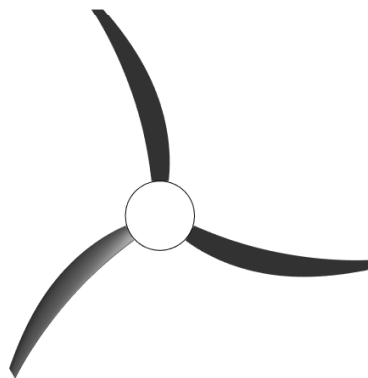


Esercitazioni in **Aerodinamica** **dell'Ala Rotante**



Giosuè Longobardo

Emanuele Sticchi

Università degli Studi di Napoli Federico II

a.a. 2021/2022

I	L'elica	11
1	Introduzione	13
2	Le prestazioni dell'elica	15
2.1	La geometria	15
2.2	L'aerodinamica	17
2.3	Le prestazioni (modello aerodinamico semplificato)	19
2.3.1	Le distribuzioni sulla pala	19
2.3.2	Le curve caratteristiche	22
2.4	Le prestazioni (modello aerodinamico completo)	24
2.4.1	Le distribuzioni sulla pala	24
2.4.2	Le curve caratteristiche	27
3	Il progetto dell'elica	29
3.1	Il progetto dell'elica per il Tecnam P92	29
3.1.1	Analisi delle prestazioni	31
II	McDonnell-Douglas AH-64	37
4	Introduzione	39
5	Le caratteristiche tecniche	41
5.1	L'aerodinamica	42
5.2	Il sistema propulsivo	45
6	L'aerodinamica del rotore	47
6.1	Prestazioni in salita assiale e <i>hover</i>	47
6.1.1	Le polari e altre curve caratteristiche	47
6.1.2	Le distribuzioni dei coefficienti spinta e coppia sulla pala	49
6.2	Volo traslato	50
6.2.1	Prestazioni	50
6.2.2	I coefficienti di flappeggio	54
6.2.3	Le distribuzioni di angoli di attacco sul disco	55
6.2.4	Le distribuzioni del numero di Mach sul disco	57
6.2.5	Il sentiero di stallo	61

7	Le prestazioni	63
7.1	Le curve di potenza	63
7.2	Le prestazioni dell'elicottero	68
7.2.1	Le velocità caratteristiche	68
III	Gli aeromotori	75
8	Il progetto della turbina eolica	77
8.1	Introduzione & stime iniziali	77
8.2	L'aerodinamica	78
8.3	La geometria	79
8.4	Le prestazioni	81
8.5	Una procedura di <i>design</i> alternativa	82
8.5.1	Il confronto delle prestazioni	83
	Bibliografia	85

ELENCO DELLE FIGURE

2.1	Rappresentazione dei principali parametri geometrici dell'elica.	16
2.2	Rappresentazione del profilo BOEING-VERTOL VR-7.	17
2.3	Curve di portanza (a) e curve $Cd - \alpha$ (b) al variare del numero di Reynolds, per il profilo alare BOEING-VERTOL-VR7, ottenute mediante il software X-foil.	18
2.4	Distribuzioni del numero di Mach (a) e del numero di Reynolds (b) lungo la pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.	19
2.5	Distribuzione dell'angolo d'attacco effettivo a cui lavorano le sezioni, α , (a) e dell'angolo di <i>inflow</i> , φ , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.	19
2.6	Distribuzioni dell'induzione assiale, a , (a), e dell'induzione rotazionale, a' , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.	20
2.7	Distribuzioni dei coefficienti aerodinamici λ_1 , (a) e λ_2 , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.	20
2.8	Distribuzioni del coefficiente di spinta, $\frac{dC_T}{d\bar{r}}$, (a), del coefficiente di coppia, $\frac{dC_Q}{d\bar{r}}$, (b), del coefficiente di potenza $\frac{dC_P}{d\bar{r}}$, (c) lungo la pala. Si è tenuto conto dell'effetto del numero finito di pale attraverso la funzione di correzione di Prandtl. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.	21
2.9	Prestazioni dell'elica calcolate tramite modello aerodinamico semplificato e confrontate con i risultati sperimentali riportati in [5]. Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di coppia, C_Q , (b) e efficienza, η , (c). $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.	22
2.10	Prestazioni dell'elica riportata all'interno di [5], calcolate tramite modello aerodinamico semplificato al variare dell'angolo di calettamento. Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di potenza, C_P , (b) e efficienza, η , (c).	23
2.11	Distribuzioni del numero di Mach (a) e del numero di Reynolds (b) lungo la pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.	24
2.12	Distribuzione dell'angolo d'attacco effettivo a cui lavorano le sezioni, α , (a) e dell'angolo di <i>inflow</i> , φ , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.	24
2.13	Distribuzioni dell'induzione assiale, a , (a), e dell'induzione rotazionale, a' , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.	25

2.14	Distribuzioni dei coefficienti aerodinamici λ_1 , (a) e λ_2 , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della a pala.	25
2.15	Distribuzioni del coefficiente di spinta, $\frac{dC_T}{d\bar{r}}$, (a), del coefficiente di coppia, $\frac{dC_Q}{d\bar{r}}$, (b), del coefficiente di potenza $\frac{dC_P}{d\bar{r}}$, (c) lungo la pala. Si è tenuto conto dell'effetto del numero finito di pale attraverso la funzione di correzione di Prandtl. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.	26
2.16	Prestazioni dell'elica confrontate con i risultati sperimentali riportati in [5]. Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di coppia, C_Q , (b) e efficienza, η , (c). $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.	27
2.17	Prestazioni dell'elica riportata all'interno di [5], al variare dell'angolo di calettamento. Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di coppia, C_Q , (b) e efficienza, η , (c).	28
3.1	Trittico del velivolo Tecnam P92, tratto dal [3].	29
3.2	Rappresentazione dei principali parametri geometrici dell'elica progettata per il Tecnam P92.	33
3.3	Distribuzioni del numero di Mach (a) e del numero di Reynolds (b) lungo la pala. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$	34
3.4	Distribuzione dell'angolo d'attacco effettivo a cui lavorano le sezioni, α , (a) e dell'angolo di <i>inflow</i> , φ , (b), sulla pala. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$	34
3.5	Distribuzioni dell'induzione assiale, a , (a), e dell'induzione rotazionale, a' , (b), sulla pala. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$	34
3.6	Distribuzioni dei coefficienti aerodinamici λ_1 , (a) e λ_2 , (b), sulla pala. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$	35
3.7	Distribuzioni del coefficiente di spinta $\frac{dC_T}{d\bar{r}}$, (a), del coefficiente di coppia $\frac{dC_Q}{d\bar{r}}$, (b), del coefficiente di potenza $\frac{dC_P}{d\bar{r}}$, (c) sulla pala. Si è tenuto conto dell'effetto del numero finito di pale attraverso la funzione di correzione di Prandtl. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$	35
3.8	Prestazioni dell'elica progettata per il Tecnam P92; Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di coppia, C_Q , (b) e efficienza, η , (c) al variare del rapporto di funzionamento	36
4.1	L'elicottero McDonnell-Douglas AH-64 <i>Apache</i> fotografato in azione. . .	39
5.1	Trittico dell'elicottero McDonnell-Douglas AH-64 <i>Apache</i> , tratto dal [3]. .	41
5.2	Rappresentazione del profilo alare montato sul rotore principale dell'elicottero in analisi.	42
5.3	Rappresentazione del profilo alare montato sul rotore anti-coppia di coda dell'elicottero McDonnell-Douglas AH-64.	43
5.4	Rappresentazione della caratteristica di portanza del profilo HH-02 per diversi numeri di Reynolds. Curve ottenute attraverso il <i>software</i> X-foil.	43
5.5	Rappresentazione della curva $C_d - \alpha$ per profilo HH-02 per diversi numeri di Reynolds. Curve ottenute attraverso il <i>software</i> X-foil.	44
5.6	Rappresentazioni in sezione di uno dei motori con cui è equipaggiato l'elicottero in analisi.	45
6.1	Rappresentazione del coefficiente di spinta del rotore (a), T_c , e del coefficiente di potenza (b), Q_c , al variare del rapporto di funzionamento, μ . Le curve sono parametrizzate al variare del comando di collettivo, θ_0 . Per l'analisi delle prestazioni del rotore si è assunto $B = 0.97$ per tenere conto delle perdite di estremità.	48

6.2	Rappresentazione della polare in <i>hover</i> (a) e della cifra di merito (b) per il rotore. Per l'analisi delle prestazioni del rotore si è assunto $B = 0.97$ per tenere conto delle perdite di estremità.	48
6.3	Confronto dell'effetto del numero di pale finito calcolato mediante la funzione di correzione di Prandtl e il metodo di limitazione dell'integrale.	48
6.4	Fattore di correzione k per la non uniformità dell'induzione assiale sul rotore al variare della spinta in <i>hover</i>	49
6.5	Distribuzione del coefficiente di spinta (a), T_c , e del coefficiente di potenza (b), Q_c , sulla pala, in <i>hover</i> ($\mu = 0$), per diversi valori di input del collettivo, nominalmente: $\theta_0 = 10^\circ$, $\theta_0 = 13^\circ$, $\theta_0 = 16^\circ$, $\theta_0 = 19^\circ$. Per l'analisi delle prestazioni del rotore si è assunto $B = 0.97$ per tenere conto delle perdite di estremità. Le caratteristiche aerodinamiche 2D del profilo son calcolate per: $Re_\infty = 1.25 \times 10^6$ e per: $M_\infty = 0$	50
6.6	Distribuzione del coefficiente di spinta, T_c , e del coefficiente di potenza (b), Q_c , sulla pala, per diversi valori del rapporto di funzionamento. Il valore del collettivo si è assunto costante e pari a: $\theta_0 = 16^\circ$. Per l'analisi delle prestazioni del rotore si è assunto $B = 0.97$ per tenere conto delle perdite di estremità. Le caratteristiche aerodinamiche 2D del profilo son calcolate per: $Re_\infty = 1.25 \times 10^6$ e per: $M_\infty = 0$	51
6.7	Andamento dell'angolo d'attacco del rotore al variare del rapporto di funzionamento $\mu = V_\infty/\Omega R$ per 3 diversi valori di spinta assegnata (supposta pari al peso).	51
6.8	Andamento del rapporto di ingresso λ e dell'induzione assiale λ_i al variare del rapporto di funzionamento $\mu = V_\infty/\Omega R$ per 3 diversi valori di spinta assegnata (supposta pari al peso).	52
6.9	Andamento del coefficiente di potenza P_c (a), di resistenza H_c (b) e di forza laterale Y_c (c) del rotore al variare del rapporto di funzionamento $\mu = V_\infty/\Omega R$ per 3 diversi valori di spinta assegnata (supposta pari al peso). Inoltre viene anche riportato l'andamento comando collettivo, ossia il passo di radice θ_0 (d).	53
6.10	Andamento dei coefficienti di flappeggio al variare del rapporto di avanzamento in volo traslato $\mu = \frac{V_\infty}{\Omega R}$	54
6.11	Evoluzione degli angoli di attacco effettivi sul disco rotore al variare del rapporto di avanzamento μ	56
6.12	Evoluzione del numero di Mach effettivo sul disco rotore al variare del rapporto di avanzamento μ	58
6.13	Forma assunta per pianta del rotore principale	59
6.14	Forma in pianta assunta per rotore principale	59
6.15	Evoluzione del numero di Mach effettivo sul disco rotore con freccia al tip al variare del rapporto di avanzamento μ	60
6.16	Evoluzione del sentiero di stallo per valori di μ che coincidono con la prima sezione di stallo fino ad una maggiorazione del 20% di tale rapporto di funzionamento.	61
6.17	Distribuzione dell'angolo di attacco sul rotore in corrispondenza del valore del rapporto di funzionamento per cui si verifica il primo stallo di un profilo.	62
7.1	Potenza totale richiesta P_{req} dal rotore principale divisa nei contributi di: Potenza indotta P_i , parassita P_0 e dovuta alla resistenza della fusoliera P_{fus}	64
7.2	Potenza totale richiesta P_{req} dal rotore anti-coppia di coda divisa nei contributi di: Potenza indotta P_i e parassita P_0	65

7.3	Potenza totale richiesta P_{tot} dalla macchina elicottero divisa nei contributi di: Potenza richiesta dal rotore principale P_{reqMR} , dal rotore anticoppa di coda P_{reqTR} , potenze ausiliarie P_{AUX} P_0 . Inoltre viene riportata anche la potenza massima continua disponibile (AEO) P_{av}	66
7.4	Potenza totale assorbita dalla macchina elicottero parametrizzata rispetto a 4 possibili pesi al decollo.	67
7.5	Variazione delle velocità caratteristiche (V_{max} , V_{BR} e V_{BE}) in funzione del peso per l'elicottero.	68
7.6	Variazione del rateo di salita in funzione della velocità di traslazione parametrizzata con il peso dell'elicottero.	69
7.7	Variazione del massimo rateo di salita in funzione del peso al decollo dell'elicottero.	70
7.8	Variazione della massima autonomia oraria al variare del peso dell'elicottero.	71
7.9	Variazione della massima autonomia chilometrica al variare del peso dell'elicottero.	72
7.10	Variazione del massimo angolo di salita con il peso per due particolari configurazioni di potenza disponibile: $P = P(OEI)$ e $P = 75\%P(OEI)$	73
7.11	Variazione della velocità di autorotazione con il peso.	73
8.1	Rappresentazione del profilo alare DU84-132V3.	78
8.2	Curva di portanza (a) e curva $C_d - \alpha$ del profilo DU84-132V3. $Re_\infty = 1 \times 10^6$, $M_\infty = 0$. Ottenuti mediante l'utilizzo del <i>software</i> Xfoil, e prolungate in post-stallo mediante l'utilizzo del <i>software</i> Q-blade.	78
8.3	Rappresentazione della curva di portanza per valori dell'angolo di attacco compresi nell'intervallo: $\alpha \in [-20^\circ, 20^\circ]$, del profilo alare DU84-132V3. $Re_\infty = 1 \times 10^6$, $M_\infty = 0$. Ottenuti mediante l'utilizzo del <i>software</i> Xfoil.	79
8.4	Distribuzione della corda (a) e del calettamento (b) in funzione del raggio.	79
8.5	Vista laterale (a), vista dall'alto (b), vista in assonometria (c) della pala. Immagini realizzate mediante il <i>software</i> Qblade.	80
8.6	Andamento del coefficiente di potenza, C_P , in funzione del rapporto di funzionamento, λ . Risultati ottenuti mediante il <i>software</i> Qblade.	81
8.7	Andamento del coefficiente di resistenza della turbina, C_T , in funzione del rapporto di funzionamento, λ . Risultati ottenuti mediante il <i>software</i> Qblade.	81
8.8	Vista laterale (a), vista dall'alto (b), vista in assonometria (c) della pala. Immagini realizzate mediante il <i>software</i> Qblade.	82
8.9	Distribuzione della corda (a) e del calettamento (b) in funzione del raggio.	83
8.10	Andamento del coefficiente di potenza, C_P , in funzione del rapporto di funzionamento, λ . Confronto tra le prestazioni della turbina progettata con il <i>software</i> Q-blade (curva continua) e quelle della turbina progettata con il metodo proposto in [1] (curva tratteggiata).	84
8.11	Andamento del coefficiente di resistenza della turbina, C_T , in funzione del rapporto di funzionamento, λ . Confronto tra le prestazioni della turbina progettata con il <i>software</i> Q-blade (curva continua) e quelle della turbina progettata con il metodo proposto in [1] (curva tratteggiata).	84

INTRODUZIONE

In questo elaborato saranno riportate alcune esercitazioni riguardanti i principali temi trattati durante il corso Aerodinamica dell'Ala Rotante durante l'a.a. 2021/2021 tenuto dal Prof. R. Tognaccini e dal Dott. Ing. G. Di Giorgio. L'elaborato è diviso in parti, in ognuna delle quali si è deciso di approfondire un particolare tema trattato durante il corso.

Parte I

L'elica

In questa parte dell'elaborato si intende presentare una trattazione sulle prestazioni e sul progetto dell'elica. Per quanto concerne l'implementazione dei codici per l'analisi delle prestazioni e per il progetto dell'elica, si faccia riferimento all'appendice A.1. Per la *routine* di risoluzione della teoria dell'elemento di pala generale si è scelto di implementare il metodo proposto in [1] a pagina 38, introducendo, però, la possibilità di tenere in conto anche di:

- Effetto del numero di pale finito (attraverso la funzione di correzione di Prandtl);
- Riduzione della spinta causata dal mozzo;
- Dipendenza delle caratteristiche aerodinamiche $C_l = C_l(\alpha, M, Re, \bar{r})$ e $C_d = C_d(\alpha, M, Re, \bar{r})$
- Effetto della freccia Λ ;

Per quanto concerne il progetto dell'elica, si valuterà l'andamento delle principali curve caratteristiche di un'elica sviluppata attraverso un codice *ad hoc*, basato sulla procedura di *design* presentata a pag. 46 di [1].

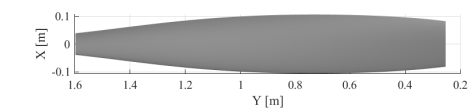
In questo capitolo si valuterà lo studio delle prestazioni di un'elica, la cui geometria è stata tratta da [5].

2.1 La geometria

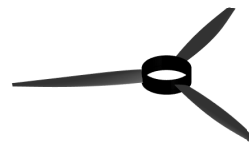
In figura 2.1 è presentata l'elica in analisi. In particolare sono riportate le viste in pianta (a e d) ed assonometriche (b e c) della pala e dell'elica tripala completa e le distribuzioni radiali di corda e calettamento. Si noti che la rappresentazione proposta trascura le sezioni di pala in prossimità del mozzo sia perché risultano di scarso interesse ai fini della prestazione stessa dell'elica e anche perché non ben caratterizzate all'interno di [5]. Sempre con riferimento alla rappresentazione dell'elica si noti che in corrispondenza dell'estremità della pala si è scelto di non rappresentare i bordi della pala raccordati, come in [5].

Parametro	Valore	
Raggio, R	1.6	[m]
Raggio mozzo, R_{hub}	0.254	[m]
Numero di pale, N	3	[/]
Giri al minuto, RPM	1200	[giri/min]
Solidità media, σ	0.318	[/]

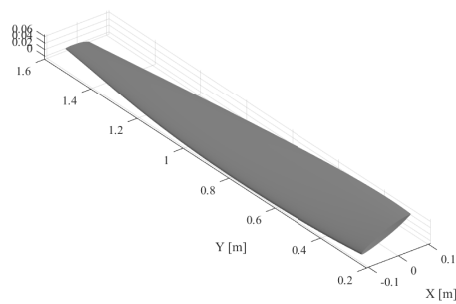
Tabella 2.1: Alcune caratteristiche geometriche dell'elica in analisi, tratta da [5].



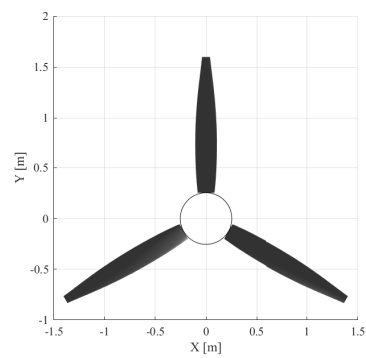
(a)



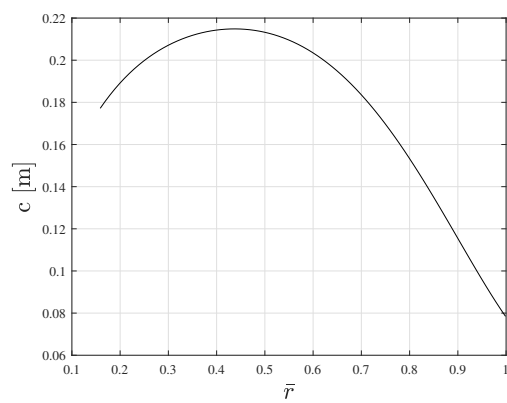
(b)



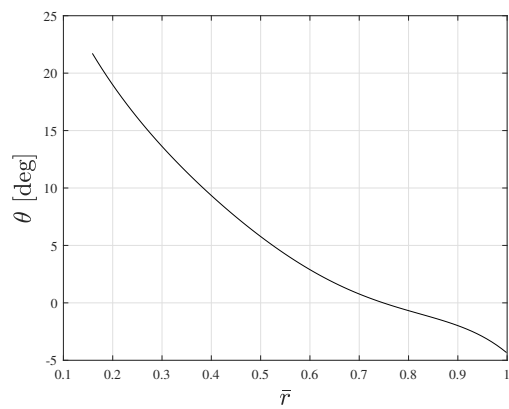
(c)



(d)



(e)



(f)

Figura 2.1: Rappresentazione dei principali parametri geometrici dell'elica.

2.2 L'aerodinamica

Una volta analizzata la geometria in *input*, ci si interessa di caratterizzare aerodinamicamente l'elica in analisi. In questo capitolo vengono presi in considerazione due possibili approcci: in un primo caso si valuterà un modello aerodinamico semplificato, in cui le funzioni che restituiscono il valore del coefficiente di portanza e resistenza in funzione dell'angolo di attacco sono le funzioni banali riportate in (2.1).

$$C_l = 2\pi\alpha \quad C_d = 0.01 \quad (2.1)$$

In seconda analisi viene implementato un modello aerodinamico più sofisticato, che tiene conto dell'utilizzo di un effettivo profilo alare e delle differenti caratteristiche aerodinamiche della corrente in cui è immerso. Il profilo alare selezionato è il BOEING-VERTOL VR-7, riportato in figura 2.2. Nelle immagini 2.3 sono presentate le curve di portanza e le curve $C_d - \alpha$ al variare del numero di Reynolds. In particolare, si è scelto di prendere in considerazione numeri di Reynolds all'interno dell'intervallo $Re_\infty \in [0.5 \times 10^6; 5 \times 10^6]$. Tale scelta è supportata dal grafico 2.4, (b), che riporta la distribuzione del numero di Reynolds lungo la pala. Tali curve caratteristiche aerodinamiche del profilo sono state utilizzate per generare un *database* aerodinamico che potesse generalizzare le funzioni $C_l = C_l(\alpha)$ e $C_d = C_d(\alpha)$ ed inserire le dipendenze dal numero di Mach e dal numero di Reynolds, come in (2.2).

$$C_l = C_l(\alpha, M, Re) \quad C_d = C_d(\alpha, M, Re) \quad (2.2)$$

Gli effetti di comprimibilità sono stati valutati in similitudine per il coefficiente di portanza, ovvero secondo la relazione riportata in (2.3), e mediante la relazione (2.4), tratta da [6], per il coefficiente di resistenza.

$$C_l(\alpha, M, Re) = \frac{C_l(\alpha, M = 0, Re)}{\sqrt{1 - M^2}} \quad (2.3)$$

$$C_d(\alpha, M, Re) = [C_d(\alpha, M = 0, Re) - k_2] + k_2 \left(1 + 0.25M^k\right) \quad , k_2 = 0.7, k = 6 \quad (2.4)$$

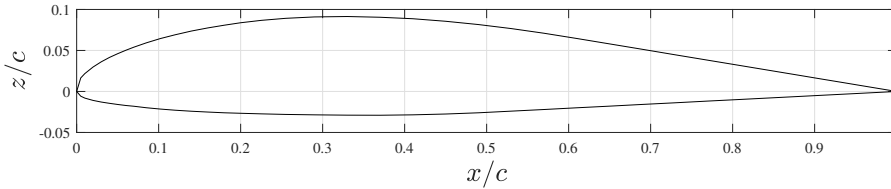
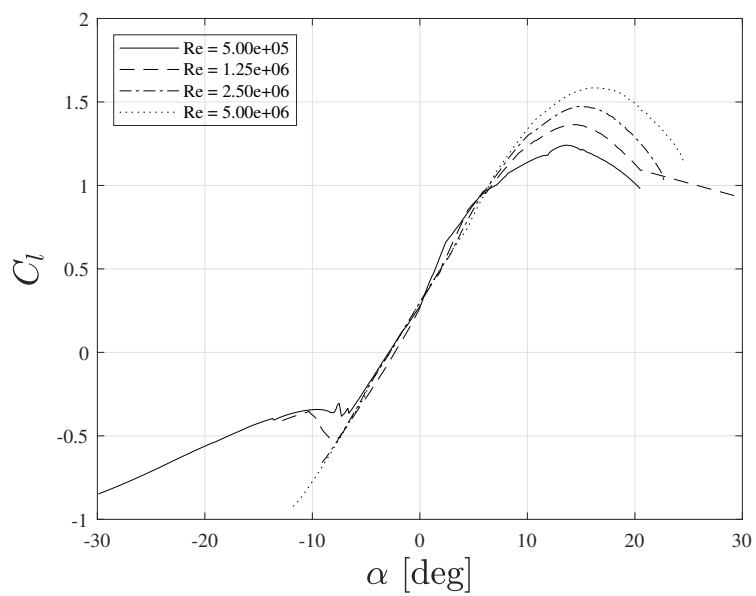
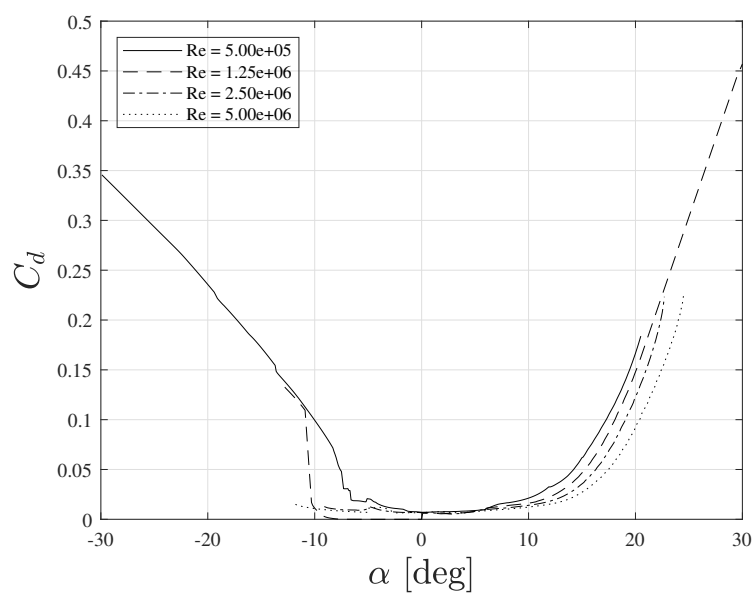


Figura 2.2: Rappresentazione del profilo BOEING-VERTOL VR-7.



(a)



(b)

Figura 2.3: Curve di portanza (a) e curve $C_d - \alpha$ (b) al variare del numero di Reynolds, per il profilo alare BOEING-VERTOL-VR7, ottenute mediante il *software* X-foil.

2.3 Le prestazioni (modello aerodinamico semplificato)

2.3.1 Le distribuzioni sulla pala

Si valutino le distribuzioni di alcune grandezze caratteristiche lungo la pala. In primo luogo si valutino le figure riportate in 2.4, che definiscono le caratteristiche della corrente che investe il profilo, stazione per stazione, in termini di numero di Mach e numero di Reynolds. In questa figura possiamo notare che il numero di Mach cresce lungo la pala con il massimo all'estremità poiché cresce con il raggio esclusivamente, viceversa il numero di Reynolds cresce fino a circa il 70% della pala, dove ha un massimo, per poi diminuire. Tale andamento è associato al fatto che i contributi al numero di Reynolds provengono sia dalla velocità che dalle corde, che invece tendono a ridursi dopo il 30% della pala.

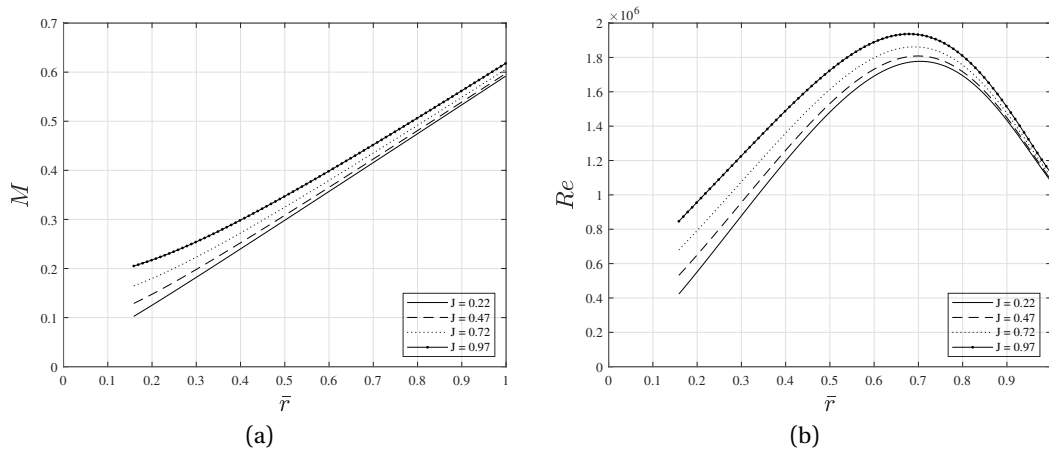


Figura 2.4: Distribuzioni del numero di Mach (a) e del numero di Reynolds (b) lungo la pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.

