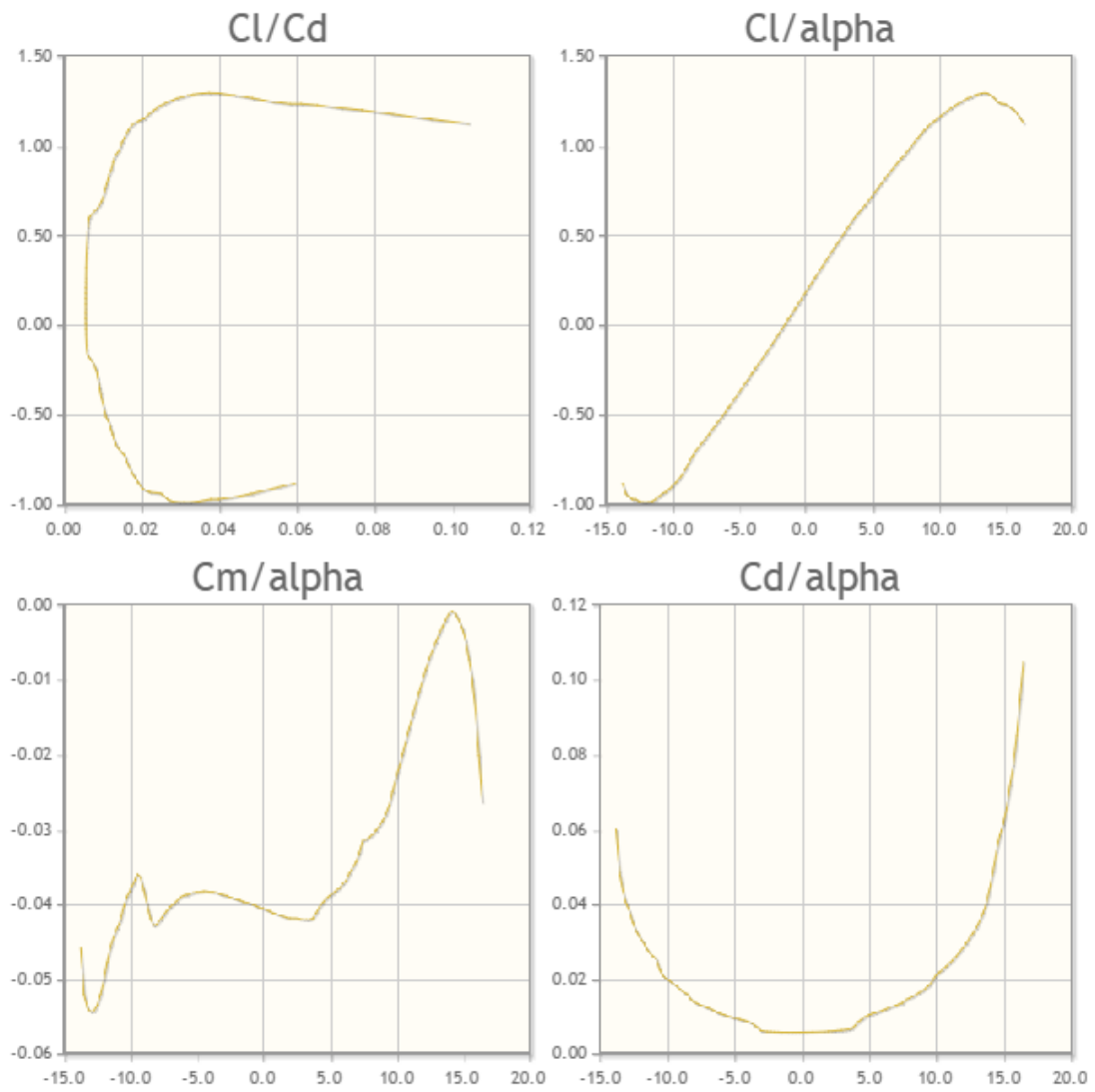
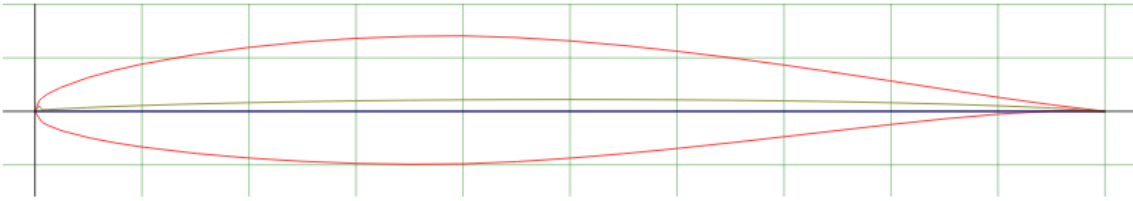
Ho considerato il peso totale distribuito sulle 2 eliche dell'elicottero.

Si può notare un carico sul disco nettamente inferiore rispetto ai soliti valori tipici degli elicotteri militari, quindi possiamo tranquillamente procedere con lo svolgimento dei calcoli.

Per quanto riguarda le pale del rotore è necessario fare una precisazione.

Per ovvi motivi è stato impossibile trovare dati sulla loro reale geometria pertanto ho utilizzato il profilo che meglio simulava il loro comportamento mantenendo comunque inalterata l'inclinazione reale dei rotori.

La scelta è ricaduta sul NACA 64A212 di cui sono riportati di seguito geometria e curve caratteristiche.



4.2 Il numero di Mach

Il Numero di Mach (M) è una grandezza adimensionale definita come il rapporto tra una velocità e la velocità del suono nel fluido considerato. Il suo utilizzo è di basilare importanza in fluidodinamica e in particolare in tutte le applicazioni aeronautiche.

L' espressione (per una corrente asintotica) è

$$M_{\infty} = V_{\infty} / a_{\infty}$$

dove:

V_{∞} = velocità della corrente (asintotica);

a_{∞} = velocità del suono (asintotica), che in generale vale

$$a_{\infty} = \sqrt{\gamma R T_{\infty}}$$

con:

γ = rapporto dei calori specifici a pressione e volume costanti (per l' aria è uguale a 1,4);

$R = 287 \text{ J/kgK}$ (costante del gas aria nel modello gas perfetto);

T_{∞} = temperatura assoluta della corrente asintotica (espressa in K) che dipende dalla quota z (espressa in metri) secondo la seguente

$$T(z) = 288,16 - 0,0065z$$

Quindi $T(4000) = 262,16 \text{ K}$ e, di conseguenza, $a_{\infty} = 324,55 \text{ m/s}$

Imponiamo che non venga superata una velocità pari a 0,89 Mach, ovvero

$$0,89 * 324,55 = 288,85 \text{ m/s.}$$

Allora $\omega R \leq 288,85 \text{ m/s}$ e quindi, essendo $R = 9,15 \text{ m}$,

$$\omega_{rotore} \leq 31,6 \text{ rad/sec} = 302 \text{ giri/min.}$$

Questo vale per la quota di 4000 metri.

Per quanto riguarda la fase di decollo (0 m):

$$T(z) = 288,16 - 0,0065z$$

Quindi $T(0) = 288,16$ K e, di conseguenza, $a_{\infty} = 340,26$ m/s

Imponiamo che non venga superata una velocità pari a 0,89 Mach, ovvero

$$0,89 * 340,26 = 302,83 \text{ m/s.}$$

Allora $\omega R \leq 302,83$ m/s e quindi, essendo $R = 9,15$ m,

$$\omega_{rotore} \leq 33,1 \text{ rad/sec} = 316 \text{ giri/min.}$$

4.3 La potenza

Per quanto riguarda le potenze in gioco partiamo dalla

$$T = 2\rho A v_i^2$$

a questo punto dobbiamo distinguere due situazioni: il decollo da quota 0 m (sul livello del mare) e il volo in hovering a 4000 m. Consideriamo il primo caso.

Durante il decollo è ovvio che il rotore non deve sviluppare subito una spinta di 151074 N in quanto il cavo è arrotolato a terra e verrà srotolato gradualmente man mano che l'aerogeneratore aumenterà la propria quota. Di conseguenza è facile intuire che bisognerà fornire una potenza crescente al crescere della quota. Quindi al momento del distacco avremo un peso da sollevare di soli 10000 kg (98100 N), corrispondente al peso stesso dell'aerogeneratore, quindi

$$T = 98100 \text{ N};$$

$$\rho = 1,225 \text{ Kg/m}^3 \text{ (sul livello del mare);}$$

$$A = \pi * (9,15)^2 = 263 \text{ m}^2.$$

$$\text{Allora} \quad v_i = \sqrt{(T/2\rho A)} \approx 12,3 \text{ m/s}$$

che rappresenta la velocità impressa all'aria dal rotore per tenere sospeso sul mare una carico di 10000 kg. Per sapere quanta energia dobbiamo fornire al motore brushless usiamo la

$$P_i = T v_i$$

da cui ricaviamo che in fase di decollo (e di atterraggio controllato), il rotore assorbirà una potenza di circa 1,2 MW. Alla quota di 4000 m abbiamo sia una minore densità dell'aria che un carico molto più gravoso per cui i dati cambiano in