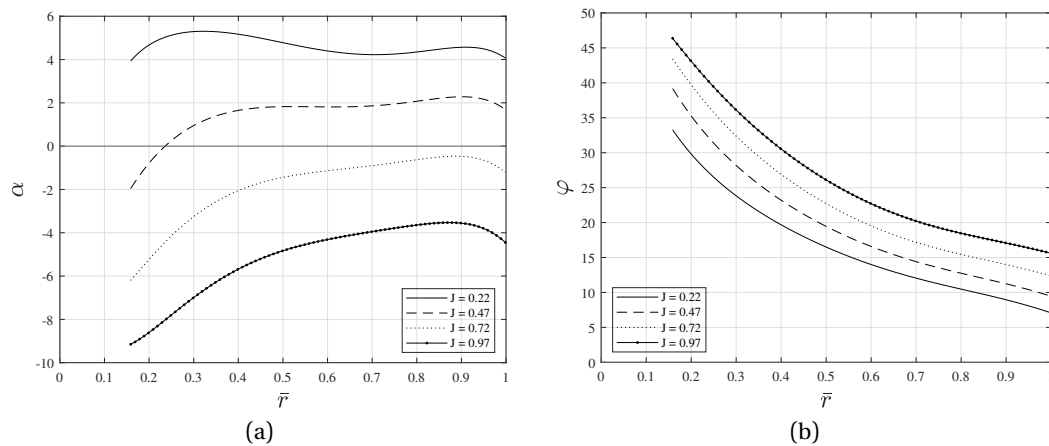


Figura 2.5: Distribuzione dell'angolo d'attacco effettivo a cui lavorano le sezioni, α , (a) e dell'angolo di *inflow*, φ , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.

Con riferimento alle figure 2.5 possiamo notare che l'angolo di *inflow*, φ , ha un andamento circa iperbolico e cresce all'aumentare del rapporto di funzionamento. L'andamento dell'angolo di attacco è circa costante lungo la pala, ciò è dovuto alla similitudine fra le distribuzioni di calettamento e angolo di *inflow* lungo la pala, almeno

per valori del rapporto di funzionamento medio-bassi. Viceversa per rapporti di funzionamento elevati, per i quali l'angolo di attacco è sempre negativo, insiste anche una variazione sensibile dell'angolo di attacco stesso.

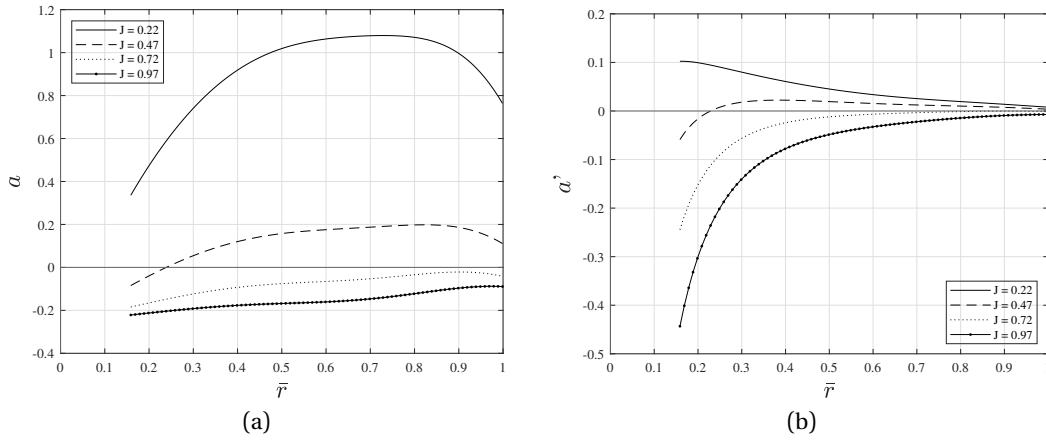


Figura 2.6: Distribuzioni dell'induzione assiale, a , (a), e dell'induzione rotazionale, a' , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.

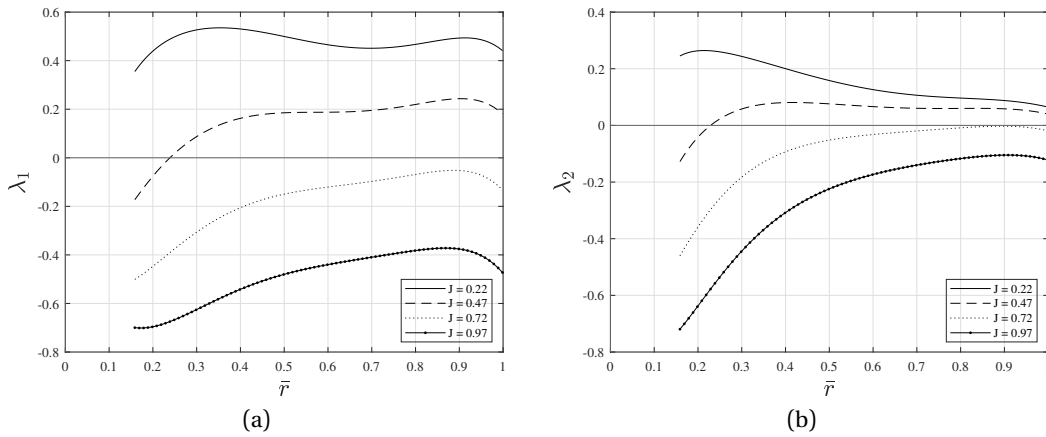


Figura 2.7: Distribuzioni dei coefficienti aerodinamici λ_1 , (a) e λ_2 , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.

Con riferimento alle figure 2.6, possiamo notare che le induzioni sulla pala sono entrambe pressoché costanti, con eccezione della zona in prossimità del mozzo. Si noti inoltre che l'induzione assiale appare sensibilmente maggiore di quella rotazionale, come atteso. Entrambe le induzioni appaiono variare con la stessa legge dei coefficienti λ_1 e λ_2 , riportati nelle figure 2.7.

Per quanto riguarda le distribuzioni di spinta, coppia e potenza possiamo vedere (figura 2.8) che queste assumono valore molto basso in corrispondenza del mozzo, crescono lungo la pala, con andamento quasi lineare, fino a raggiungere un massimo per poi annullarsi. Per la computazione di tali distribuzioni si è tenuto in conto dell'effetto del numero di pale finito mediante l'utilizzo della funzione di correzione di Prandtl.

E' importante osservare che per ridotti rapporti di funzionamento, l'induzione assiale assume valori molto elevati, compromettendo, di fatti, la validità della teoria impulsiva.

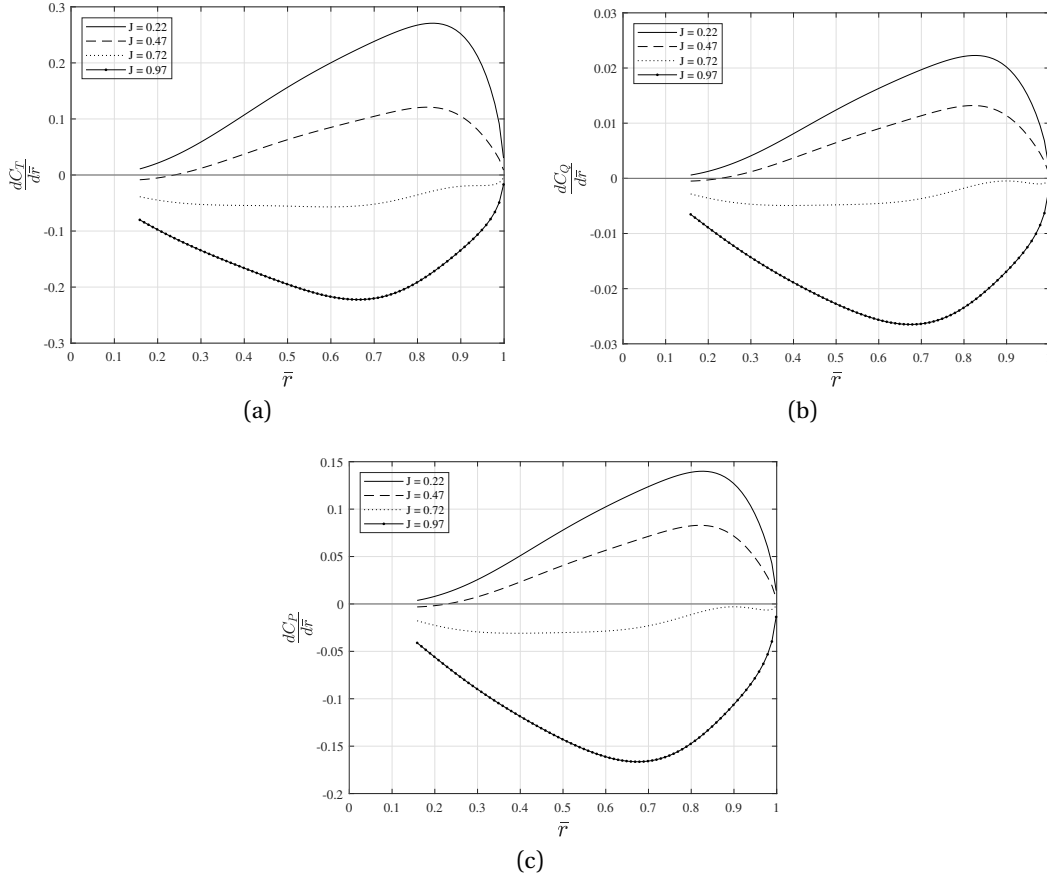


Figura 2.8: Distribuzioni del coefficiente di spinta, $\frac{dC_L}{d\bar{r}}$, (a), del coefficiente di coppia, $\frac{dC_Q}{d\bar{r}}$, (b), del coefficiente di potenza $\frac{dC_P}{d\bar{r}}$, (c) lungo la pala. Si è tenuto conto dell'effetto del numero finito di pale attraverso la funzione di correzione di Prandtl. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala. Modello aerodinamico semplificato.

Inoltre, si osserva che per valori di $J > 0.6$ queste assumono valori sempre negativi, il che implica che in tali regimi di funzionamento la spinta e la coppia totali saranno negativi, ossia l'elica lavora nel regime a mulinello frenante. In conclusione, con questo valore di calettamento l'elica è classificabile come un elica lenta, in accordo con quanto riportato in [5].

2.3.2 Le curve caratteristiche

Di seguito sono riportate le curve caratteristiche dell'elica per diverse condizioni di funzionamento. In primo luogo siamo interessati a valutare un confronto dei risultati numerici con quelli sperimentali proposti in [5]: in questo caso si è scelto di fissare un unico calettamento: $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala, lo stesso adottato nelle prove sperimentali. Si può osservare che le curve si distaccano da quelle sperimentali presumibilmente perché non si tiene del conto delle effettive caratteristiche aerodinamiche dei profili montati lungo la pala.

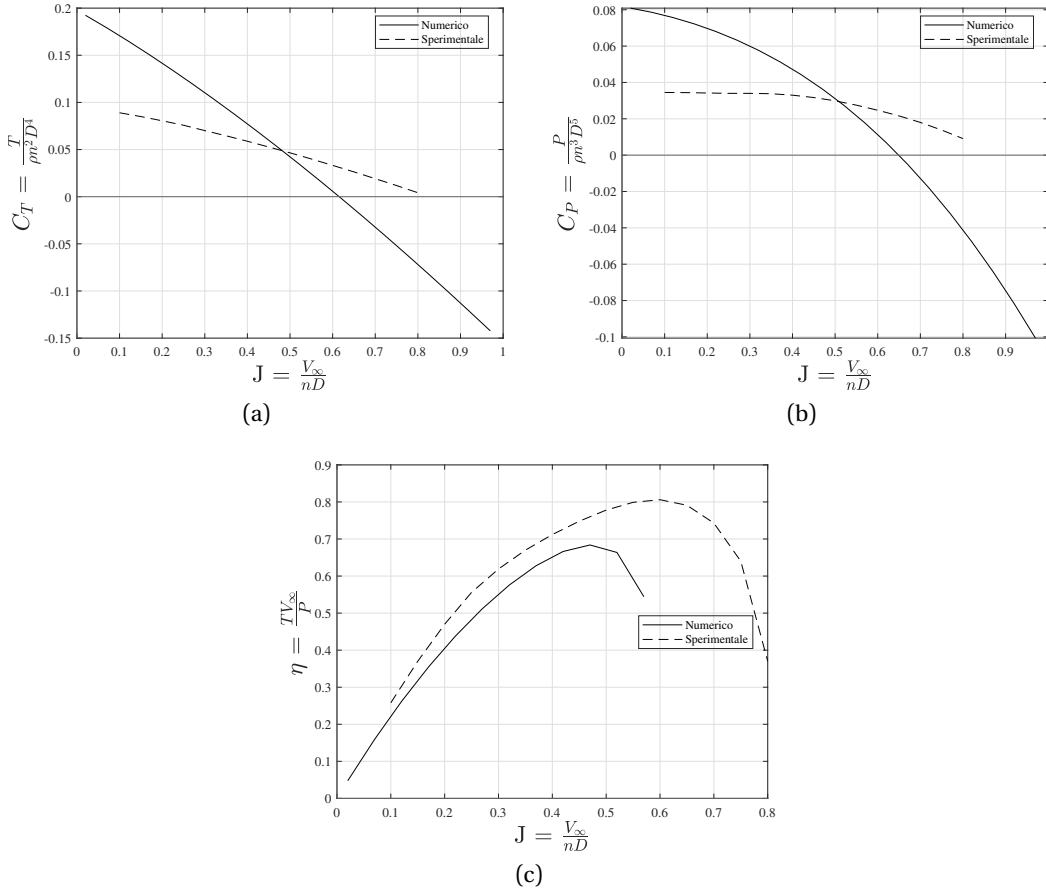


Figura 2.9: Prestazioni dell'elica calcolate tramite modello aerodinamico semplificato e confrontate con i risultati sperimentali riportati in [5]. Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di coppia, C_Q , (b) e efficienza, η , (c). $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.

In secondo luogo, una volta valutato il confronto con i dati sperimentali, viene proposta un'analisi delle prestazioni dell'elica al variare del calettamento. Le immagini di riferimento sono riportate nelle figure 2.10.

All'aumentare del calettamento cresce sia la spinta generata che la potenza richiesta. Inoltre si può osservare che i valori del rapporto di funzionamento J in corrispondenza dei quali il C_T ed il C_P si annullano aumentano, ciò permette di utilizzare l'elica in regimi di funzionamento più veloci. Infine si osserva che all'aumentare del calettamento il massimo rendimento sale e si porta a valori di J più elevati.

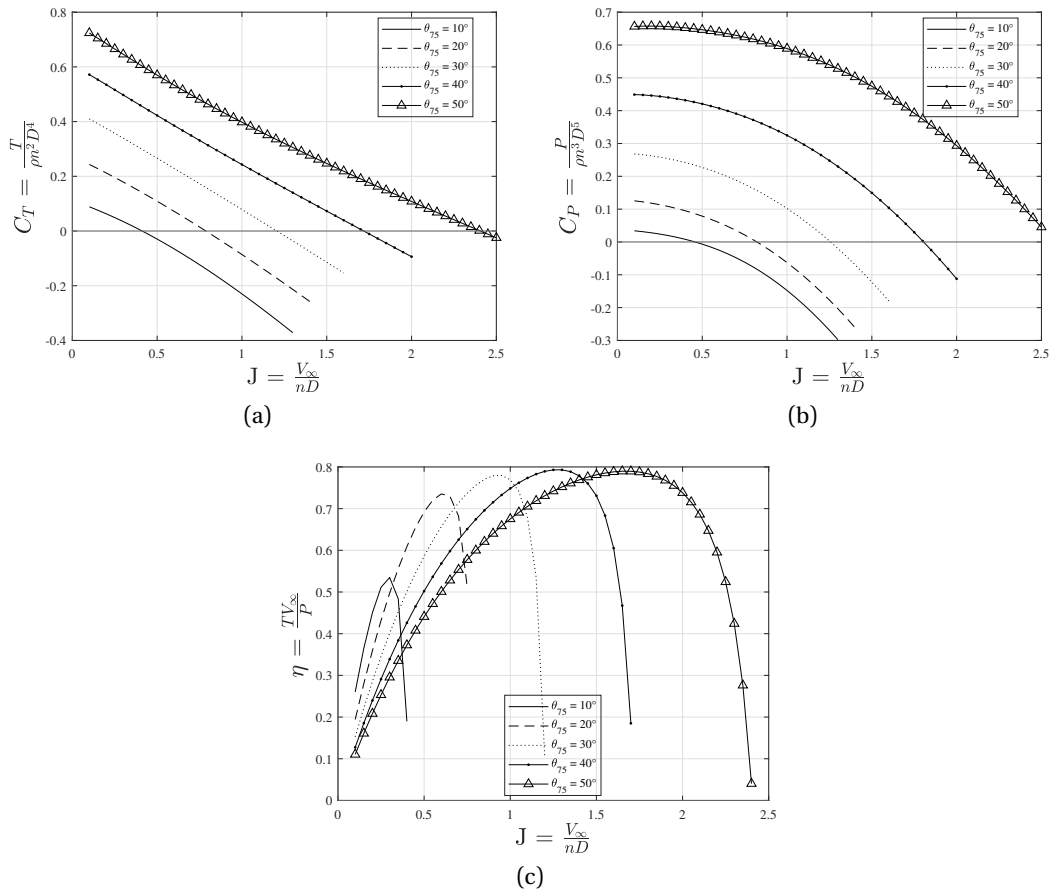


Figura 2.10: Prestazioni dell'elica riportata all'interno di [5], calcolate tramite modello aerodinamico semplificato al variare dell'angolo di calettamento. Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di potenza, C_P , (b) e efficienza, η , (c).

2.4 Le prestazioni (modello aerodinamico completo)

In questa sezione si intende riproporre l'analisi condotta nella sezione precedente utilizzando di un modello aerodinamico più accurato, riportato nella sezione 2.2.

2.4.1 Le distribuzioni sulla pala

In prima analisi si valutino, come fatto in precedenza, le distribuzioni delle grandezze sulla pala: nelle figure 2.11, 2.12, 2.13, 2.14, 2.15. Osservando le figure di cui sopra, e confrontandole con quelle ottenute nella sezione precedente, è possibile notare che gli andamenti di tutte le grandezze in analisi sono confrontabili.

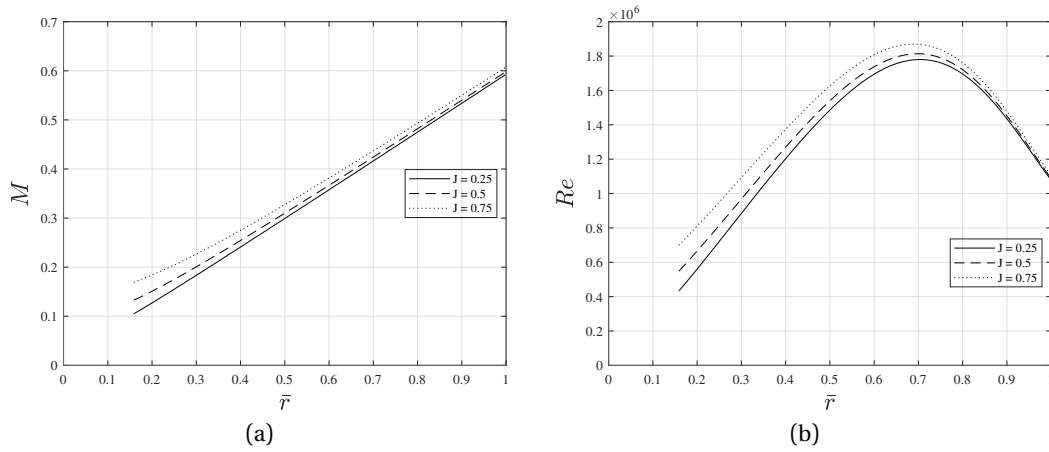


Figura 2.11: Distribuzioni del numero di Mach (a) e del numero di Reynolds (b) lungo la pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.

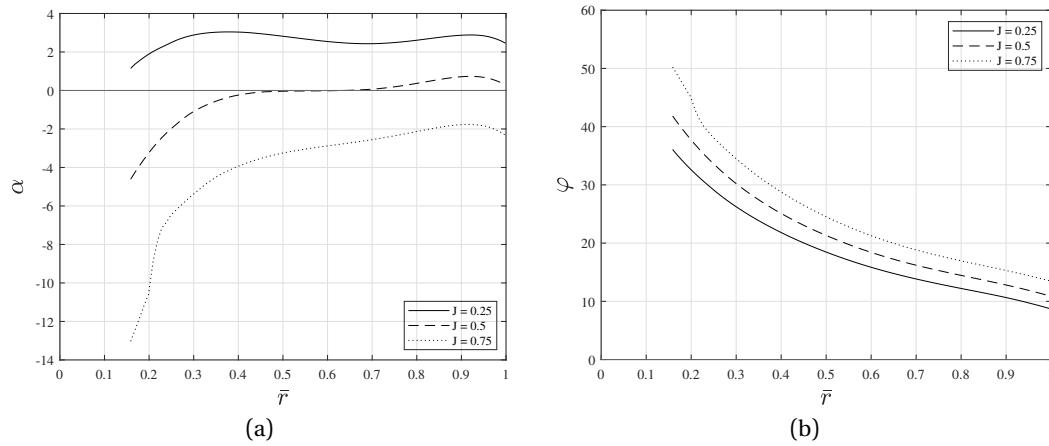


Figura 2.12: Distribuzione dell'angolo d'attacco effettivo a cui lavorano le sezioni, α , (a) e dell'angolo di inflow, φ , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.

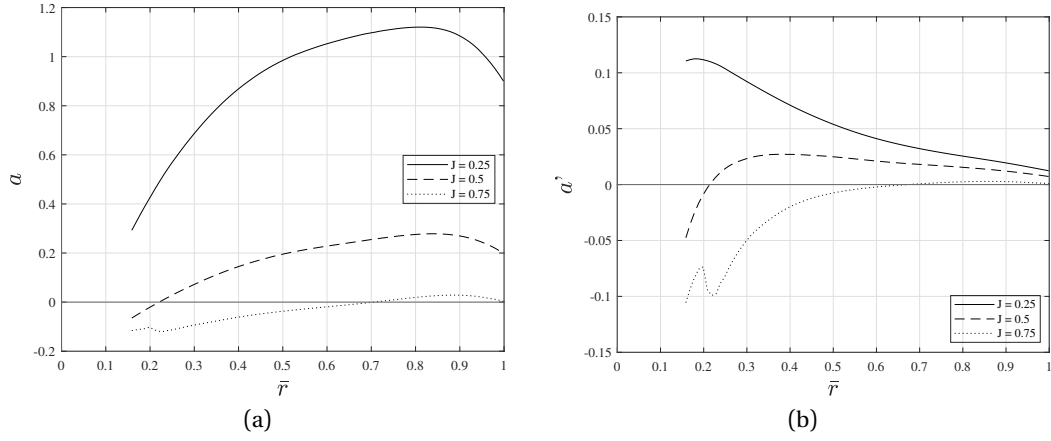


Figura 2.13: Distribuzioni dell'induzione assiale, a , (a), e dell'induzione rotazionale, a' , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.

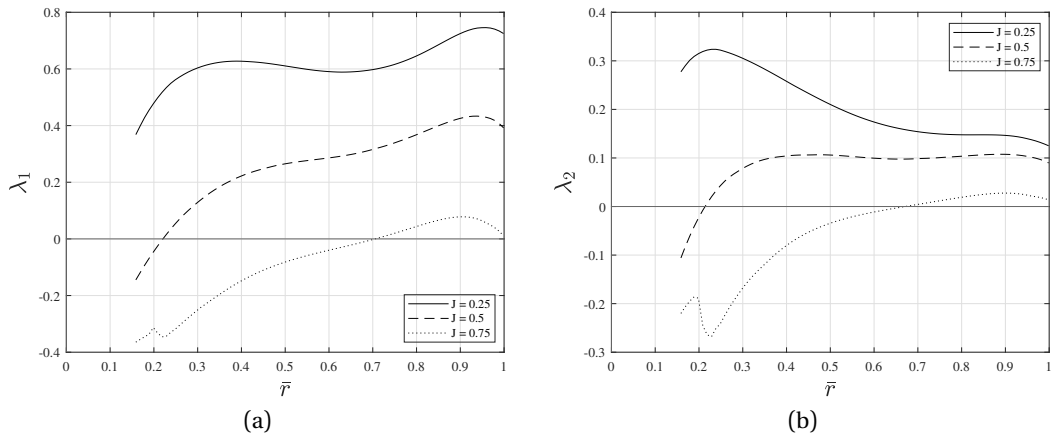


Figura 2.14: Distribuzioni dei coefficienti aerodinamici λ_1 , (a) e λ_2 , (b), sulla pala. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della a pala.

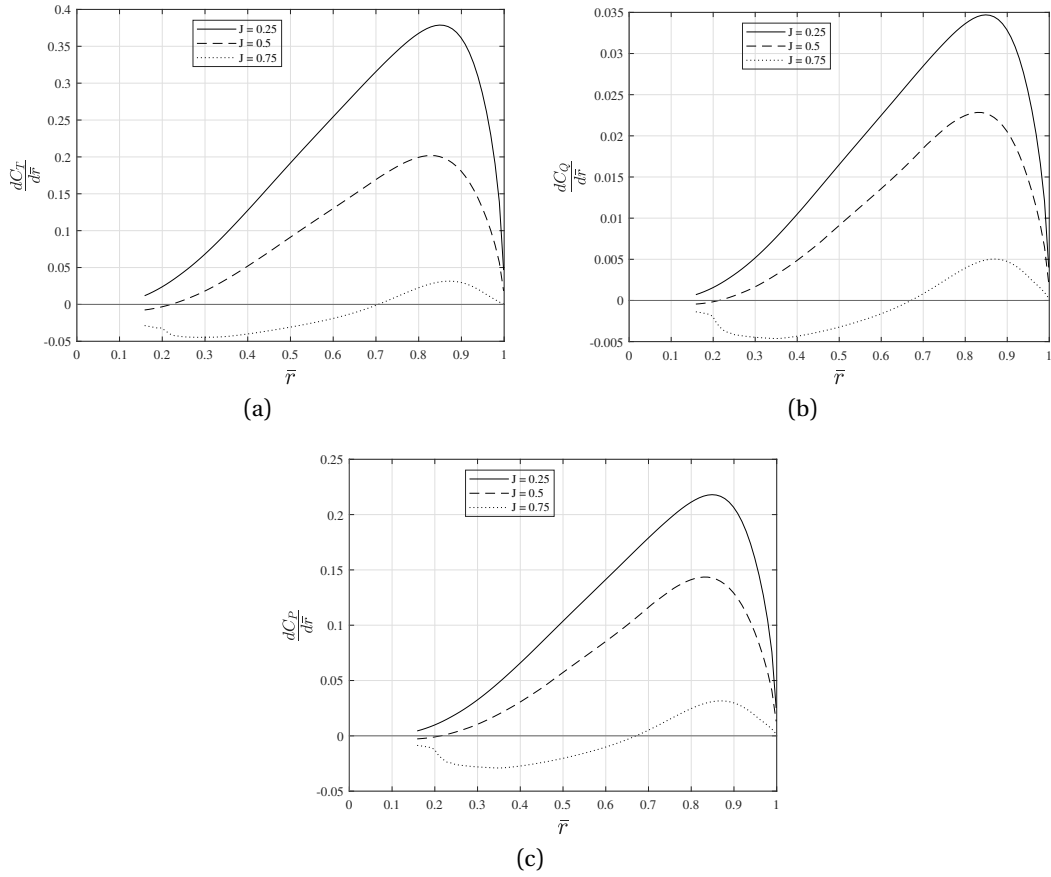


Figura 2.15: Distribuzioni del coefficiente di spinta, $\frac{dC_T}{d\bar{r}}$, (a), del coefficiente di coppia, $\frac{dC_Q}{d\bar{r}}$, (b), del coefficiente di potenza $\frac{dC_P}{d\bar{r}}$, (c) lungo la pala. Si è tenuto conto dell'effetto del numero finito di pale attraverso la funzione di correzione di Prandtl. $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.

2.4.2 Le curve caratteristiche

Di seguito sono riportate le curve caratteristiche dell'elica per diverse condizioni di funzionamento. In primo luogo siamo interessati a valutare un confronto dei risultati numerici con quelli sperimentali proposti in [5]: in questo caso si è scelto di fissare un unico calettamento: $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala, lo stesso adottato nelle prove sperimentali.

Anche in questo caso le curve ottenute si distaccano da quelle sperimentali. Ciò può essere dovuto al fatto che il profilo scelto non coincide con quelli effettivamente montati lungo la pala, infatti [5] riporta ben 10 profili differenti lungo la pala per i quali non è completamente definita la geometria. Per questo motivo non è stato possibile utilizzare tali profili.

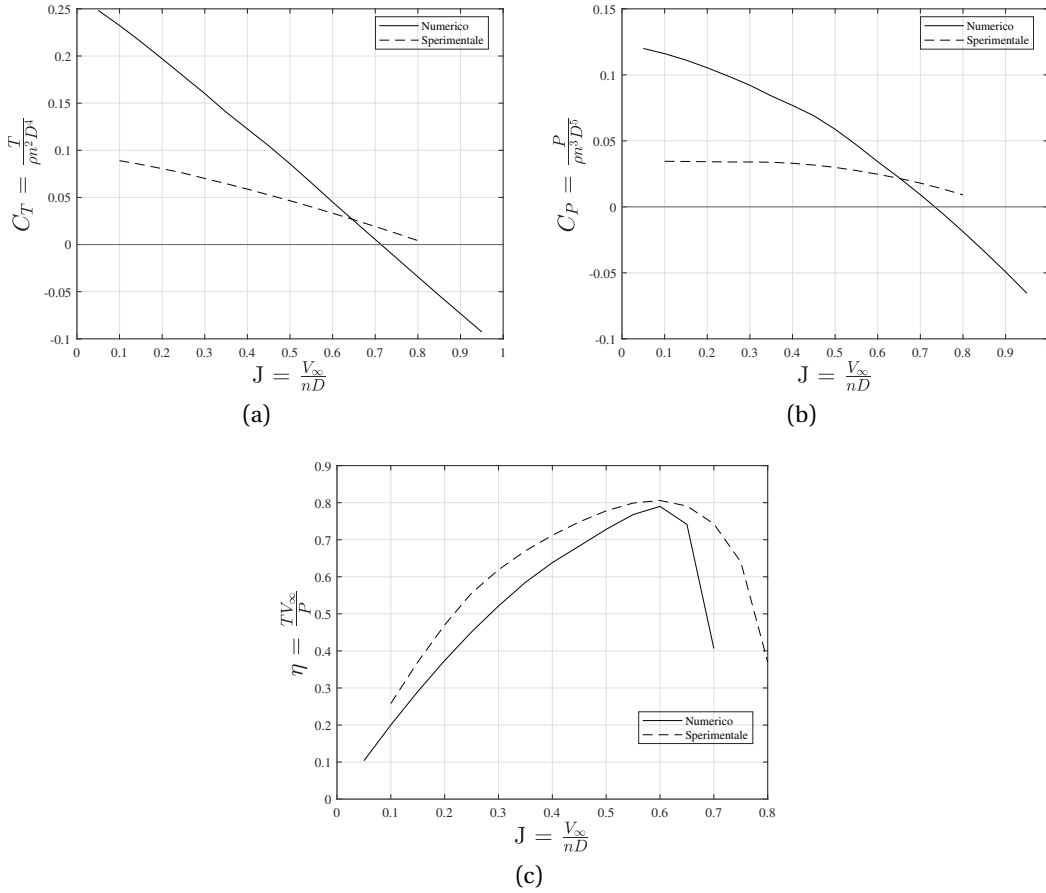


Figura 2.16: Prestazioni dell'elica confrontate con i risultati sperimentali riportati in [5]. Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di coppia, C_Q , (b) e efficienza, η , (c). $\theta = 15.5^\circ$ fissato al 75% della pala.

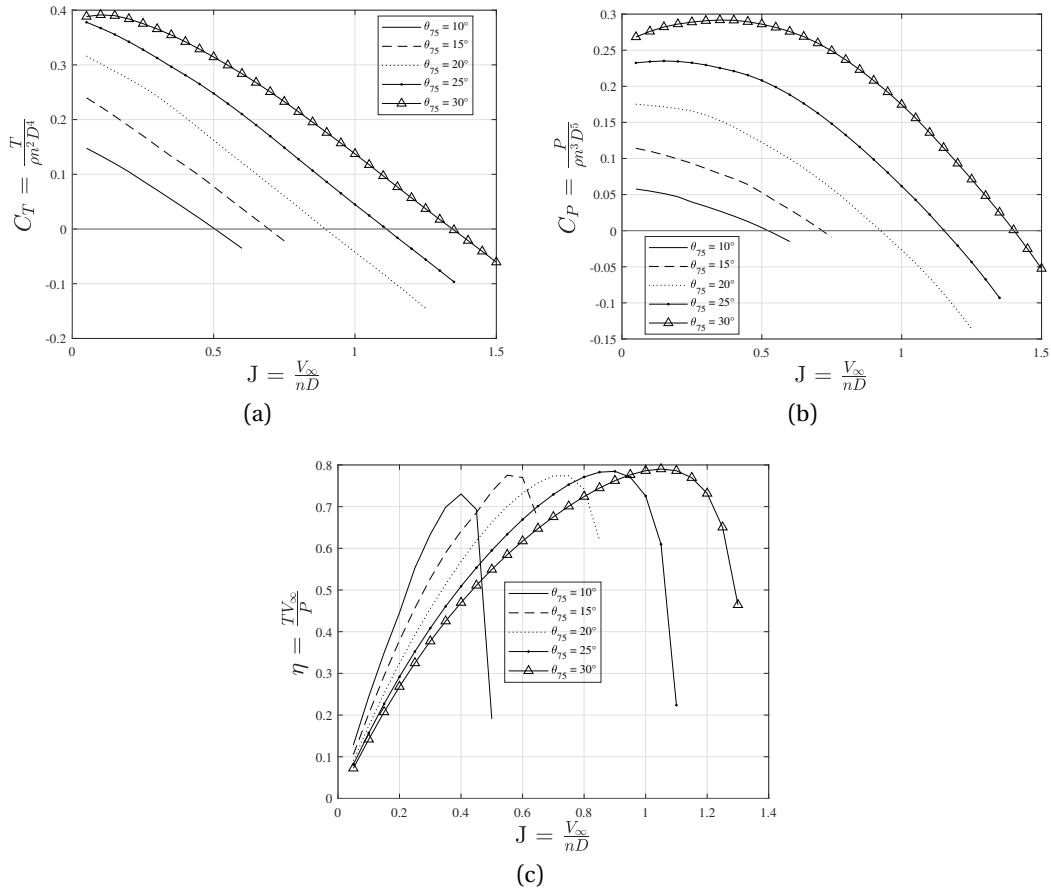


Figura 2.17: Prestazioni dell'elica riportata all'interno di [5], al variare dell'angolo di calettamento. Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di coppia, C_Q , (b) e efficienza, η , (c).

3.1 Il progetto dell'elica per il Tecnam P92

In questa sezione viene proposto il progetto di un'elica lenta, nello specifico si è scelto di progettare un'elica che equipaggia il velivolo di aviazione generale Tecnam P92. In tabella 3.1 vengono riportati alcuni dati geometrici, fondamentali per la stima della resistenza, ovvero della spinta richiesta all'elica, in volo traslato a velocità di crociera.

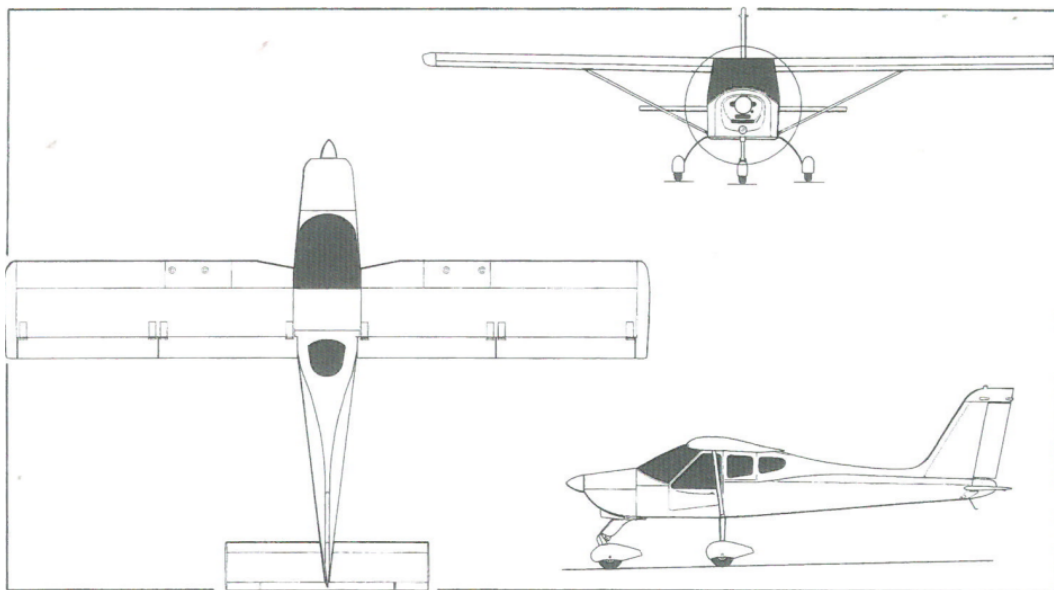


Figura 3.1: Trittico del velivolo Tecnam P92, tratto dal [3].

Riguardo le caratteristiche riportate in 3.1, è bene notare che al valore del fattore di Oswald, e , è stato assegnato un valore tipico per la classe di velivolo, non essendo disponibile in letteratura.

Una volta presentate le principali caratteristiche geometriche del velivolo, si procede ad eseguire una stima della spinta necessaria al volo traslato. In primo luogo, sfruttando l'equazione di equilibrio alla traslazione verticale, riportata in (3.1), possiamo dedurre il coefficiente di portanza, C_L , (3.2). Si noti, inoltre, che, data la ridotta quota di volo caratteristica del velivolo, si è ritenuta trascurabile la riduzione di densità con la quota. Si è assunto, quindi, che la densità non si discosti dal valore *sea level*.

$$L = 0.5\rho_\infty V_\infty^2 S C_L = W \quad (3.1)$$

Parametro	Valore	
Velocità di crociera, V_{cr}	51	m/s
Superficie alare, S	13.2	m^2
Apertura alare, b	4.70	m
Allungamento alare, AR	5.73	$[/]$
Peso, W	450	kg
Fattore di Oswald, e	0.85	$[/]$

Tabella 3.1: Alcune caratteristiche del velivolo Tecnam P92 necessarie alla stima della resistenza in volo traslato.

$$C_L = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty V_\infty S}} \simeq 0.205 \quad (3.2)$$

Una volta noto il coefficiente di portanza, è possibile pervenire alla scrittura del coefficiente di resistenza totale del velivolo, che verrà calcolato secondo la (3.3). Per quanto riguarda il coefficiente di resistenza parassita, in questo contesto verrà assunto pari a circa 350 dc per semplicità, tuttavia, per un'analisi più accurata si potrebbe implementare una decomposizione della resistenza parassita secondo la relazione 3.4, che stima il contributo di resistenza di ogni superficie bagnata e lo scala rispetto alla superficie di riferimento. Tale relazione tiene conto anche di altre fonti di resistenza, accomunate sotto il nome di *miscellaneous drag*, proveniente da appendici esposte. Nel nostro caso, invece, si è scelto un valore pari a circa 350 dc dal momento che i valori caratteristici di resistenza parassita sono contenuti all'interno dell'intervallo seguente: $C_{D,0} \in [250 \text{ } dc, 400 \text{ } dc]$ ed indicano il grado di sofisticatezza del progetto aerodinamico. Per velivoli con carrello fisso e ala controventata, come in questo caso, ci si avvicina di più al limite superiore dell'intervallo presentato in precedenza.

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i} = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} \simeq 377 \text{ } dc \quad (3.3)$$

$$C_{D,0} = \sum_k C_{D,0,k} \frac{S_k}{S_{ref}} + 10\% \quad (3.4)$$

Sommando il contributo di resistenza parassita a quello di resistenza indotta calcolato con il valore del C_L riportato in (3.2), si ottiene una stima del coefficiente di resistenza totale del velivolo in volo traslato, riportato in (3.3). Sfruttando l'equazione di equilibrio orizzontale in volo traslato, (3.5), è possibile pervenire al valore di spinta che deve erogare l'elica.

$$D = 0.5 \rho_\infty V_\infty^2 S C_D = T \simeq 801 \text{ } N \quad (3.5)$$

Tale valore della spinta rappresenta il valore di *input* all'interno della procedura di *design* dell'elica. Associato al valore della spinta necessaria per sostenere il volo traslato, è necessario fornire altri parametri per completare la procedura di *design*, i suddetti parametri sono riportati all'interno della tabella riassuntiva 3.2. Il valore della velocità angolare riportata in tabella è stato stimato fissando il numero di Mach al *tip* della pala: $M_{tip} = 0.7$.

A partire dalle informazioni riportate in 3.2 è possibile dedurre il coefficiente di spinta dell'elica, riportato in (3.6) e il rapporto di avanzamento di progetto, riportato in (3.7).

$$J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67 \quad (3.6)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho_{\infty} n^2 D^4} = 0.0416 \quad (3.7)$$

Parametro	Valore	
Numero di pale, N	2	[/]
Velocità angolare, RPM	2740	$giri/min$
Diametro, D	1.66	m

Tabella 3.2: Alcuni vincoli, geometrici e di funzionamento dell'elica del Tecnam P92, tratte dal [3].

Vengono proposti adesso i risultati della progettazione dell'elica in seno alla teoria dell'elemento di pala generalizzata. In primo luogo si valuti la geometria, riportata nelle immagini in figura 3.2. Per quanto concerne la caratterizzazione aerodinamica dell'elica, si noti che si è scelto di utilizzare il profilo BOEING-VERTOL-VR7, già presentato nelle precedenti sezioni.

Si osserva che, per la scelta del calettamento, si è imposto che le varie sezioni lavorino ad una fissata incidenza pari al valore dell'angolo di attacco per cui si ha la massima efficienza. Tale valore di angolo d'attacco, α_{id} , ricavato per una valore medio del numero di Reynolds, è pari a circa 6° , in corrispondenza del quale, si ha un coefficiente di portanza pari $C_l = 0.98$. Tale elevato valore del coefficiente di portanza implica da un lato la ridotta solidità lungo la pala, dall'altro può introdurre problemi di comprimibilità nelle sezioni situate al *tip* della pala.

Si noti esplicitamente che non si è tenuto conto delle esigenze strutturali che, all'atto della realizzazione dell'elica, prevalgono sulle esigenze aerodinamiche in prossimità del mozzo, e, spesso, gli stessi profili alari dell'elica degenerano da un profilo alare ad una sezione cilindrica.

Dall'immagine riportata in 3.2, (f) è possibile notare che il calettamento al 75% del raggio vale circa $\theta_{75} \simeq 25^\circ$.

3.1.1 Analisi delle prestazioni

Viene adesso presentata un'analisi dell'elica progettata nelle precedenti sezioni.

In figura 3.3, (a), è riportata la distribuzione del numero di Mach lungo la pala per un valore del rapporto di avanzamento pari a quello di progetto $J = \frac{V_{cr}}{nD}$. Si osserva che il numero di Mach cresce circa linearmente lungo la pala raggiungendo un valore maggiore di 0.7 all'estremità; ciò può portare a problemi di comprimibilità dati gli elevati assetti con cui è stata progettata l'elica. Sarebbe quindi opportuno prevedere per l'elica una porzione di pala a freccia verso le estremità oppure riformulare il progetto prevedendo assetto minori al *tip*.

Per quanto riguarda il numero di Reynolds, riportato in 3.3, (b), si osserva che questo cresce circa linearmente e tende a zero all'estremità.

In figura 3.4 sono riportate le distribuzioni degli angoli d'attacco e dell'angolo di *inflow* lungo la pala, per un rapporto di avanzamento pari a quello di *design*. Si può osservare che l'angolo d'attacco esibisce delle fluttuazioni intorno ad un valor medio che è maggiore di quello di progetto, ciò è ascrivibile al fatto che la procedura di *design* è una procedura approssimata, che non tiene in conto nè degli effetti viscosi nè della possibilità di riscontrare elevati angoli di *inflow*.

Passando poi all'analisi delle curve caratteristiche, possiamo notare che il coefficiente di spinta ottenuto, 3.8, (a), raggiunge, in effetti, il valore di progetto, tuttavia tale valore del coefficiente di spinta è ottenuto per un rapporto di avanzamento minore di quello di progetto.

Sempre con riferimento alla stessa figura, nell'immagine (b) possiamo notare che il valore del coefficiente di potenza conduce ad una potenza richiesta all'albero in linea con quelle erogabili dal propulsore con cui è equipaggiato il velivolo: il Tecnam P92 è equipaggiato con un propulsore *rotax* in grado di erogare circa $73,5 \text{ kW}$ a 5.800 RPM . Il massimo valore del coefficiente di potenza riportato in figura 3.8, (b), pari $C_P = 0.0342$ richiede una potenza pari a circa 50 kW , come riportato in (3.8).

$$P_{req} = C_P \rho_{\infty} n^3 D^5 \simeq 50 \text{ kW} \quad (3.8)$$

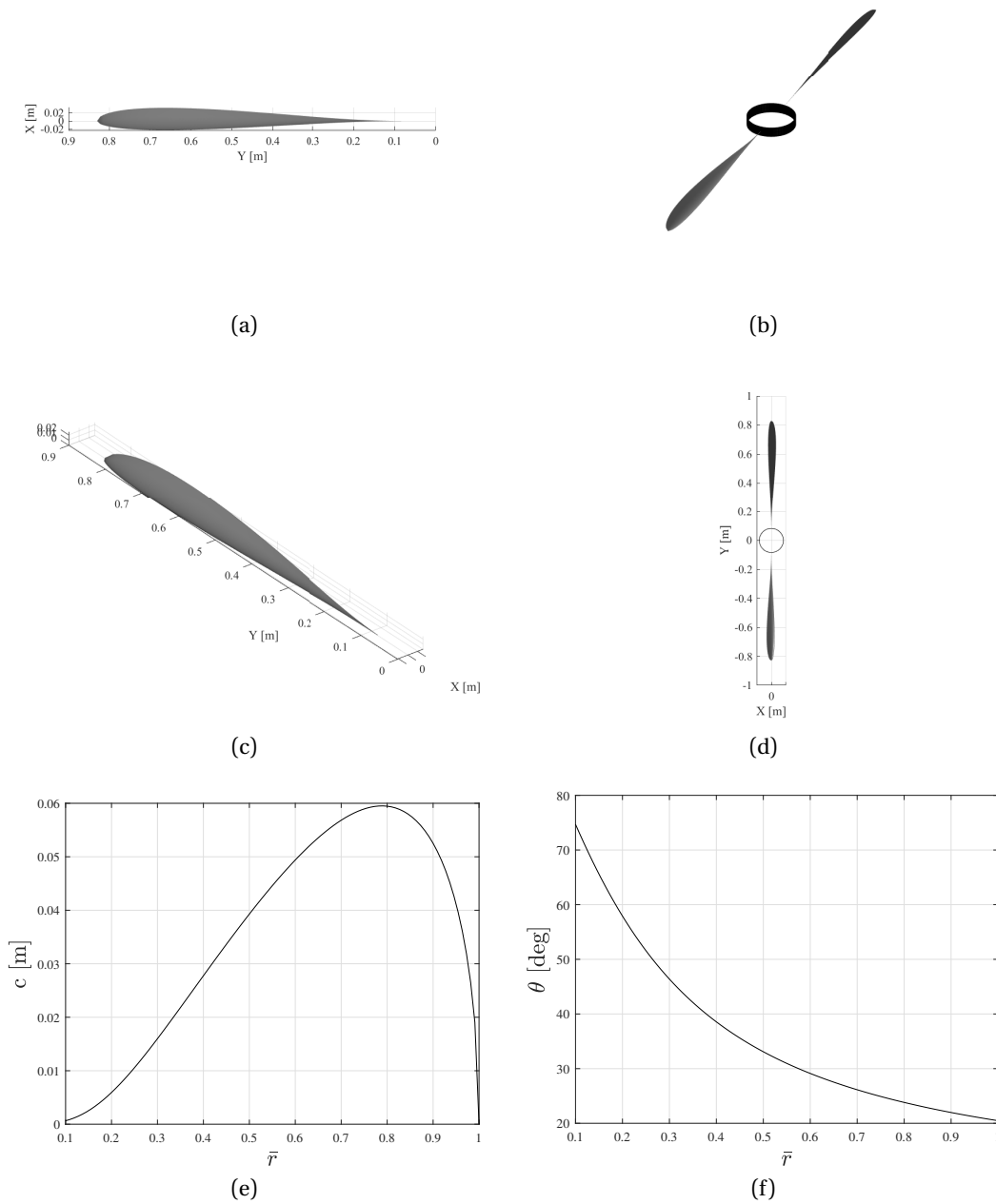


Figura 3.2: Rappresentazione dei principali parametri geometrici dell'elica progettata per il Tecnam P92.

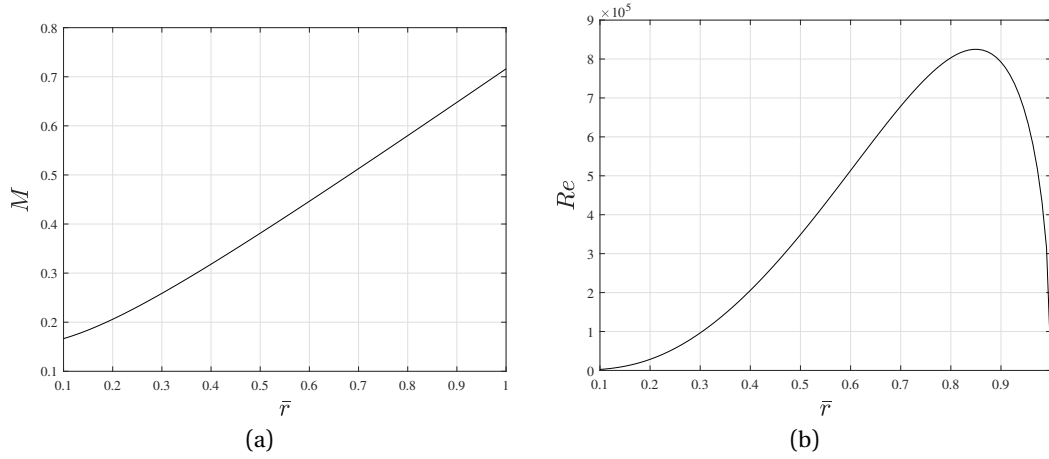


Figura 3.3: Distribuzioni del numero di Mach (a) e del numero di Reynolds (b) lungo la pala. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$.

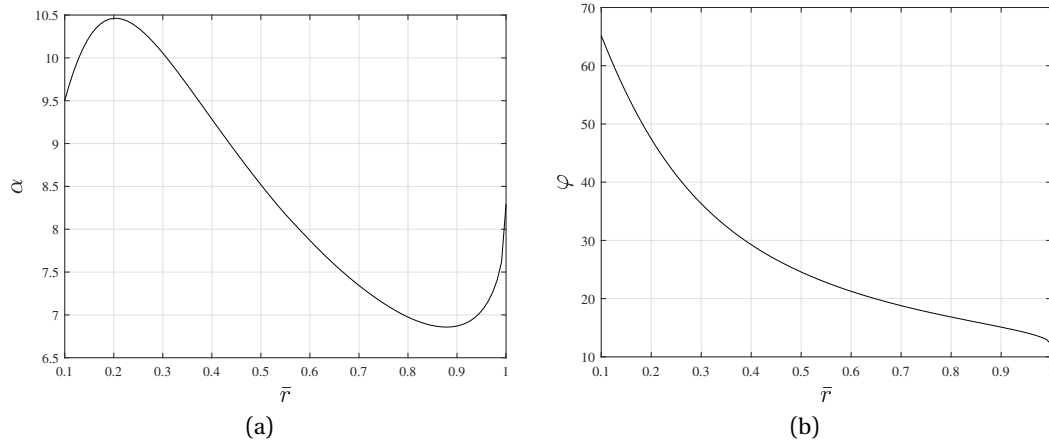


Figura 3.4: Distribuzione dell'angolo d'attacco effettivo a cui lavorano le sezioni, α , (a) e dell'angolo di *inflow*, φ , (b), sulla pala. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$.

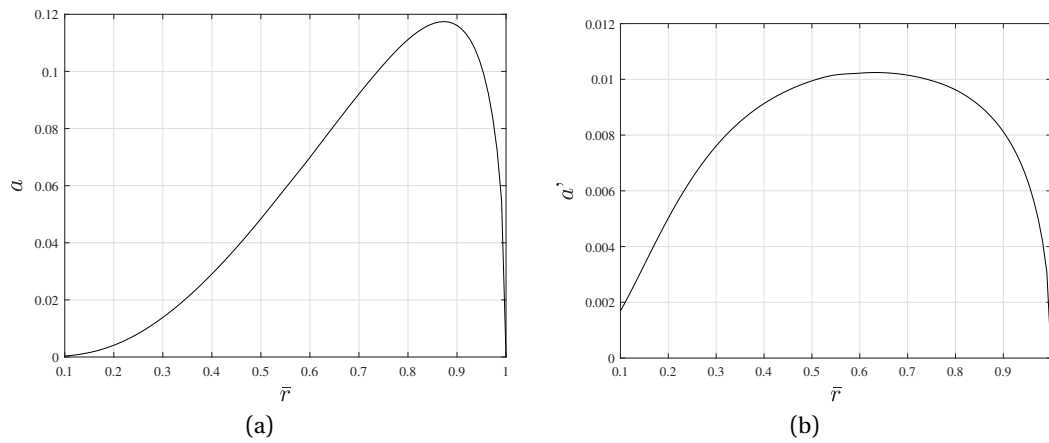


Figura 3.5: Distribuzioni dell'induzione assiale, a , (a), e dell'induzione rotazionale, a' , (b), sulla pala. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$.

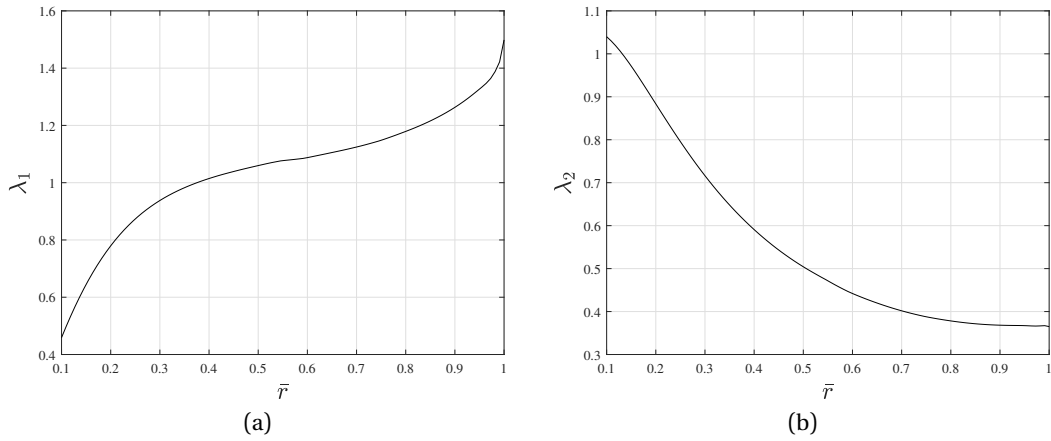


Figura 3.6: Distribuzioni dei coefficienti aerodinamici λ_1 , (a) e λ_2 , (b), sulla pala. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$.

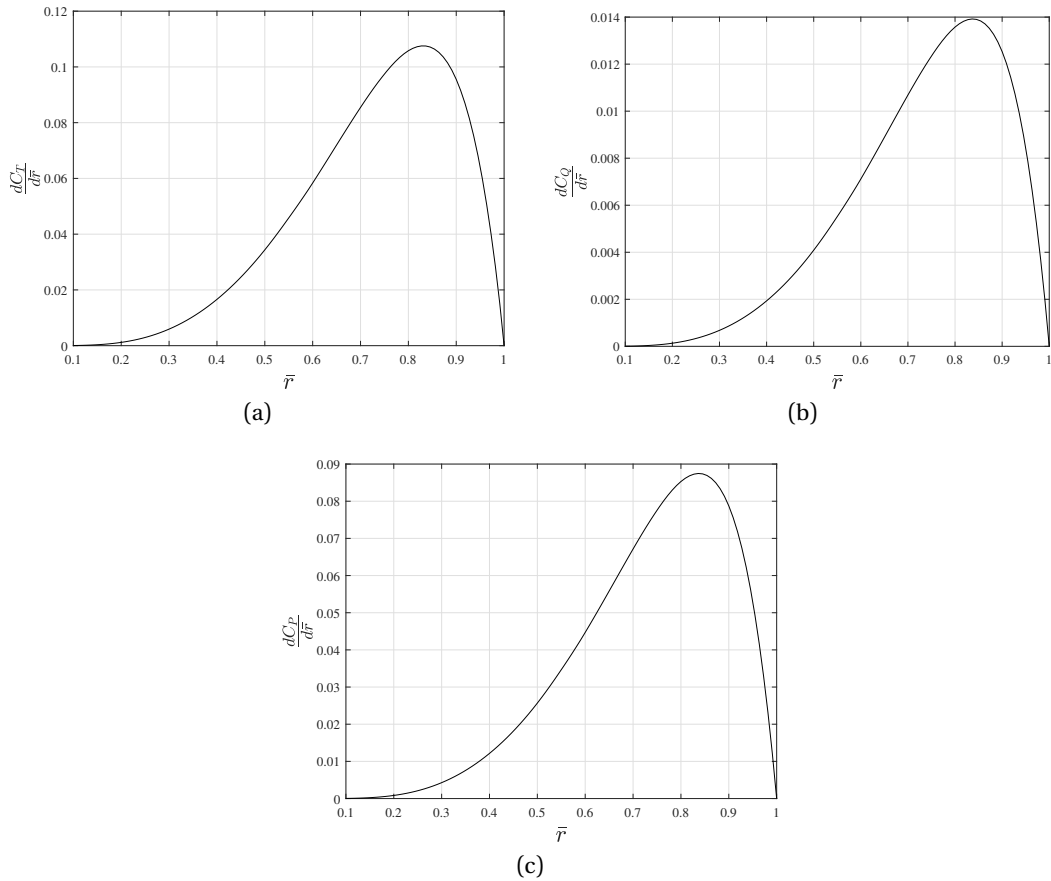


Figura 3.7: Distribuzioni del coefficiente di spinta $\frac{dC_T}{d\bar{r}}$, (a), del coefficiente di coppia $\frac{dC_Q}{d\bar{r}}$, (b), del coefficiente di potenza $\frac{dC_P}{d\bar{r}}$, (c) sulla pala. Si è tenuto conto dell'effetto del numero finito di pale attraverso la funzione di correzione di Prandtl. Rapporto di avanzamento $J = \frac{V_{cr}}{nD} = 0.67$.