$$T = 151074 \text{ N};$$

$$\rho = 0,819 \text{ kg/m}^3 \text{ (a 4000 m);}$$

$$A = \pi * (9,15)^2 = 263 \text{ m}^2.$$

Di conseguenza $v_i = 18,72 \text{ m/s}$ e $P_i \approx 2,8 \text{ MW}$

I valori di v_i e P_i visti nei due casi si riferiscono entrambi alla condizione di volo in hovering, ma è chiaro che l'aerogeneratore dovrà avere una certa velocità di salita V_c per raggiungere la quota operativa. Si prevede che tale velocità sia costante e di circa 1 m/s , per permettere in particolare il corretto svolgimento del cavo. Dunque le formule diventano

$$T = 2\rho A(V_c + v_i)v_i \quad \text{e} \quad P = T(V_c + v_i)$$

Considerando separatamente i due casi a quota 0 e 4000 m, dalla prima otteniamo

$$v_i^2 + V_c v_i - T/2\rho A = 0$$

che è un'equazione omogenea di secondo grado. La formula risolutiva per tale equazione sarà

$$v_i = [-V_c \pm \sqrt{V_c^2 + 2T/\rho A}]/2$$

da cui otterremo due soluzioni reali distinte, ovvero

$$v_{i(1)} = 11,85 \text{ m/s};$$

$$v_{i(2)} \approx \underline{\underline{-12,85 \text{ m/s}}}$$

la seconda delle quali, non avendo significato fisico (rappresenta un rotore che mentre sale spinge l'aria verso l'alto) viene automaticamente scartata. Per quanto riguarda il caso di quota 4000 m otterremo invece

$$v_{i(1)} = 18,25 \text{ m/s};$$

$$v_{i(2)} \approx \underline{\underline{-19,25 \text{ m/s}}}$$

dal quale risulta evidente che il rotore dovrà compiere un lavoro molto maggiore sull'aria perché non solo si trova a dover sorreggere un carico più pesante ma è anche immerso in un ambiente a minor densità. Per quanto riguarda la potenza necessaria troviamo che

$P = 1,26 \text{ MW}$ sul livello del mare;

$P = 2,90 \text{ MW}$ a 4000 m

il che riflette il fatto che è più dispendiosa la fase di salita alla quota stabilita che rimanere sospesi ad una data quota.

E' ragionevole supporre che le potenze fino ad ora calcolate rappresentino solo il 60 % della potenza totale necessaria in quanto non si è tenuto conto delle perdite di trasmissione, della resistenza aerodinamica (sia delle pale che della struttura) e dei componenti ausiliari come il computer di bordo, i piani di coda, etc. In aggiunta si è fatta l'ipotesi che la velocità indotta sia uniformemente distribuita lungo le pale (si parla infatti di distribuzione ottima). Questo non è esattamente vero nella realtà, di conseguenza la P_i calcolata per l'hovering risulta essere ottimistica e si ritiene che vada incrementata di un 13 %. Tenendo conto di tutte queste perdite le potenze da fornire diventano:

- $P_i \approx 5,3 \text{ MW}$: potenza richiesta per l'hovering a 4000 m a pieno carico;
- $P \approx 2,4 \text{ MW}$: potenza richiesta per decollare a $V_c = 1 \text{ m/s}$;
- $P \approx 5,4 \text{ MW}$: potenza richiesta per giungere a 4000 m a $V_c = 1 \text{ m/s}$
(letteralmente la potenza necessaria per percorrere
l'ultimo metro a tale velocità)

Per avere quindi un'idea del rendimento dell'aerogeneratore basta fare

$$\eta = P_{i(\text{ideale})} / P_{i(\text{reale})} = 0,53$$

il che non è un cattivo rendimento considerando che la fonte da cui si attinge è teoricamente inesauribile.

Per quanto riguarda l'energia utile prodotta essa coincide con la $P_{i(ideale)}$ poiché nella valutazione delle perdite si è tenuto conto anche di quelle di tipo aerodinamico. Si ricorda che la valutazione delle perdite dichiarata nella teoria è il risultato di una lunga serie di rilevazioni sperimentali effettuate su vari tipi di elicotteri e quindi, pur fornendo un valore generale, può essere applicata al nostro caso con relativa sicurezza. In definitiva abbiamo quindi una potenza utile prodotta di 2,8 MW.

Passiamo al calcolo della coppia rotazionale generata dai 2 rotori: essendo

$$P = c * \omega$$

una volta noti i valori di P e ω possiamo ricavare la coppia c . P è nota dai calcoli precedenti, per quanto riguarda ω essa non supera i 302 giri/min, equivalenti a 31,62 rad/s. Allora, al decollo a velocità di 1m/s avremo

$$c = (2400000/2)/31,62 = 37950 \text{ Nm}$$

mentre per raggiungere quota 4000 m alla stessa velocità avremo

$$c = (5400000/2)/31,62 = 85389 \text{ Nm}$$

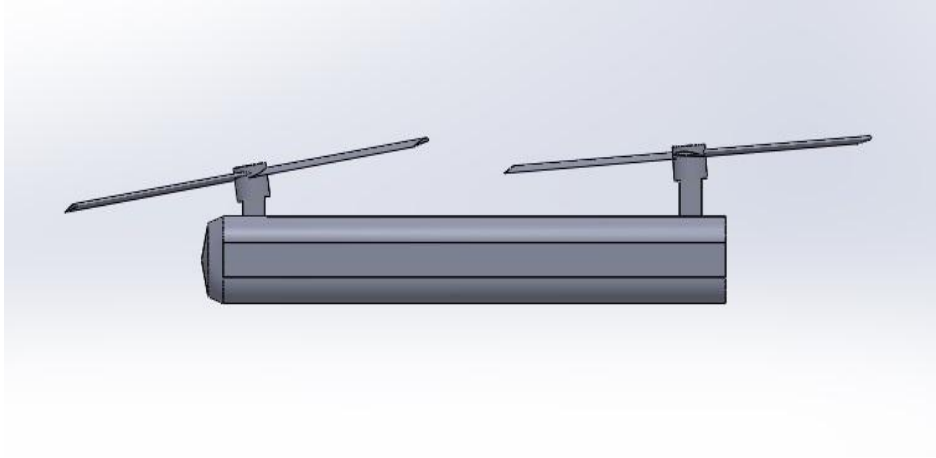
e infine, per il caso di hovering a 4000 m

$$c = (5300000/2)/31,62 = 83808 \text{ Nm.}$$

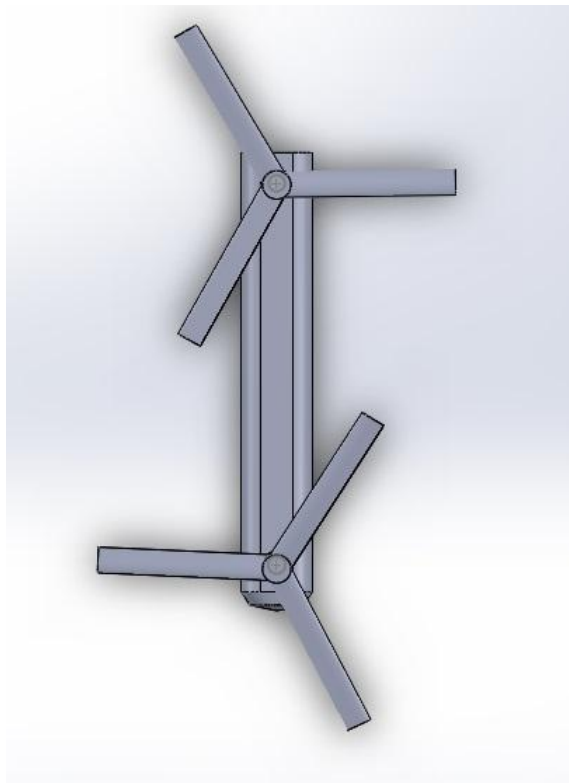
4.4 Configurazione dell'aerogeneratore

Seguono i disegni completi dell'aerogeneratore nelle sue due configurazioni operative: si può distinguere la modalità elicottero da quella autogiro (posizione di lavoro).

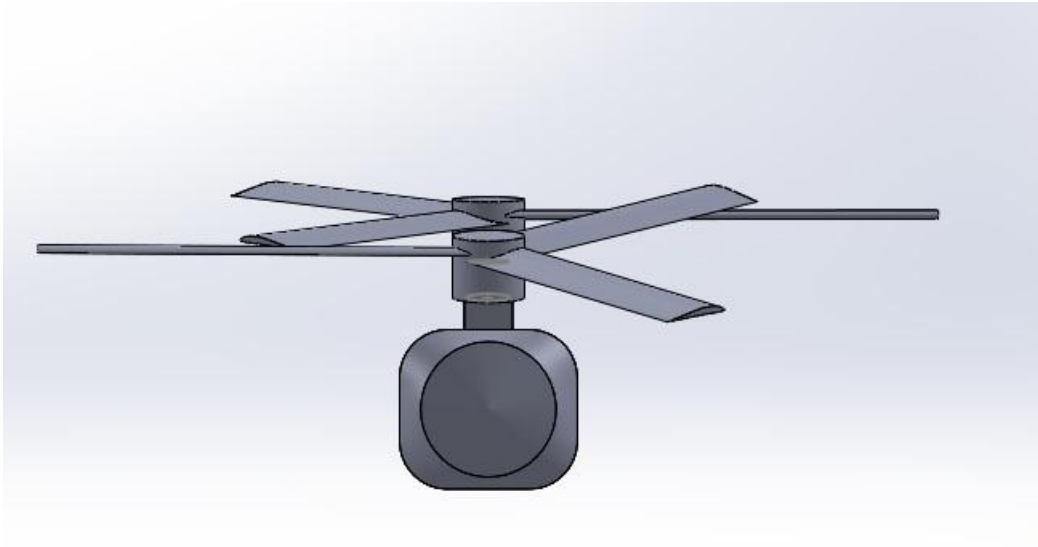
- Configurazione senza ali:



- *Vista laterale senza ali*

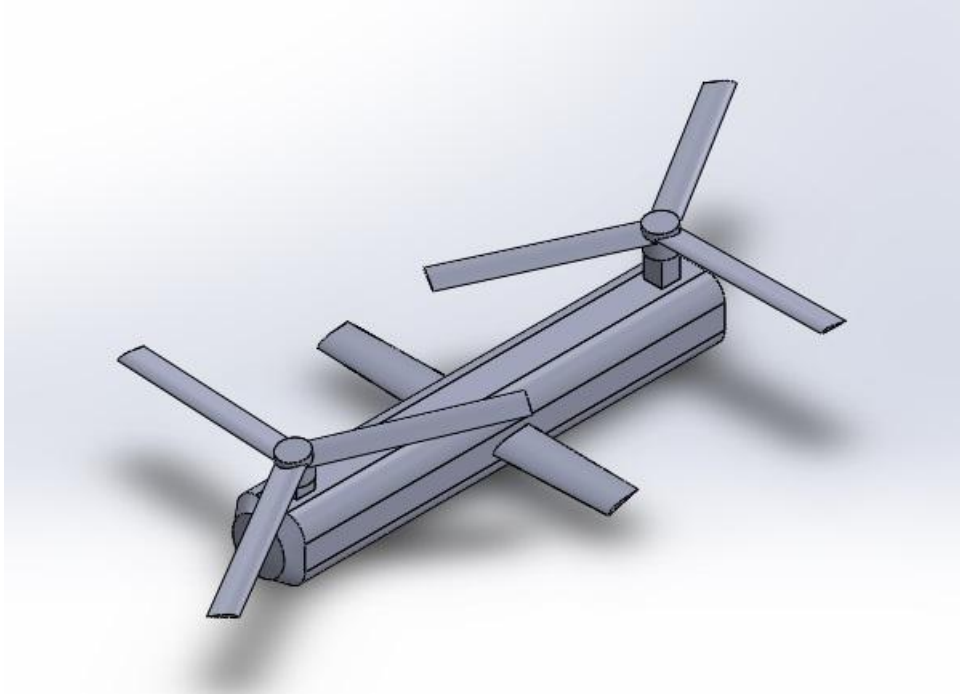


- *Vista all'alto senza ali*

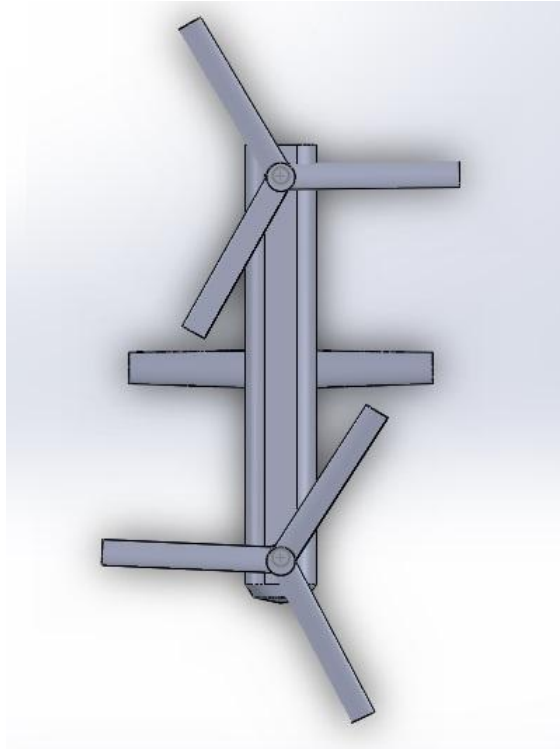


- *Vista frontale senza ali*

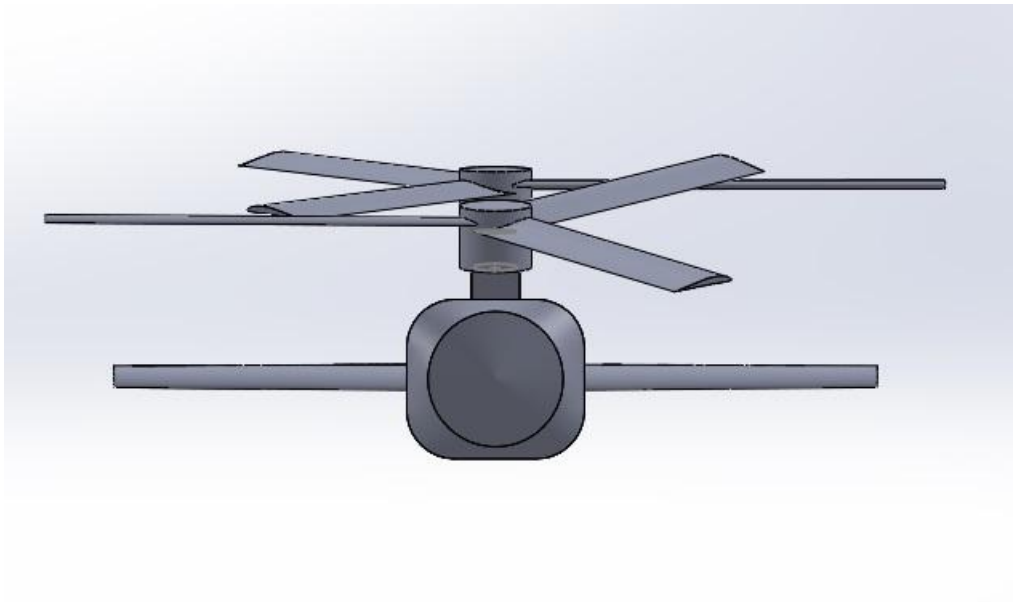
- Configurazione con ali:



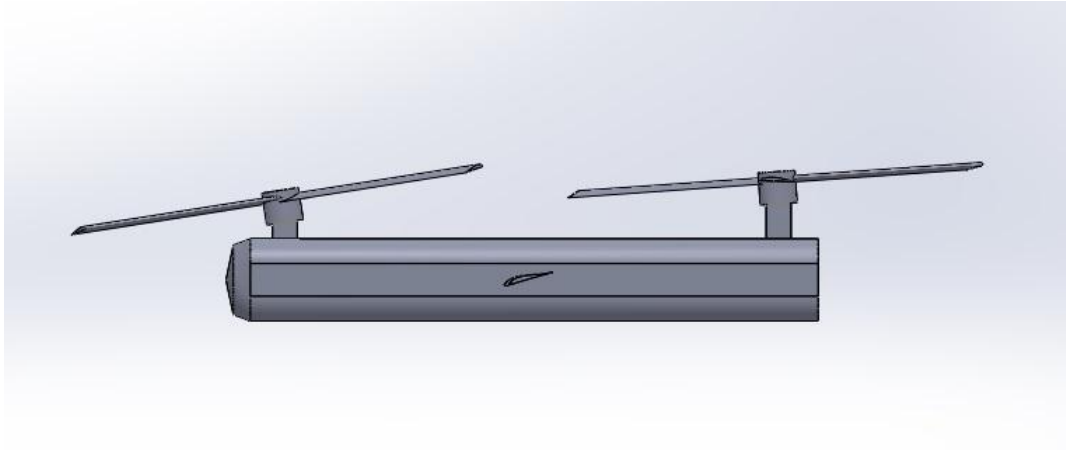
- *Vista tridimensionale con ali*



- *Vista dall'alto con ali*



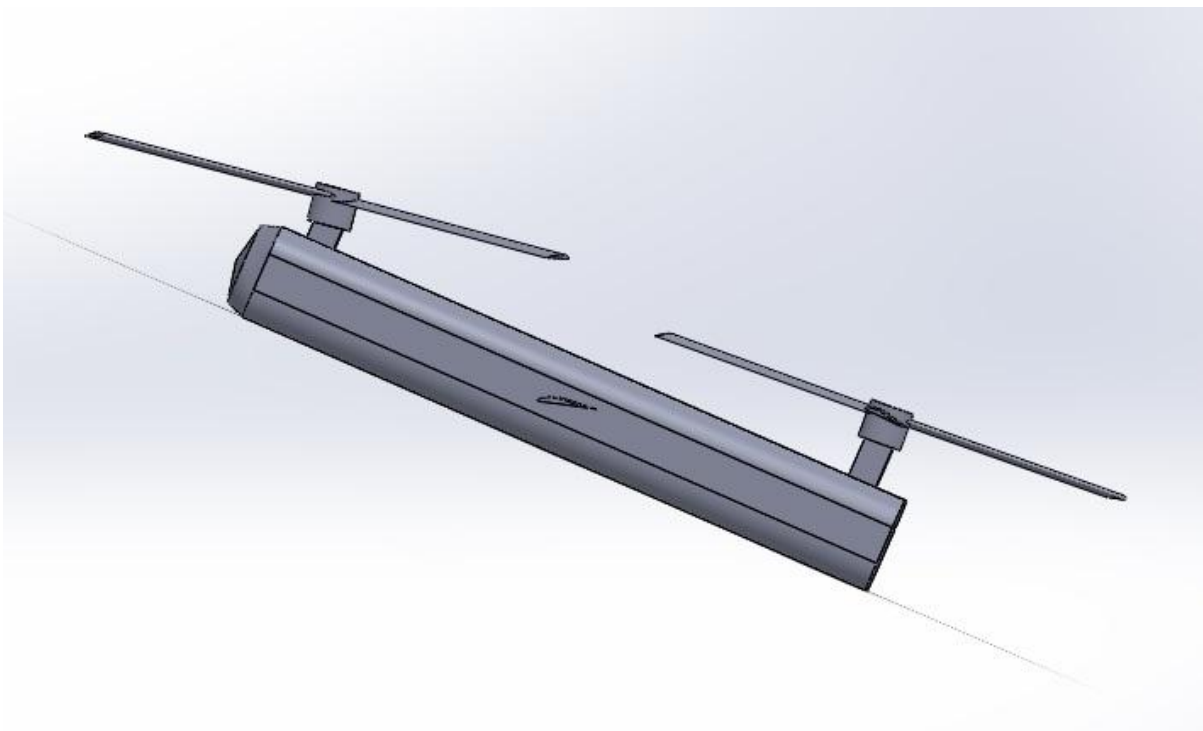
- *Vista frontale con ali*



- *Vista laterale con ali*

Per quanto riguarda la posizione di lavoro, ricordiamo che essa verrà definita meglio in base alle simulazioni fluidodinamiche ed ottimizzata al punto che si possa avere maggiore portanza e meno resistenza possibile, al fine di ottenere sempre più energia trasferibile.

Per quanto detto precedentemente, la posizione angolare delle ali rispetto al piano orizzontale dell'aerogeneratore sarà propria di regolazione.



- *Posizione di lavoro*

5. Le Simulazioni

5.1 Il simulatore

Per le simulazioni mi sono avvalso del software Solidworks, e in particolar modo della sua estensione FlowSimulation.

Tale programma utilizza l'analisi della fluidodinamica computazionale (CFD) per simulare in modo rapido ed efficiente il flusso dei fluidi tramite l'uso delle RANS (Reynolds-averaged Navier–Stokes equations). Queste sono equazioni derivate dalle più note equazioni di Navier-Stokes in cui le grandezze risultano essere non più istantanee, ma mediate in un certo periodo di tempo, sufficientemente piccolo rispetto ai fenomeni che si vogliono seguire, sufficientemente grande rispetto ai disturbi della turbolenza dato che la sola conoscenza delle grandezze medie può essere sufficiente per la soluzione del problema.

Questo approccio consente una notevole riduzione dei tempi di calcolo, altrimenti molto lunghi, ma allo stesso tempo fornisce risultati con un'accuratezza più che soddisfacente.

5.2 Modelli per le simulazioni

All'inizio del progetto ho svolto un lavoro di ricerca in internet al fine di trovare modelli CAD già esistenti del Chinook.

Ho trovato diversi disegni che, anche se in scala, riproducevano con particolare cura i dettagli dell'elicottero.

Purtroppo tutti i modelli erano stati creati tramite l'uso delle funzioni di superficie.

Per questo motivo sono risultati inutilizzabili ai fini del progetto in quanto il simulatore non è in grado di riconoscere le geometrie del corpo a causa della mancanza di spessore derivata dall'utilizzo delle superfici.

Ho dunque ricreato il modello per le simulazioni interamente da zero cercando in prima battuta di rispettare le dimensioni reali dell'elicottero.

Un primo problema incontrato quando ho iniziato le simulazioni è stato constatare che i rotori del Chinook sono stati progettati per essere intersecanti e ciò non permette di attivare nel software contemporaneamente i due volumi di rotazione che servono a simulare il movimento delle pale.

Per ovviare a questo inconveniente ho deciso di allungare la fusoliera in modo che i rotori non fossero più intersecanti.

Nonostante ciò il modello è risultato essere ancora troppo complesso per le simulazioni, il che portava a risultati molto variabili nelle varie prove nonostante i parametri in ingresso fossero gli stessi.

Si è reso necessario quindi operare un'ulteriore semplificazione del modello.

Per prima cosa ho rimosso tutte le appendici con dimensioni trascurabili rispetto agli elementi di maggior interesse: sono stati eliminati i carrelli d'atterraggio, le gondole motore, i serbatoi laterali e le complesse forme di coda e testa.

Per tenere comunque conto degli ingombri ho aumentato le dimensioni del corpo principale.

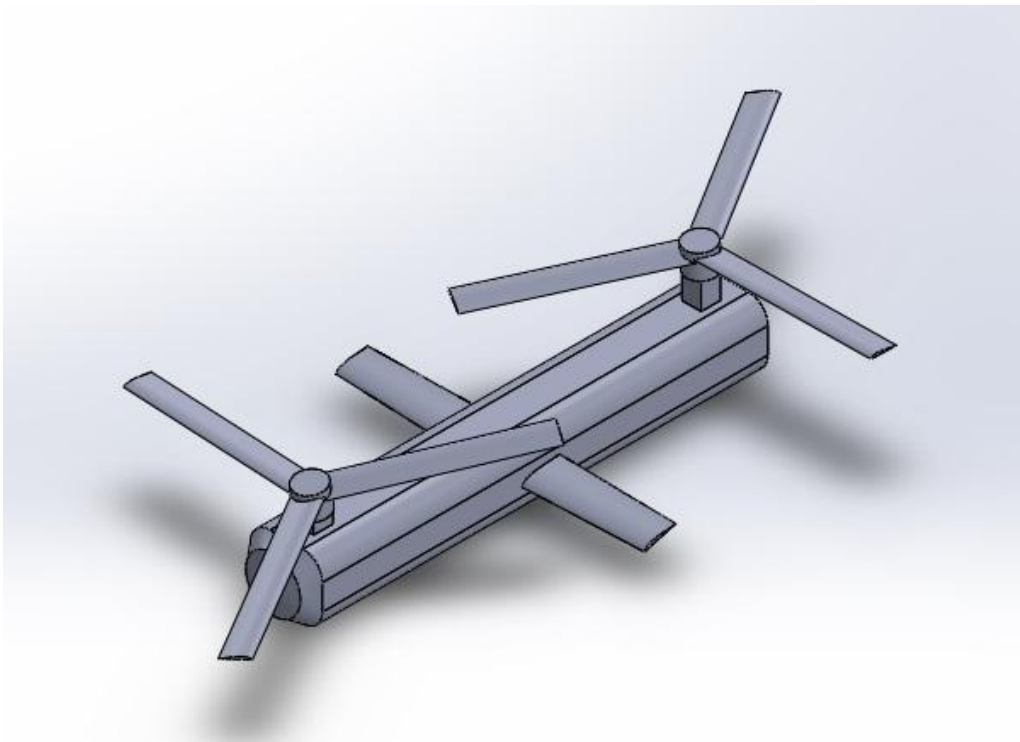
L'aumento di lunghezza è dovuto al fatto che nelle simulazioni avere le eliche sovrapposte, come è nella realtà, porta ad una grossa difficoltà di calcolo per il computer portando ad una sospensione delle iterazioni.

Infine anche i rotori e relativi collegamenti sono stati ridotti a semplici cilindri estrusi a cui ho connesso le pale.

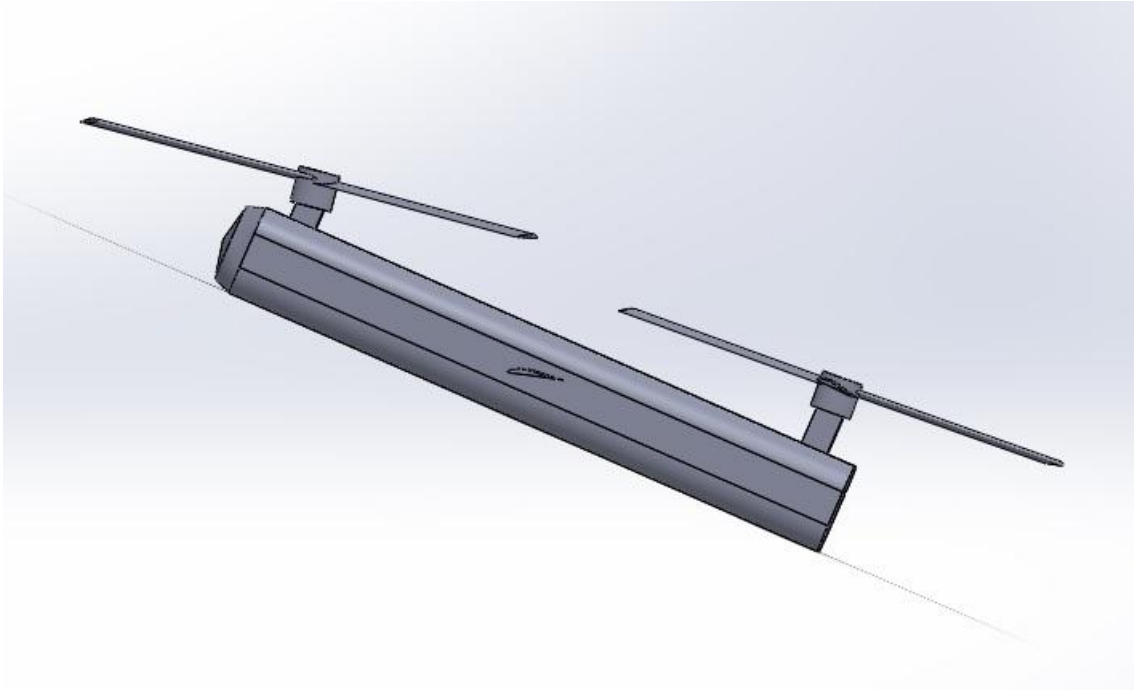
Nonostante tutte queste semplificazioni sulla geometria, le superfici aerodinamiche sono state disegnate con la massima precisione.