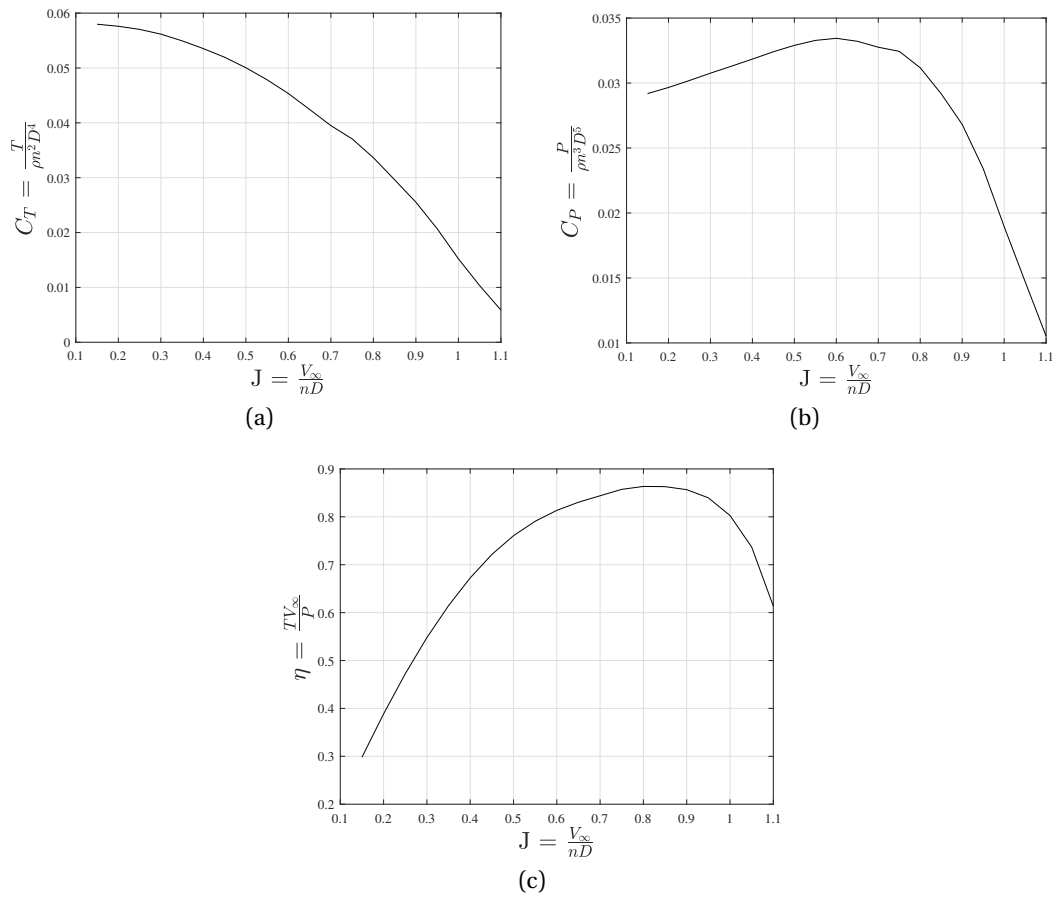


Figura 3.8: Prestazioni dell'elica progettata per il Tecnam P92; Coefficiente di spinta, C_T , (a), coefficiente di coppia, C_Q , (b) e efficienza, η , (c) al variare del rapporto di funzionamento

Parte II

McDonnell-Douglas AH-64

In questo capitolo verrà proposta l'analisi di una macchina elicottero e l'integrazione del sottoinsieme rotore all'interno della stessa. Si valuteranno poi le prestazioni della macchina per diverse condizioni di volo. La macchina in analisi è il McDonnell-Douglas(Boeing/Hughes) AH-64, anche noto come *Apache*, raffigurato in 4.1.



Figura 4.1: L'elicottero McDonnell-Douglas AH-64 *Apache* fotografato in azione.

Per quanto concerne l'implementazione dei metodi numerici impiegati che consentono di ricavare i grafici e le curve caratteristiche presentate nei prossimi paragrafi, si faccia riferimento all'appendice A.2, dove sono presenti alcuni dei codici sviluppati *ad hoc*.

CAPITOLO 5

LE CARATTERISTICHE TECNICHE

Il McDonnell-Douglas AH-64 è un elicottero d'attacco medio-pesante il cui progetto risale ai primi anni 70'. L'elicottero è stato concepito come bimotore biposto in tandem, per l'impiego in missioni anticarro, assalto, scorta e caccia anti-elicottero, da svolgere in ogni condizione di tempo e di luce. L'elicottero in analisi si avvale di una configurazione convenzionale con singolo rotore principale e rotore anti-coppia di coda, prima di presentare l'analisi delle prestazioni si riportano alcune caratteristiche tecniche salienti, nelle tabelle 5.1, 5.3 e 5.4.

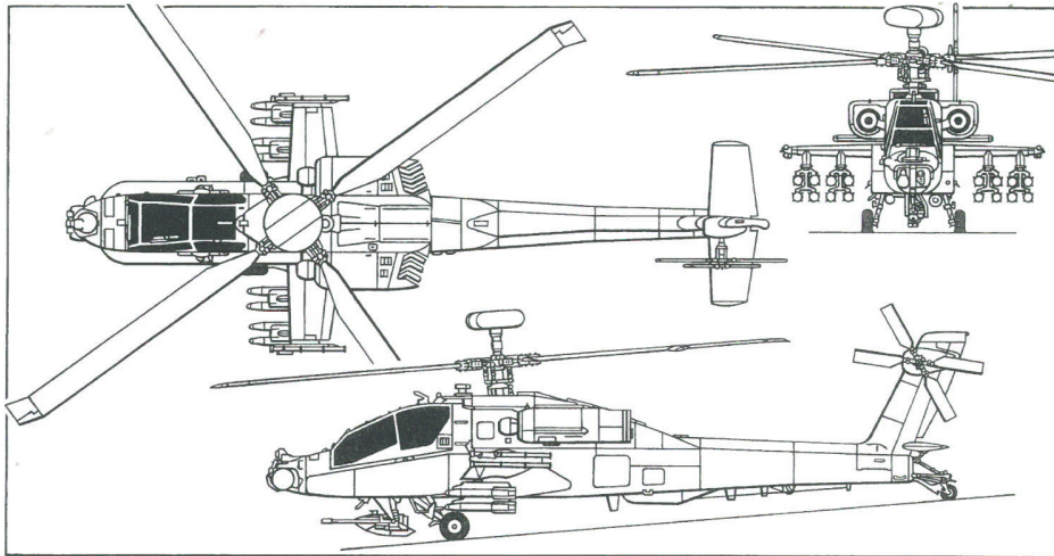


Figura 5.1: Trittico dell'elicottero McDonnell-Douglas AH-64 *Apache*, tratto dal [3].

Tutte le immagini e le tabelle presentate in questa parte dell'elaborato riguarda specificamente il velivolo di cui sopra e, per questo motivo, si è scelto di omettere tale riferimento all'interno delle didascalie di immagini e tabelle, per semplicità.

Weights	lb
Empty	10268
Maximum takeoff	17650
Fuel capacity	2422

Tabella 5.1: Alcuni pesi caratteristici del velivolo.

5.1 L'aerodinamica

Si è scelto di riportare, nelle figure 5.4 e 5.5, alcune curve caratteristiche del profilo alare che equipaggia il rotore principale, il HH-02 (Hughes-Helicopters), e il profilo che equipaggia il rotore di coda, il NACA 63-414. Come è possibile notare dalla figura 5.2, il profilo che equipaggia il rotore principale è dotato di una porzione di corda con curvatura negativa: in genere l'utilizzo di un profilo con questa caratteristica consente di ottenere un ridotto momento di cerniera tramite un *rear loading* negativo che riduce il momento aerodinamico calcolato ad $1/4$ della corda, dunque un minore sforzo di barra.

In tabella 5.2 sono riportati i dati geometrici relativi al rotore principale e di coda. Questi, ed in generale anche quelli specificati per l'elicottero, sono tratti dai manuali [3] e [4]. L'unico parametro che è stato necessario stimare, sulla base dei valori tipici per la classe di elicotteri, è stato il numero di Lock. In base al confronto con elicotteri della stessa classe di peso, è stato selezionato il valore del numero di Lock riportato in tabella 5.2.

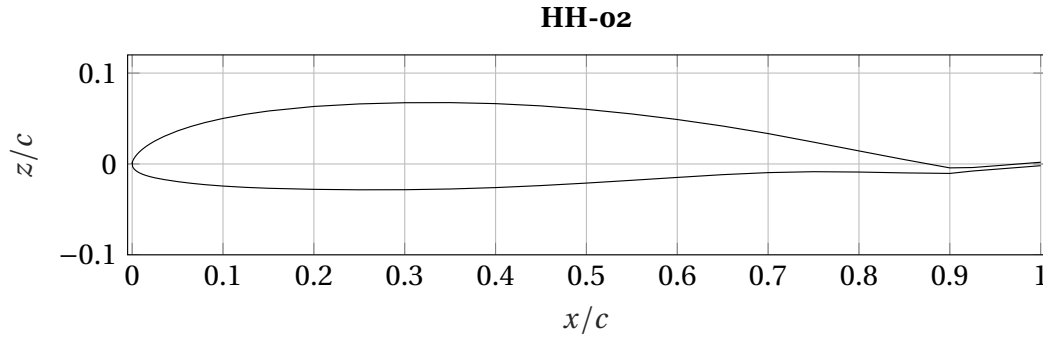


Figura 5.2: Rappresentazione del profilo alare montato sul rotore principale dell'elicottero in analisi.

		rotore principale	rotore di coda
raggio rotore, R	[ft]	24	4.6
corda, c	[ft]	1.75	0.83
solidità, σ	[/]	0.092	0.231
numero di pale, N	[/]	4	4
velocità angolare, Ω	[ft/s]	726	677
profilo alare	[/]	HH-02	NACA 63-415
<i>washout</i> , θ_t	[deg]	-9	-8
<i>range</i> di collettivo, θ_0	[deg]	+1 to +19	-15 to +27
Numero di <i>Lock</i> , γ	[/]	7	/

Tabella 5.2: Alcune caratteristiche geometriche dei rotori dell'elicottero in analisi.

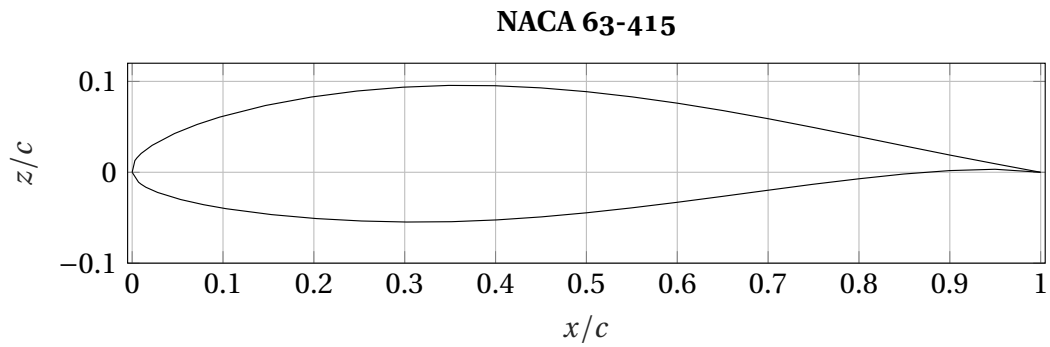


Figura 5.3: Rappresentazione del profilo alare montato sul rotore anti-coppia di coda dell'elicottero McDonnell-Douglas AH-64.

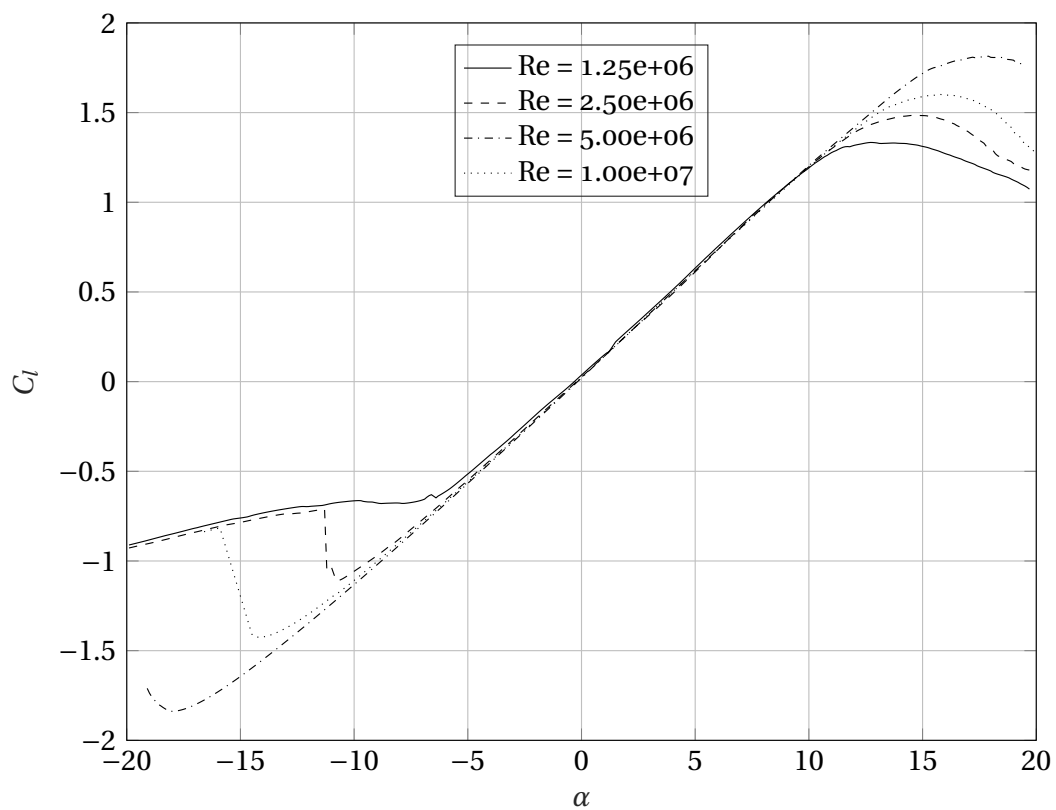


Figura 5.4: Rappresentazione della caratteristica di portanza del profilo HH-02 per diversi numeri di Reynolds. Curve ottenute attraverso il *software* X-foil.

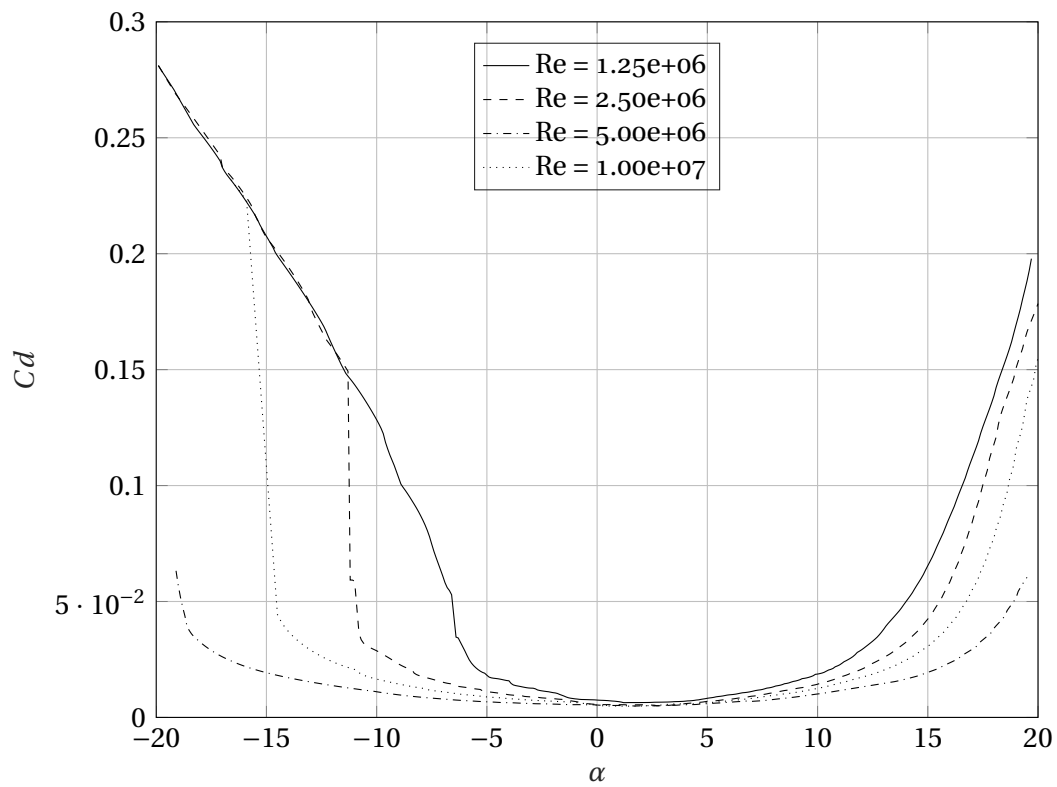


Figura 5.5: Rappresentazione della curva $C_d - \alpha$ per profilo HH-02 per diversi numeri di Reynolds. Curve ottenute attraverso il *software* X-foil.

5.2 Il sistema propulsivo

La macchina in analisi è equipaggiata con due motori T700-GE-701, forniti da General Electric, in figura 5.6 è riportata una vista in sezione. Le caratteristiche salienti del propulsore sono riportate in tabella 5.3.

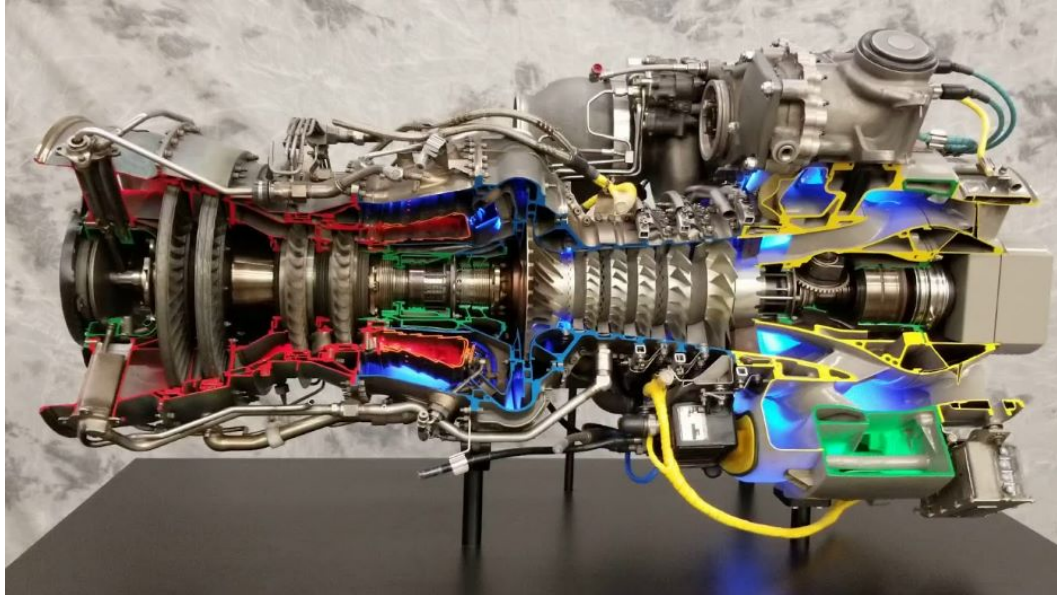


Figura 5.6: Rappresentazioni in sezione di uno dei motori con cui è equipaggiato l'elicottero in analisi.

regime	potenza all'albero [kW]	SFC [$lb/(SHP \times hr)$]
massima continua	1279	0.462
massima	1486	0.465
contingency	1491	/

Tabella 5.3: Alcune caratteristiche del propulsore T700-GE-701 calcolate al livello del mare e in condizioni di atmosfera standard.

lunghezza	117cm
diametro	40cm
peso	207kg

Tabella 5.4: Alcune caratteristiche geometriche del propulsore T700-GE-701 calcolate al livello del mare e in condizioni di atmosfera standard.

Soffermandoci sempre sulle caratteristiche del sistema propulsivo, nelle seguenti sezioni si è assegnato un fattore di perdita della trasmissione pari a $\eta_t = 1.03$, che corrisponde quindi ad un aggravio di potenza richiesta pari al 3% a causa del sistema di trasmissione. Si ricorda, infatti, che i parametri riportati in tabella 5.3 fanno riferimento ai valori di potenza misurati al banco. Anche in questo caso, si è scelto di adottare un parametro tipico per le perdite di installazione del motore, tratto dal [2], identificato proprio come "fattore delle perdite di trasmissione".

6.1 Prestazioni in salita assiale e *hover*

In questa sezione verrà presentata un'analisi delle prestazioni del rotore isolato in condizioni di flusso assiale e *hover*. Mediante la procedura di calcolo presentata a p.68 di [1], è stato possibile ricavare gli andamenti del coefficiente di spinta, T_c , del coefficiente di potenza Q_c e le relative distribuzioni lungo la pala, al variare del rapporto di funzionamento, μ , definito come il rapporto della velocità di salita e la *tip speed*: $\mu = \frac{V_c}{\Omega R}$. Si noti che la procedura numerica sviluppata fa riferimento al *database* aerodinamico presentato nelle figure 5.4 e 5.5. Si è scelto di adottare un unico valore del numero di Reynolds medio lungo la pala pari a $1.25 \cdot 10^6$, viceversa si è scelto di non tenere in conto degli effetti di comprimibilità, per cui si è fissato $M = 0$. Riguardo la scelta del numero di Reynolds al quale calcolare le caratteristiche aerodinamiche del profilo, si noti che, nel caso del volo assiale, per il quale la componente di velocità proveniente dalla traslazione del rotore nello spazio è trascurabile (matematicamente nulla nel caso di *hover*), il numero di Reynolds al quale lavorano i profili è esclusivamente funzione della velocità angolare del rotore e della posizione sulla pala.

6.1.1 Le polari e altre curve caratteristiche

In questo paragrafo si sono riportate le curve caratteristiche, la polare in *hover*, e l'andamento della figura di merito.

Le curve caratteristiche sono parametrizzate rispetto all'*input* di collettivo fornito dal pilota, indicato con θ_0 . Tale parametro varia all'interno dell'intervallo seguente, come indicato in [4]: $\theta_0 \in [10^\circ; 19^\circ]$. Le curve rappresentate nelle figure 6.1, 6.2 riportano, rispettivamente, gli andamenti del coefficiente di spinta e del coefficiente di coppia in funzione di μ , la polare in *hover* ed infine la cifra di merito al variare del coefficiente di spinta T_c . In figura 6.3 è riportato un confronto fra il coefficiente di spinta ottenuto tenendo in conto del numero finito di pale attraverso la funzione di correzione di Prandtl e quello ottenuto semplicemente limitando l'estremo superiore della quantità $dC_T/d\bar{r}$. Come è possibile notare dalla figura di cui sopra, lo scarto massimo fra le due teorie è limitato a circa l'8% del valore totale della spinta generata.

Il parametro ΔT_c è stato calcolato attraverso la relazione (6.1), nella quale $T_{c,Pr}$ fa riferimento al coefficiente di spinta calcolato attraverso la funzione di correzione di Prandtl, mentre $T_{c,B}$ rappresenta il coefficiente di spinta ottenuto con il metodo semplificato di cui sopra.

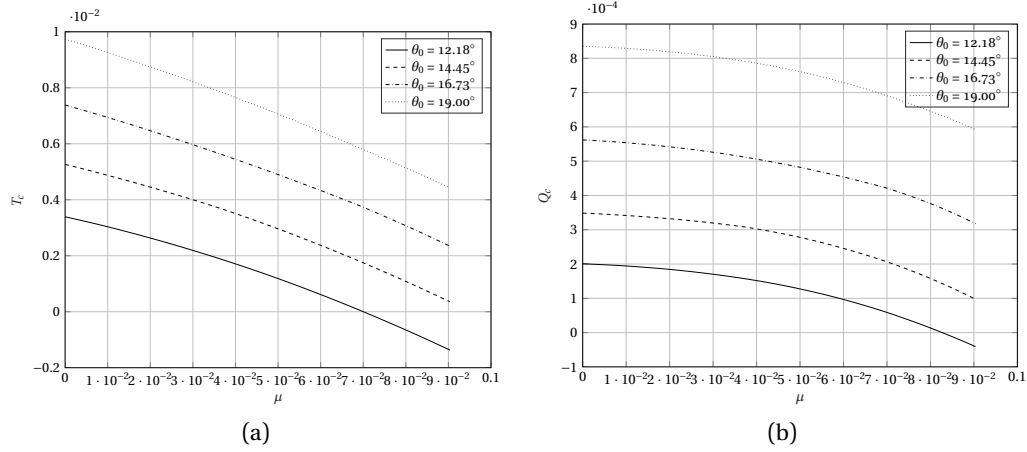


Figura 6.1: Rappresentazione del coefficiente di spinta del rotore (a), T_c , e del coefficiente di potenza (b), Q_c , al variare del rapporto di funzionamento, μ . Le curve sono parametrizzate al variare del comando di collettivo, θ_0 . Per l'analisi delle prestazioni del rotore si è assunto $B = 0.97$ per tenere conto delle perdite di estremità.

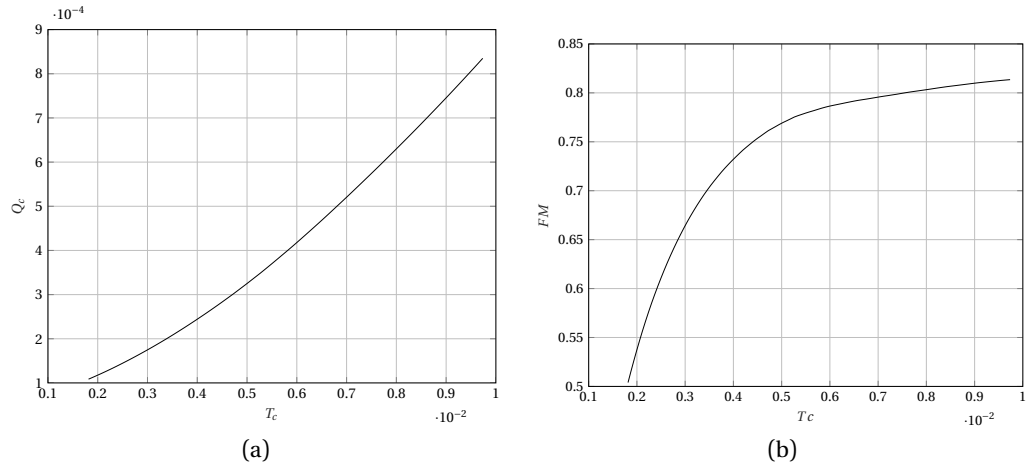


Figura 6.2: Rappresentazione della polare in *hover* (a) e della cifra di merito (b) per il rotore. Per l'analisi delle prestazioni del rotore si è assunto $B = 0.97$ per tenere conto delle perdite di estremità.

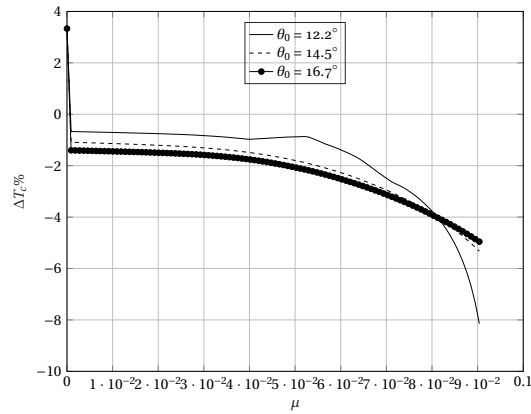


Figura 6.3: Confronto dell'effetto del numero di pale finito calcolato mediante la funzione di correzione di Prandtl e il metodo di limitazione dell'integrale.

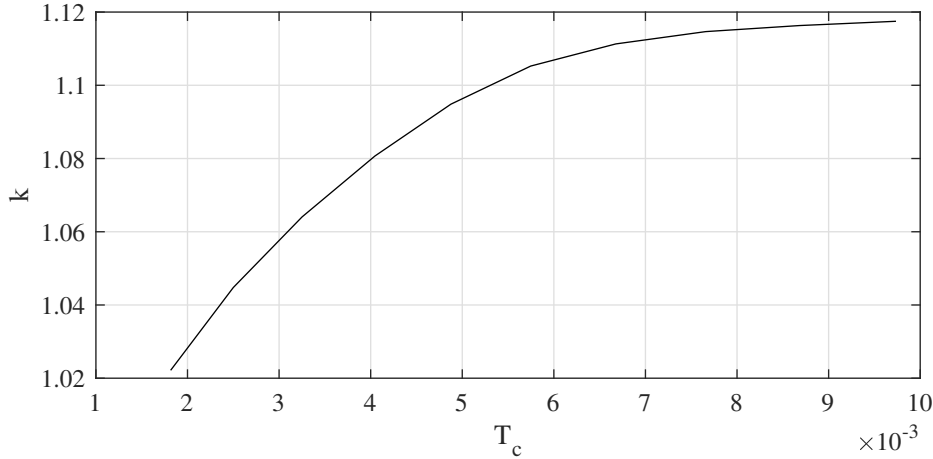


Figura 6.4: Fattore di correzione k per la non uniformità dell'induzione assiale sul rotore al variare della spinta in hover

$$\Delta T_c \% = \frac{T_{c,Pr} - T_{c,B}}{T_{c,Pr}} \times 100 \quad (6.1)$$

Il ridotto scarto fra i metodi analizzati rassicura riguardo il fatto che tenere conto delle perdite di estremità attraverso il metodo della limitazione dell'estremo superiore di integrazione possa essere considerato sufficientemente accurato.

Infine è stato possibile ricavare il valore del fattore correttivo k che permette di tenere in conto delle perdite dovute alla non uniformità dell'induzione nella valutazione della potenza indotta $P_{ci} = k T_c^{3/2} / \sqrt{2}$. Per ottenerlo è stata considerata la seguente relazione:

$$k = \frac{P_{ci}}{T_c^{3/2} / \sqrt{2}} = \frac{\int_0^1 \frac{\sigma}{2} C_l \varphi \bar{r}^3 d\bar{r}}{T_c^{3/2} / \sqrt{2}} \quad (6.2)$$

I risultati ottenuti facendo variare il calettamento di radice in una condizione di *hover* sono riportati in figura 6.4.

6.1.2 Le distribuzioni dei coefficienti spinta e coppia sulla pala

Si riportano adesso, in ipotesi di flusso assiale, le distribuzioni di coefficiente di spinta e coppia sulla pala. In un primo caso, figura 6.5, si è deciso di valutare cosa avviene, in regime di *hover* se si incrementa il comando di collettivo, θ_0 . Si noti che, variare l'angolo di collettivo, una volta fissato μ , equivale a far variare la spinta (assunta pari al peso). Da tale considerazione possiamo notare come, all'incrementarsi di θ_0 , incrementa di conseguenza la distribuzione di spinta e coppia sul disco.

In un secondo caso, invece, si è scelto di rappresentare la distribuzioni di spinta e coppia sulla pala una volta fissato il valore dell'input di collettivo, al variare del rapporto di funzionamento in salita, μ . Riportate nella figura 6.6, si può notare che all'aumentare della velocità di salita aumenta concordemente anche il coefficiente di spinta e coppia. Riguardo l'andamento delle distribuzioni di spinta sulla pala, il fatto che all'estremità della stessa sia computato un carico non nullo è associato al fatto che la correzione per gli effetti di estremità è stata condotta limitando semplicemente l'intervallo di integrazione e non applicandovi la funzione di correzione di Prandtl.

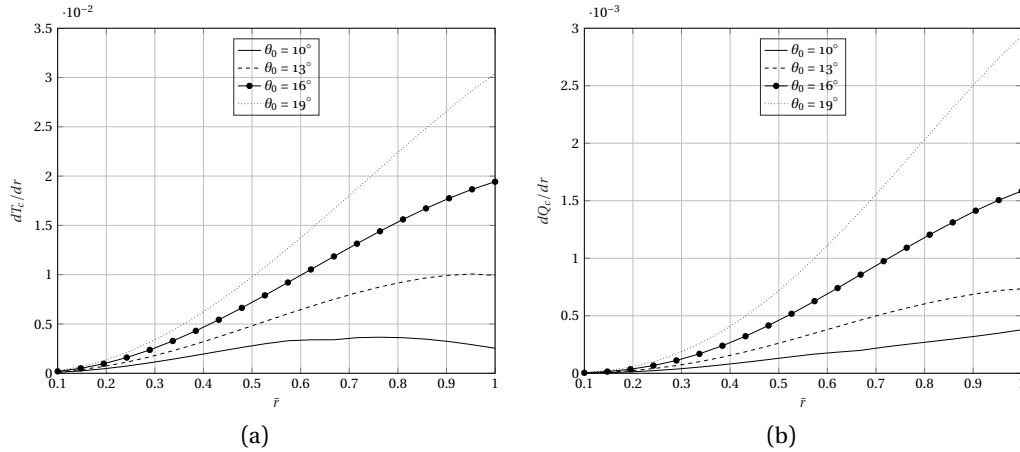


Figura 6.5: Distribuzione del coefficiente di spinta (a), T_c , e del coefficiente di potenza (b), Q_c , sulla pala, in *hover* ($\mu = 0$), per diversi valori di input del collettivo, nominalmente: $\theta_0 = 10^\circ$, $\theta_0 = 13^\circ$, $\theta_0 = 16^\circ$, $\theta_0 = 19^\circ$. Per l'analisi delle prestazioni del rotore si è assunto $B = 0.97$ per tenere conto delle perdite di estremità. Le caratteristiche aerodinamiche 2D del profilo son calcolate per: $Re_\infty = 1.25 \times 10^6$ e per: $M_\infty = 0$.

6.2 Volo traslato

Per determinare le prestazioni del rotore in volo traslato, sarà necessario considerare che il rotore non è rigido bensì le pale sono incernierate alla testa della rotore mediante un certo numero di cerniere che ne permettono i moti di flappeggio, anticipo/ritardo e di variazione del passo. In questo capitolo verranno presentati i risultati di un'analisi del moto di flappeggio rispetto al piano di controllo, il quale coincide con il *piano di non variazione del passo* (si trascurano eventuali accoppiamenti tra i moti di flappeggio e di variazione del passo). In questo modo, trascurando il moto di anticipo/ritardo, la dinamica della pala articolata è completamente descritta se conosco gli angoli di flappeggio.

Oltre a queste considerazioni si faranno le seguenti ipotesi:

1. Rotazione della pala a velocità costante ($\Omega = \text{cost}$);
2. V_∞ costante e poco inclinata rispetto al piano di controllo;
3. Angolo di flappeggio massimo piccolo;
4. Eccentricità della cerniera di flappeggio nulla;
5. Moto di flappeggio di prima armonica;
6. Profilo alare costante, corda costante e calettamento lineare lungo la pala;
7. Angoli di inflow molto piccoli ($\varphi \ll 1$);
8. Gli elementi di pala lavorano in modo bidimensionale, nel tratto lineare della curva di portanza;
9. Induzione costante sul rotore;

6.2.1 Prestazioni

Nelle ipotesi citate prima, è possibile ricavare le caratteristiche del rotore mediante la procedura esposta a pag. 110 in [1].

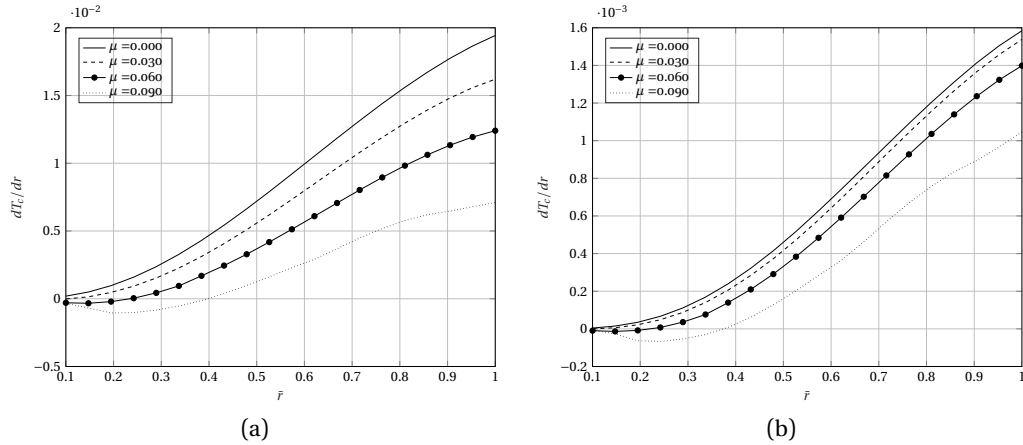


Figura 6.6: Distribuzione del coefficiente di spinta, T_c , e del coefficiente di potenza (b), Q_c , sulla pala, per diversi valori del rapporto di funzionamento. Il valore del collettivo si è assunto costante e pari a: $\theta_0 = 16^\circ$. Per l'analisi delle prestazioni del rotore si è assunto $B = 0.97$ per tenere conto delle perdite di estremità. Le caratteristiche aerodinamiche 2D del profilo son calcolate per: $Re_\infty = 1.25 \times 10^6$ e per: $M_\infty = 0$.

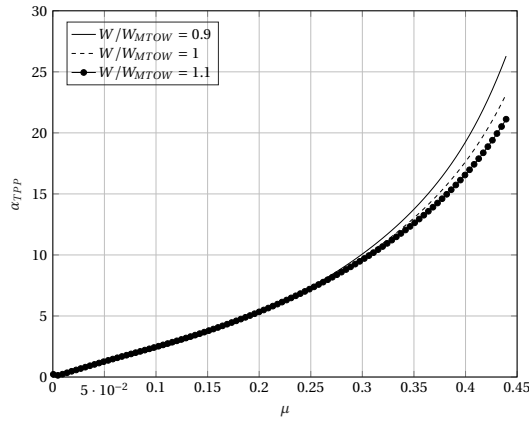


Figura 6.7: Andamento dell'angolo d'attacco del rotore al variare del rapporto di funzionamento $\mu = V_\infty/\Omega R$ per 3 diversi valori di spinta assegnata (supposta pari al peso).

La spinta in questo caso viene assunta pari al massimo peso al decollo dell'elicottero. In particolare viene valutata l'influenza del peso sulle prestazioni del rotore analizzando anche le condizioni in cui il peso sia pari al 90% ed al 110% del peso massimo di decollo. I risultati inoltre vengono presentati al variare del rapporto di funzionamento μ tra zero (condizione di *hover*) ed il valore per il quale si ha la massima velocità di avanzamento dell'elicottero su cui è montato il rotore ($V_{ne} = 350 \text{ Km/h}$). In figura 6.7 viene riportato l'andamento dell'angolo d'attacco del rotore α_{TPP} . Esso aumenta all'aumentare della velocità di avanzamento, in quanto, a parità di spinta, questo dovrà essere tale da far sì che la componente di spinta nella direzione di avanzamento ($T \sin \alpha$) bilanci la somma della resistenza della fusoliera (D_{fus}) e della resistenza del rotore (H), entrambe crescenti con le perdite parassite e quindi con la velocità di avanzamento. All'aumentare del peso, α_{TPP} si riduce e questo effetto è evidente solo alle elevate velocità di avanzamento. Infine si vuole osservare che l'ipotesi di piccoli assetti del rotore (vedi ipotesi 2) viene meno alle alte velocità e quindi ciò potrebbe pregiudicare la validità di tali risultati.

In figura 6.8 vengono rappresentati il rapporto di ingresso λ e l'induzione assiale λ_i . Si osserva che l'induzione è massima in *hover* e si riduce con la velocità di avanzamen-

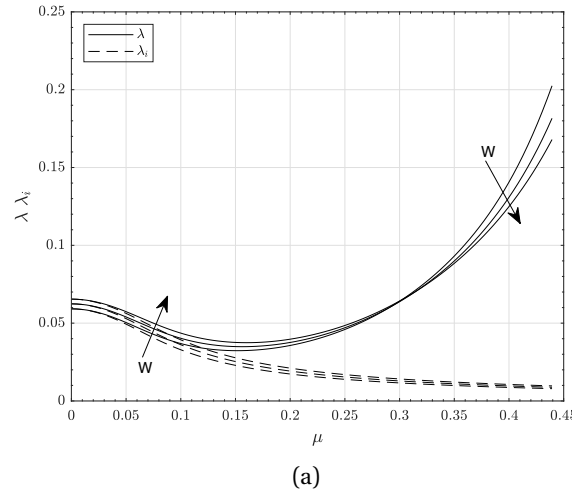


Figura 6.8: Andamento del rapporto di ingresso λ e dell'induzione assiale λ_i al variare del rapporto di funzionamento $\mu = V_\infty/\Omega R$ per 3 diversi valori di spinta assegnata (supposta pari al peso).

to. La curva dell'induzione sale all'aumentare del peso in quanto essa dipende direttamente dalla spinta generata dal rotore. Per quanto riguarda il rapporto di ingresso $\lambda = \mu \tan \alpha_{TPP} + \lambda_i$, possiamo vedere che nella condizione di *hover* esso è proprio pari all'induzione assiale; all'aumentare della velocità di avanzamento esso inizialmente si riduce, in quanto $\mu \tan \alpha_{TPP}$ è piccolo e quindi il rapporto di ingresso tende a seguire l'andamento dell'induzione assiale; man mano che la velocità di avanzamento cresce il termine $\mu \tan \alpha_{TPP}$ diviene preponderante e tende a far crescere il valore di λ . L'effetto del peso è diverso a seconda del regime di volo, infatti a basse velocità si ha un aumento di λ dovuto al fatto che il termine preponderante in quel regime di volo è l'induzione, che aumenta con il peso, mentre ad alte velocità di volo l'effetto del peso è quello di far ridurre λ in quanto α_{TPP} decresce.

In figura 6.9 vengono riportati gli andamenti del coefficiente di potenza P_c , di resistenza H_c e di forza laterale Y_c del rotore. Si può osservare come in *hover* la resistenza e la forza laterale si annullano in virtù della simmetria del campo di moto rispetto all'asse del rotore. All'aumentare della velocità di avanzamento sia H_c che Y_c aumentano (per via dell'incremento delle perdite parassite). L'incremento di peso causa un leggero aumento di questi coefficienti per velocità di avanzamento intermedie. Per quanto riguarda il coefficiente di potenza, all'aumentare della velocità di avanzamento, esso subisce una iniziale decrescita, per via della riduzione dell'induzione e quindi della potenza indotta (preponderante in *hover* ed alle basse velocità), dopodiché l'incremento delle perdite parassite alle alte velocità porta ad un brusco innalzamento del P_c . L'aumento di peso porta ad un incremento della potenza richiesta, tuttavia questo effetto è rilevante alle basse velocità e diviene sempre meno importante all'aumentare della velocità di avanzamento. Nella stessa figura, è possibile osservare anche l'andamento del comando collettivo (passo di radice). A partire dalla condizione di *hover*, esso subisce una iniziale riduzione per via dell'aumento di pressione dinamica media vista dagli elementi di pala e di conseguenza, a parità di portanza, è richiesto un'assetto minore. Dopodiché, l'aumento del rapporto di ingresso e quindi dell'angolo di *inflow* $\varphi \approx u_p/t_T$ diviene preponderante e quindi, per mantenere l'assetto necessario alla produzione della spinta richiesta, l'angolo θ_0 dovrà aumentare. All'aumentare del peso è richiesto un collettivo maggiore per velocità di avanzamento medio basse, dopodiché l'effetto si inverte per via dell'effetto del peso sul rapporto di ingresso λ e sull'angolo d'attacco del rotore.

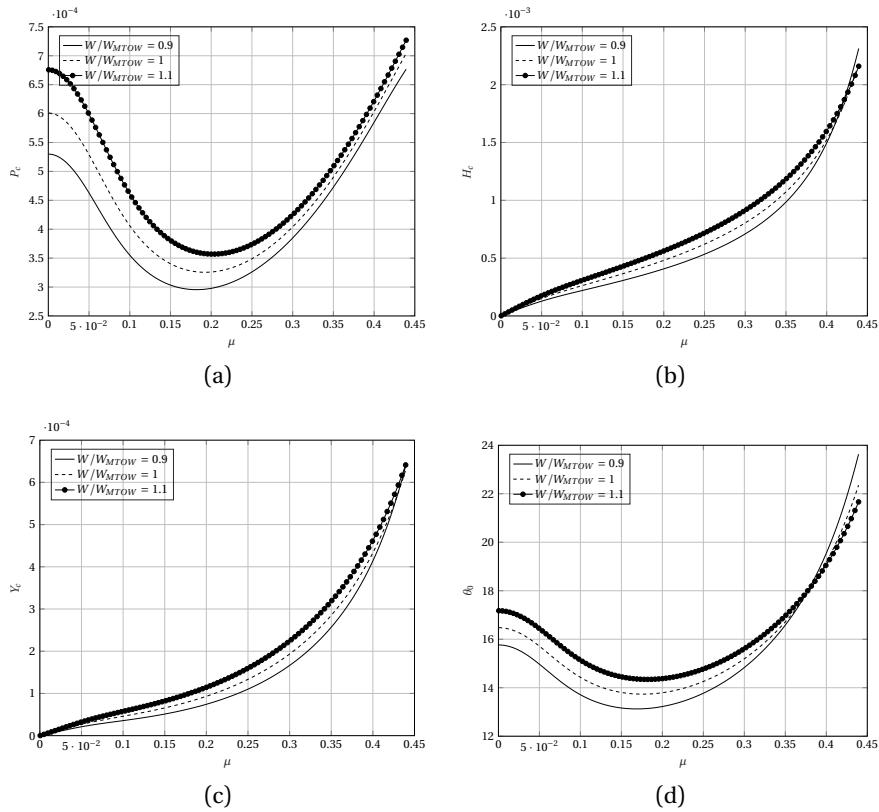


Figura 6.9: Andamento del coefficiente di potenza P_c (a), di resistenza H_c (b) e di forza laterale Y_c (c) del rotore al variare del rapporto di funzionamento $\mu = V_\infty/\Omega R$ per 3 diversi valori di spinta assegnata (supposta pari al peso). Inoltre viene anche riportato l'andamento comando collettivo, ossia il passo di radice θ_0 (d).

6.2.2 I coefficienti di flappeggio

La condizione di volo traslato richiede l'introduzione di opportune cerniere in prossimità del collegamento tra le pale ed il mozzo, che consentano di articolare il movimento della pala ed evitare che le sollecitazioni periodiche che si verificano al variare dell'angolo di azimuth si trasferiscano all'albero motore compromettendone l'integrità strutturale. Nelle nostre ipotesi il rotore articolato è dotato esclusivamente di una cerniera di flappeggio, oltre alla cerniera di variazione passo, avendo trascurato il moto di brandeggio. Per il calcolo dell'angolo di flappeggio, β , si è assunta l'ipotesi di prima armonica, in seguito alla quale vale la (6.3).

$$\beta = \beta_0 + \beta_{1,s} \sin \Psi + \beta_{1,c} \cos \Psi \quad (6.3)$$

In figure 6.10 sono riportati i coefficienti di flappeggio. Possiamo osservare che l'angolo di conicità è positivo e circa invariante con la velocità di avanzamento mentre i coefficienti di flappeggio longitudinale e laterale sono negativi ed aumentano in modulo all'aumentare della velocità. Inoltre si osserva che tutti e tre i coefficienti aumentano in modulo all'aumentare del peso.

Infine osserviamo che l'ipotesi di piccoli angoli massimi di flappeggio (ipotesi 3) è sufficientemente soddisfatta solo per $\mu < 0.3$.

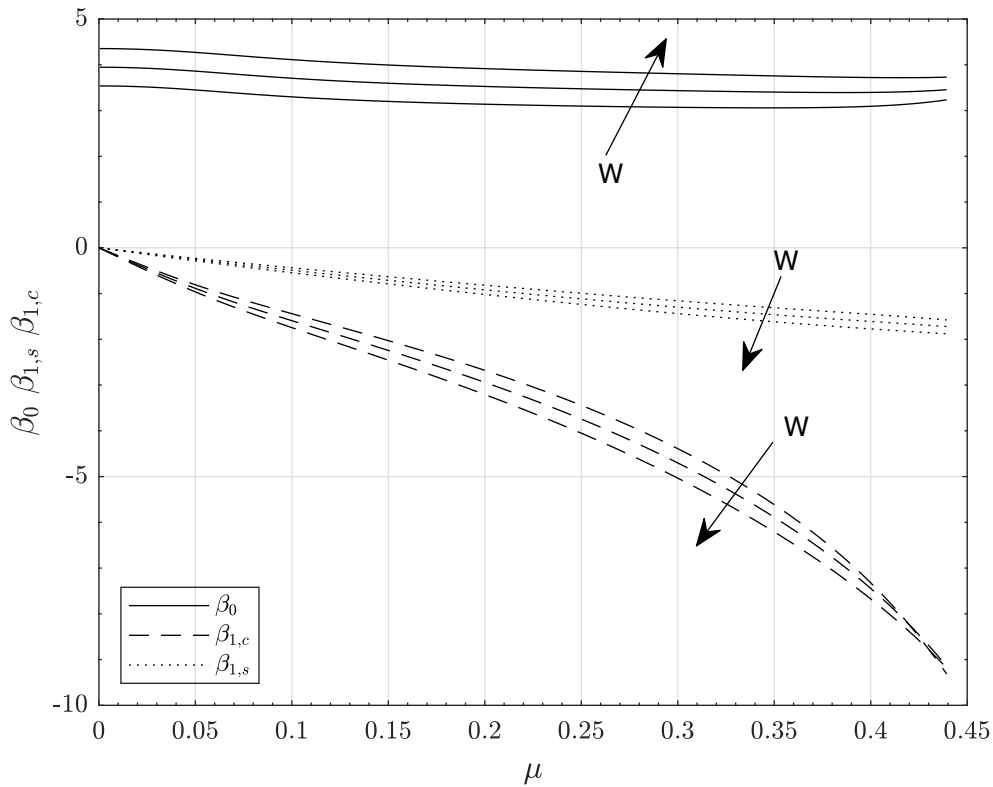


Figura 6.10: Andamento dei coefficienti di flappeggio al variare del rapporto di avanzamento in volo traslato $\mu = \frac{V_\infty}{\Omega R}$

6.2.3 Le distribuzioni di angoli di attacco sul disco

Ricavati gli angoli di flappeggio, è possibile risalire agli angoli di attacco effettivi visti dagli elementi di pala sul rotore mediante la relazione:

$$\alpha_{eff}(\bar{r}, \Psi) = \theta(\bar{r}, \Psi) - \arctan \frac{\lambda + \beta \bar{r} / \Omega + \beta \mu \cos \Psi}{\bar{r} + \mu \sin \Psi} \quad (6.4)$$

$\forall \bar{r} \in [\bar{r}_{hub}, 1]$, $\Psi \in [0, 2\pi]$. Valida nelle ipotesi in cui il moto è *quasi-stazionario*, ossia caratterizzato da una frequenza ridotta $k < 0.05$ (nel nostro caso, $k = c/2R = 0.0362$, vedi 5.2).

In figura 6.11 sono mostrati dei *contour plot* dell'angolo d'attacco effettivo sul disco rotore per valori del rapporto di avanzamento $\mu = \frac{V_\infty}{\Omega R}$ compresi tra zero (condizione di *hover*) ed il valore per il quale si ha la massima velocità di avanzamento dell'elicottero su cui è montato il rotore ($V_{ne} = 350 \text{ K m/h}$).

Si può osservare che in *hover* la distribuzione degli angoli di attacco è simmetrica.

Nel caso di rotore in volo traslato ($\mu > 0$), l'asimmetria del campo di moto si riflette anche sulla distribuzione degli angoli di attacco. In particolare, si ha la genesi di una regione di *reverse flow* per $\Psi = 270^\circ$ la quale cresce all'aumentare della velocità di avanzamento. All'interno di questa regione l'angolo d'attacco diviene fortemente negativo, per questo motivo l'ipotesi con cui sono stati ricavati gli angoli di flappeggio e quindi gli angoli d'attacco in questione, non sono ben verificate in questa zona e quindi potrebbero essere poco accurati, per questo motivo si è scelto di trascurarli nei diagrammi qui presentati.

Osserviamo inoltre che l'angolo d'attacco massimo, non supera mai il valore di fine linearità della curva di portanza, il quale è circa 12° per $Re = \frac{\rho(\Omega R)\bar{c}}{\mu} \approx 8 \cdot 10^6$. (Si noti che il numero di Reynolds utilizzato per confrontare l'angolo di attacco di fine linearità è sottosimato, dunque conservativo, dal momento che viene calcolato esclusivamente attraverso la componente ΩR).

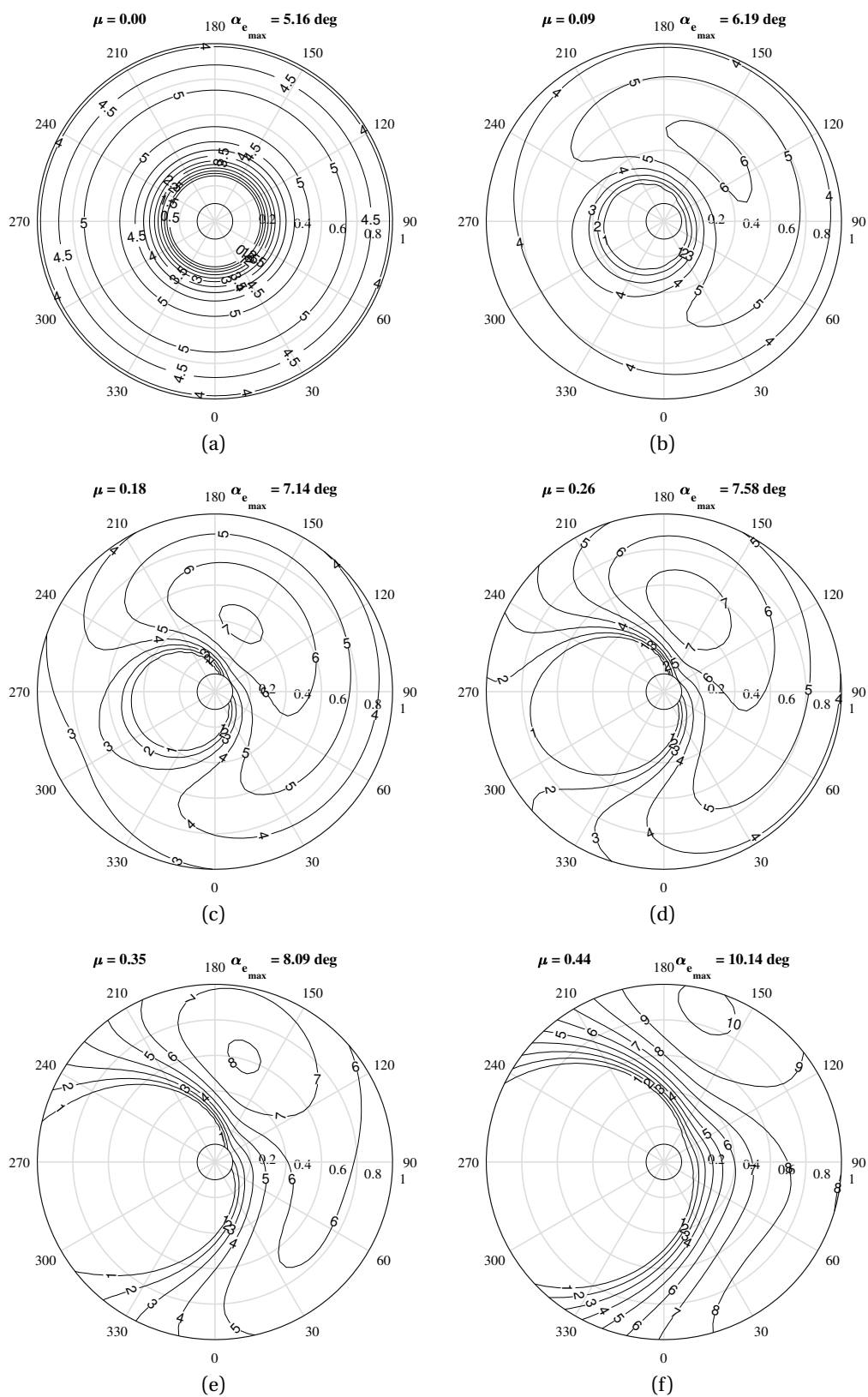


Figura 6.11: Evoluzione degli angoli di attacco effettivi sul disco rotore al variare del rapporto di avanzamento μ .

6.2.4 Le distribuzioni del numero di Mach sul disco

Come visto nella sezione precedente, è noto che durante la fase di volo traslato sul rotore agisca una pressione dinamica non omogenea, funzione sia dell'angolo di azimuth della pala che della stazione radiale che stiamo considerando. Sempre nelle ipotesi di moto *quasi-stazionario* possiamo ricavare la distribuzione del numero di Mach sul disco, una volta noti gli angoli di flappeggio sul rotore, mediante la seguente relazione:

$$M_e(\bar{r}, \Psi) = \frac{\Omega R \sqrt{(\lambda + \dot{\beta} \bar{r} / \Omega + \beta \mu \cos \Psi)^2 + (\bar{r} + \mu \sin \Psi)^2}}{a_\infty} \quad (6.5)$$

In figura 6.12 sono mostrati dei *contour plot* del numero di Mach effettivo sul disco rotore per valori del rapporto di avanzamento $\mu = \frac{V_\infty}{\Omega R}$ compresi tra zero (condizione di *hover*) ed il valore per il quale si ha la massima velocità di avanzamento dell'elicottero su cui è montato il rotore ($V_{ne} = 350 \text{ K m/h}$).