Sono giunto così a definire il modello da cui ho poi ricavato i risultati finali di questa trattazione.

Ripropongo qui alcune immagini.



- *Modello in vista tridimensionale*



- *Posizione di lavoro*

5.3 Parametri delle simulazioni

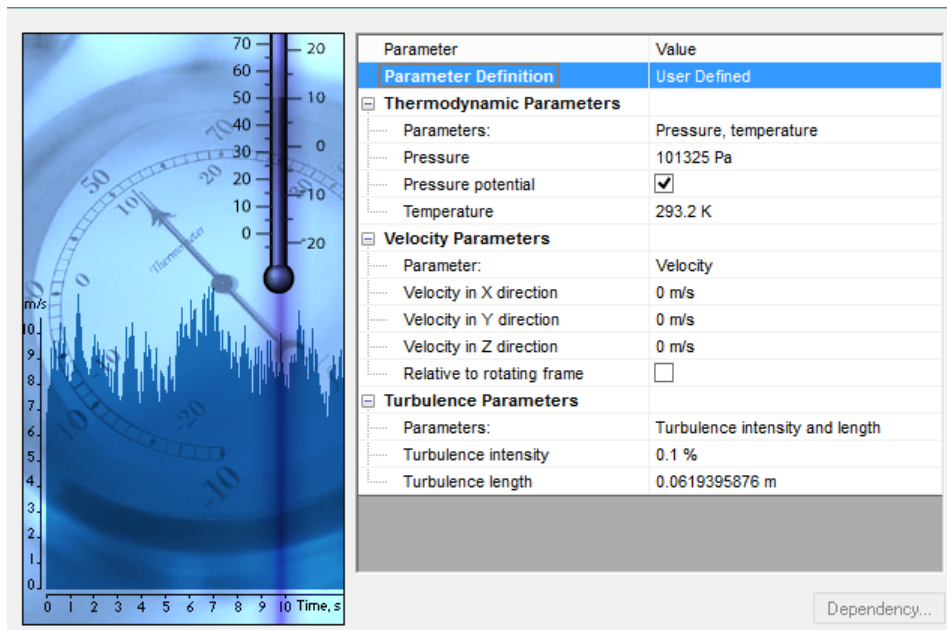
Le simulazioni sono state eseguite in modo da confrontare le configurazioni con e senza ali ed in modo da cercare la situazione operativa migliore, quella cioè che facesse ridurre la resistenza a fronte di un aumento di portanza e quindi fosse ideale per trasferire a terra maggiore energia possibile.

Ho studiato la fase di decollo e quella di stazionamento ad alta quota che nel nostro caso è 4000 m, le quali sono caratterizzate da aspetti tecnici diametralmente opposti.

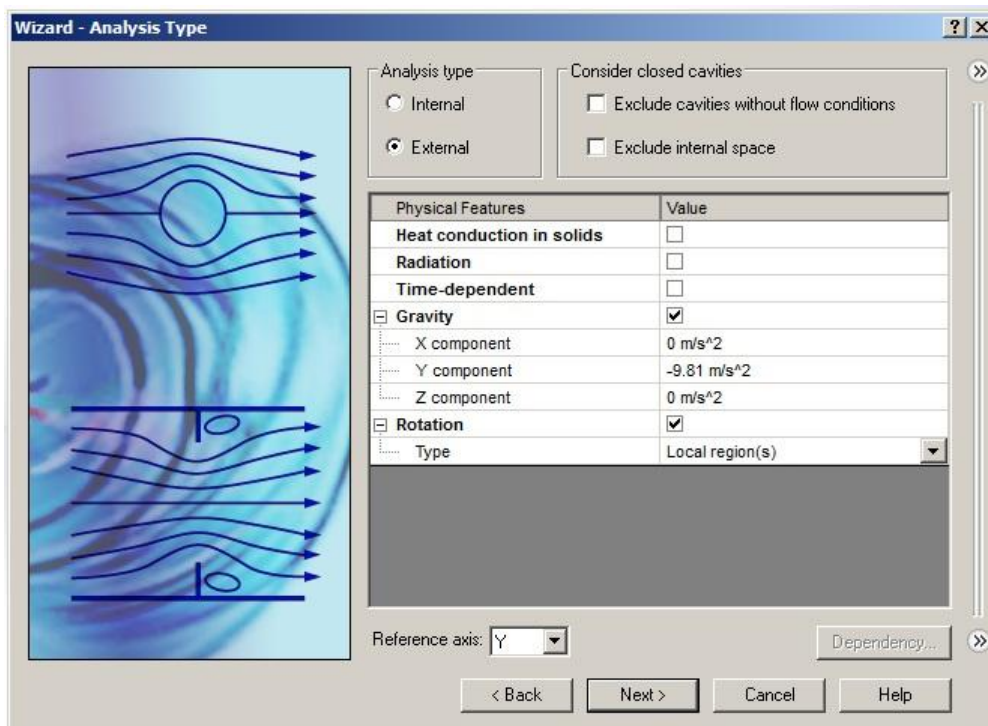
Infatti se da un lato il buon senso dice che l'introduzione dell'ala fissa porterà benefici durante lo stazionamento in quota, dall'altra lascia qualche dubbio per quanto riguarda la fattibilità della manovra di decollo.

In base a quanto detto nell'introduzione si ipotizza una velocità del vento in quota di 100 Km/h (27,8 m/s). La configurazione ideale è quella che in base a tale velocità farà in modo che l'aerogeneratore si auto-sostenga ed invii energia utile a terra.

Prima di eseguire i calcoli il software richiede l'inserimento dei parametri di ingresso per le simulazioni. Per avere risultati comparabili tra loro ho standardizzato i valori utilizzando i parametri ISA (International Standard Atmosphere).

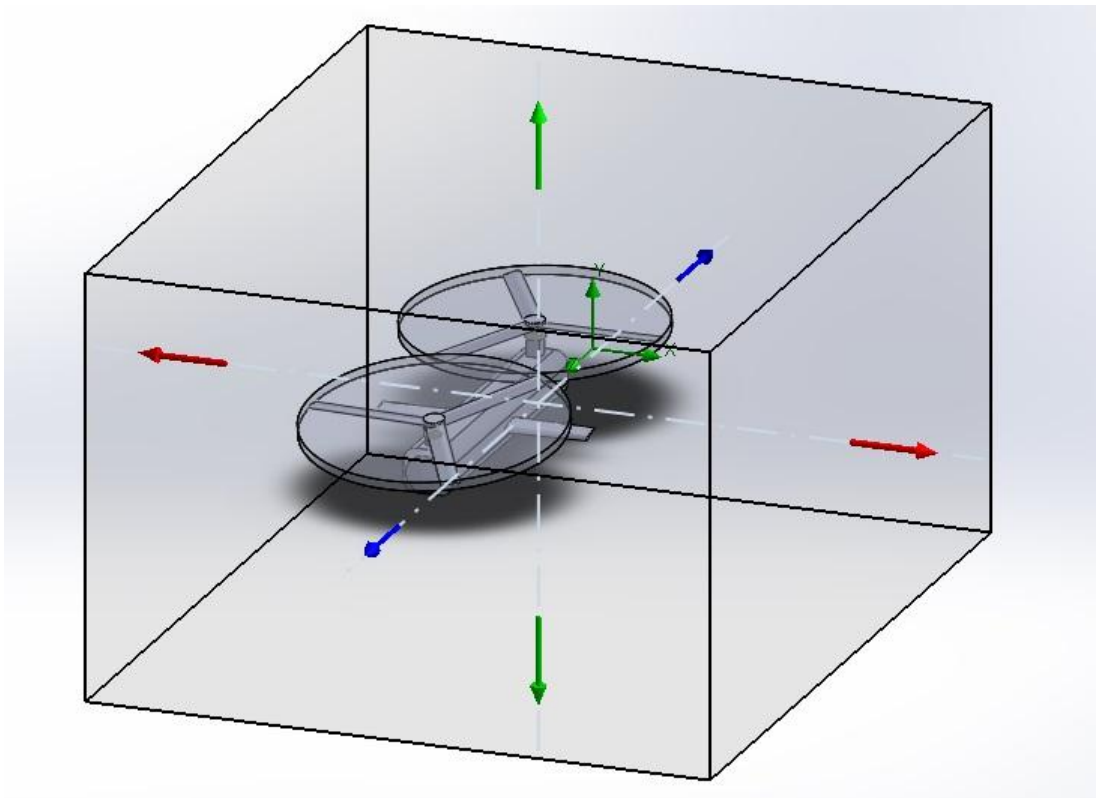


Definisco il tipo di analisi che è esterna.



Successivamente ho definito il dominio volumetrico all'interno del quale svolgere i calcoli.

Esso è risultato di dimensioni ridotte per riuscire ad avere tempi di calcolo accettabili, ma questo non ha pregiudicato in alcun modo l'accuratezza dei risultati.