In *hover* la distribuzione del numero di Mach è ovviamente simmetrica con un valore massimo pari a 0.65 all'estremità della pala.

All'aumentare della velocità di avanzamento la distribuzione diviene asimmetrica: il numero di Mach aumenta nella zona del disco in cui la pala è in avanzamento e si riduce in quella in cui è retrocedente.

Il valore massimo del numero di Mach cresce all'aumentare della velocità di traslazione, in particolare assume valori prossimi ad 1 già per $\mu > 0.1$. Questo ci dice ancora una volta che le ipotesi alla base di questi risultati non sono ben verificate in quanto gli effetti della comprimibilità non sono trascurabili.

In realtà, in queste analisi bisognerebbe tener in conto anche dell'effetto freccia. Infatti, come è possibile notare in figura 5.1 l'effettiva geometria delle pale prevede l'utilizzo di un certo angolo di freccia in prossimità della *tip* e del quale non si è potuto tenere conto nell'analisi, dal momento che la teoria sviluppata non consente l'introduzione di questa caratteristica geometrica, ma prevede una semplice forma in pianta rettangolare.

Assumendo un angolo di freccia $\Lambda = 45^\circ \forall \bar{r} > 0.97$ (ossia per il 3% della pala, come mostrato nelle figure 6.13 e 6.14) possiamo valutare come si riduce in prima approssimazione il numero di Mach sul disco nelle ipotesi in cui l'introduzione della freccia non causi una variazione nelle distribuzioni di induzione ed angoli di flappeggio. In tal caso il numero di mach può essere valutato come:

$$M_e(\bar{r}, \Psi) = \frac{\Omega R \sqrt{(\lambda + \dot{\beta} \bar{r} / \Omega + \beta \mu \cos \Psi)^2 + (\bar{r} + \mu \sin \Psi)^2}}{a_\infty} \cdot \cos \Lambda(\bar{r}) \quad (6.6)$$

Il risultato è presentato in figura 6.15. Si può osservare una riduzione del numero di Mach massimo, fissato il rapporto di avanzamento μ . Tuttavia, nonostante questa riduzione, il numero di Mach assume ancora valori prossimi all'unità per velocità di avanzamento modeste (μ di poco superiore a 0.01). Per una migliore previsione della distribuzione del numero di Mach, si dovrebbe tenere in conto anche dell'effettiva modifica del carico, delle induzioni e degli angoli di flappeggio indotte dall'angolo di freccia. Inoltre è bene notare che le caratteristiche della freccia, ovvero la porzione di corda per cui si estende, nonché l'angolo stesso, sono stati supposti in base al trittico, riportato in 5.1 e non perché direttamente disponibili.

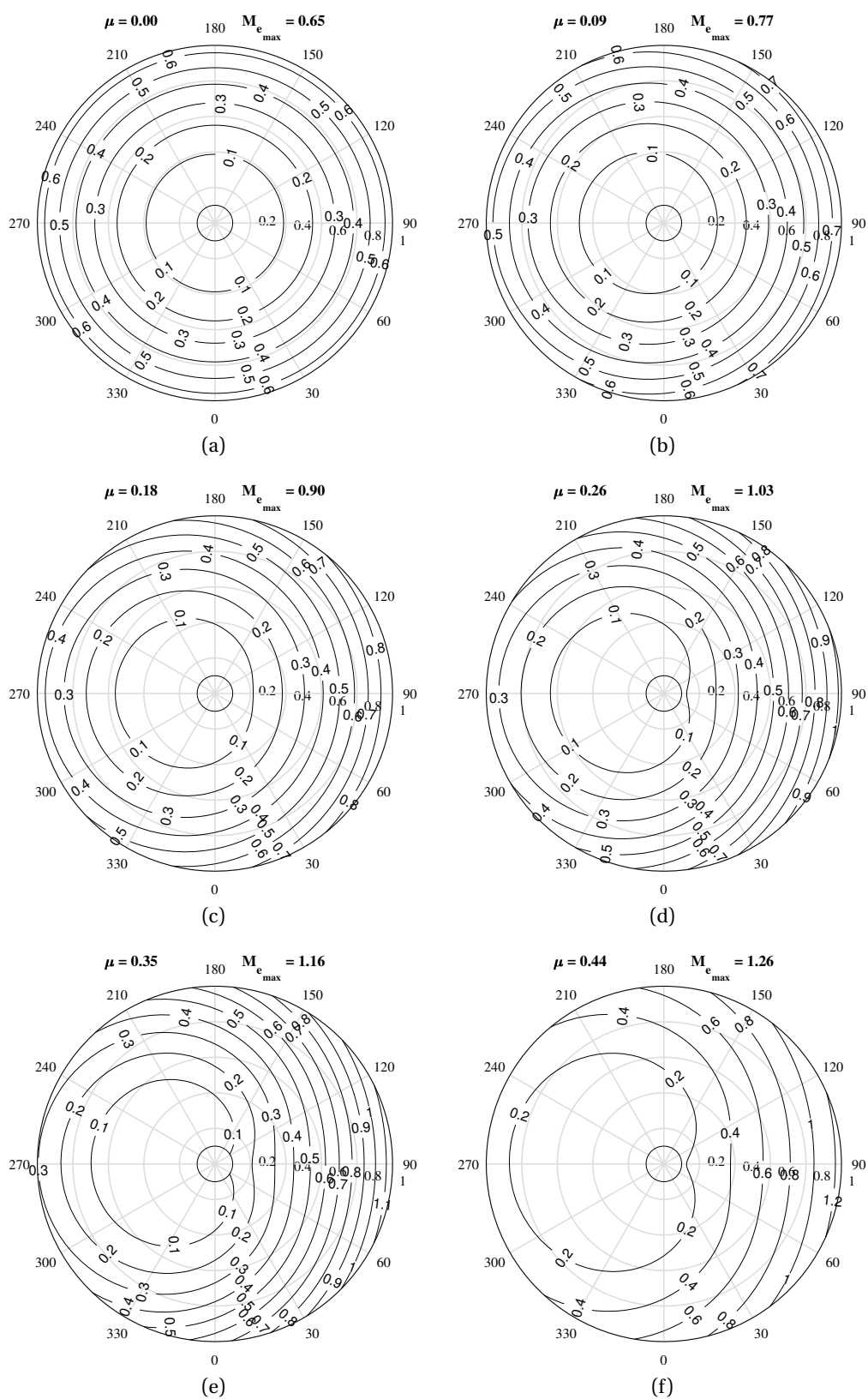


Figura 6.12: Evoluzione del numero di Mach effettivo sul disco rotore al variare del rapporto di avanzamento μ .



Figura 6.13: Forma assunta per pianta del rotore principale

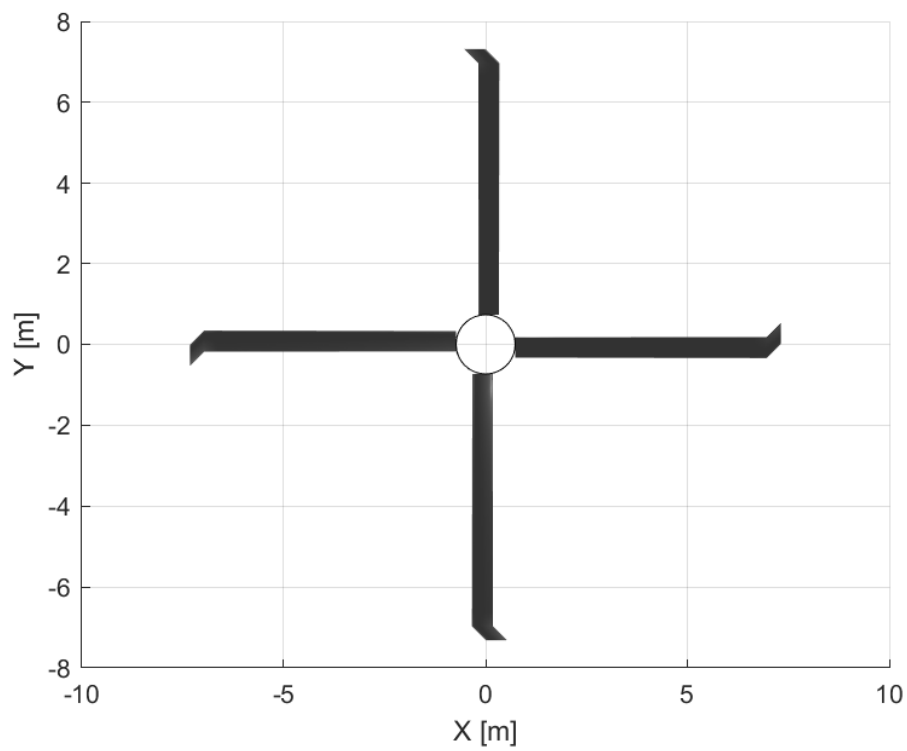


Figura 6.14: Forma in pianta assunta per rotore principale

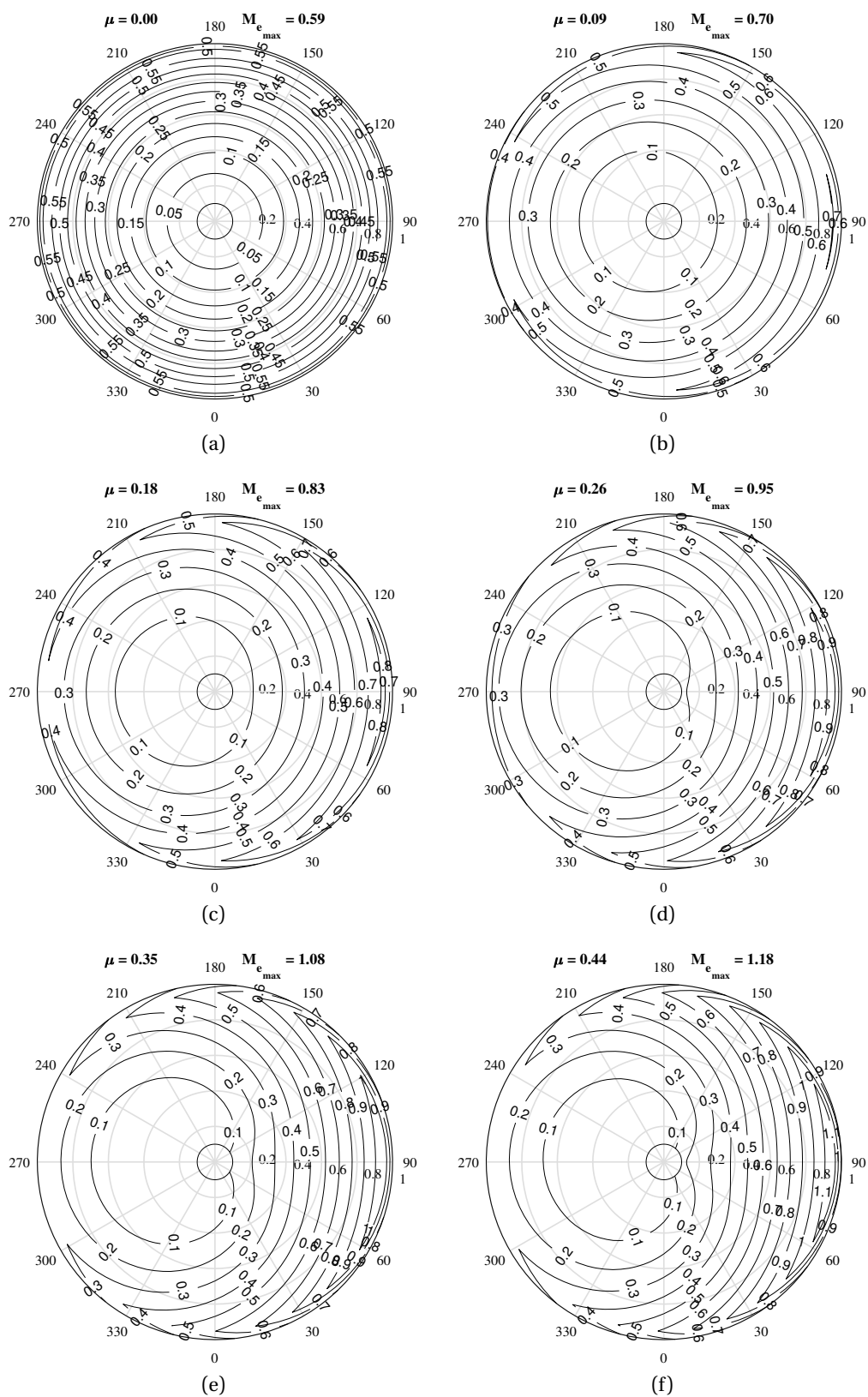


Figura 6.15: Evoluzione del numero di Mach effettivo sul disco rotore con freccia al tip al variare del rapporto di avanzamento μ

6.2.5 Il sentiero di stallo

In questo contesto si è deciso di implementare anche un'analisi del sentiero di stallo basato sull'angolo di stallo bidimensionale del profilo. Questa teoria conduce a delle mappe del sentiero di stallo come presentate in 6.16. In primo luogo viene rappresentata la distribuzione degli angoli di attacco in corrispondenza della prima sezione che stalla, riportata in 6.17. Dopodiché, una volta determinato il valore di μ in corrispondenza del quale avviene il primo stallo, è possibile aumentare progressivamente la velocità di traslazione per valutare la propagazione sul disco delle zone stallate. Si noti che il valore di primo stallo verrà indicato per comodità con la notazione μ^* ;

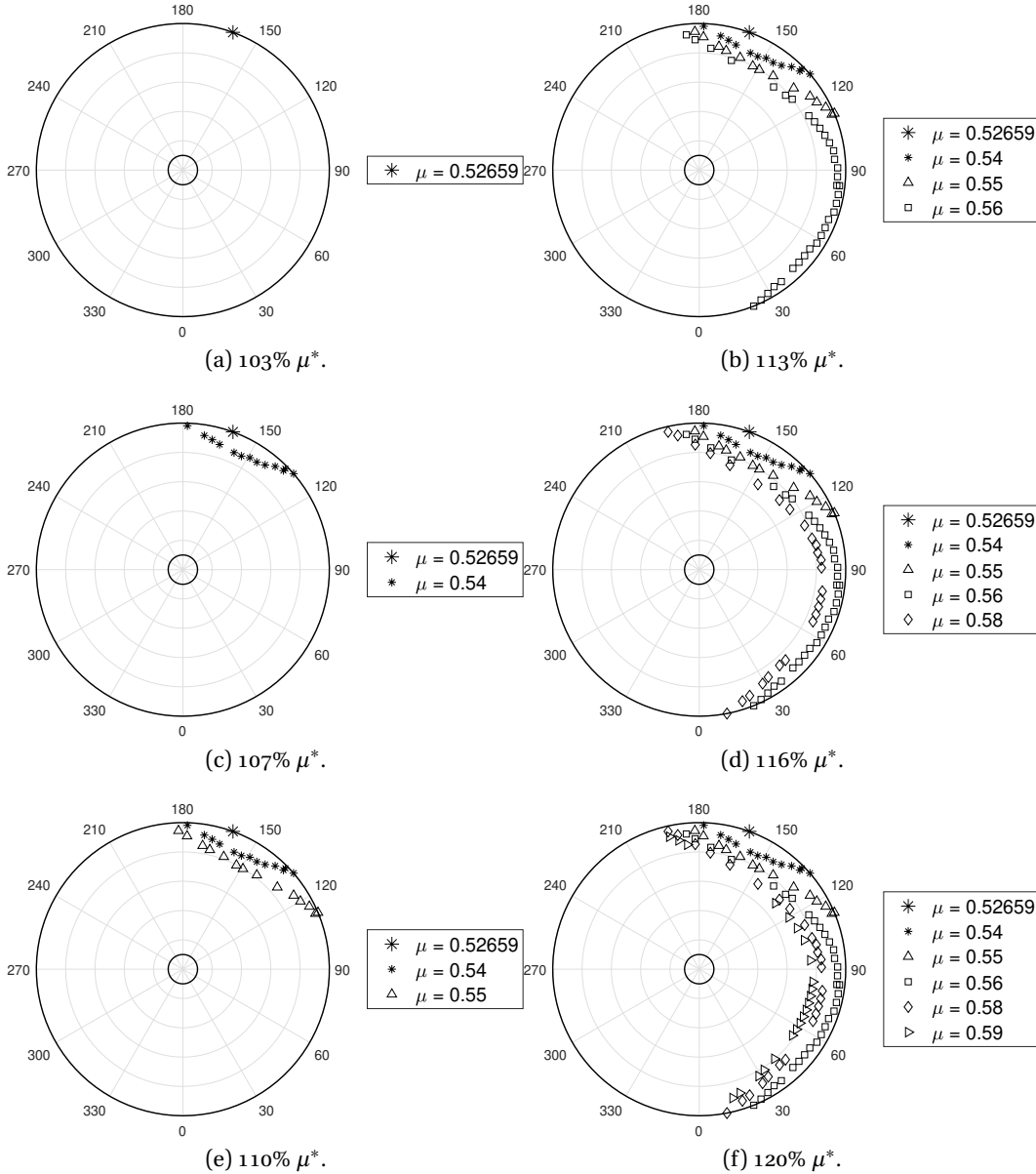


Figura 6.16: Evoluzione del sentiero di stallo per valori di μ che coincidono con la prima sezione di stallo fino ad una maggiorazione del 20% di tale rapporto di funzionamento.

Come previsto, all'aumentare della velocità traslazionale la porzione di rotore in stallo cresce progressivamente. Eventuali successivi sviluppi prevedono l'implementazione di più complessi metodi che tengano in conto del fenomeno dello stallo dinamico, non riportato in questo caso.

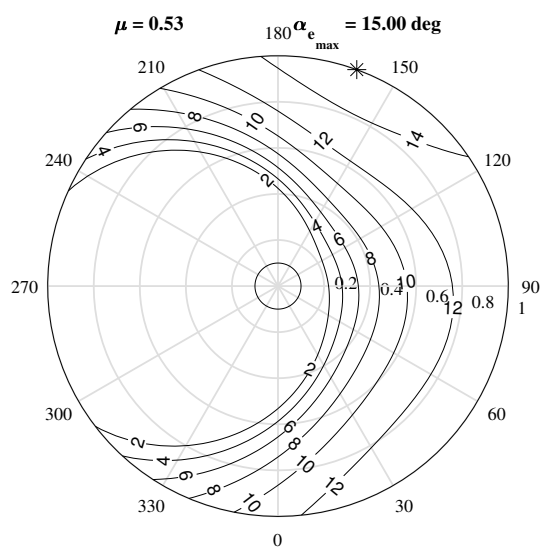


Figura 6.17: Distribuzione dell'angolo di attacco sul rotore in corrispondenza del valore del rapporto di funzionamento per cui si verifica il primo stallo di un profilo.

Una volta preso in considerazione il rotore come sotto-sistema isolato della macchina elicottero, in questo nuovo capitolo si intende valutare le prestazioni della macchina elicottero completa. In questo capitolo tutte le figure e le tabelle faranno riferimento all'elicottero AH-64, a cui è dedicata questa parte dell'elaborato, motivo per cui si è scelto di omettere tale specificazione all'interno del capitolo.

Infine si osserva che la procedure di calcolo delle prestazioni fanno riferimento alle equazioni riportate in cap. 6 paragrafo 7 di [2]. Dove sono state fatte le assunzioni circa alcuni parametri necessari per l'analisi riportate in tabella 7.1.

Osservando la tabella 7.1, si deve notare che il braccio del rotore anti-coppia di coda, l_{RC} , è stato stimato a partire dal trittico (vedi figura 5.1), dal momento che tale parametro non era riportato sui manuali di riferimento. Viceversa, il fattore di correzione della potenza che tiene conto della non uniformità dell'induzione sul rotore, k_{RP} è stato stimato nella sezione 3.1.1 per il rotore principale, mentre lo stesso parametro per il rotore anti-coppia di coda è stato stimato in base ai valori tipici adottati.

7.1 Le curve di potenza

Sempre con riferimento al capitolo 1, in cui sono state descritte le caratteristiche

tecniche della macchina in analisi, risulta interessante valutare la provenienza delle diverse aliquote di potenza assorbita. Questa tipologia di elicottero, definito convenzionale, con rotore anti-coppia di coda, presenta essenzialmente 4 principali contributi alla potenza assorbita, elencati di seguito:

- Potenza assorbita dal rotore principale;

Parametro	Valore assegnato	
Area parassita equivale, f	2	$[m^2]$
Braccio del rotore di coda, l_{RC}	9	$[m]$
Fattore di correzione, k_{RP}	1.12	$[/]$
Fattore di correzione, k_{RC}	1.4	$[/]$
Fattore delle perdite di trasmissione, η_t	1.03	$[/]$
Potenza richiesta dagli impianti ausiliari, P_{AUX} ,	20	$[kW]$
Coefficiente di resistenza di profilo, $C_{DP_{RP}}$	0.01	$[/]$
Coefficiente di resistenza di profilo, $C_{DP_{RC}}$	0.01	$[/]$

Tabella 7.1: Alcuni parametri stimati necessari per il calcolo delle prestazioni

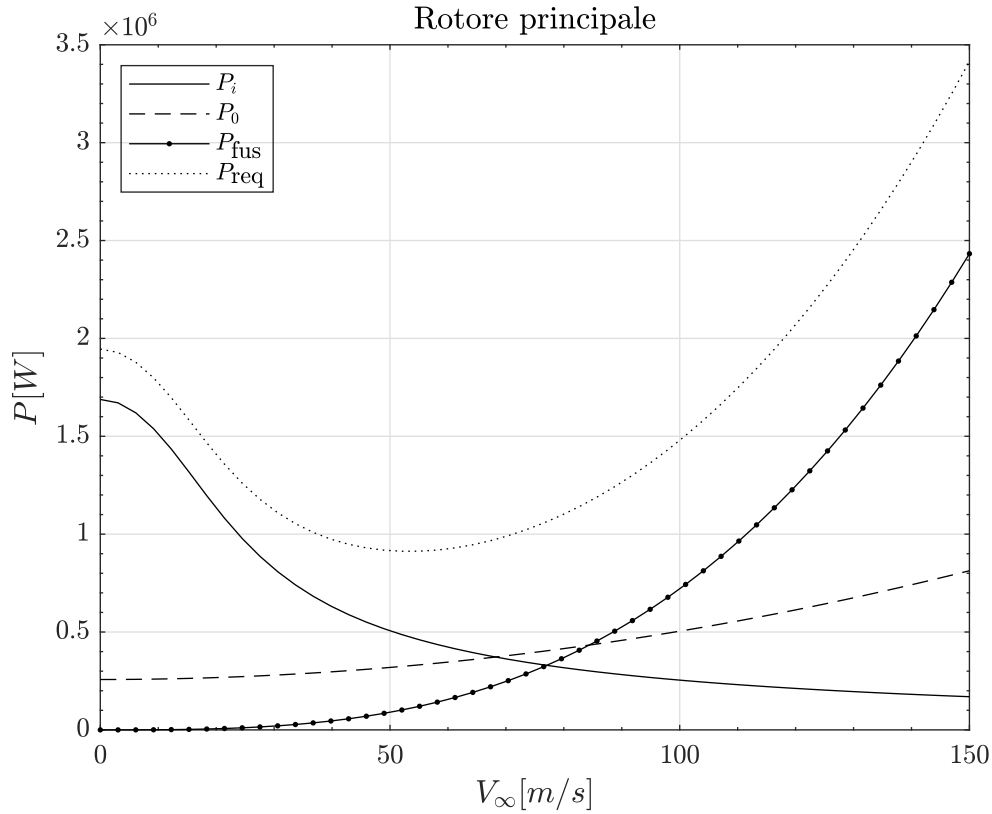


Figura 7.1: Potenza totale richiesta P_{req} dal rotore principale divisa nei contributi di: Potenza indotta P_i , parassita P_0 e dovuta alla resistenza della fusoliera P_{fus} .

- Potenza assorbita dal rotore anti-coppia di coda;
- Potenza assorbita dai sistemi ausiliari;
- Potenza parassita di fusoliera.

In questa sede verranno proposti tutti i vari contributi di cui sopra, rappresentati nelle immagini 7.1, 7.2 e 7.3. Contestualmente si noti che nelle successive figure il parametro di potenza disponibile, P_{av} farà sempre riferimento, fatta eccezione ove specificato, al regime di massima potenza continua erogata da entrambe i motori installati.

Una volta chiarita la decomposizione della potenza assorbita da un elicottero in diverse condizioni di volo, può risultare di particolare interesse valutare in che modo le suddette curve di potenza, in particolare quelle totali, si modificano al variare del peso della macchina. La tabella 5.1 riporta sinteticamente alcuni parametri di interesse riguardo le masse del velivolo in analisi. Per quello che si è detto riguardo le masse si è scelto di parametrizzare le curve di potenza totale rispetto a 4 differenti valori del peso al decollo, che sono riportati di seguito e che sono stati presi all'interno dell'intervallo $[W_{min}, W_{mtow}]$, dove W_{min} indica il peso a vuoto dell'elicottero somato al massimo carico di carburante consentito con i serbatoi interni; viceversa W_{mtow} indica il massimo peso al decollo -*maximum take off weight*-, sempre considerato con la stessa massa di carburante pari al massimo della capienza dei serbatoio interni. (Si noti contestualmente che l'architettura in analisi permette di ospitare anche ulteriori serbatoi *esterni*, non considerati in questo contesto, che permettono di estendere le prestazioni di *Endurance* e *Range*).

1. $W_1 = 6460 \text{ kg}$

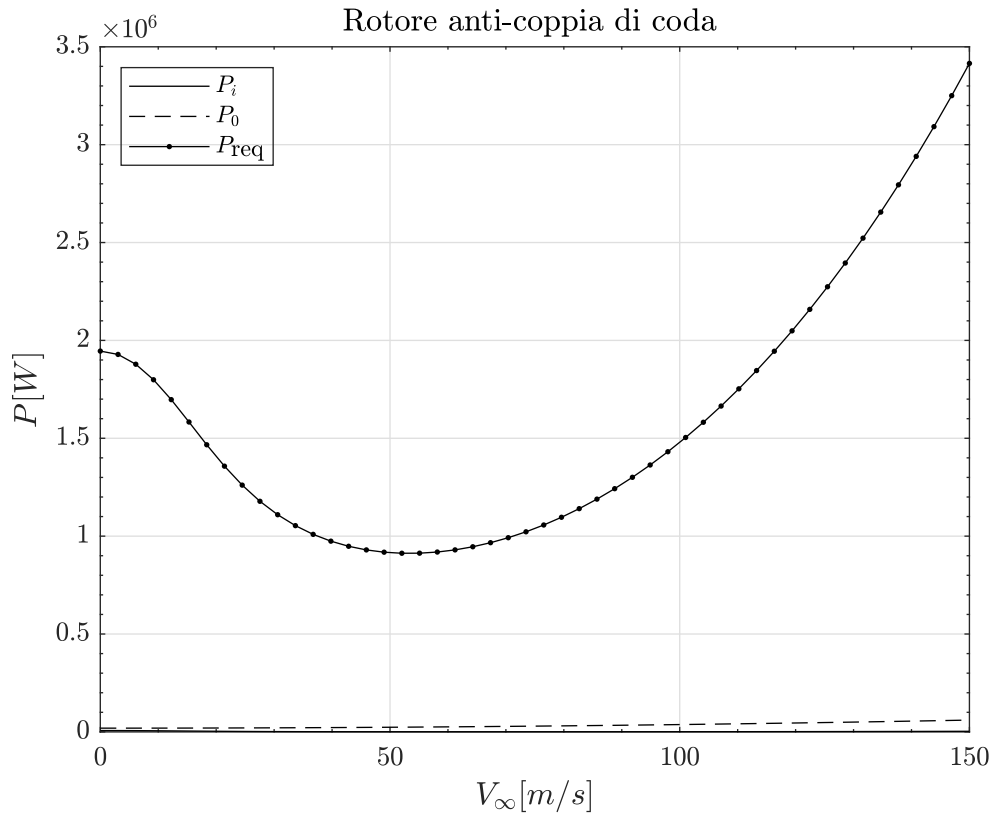


Figura 7.2: Potenza totale richiesta P_{req} dal rotore anti-coppia di coda divisa nei contributi di: Potenza indotta P_i e parassita P_0 .

2. $W_2 = 7481 \text{ kg}$
3. $W_3 = 8501 \text{ kg}$
4. $W_4 = 9522 \text{ kg}$

Con riferimento alle curve riportate in figura 7.4, in cui si è riportato l'andamento della potenza complessiva in funzione della velocità di volo orizzontale parametrizzate rispetto al massimo peso al decollo dell'elicottero, è possibile notare che, in ogni regime di volo, un aumento di peso corrisponde con un aumento della potenza richiesta, tuttavia il maggiore scarto fra le curve è sicuramente localizzato in condizioni di *hover* o comunque per ridotte velocità di volo. Tale comportamento è ascrivibile al fatto che, per basse velocità, l'aliquota preponderante di potenza è associata alla potenza indotta, mentre il contributo associato alla velocità di traslazione tende a zero. Viceversa, per elevate velocità di traslazione, la componente preponderante di potenza deriva dal regime di funzionamento ed è indipendente dal peso, motivo per cui le curve tendono a sovrapporsi per elevati rapporti di funzionamento. I grafici come quello riportato in 7.4, che ci permettono di valutare l'evoluzione della potenza in funzione del regime di moto, risultano di particolare interesse dal momento che ci consentono di dedurre importanti informazioni circa le velocità caratteristiche. La velocità per cui si ha l'intersezione della curva di potenza richiesta con la retta della potenza disponibile rappresenta la velocità massima in volo orizzontale, V_{max} . La velocità per cui si ha un minimo della potenza viene definita V_{BE} , ovvero la velocità che ottimizza l'autonomia oraria dell'elicottero. La velocità che coincide con il minimo rapporto potenza richiesta/velocità viene battezzata V_{BR} , ovvero la velocità al quale si massimizza l'autonomia chilometrica dell'elicottero. Riguardo le velocità caratteristiche dell'elicottero e le prestazioni dello stesso si faccia riferimento alla sezione successiva per un'analisi più completa.