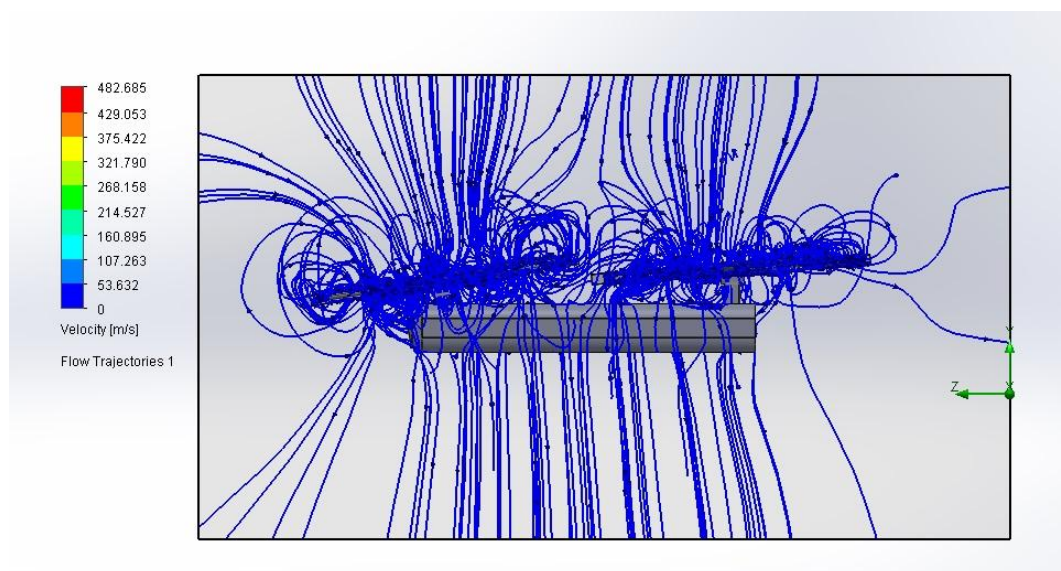
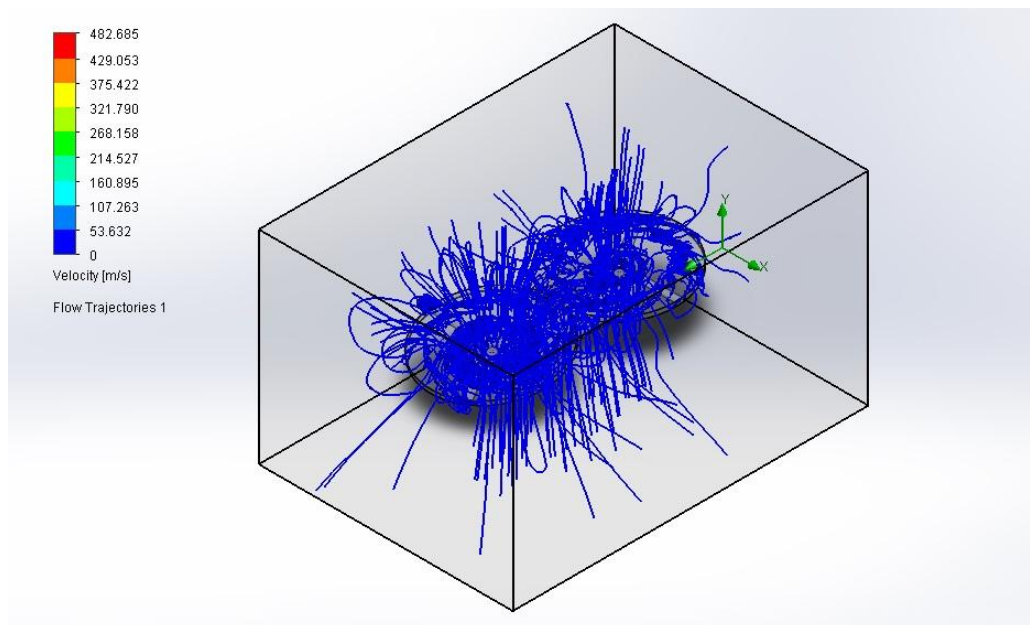


- *Computational Domain*

Le velocità di rotazione delle pale, che ricordiamo devono essere inferiori a 31,6 rad/s (in condizione di lavoro) affinché non si riscontrino problemi fluidodinamici ed in particolare numeri di Mach troppo elevati, verranno variate in base alle diverse configurazioni fino a trovare quelle ideali per tali configurazione. Queste velocità verranno utilizzate per creare i volumi cilindrici che simulano il moto dei rotori.

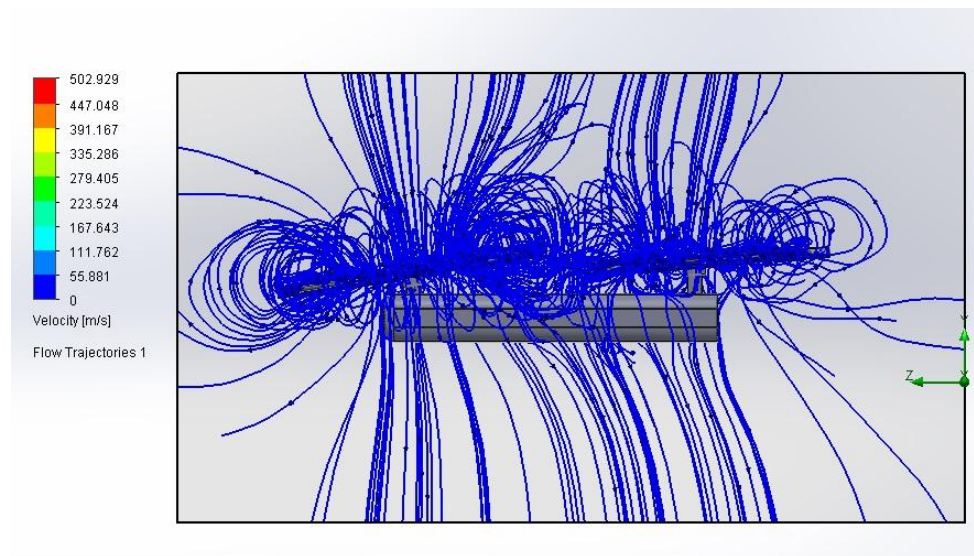
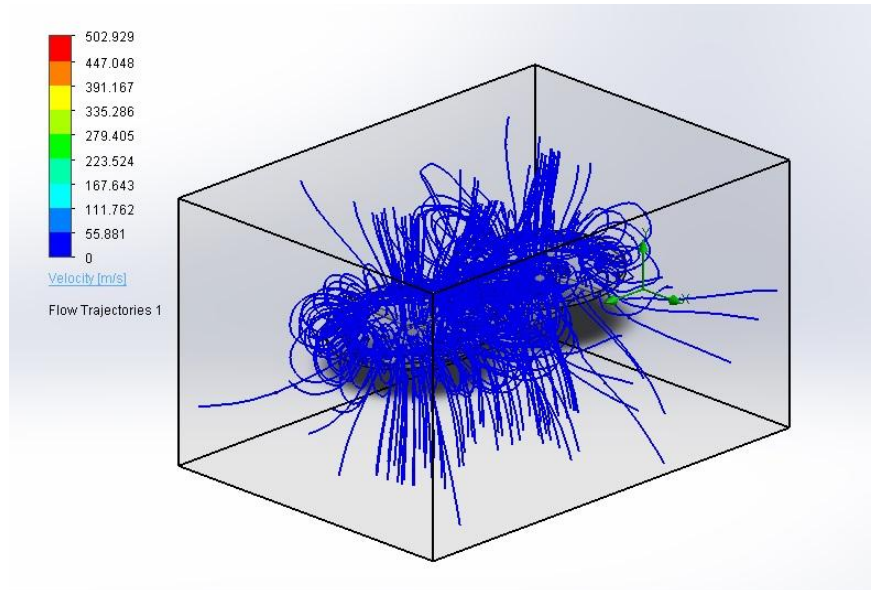
5.4 I Risultati