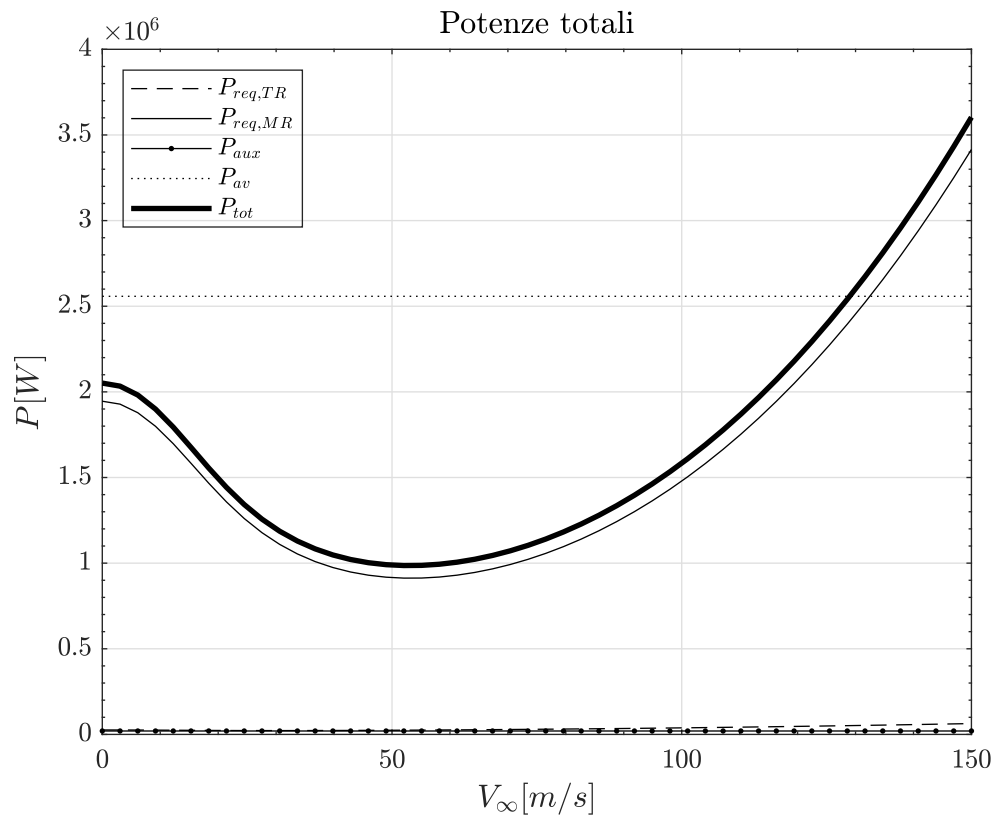


Figura 7.3: Potenza totale richiesta P_{tot} dalla macchina elicottero divisa nei contributi di: Potenza richiesta dal rotore principale P_{reqMR} , dal rotore anti-coppa di coda P_{reqTR} , potenze ausiliarie P_{AUX} P_0 . Inoltre viene riportata anche la potenza massima continua disponibile (AEO) P_{av} .

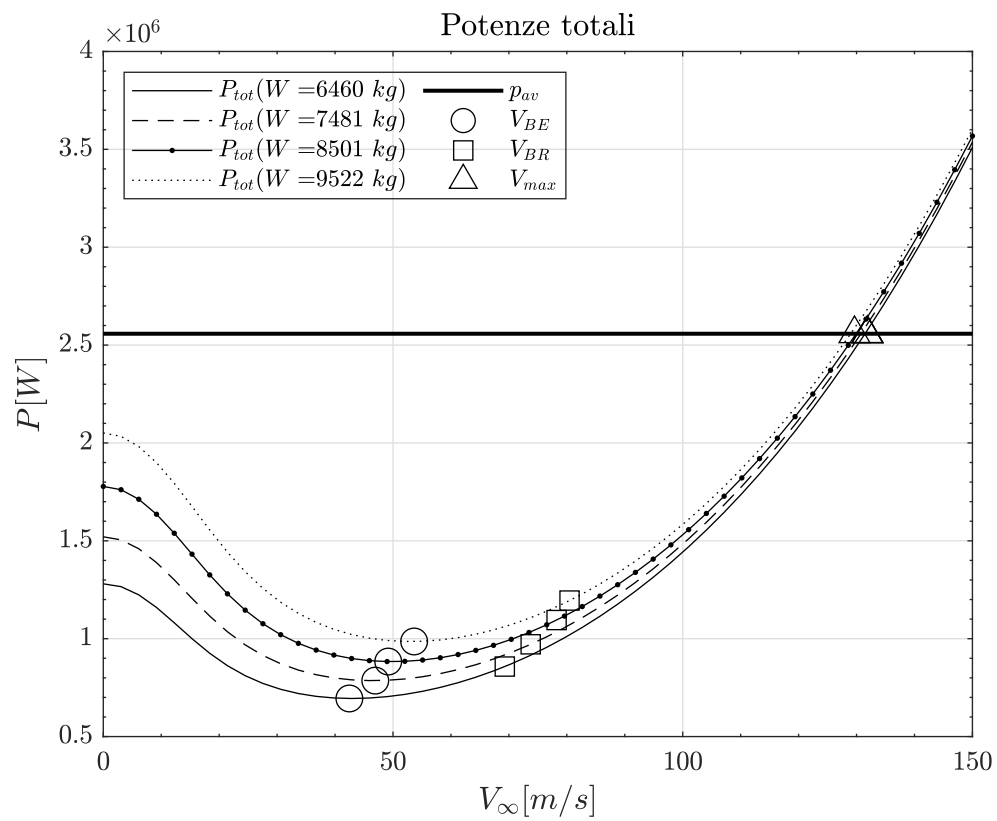


Figura 7.4: Potenza totale assorbita dalla macchina elicottero parametrizzata rispetto a 4 possibili pesi al decollo.

7.2 Le prestazioni dell'elicottero

Una volta definite le diverse aliquote di potenza assorbita è possibile valutare le prestazioni dell'elicottero in analisi, pervenendo, dunque, a parametri fondamentali come la massima velocità in volo traslato, la massima velocità di salita, l'autonomia chilometrica, l'autonomia temporale ed altri.

7.2.1 Le velocità caratteristiche

Una prima classe di prestazioni riguarda le velocità caratteristiche dell'elicottero: oltre alla velocità massima, V_{max} , sono state calcolate anche la V_{BE} e la V_{BR} , rispettivamente la velocità che massimizza l'*endurance* e la velocità che massimizza il *range*, come osservato nella precedente sezione; conoscere tali velocità per diverse condizioni di volo del velivolo consente, in fase di definizione della missione, di selezionare sempre la corretta velocità ai fini del soddisfacimento degli obiettivi di missione. Per questo motivo si è scelto di riportare la variazione di tali velocità rispetto al peso stesso del velivolo, che, come nella precedente sezione, è selezionato all'interno dell'intervallo $[W_{min}, W_{mtow}]$.

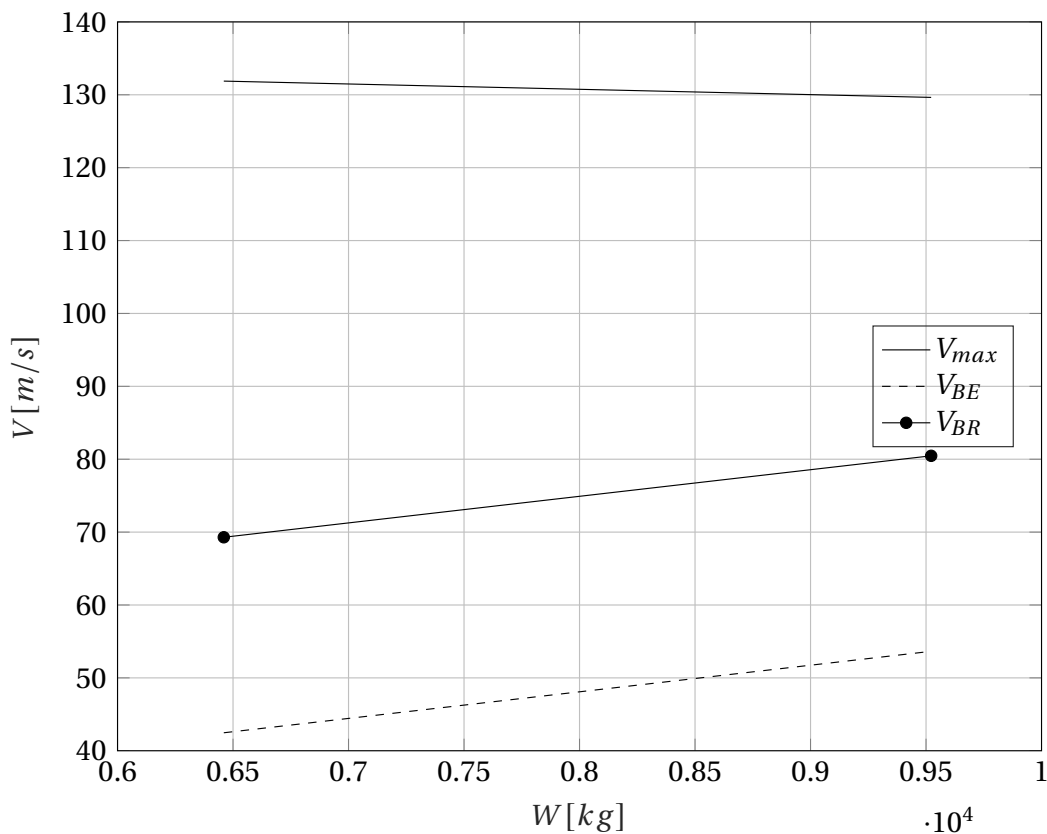


Figura 7.5: Variazione delle velocità caratteristiche (V_{max} , V_{BR} e V_{BE}) in funzione del peso per l'elicottero.

Osservando la figura 7.5, è possibile dedurre che, ad esempio, nel corso di un segmento di missione in cui è previsto un consumo rilevante del carico di combustibile a bordo è opportuno ridurre la velocità di volo qualora si sia intenzionati a rimanere nei pressi della V_{BR} o della V_{BE} dal momento che le stesse si riducono al ridursi del peso. Riguardo la velocità massima orizzontale dell'elicottero è bene specificare che, in questa sede, viene considerato esclusivamente il limite della velocità massima imposto dalla potenza installata a bordo, tuttavia, come osservato nei capitoli precedenti, in cui si è analizzata l'aerodinamica del rotore, è bene notare che la massima velocità potrebbe, in

verità, essere limitata dallo stallo del rotore più che dalle condizioni di potenza a bordo. In prima analisi si potrebbe dire che la massima velocità orizzontale che l'elicottero è in grado di mantenere è il minimo fra la velocità massima dedotta in questa sezione e quella dedotta nella sezione dell'aerodinamica del rotore. Un'altra prestazione di grande interesse per la macchina elicottero è il rateo di salita, anche noto come *ROC, rate of climb*. In primo luogo si valuti in che modo il rateo di salita si modifica in funzione del regime di volo: dalla figura 7.6 possiamo notare come all'aumentare della velocità di traslazione si riducano le prestazioni in salita dell'elicottero. Tale comportamento è chiaramente legato al fatto che all'aumentare della velocità di traslazione, la potenza richiesta cresce come mostrato nei grafici presenti nella precedente sezione (figure 7.4, 7.3), dunque la potenza residua per effettuare una salita si riduce.

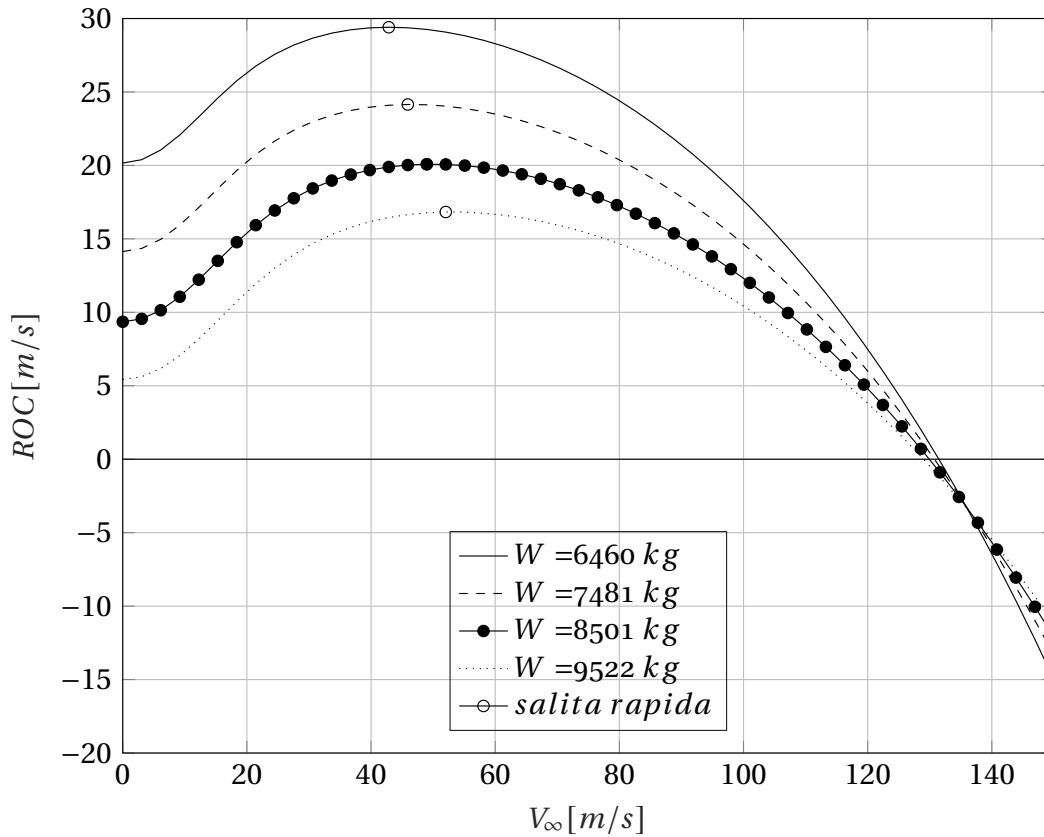


Figura 7.6: Variazione del rateo di salita in funzione della velocità di traslazione parametrizzata con il peso dell'elicottero.

Sempre con riferimento alla figura 7.6 è possibile notare che esiste una velocità in corrispondenza della quale non è più possibile effettuare volo in salita, e, oltre tale velocità, la potenza installata non consente di mantenere il volo livellato. Si è scelto di riportare sulla figura stessa anche la condizione di salita rapida, che coincide con il massimo valore del rateo di salita, indicato sulla curva tramite un pallino, come indicato in legenda.

$$ROC = \frac{P_{av} - (P_{req})_{horiz.}}{W} \quad (7.1)$$

Come atteso, all'aumentare del peso al decollo il massimo rateo di salita si riduce, tuttavia si incrementa la velocità orizzontale a cui si verifica il massimo. Si noti esplicitamente che non è stato riportato il parametro di salita ripida poiché in tali condizioni di potenza è sempre possibile, per ogni valore del peso al decollo, effettuare il volo verticale in salita, per cui, in ogni caso il massimo angolo di salita è pari a $\gamma_{max} = \frac{\pi}{2}$. Sempre

con riferimento alle prestazioni in salita dell'elicottero, è stata proposta, in figura 7.7, la degradazione delle prestazioni in salita dell'elicottero in funzione del peso a decollo. Tutte le considerazioni fatte sulla velocità in salita fanno riferimento all'equazione 7.1, tratta da [2].

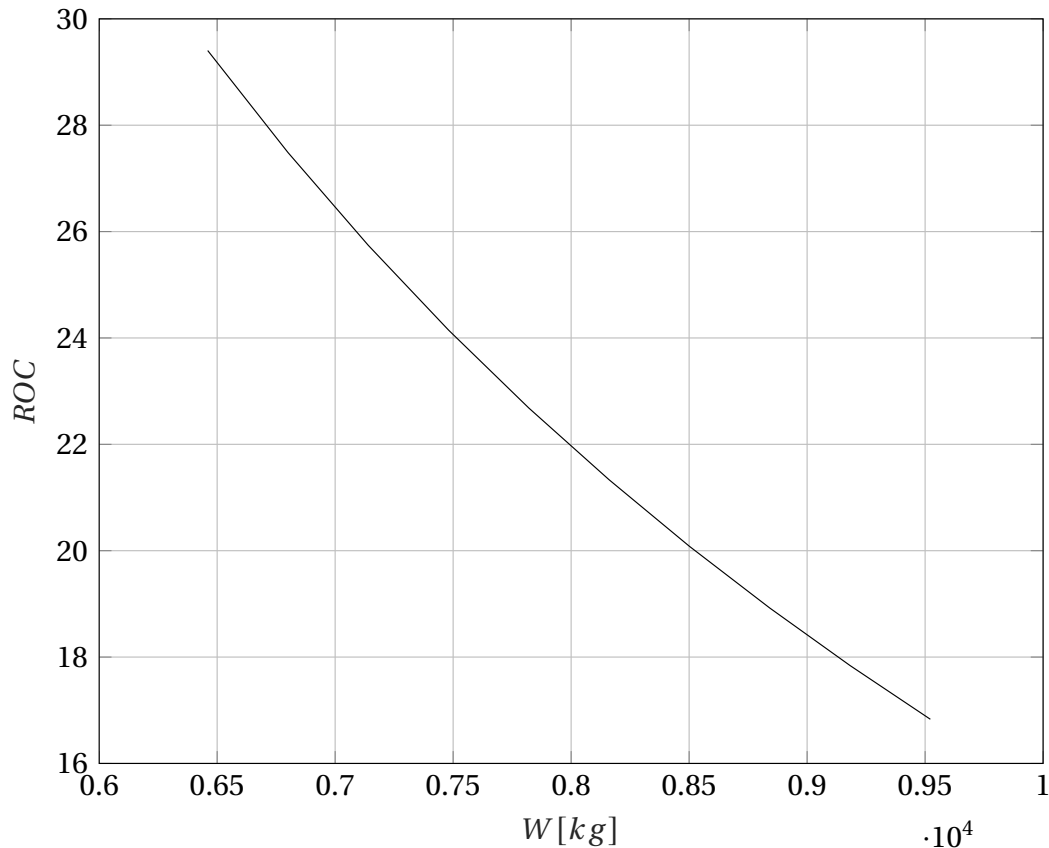


Figura 7.7: Variazione del massimo rateo di salita in funzione del peso al decollo dell'elicottero.

Altre prestazioni di rilievo per un elicottero sono le autonomie: chilometriche ed orarie, il cui andamento rispetto al peso è riportato nelle figure 7.8 e 7.9. Come atteso, un incremento del peso al decollo è associato ad una riduzione di entrambe le autonomie.

Come osservato in precedenza, quando l'elicottero dispone della piena potenza dei motori installati, per ogni condizione di peso il velivolo è sempre in grado di effettuare una salita verticale, dunque, esiste almeno una condizione di volo per cui è possibile eseguire una salita assiale, a cui compete di angolo di salita pari a 90° . In questo contesto è interessante valutare cosa accade in condizioni di piantata motore. In gergo ci si riferisce a tale condizione con l'acronimo anglosassone *OEI*, *one engine inoperative*. Dal punto di vista delle prestazioni ciò vuol dire dimezzare la potenza installata. Data la rilevanza di tale condizione di volo risulta interessante valutare l'andamento del massimo angolo di salita ottenibile per ciascuna configurazione di peso al decollo. Osservando la figura 7.10, possiamo notare che adesso il massimo angolo di salita non è più di 90° e si riduce ulteriormente all'aumentare del peso. Talvolta in condizioni di *OEI*, il sistema di controllo elettronico del motore prevede un'ulteriore riduzione della potenza erogabile al fine di preservare l'integrità strutturale del propulsore, costretto a sopperire all'assenza del secondo propulsore. Per simulare tale evenienza si è scelto di *plottare* anche un'ulteriore curva che fa riferimento a ad una riduzione pari al 25% della potenza del singolo propulsore funzionante: in questo caso esiste una condizione,

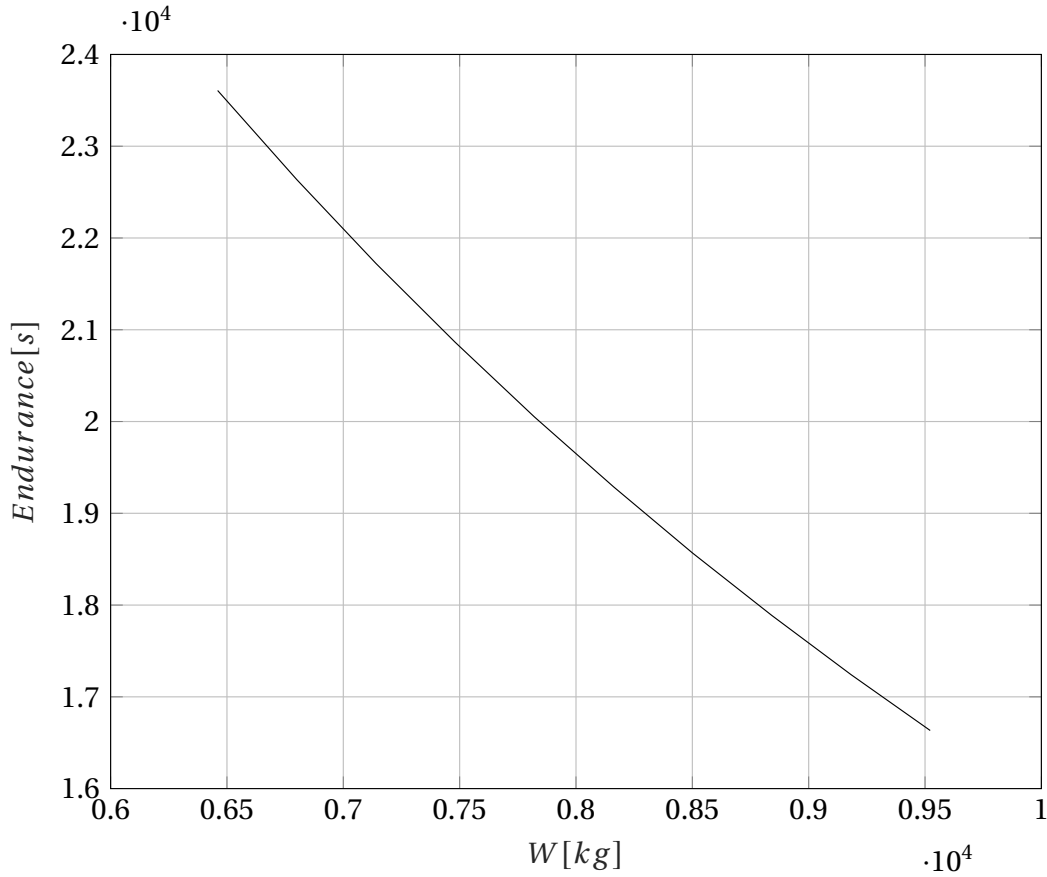


Figura 7.8: Variazione della massima autonomia oraria al variare del peso dell'elicottero.

all'interno dei regimi di funzionamento proposti, per cui non è più possibile effettuare una manovra di salita in quanto il massimo angolo di salita è negativo.

Si intende valutare, infine, le prestazioni in autorotazione. Il regime di autorotazione è una condizione di volo dimensionante in quanto la possibilità di eseguire in sicurezza una manovra di autorotazione è una caratteristica fondamentale anche ai fini della certificazione della macchina stessa. In questo contesto si valuterà la velocità in autorotazione come in [2], ovvero tramite la relazione 7.2. Nella definizione di cui prima si è caratterizzato solo il modulo, dal momento che il vettore, evidentemente, è orientato verso il basso.

$$|V_{autorot.}| = \frac{(P_{req})_{horiz.}}{W} \quad (7.2)$$

L'andamento della velocità di autorotazione appare debolmente dipendente dal peso, possibile notare in 7.11, con una variazione di pochi punti percentuali per tutto il range di pesi proposti.

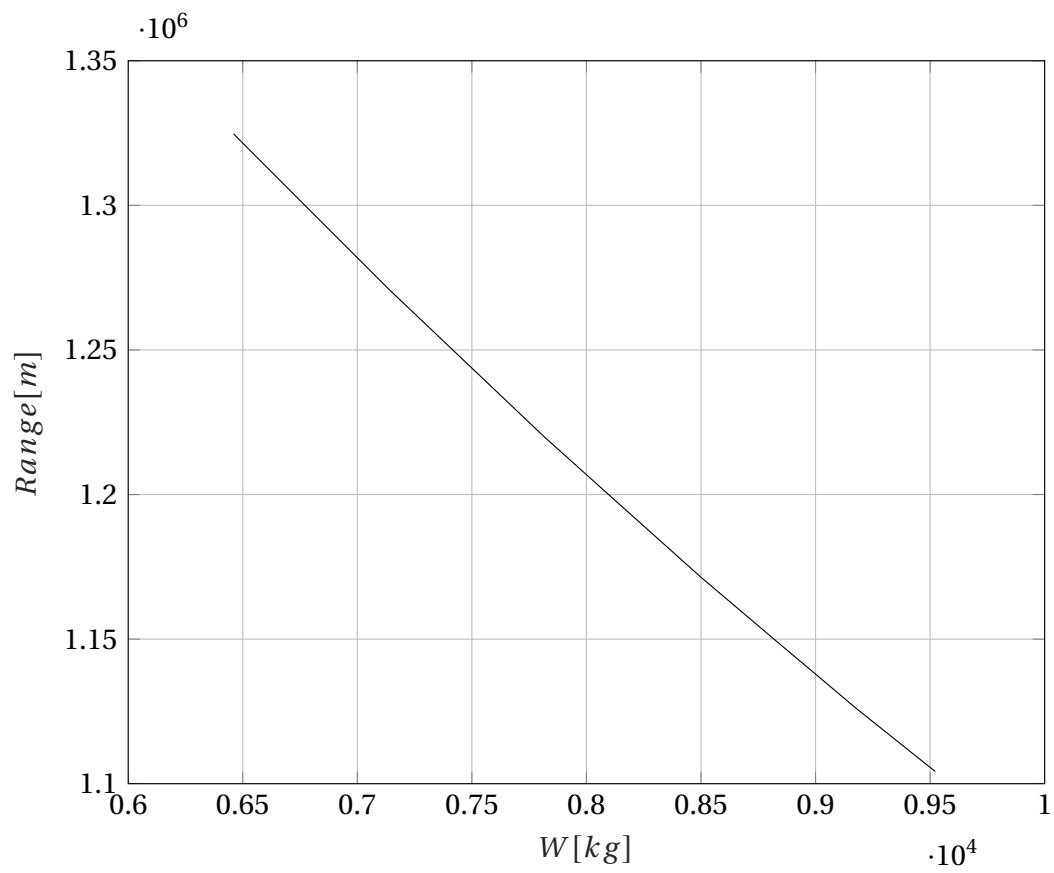


Figura 7.9: Variazione della massima autonomia chilometrica al variare del peso dell'elicottero.

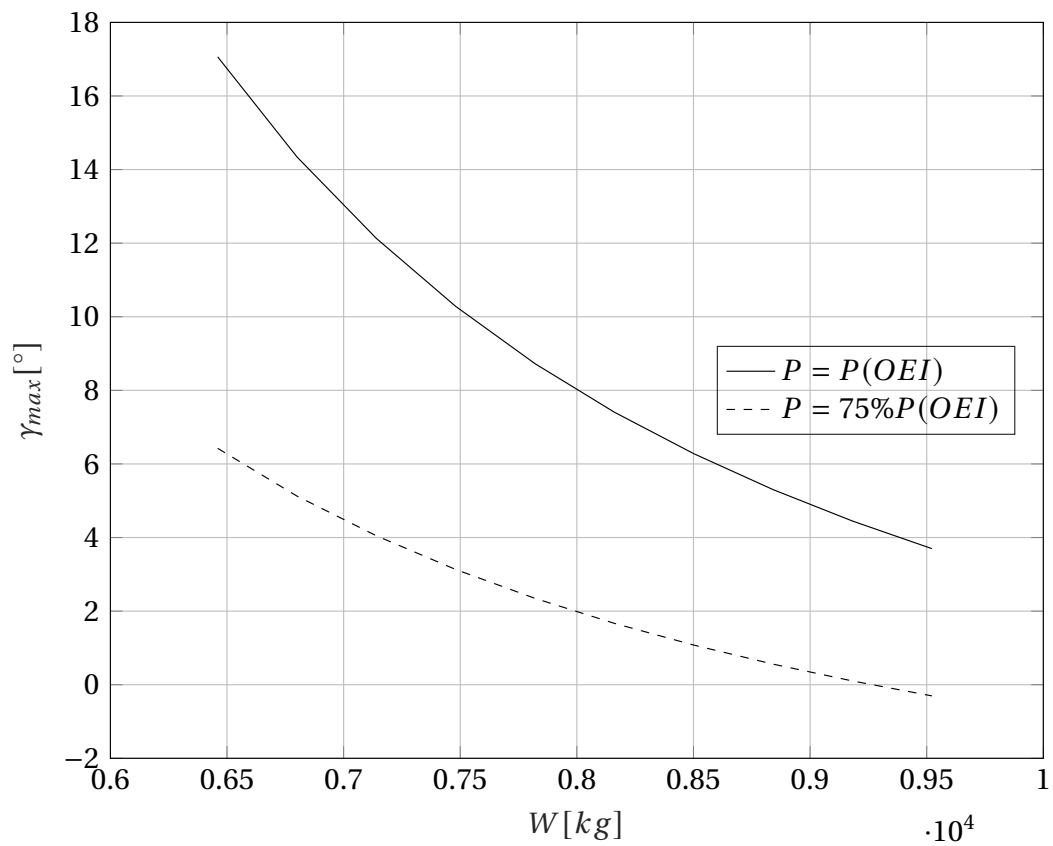


Figura 7.10: Variazione del massimo angolo di salita con il peso per due particolari configurazioni di potenza disponibile: $P = P(OEI)$ e $P = 75\%P(OEI)$.