5.4.1 Decollo configurazione senza ali



	AVERAGE	MIN.	MAX.
LIFT [N]	199633	190201	210495
DRAG [N]	23092	20245	26116

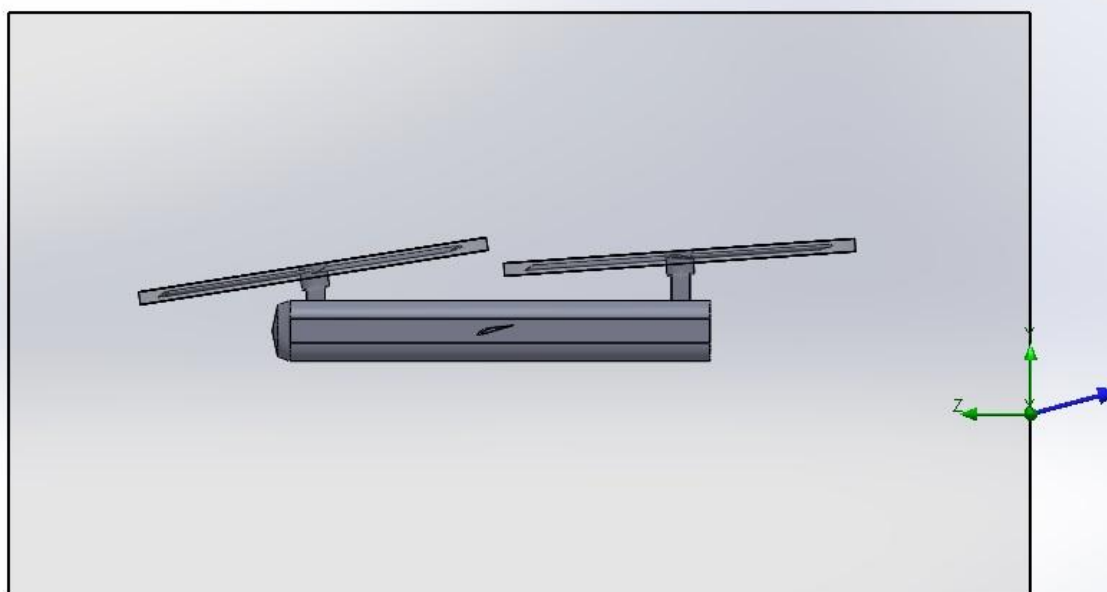
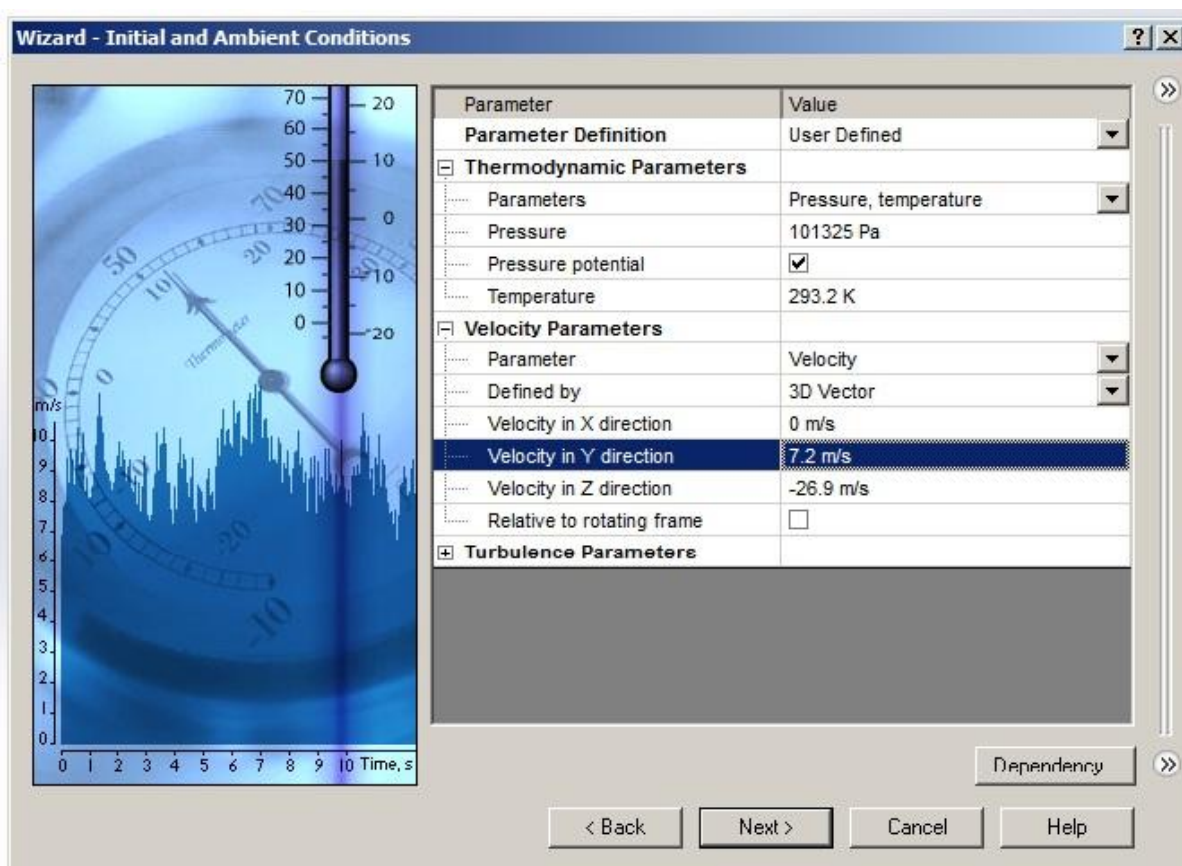
5.4.2 Decollo configurazione con ali



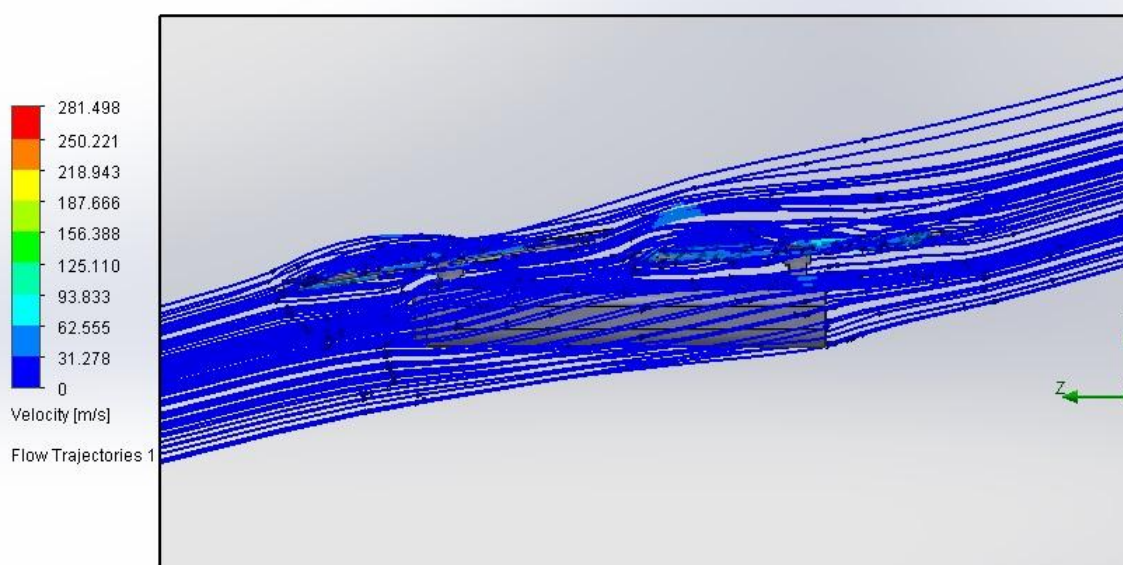
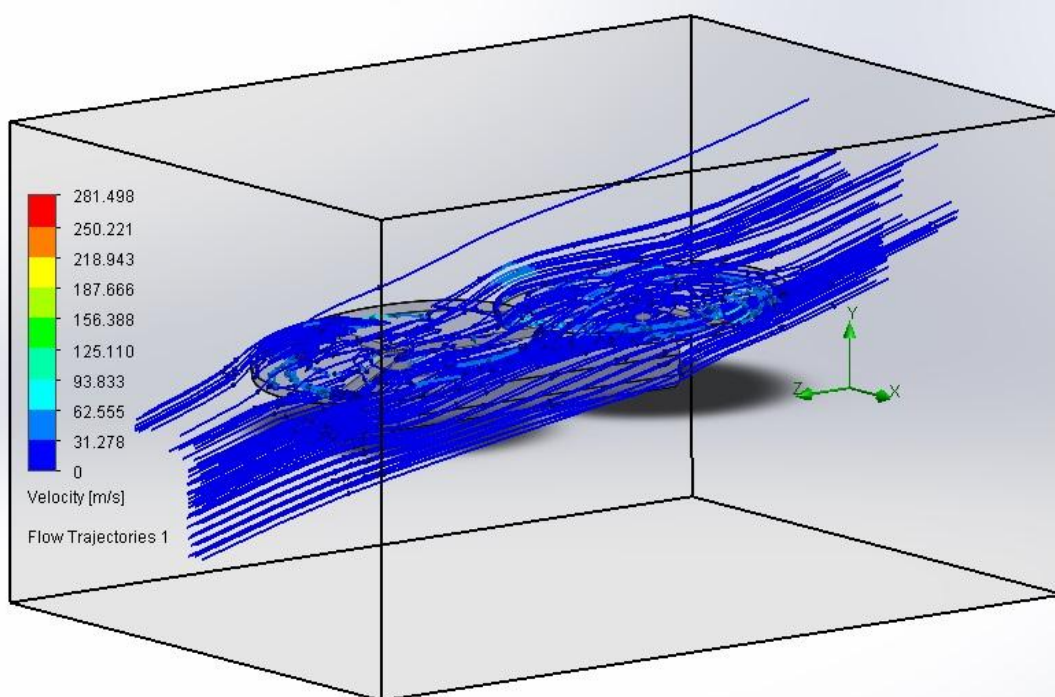
	AVERAGE	MIN.	MAX
LIFT [N]	190438	168967	215657
DRAG [N]	21003	13746	27131

5.4.3 Posizione di lavoro configurazione senza ali

In questa configurazione ricordiamo l'inserimento come dato in input della velocità del vento che viene scomposta nelle due componenti y e z in riferimento al sistema di coordinate scelto.

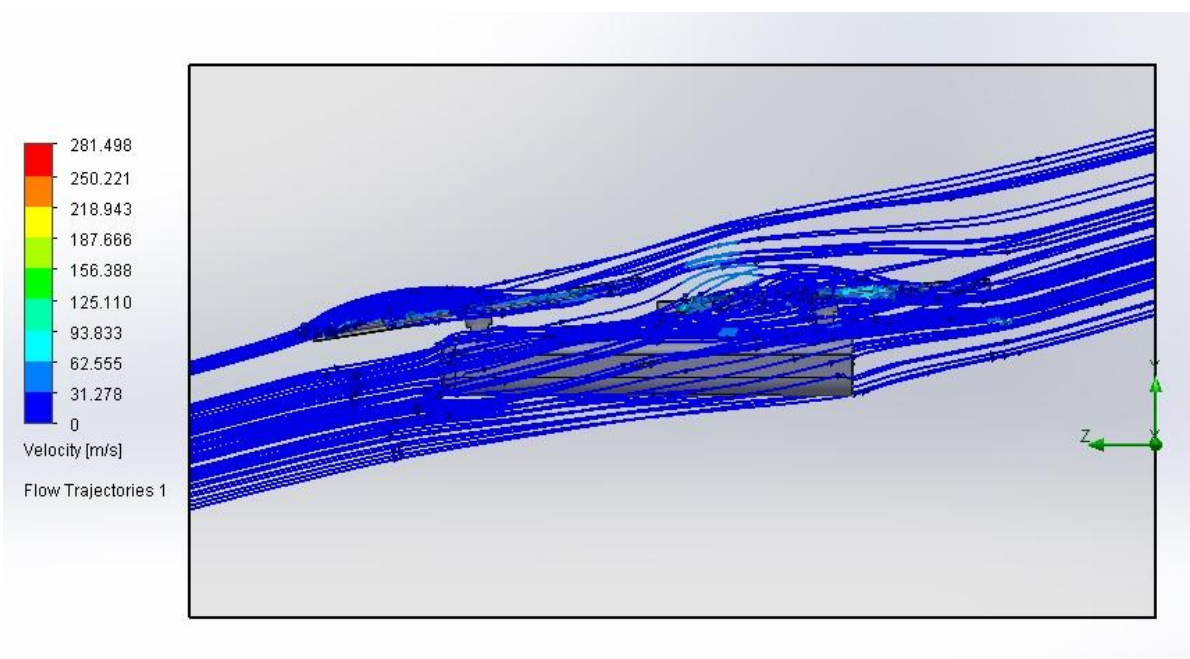
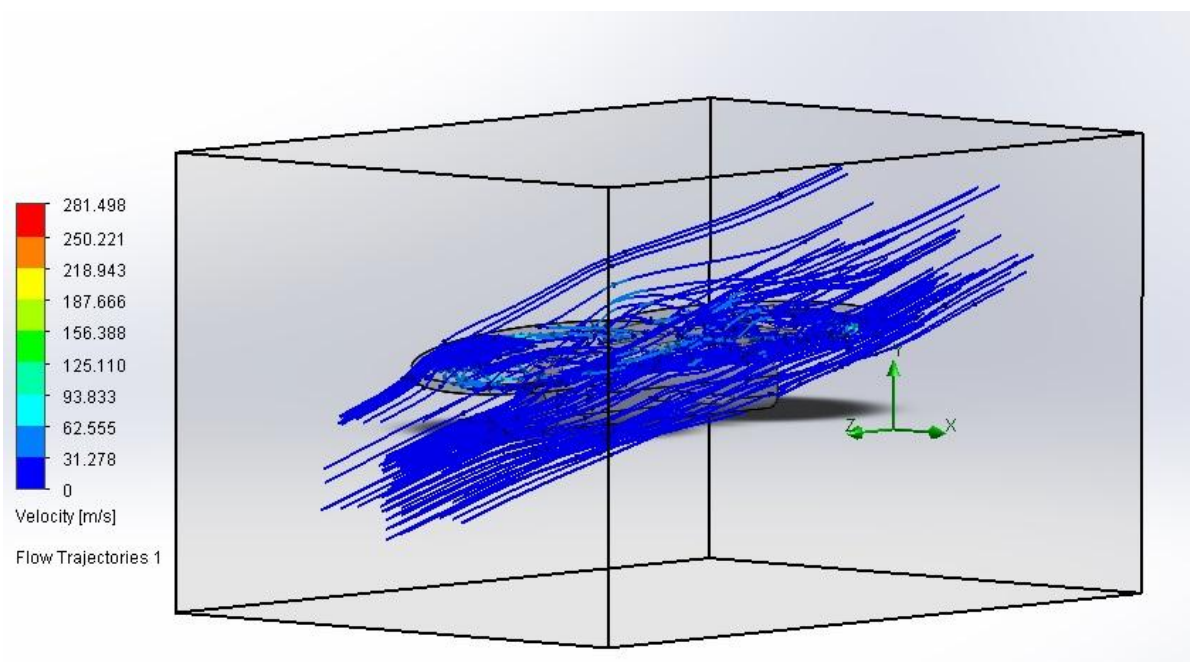


Si ottiene quindi una simulazione in cui l'aerogeneratore rimane inclinato rispetto al piano orizzontale di 15° ed è una configurazione ottimale.



	AVERAGE	MIN.	MAX.
LIFT [N]	300978	240486	364975
DRAG [N]	32155	22061	42751

5.4.4 Posizione di lavoro configurazione con ali



	AVERAGE	MIN.	MAX.
LIFT [N]	451480	360729	547462
DRAG [N]	38586	26473	51301

5.4.5 Confronto dei risultati

Di seguito si riporta il confronto fra i risultati ottenuti nella posizione di lavoro rispetto alle configurazioni con e senza ali. Si è inserito inoltre il parametro dell'efficienza, definito come il rapporto tra la portanza (lift) e la resistenza (drag).

- *Configurazione senza ali*

	AVERAGE	MIN.	MAX.
LIFT [N]	300978	240486	364975
DRAG [N]	32155	22061	42751
EFFICIENZA	9		

- *Configurazione con ali*

	AVERAGE	MIN.	MAX.
LIFT [N]	451480	360729	547462
DRAG [N]	38586	26473	51301
EFFICIENZA	11		

Si nota che la configurazione con ali aumenta notevolmente il valore della portanza e quindi dell'efficienza con conseguente beneficio rispetto all'energia trasferibile a terra. I risultati migliorano aumentando la precisione del calcolatore, ma naturalmente aumentano i tempi di calcolo, che per le simulazioni effettuate si attestavano attorno alla decina di minuti. Possono essere calcolate svariate configurazioni, modificando la quota (e quindi la velocità del vento), la posizione dell'aerogeneratore rispetto al piano orizzontale, la geometria stessa del velivolo. Tutto ciò è finalizzato naturalmente ad ottenere il maggior valore di efficienza possibile al quale è legata una maggiore produzione di energia. Sia la configurazione con ali che quella senza sono adeguate e permettono di ricavare i 2,8 MW di potenza precedentemente calcolati.

9. Conclusioni

Abbiamo visto come possa rivelarsi vantaggioso lo sfruttamento intelligente di una risorsa energetica gratuita e praticamente infinita grazie all'utilizzo di tecnologie moderne ormai consolidate. La creazione di una piattaforma ibrida elicottero-autogiro risolve tutta una serie di problematiche con il minimo degli ingombri. In vista di un allargamento a vero e proprio parco eolico sospeso, si potrebbe avere una serie di piattaforme indipendenti e poste a debita distanza tra loro, che producano molta più energia dei mulini eolici odierni. In particolare i mulini eolici tradizionali sono saldamente ancorati al suolo mentre una piattaforma ibrida è libera di variare la sua quota alla ricerca delle condizioni ottimali di lavoro. Ricordiamo nuovamente che la caratteristica principale delle correnti d'alta quota è la loro costante presenza nonché una velocità pressoché identica lungo l'arco dell'anno. Per quanto riguarda i calcoli effettuati bisogna sottolineare come la "Teoria del Momento", nonostante sia una teoria semplificata, abbia permesso ugualmente una stima iniziale relativamente accurata delle dimensioni e delle potenze in gioco.

Bibliografia

1. Ennio Mattioli, *“Aerodinamica”*, 3° Ed., Libreria Editrice Universitaria Levrotto&Bella Torino
2. Prof. Renato Tognaccini, *“Lezioni di Aerodinamica”*
3. Burton T., Sharpe D., Jenkins N., Bossanyi E., *“Wind Energy Handbook”*, Wiley
4. Talay, T.A.: *“Introduction to the Aerodynamics of Flight”*, NASA SP-367, 1975
5. Renato Foschini, *“Nozioni di Aerodinamica del Volo”*, Progetto Leonardo
6. Anderson, John David J., *“Introduction to Flight”*, Mc Graw Hill
7. Renato Foschini, *“Nozioni di Aerodinamica dell’Elicottero”*, Esculapio
8. Houghton, Edward Lewis, *“Aerodynamics for Engineering Students”*, 3° Ed., London
9. Godfrey Onwubolu, *“Computer-Aided Engineering Design with SolidWorks”*, Imperial College press
10. William E. Howard, Joseph Musto, *“Introduction to Solid Modeling Using SolidWorks 2012”*, Mc Graw Hill
11. An introduction to solidworks flowsimulation 2013, disponibile all’indirizzo www.sdc.publication.com
12. Boeing CH-47 chinook, disponibile all’indirizzo www.boeing.com
13. Technical manual for CH-47D helicopter