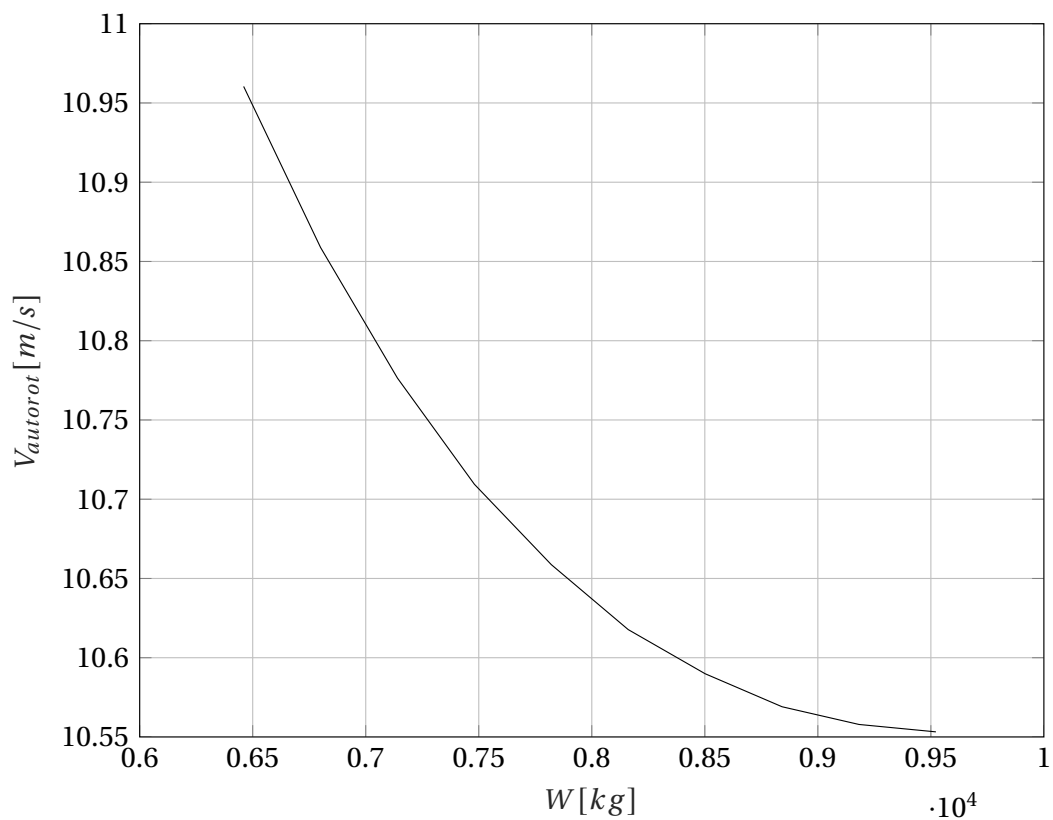


Figura 7.11: Variazione della velocità di autorotazione con il peso.

Parte III

Gli aeromotori

8.1 Introduzione & stime iniziali

In questa parte dell'elaborato si è scelto di riportare il progetto di una turbina eseguito attraverso il codice *open source* Q-blade. L'iter progettuale per la turbina parte dalla definizione della potenza erogata dalla stessa, come riportato in tabella 8.1, si è scelto di valutare la progettazione di una turbina da 1 MW. Per una stima di prima analisi delle dimensioni richieste si è ipotizzato un valore del coefficiente di potenza pari a 0.5. Con riferimento alla relazione (8.1) è possibile notare che è richiesto un raggio della pala di circa 55 metri. Tutti i parametri di riferimento riportati in relazione (8.1) sono riportati in tabella 8.1.

$$R = \sqrt{\frac{P}{0.5\rho V_{\infty}^3 C_p \pi}} = 55m \quad (8.1)$$

Densità dell'aria, ρ	1.225 kg/m^3
Velocità della corrente asintotica, V_{∞}	7 m/s
Coefficiente di potenza, C_p	0.5
Potenza generata, P	$1 \times 10^6 \text{ W}$

Tabella 8.1: Parametri necessari alla stima degli ingombri di un aeromotore ad asse orizzontale.

I parametri riportati in tabella 8.1, oltre al valore del raggio, R, sono tutti dati di *input* necessari per l'implementazione della procedura di *design*.

Infine, si è scelto un valore di progetto per il rapporto di funzionamento λ pari a 6 (turbina veloce), di conseguenza possiamo ricavare la velocità di rotazione delle pale come:

$$\Omega = \frac{\lambda_{opt} V_{\infty}}{R} = 0.7636 \quad \frac{rad}{s} \approx 7.3 \quad \frac{giri}{minuto} \quad (8.2)$$

8.2 L'aerodinamica

Un elemento fondamentale della progettazione aerodinamica di un aeromotore risiede certamente nella selezione del corretto profilo alare di cui dotare le pale. In questo contesto si è scelto il profilo alare DU84-132V3, appartenente alla classe di profili alari progettati, dalla *Delft University of Technology (DUT)*, appositamente per le turbine alari con l'obiettivo di ridurre gli effetti della contaminazione sulle prestazioni e sull'efficienza del profilo.

Esso è rappresentato in figura 8.1. In figura 8.2 sono riportate le caratteristiche di portanza e di resistenza nell'intervallo di $\alpha \in [-180^\circ; 180^\circ]$. Tali curve sono state ottenute mediante l'utilizzo del *software Xfoil* ed in seguito sono state estese in post-stallo utilizzando un *tool* integrato all'interno del *kernel* del *software* Q-blade e che si basa sul metodo di Beddoes.

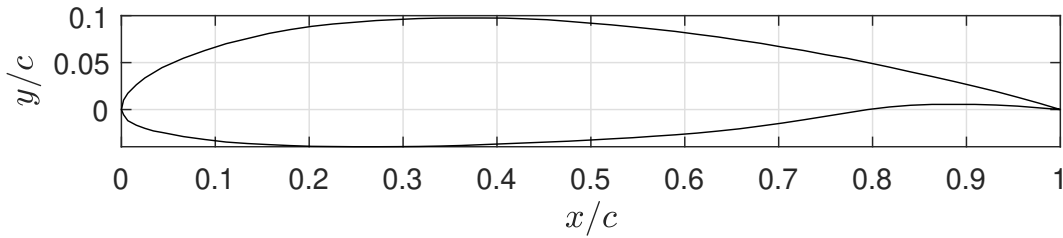


Figura 8.1: Rappresentazione del profilo alare DU84-132V3.

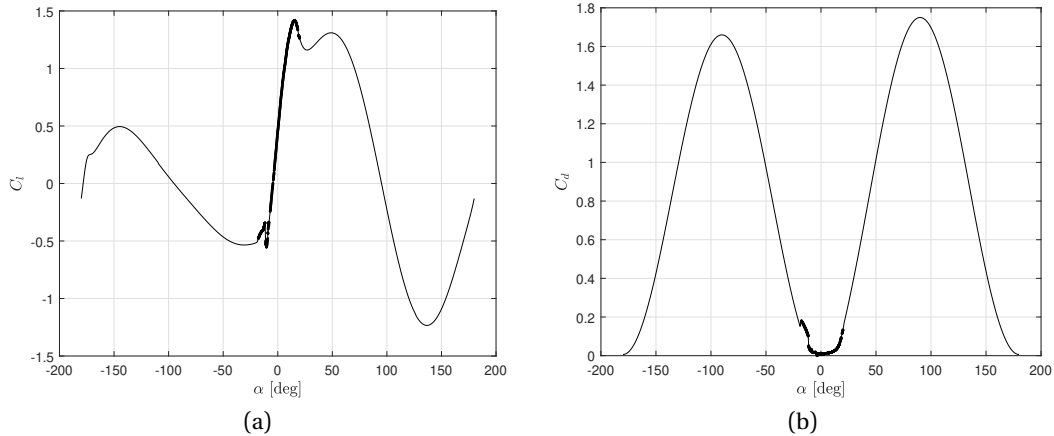


Figura 8.2: Curva di portanza (a) e curva $C_d - \alpha$ del profilo DU84-132V3. $Re_\infty = 1 \times 10^6$, $M_\infty = 0$. Ottenuti mediante l'utilizzo del *software Xfoil*, e prolungate in post-stallo mediante l'utilizzo del *software* Q-blade.

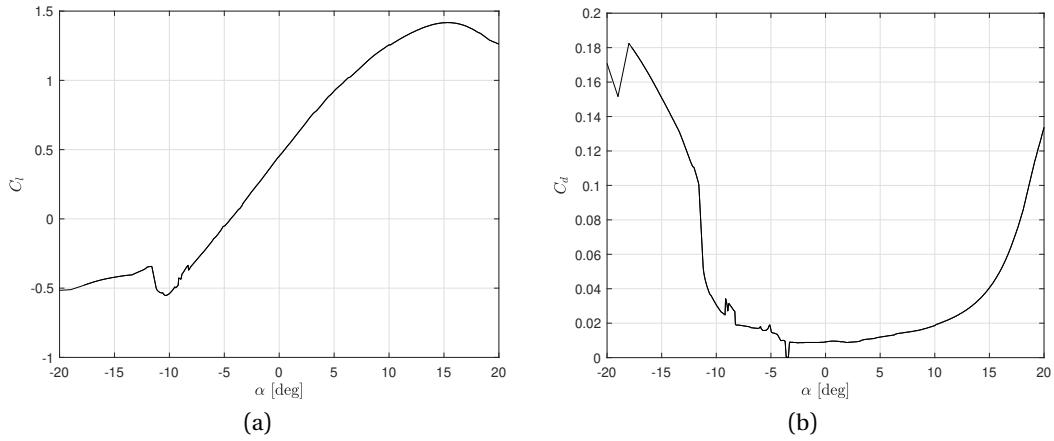


Figura 8.3: Rappresentazione della curva di portanza per valori dell'angolo di attacco compresi nell'intervallo: $\alpha \in [-20^\circ, 20^\circ]$, del profilo alare DU84-132V3. $Re_\infty = 1 \times 10^6$, $M_\infty = 0$. Ottenuti mediante l'utilizzo del software Xfoil.

8.3 La geometria

In questa sezione vengono riportati i risultati della procedura di *design* in termini di geometria della pala. In figura 8.5 vengono riportate alcune viste della pala.

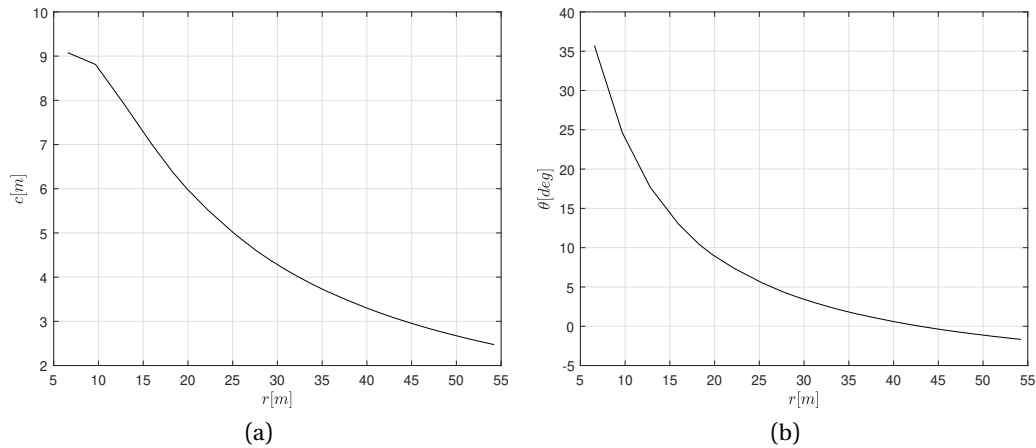
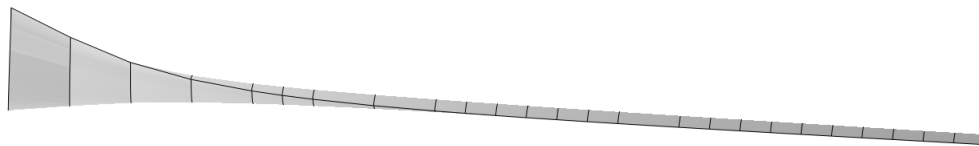
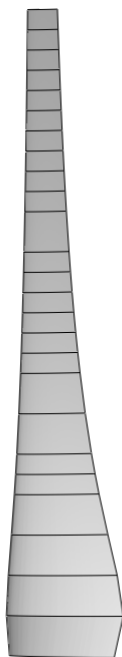


Figura 8.4: Distribuzione della corda (a) e del calettamento (b) in funzione del raggio.

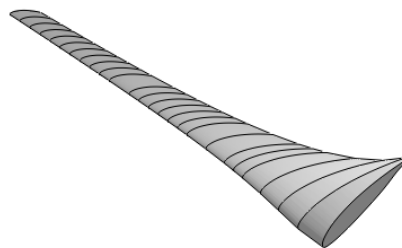
Oltre alle immagini riportate in 8.5, si è deciso di riportare anche l'andamento del calettamento e della corda in funzione della coordinata radiale. Come è possibile notare dalla figura 8.4, l'andamento del calettamento ottenuto per la turbina in analisi è molto simile rispetto a quello ricavato per la turbina ottima a pag. 128 in figura 97 del [1].



(a)



(b)



(c)

Figura 8.5: Vista laterale (a), vista dall'alto (b), vista in assonometria (c) della pala. Immagini realizzate mediante il *software* Qblade.

8.4 Le prestazioni

In questa sezione vengono riportate le principali prestazioni dell'elica, ovvero: $C_P = C_P(\lambda)$ e $C_T = C_T(\lambda)$. Tali andamenti risultano di particolare interesse per la turbina dal momento che il primo andamento restituisce in effetti le prestazioni in termini di potenza generata (una volta dimensionalizzato il coefficiente di potenza) e l'andamento della forza resistente (una volta dimensionalizzato il coefficiente di resistenza), necessaria per il dimensionamento strutturale della turbina stessa. Osservando la figura 8.6, che fa riferimento al coefficiente di potenza, è possibile notare che il valore $C_P = 0.5$, ipotizzato in prima analisi e riportato in tabella 8.1, in realtà, non viene mai realizzato e, come conseguenza, la turbina non potrà mai raggiungere la potenza obbiettivo di 1 MW. Ulteriori modifiche per il raggiungimento del valore di 1MW possono essere introdotte: come l'incremento del raggio della pala o l'introduzione di *tip vanes*.

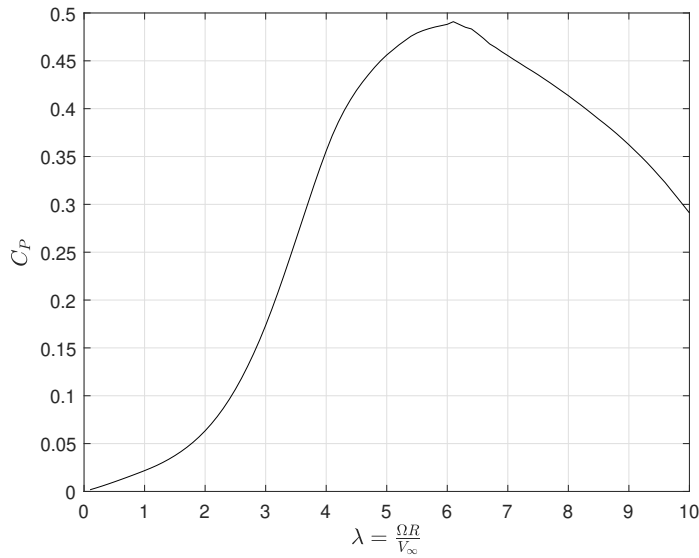


Figura 8.6: Andamento del coefficiente di potenza, C_P , in funzione del rapporto di funzionamento, λ . Risultati ottenuti mediante il *software* Qblade.

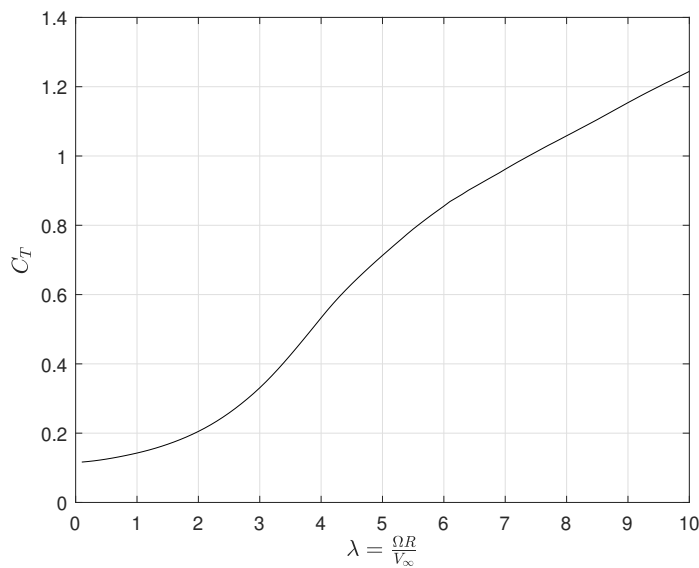


Figura 8.7: Andamento del coefficiente di resistenza della turbina, C_T , in funzione del rapporto di funzionamento, λ . Risultati ottenuti mediante il *software* Qblade.

8.5 Una procedura di *design* alternativa

In questa sezione viene proposto un metodo alternativo per il progetto della turbina eolica: è stata sviluppata una procedura iterativa basata sulle relazioni riportate alle pagine 127/128 di [1], che consente di ricavare le distribuzioni di calettamento e corda ottime lungo la pala. Anche in questo caso è stato selezionato il profilo alare DU84-132V3, per il quale sono valide le considerazioni fatte nella sezione dedicata all'aerodinamica del profilo (vedi paragrafo 8.2). Questa procedura di *design* non tiene conto degli effetti della viscosità. Contestualmente viene proposto un confronto fra le prestazioni delle turbine ottenute con le due procedure di *design*, che sfrutta lo strumento di analisi delle prestazioni di una turbina presente all'interno del *software* Q-blade. In prima analisi si valutino, in figura 8.9, le distribuzioni di calettamento e corda ottenute con questa *routine* di *design* sviluppata *ad hoc* confrontate con le distribuzioni di corda e calettamento ottenute con la procedura di *design* integrata all'interno del *software* Q-blade. In figura 8.8, invece, sono riportate alcune viste della pala isolata. Per confrontare le due procedure ci si riferisca alla figura 8.9: una differenza significativa fra le due geometrie è concentrata in corrispondenza delle sezioni in prossimità del mozzo, le quali sono dotate di una corda sensibilmente maggiore nel caso della procedura indicata nel manuale [1].

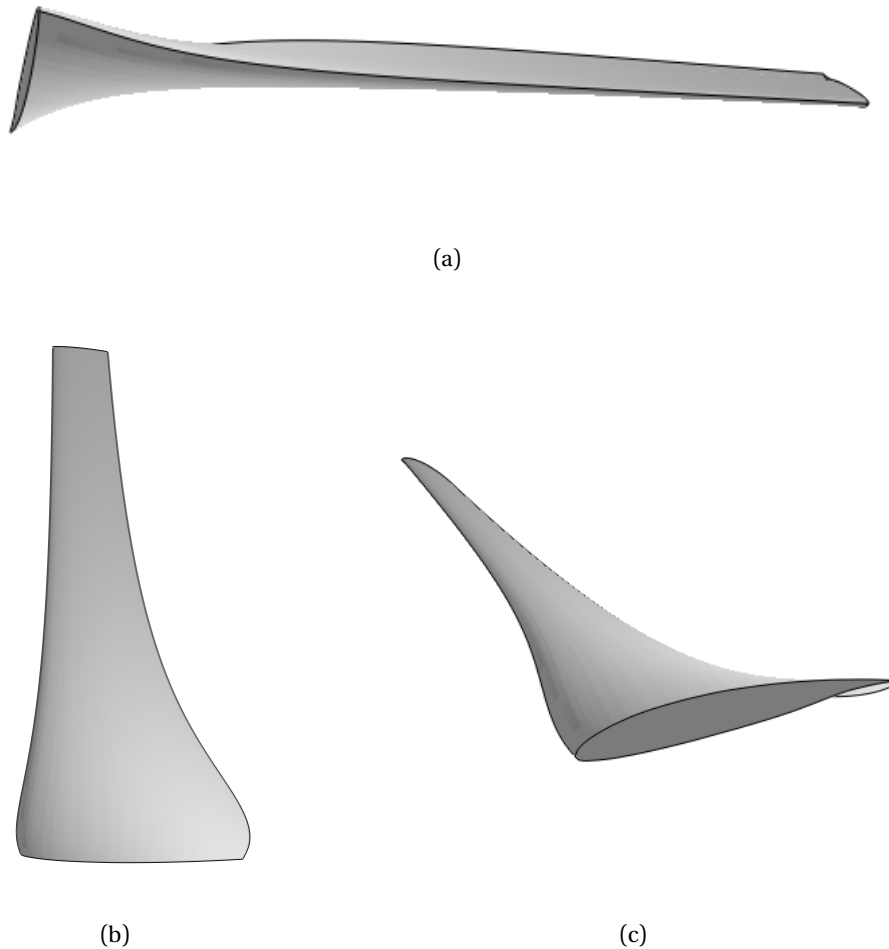


Figura 8.8: Vista laterale (a), vista dall'alto (b), vista in assonometria (c) della pala. Immagini realizzate mediante il *software* Qblade.

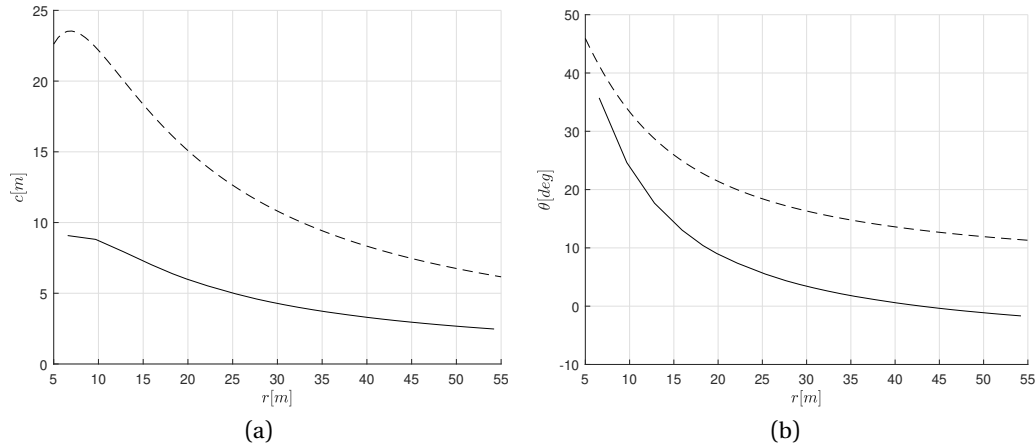


Figura 8.9: Distribuzione della corda (a) e del calettamento (b) in funzione del raggio.

8.5.1 Il confronto delle prestazioni

Una volta valutate le differenze sostanziali nella geometria, viene proposta un confronto delle prestazioni: le figure di riferimento sono le 8.10 e 8.11, nelle quali sono riportati, rispettivamente, il coefficiente di potenza e il coefficiente di resistenza al variare del rapporto di funzionamento. Dall'analisi delle figure di cui sopra è immediato verificare che la procedura di *Design* implementata in questa sezione appare meno accurata: il massimo coefficiente di potenza raggiunto è minore rispetto al caso della procedura di *design* implementato attraverso il *software* Q-blade. Tale differenza è ascrivibile, come detto precedentemente, al fatto che nella procedura di progetto proposta in [1] non si è tenuto in conto degli effetti viscosi. Sempre con riferimento alla figura 8.10, possiamo notare che, oltre alla menzionata riduzione del massimo coefficiente di potenza ottenibile, insiste anche uno *shift* del massimo, che si ottiene per valori del funzionamento minori. Tale comportamento è sempre imputabile al fatto che questa procedura di progettazione implementata non tiene conto degli effetti viscosi, sempre più significativi al crescere di λ . Si osserva che la condizione di massimo coefficiente di potenza, quindi, non corrisponde con il valore del rapporto di funzionamento di progetto impostato nella procedura di *design*.

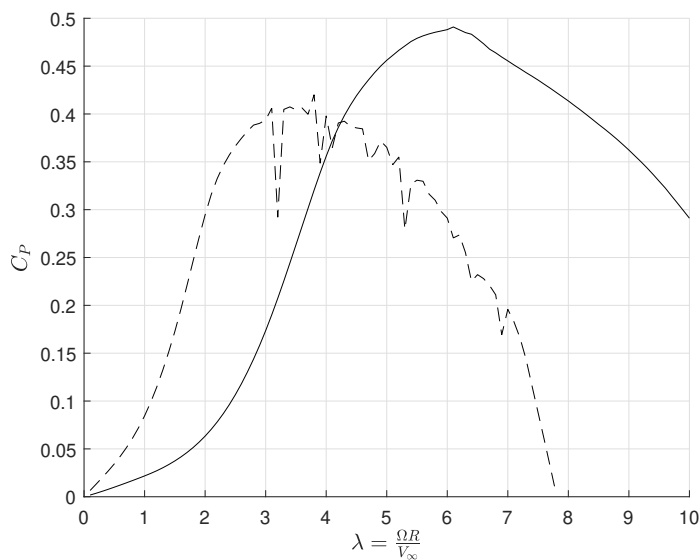


Figura 8.10: Andamento del coefficiente di potenza, C_p , in funzione del rapporto di funzionamento, λ . Confronto tra le prestazioni della turbina progettata con il *software* Q-blade (curva continua) e quelle della turbina progettata con il metodo proposto in [1] (curva tratteggiata).

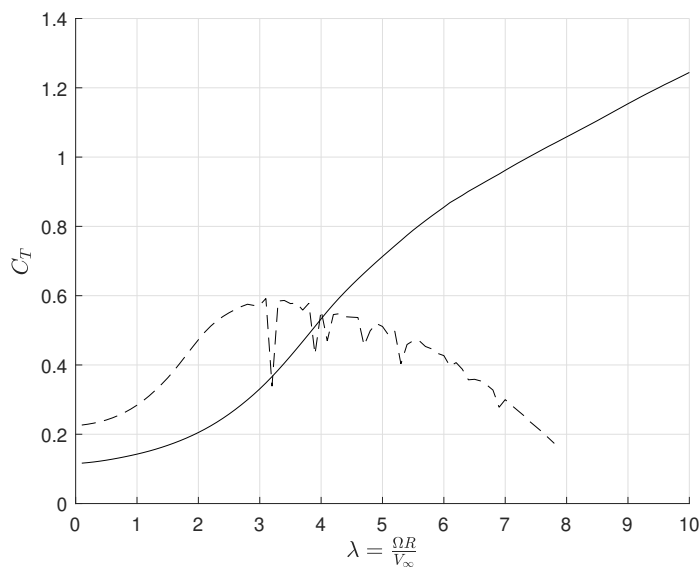


Figura 8.11: Andamento del coefficiente di resistenza della turbina, C_T , in funzione del rapporto di funzionamento, λ . Confronto tra le prestazioni della turbina progettata con il *software* Q-blade (curva continua) e quelle della turbina progettata con il metodo proposto in [1] (curva tratteggiata).

BIBLIOGRAFIA

- [1] Tognaccini, R. (2020), *Lezioni di Aerodinamica dell'Ala Rotante*, -, Napoli.
- [2] Di Giorgio, G. (2009), *Teoria del volo dell'elicottero*, -, Roma.
- [3] Janes, L. A. (2020), *Jane's World Aircrafts*, -, .
- [4] Prouty, R. W. (1985), *Military Helicopter Design Technology* , -,
- [5] Weick, F. E. (1932), *Full scale wind tunnel tests with a series of propellers of different diameters on a single fuselage*, -, Langley Aeronautical Laboratory, NACA.
- [6] Hoerner, S. F. (1965), *Aerodynamic Drag*, -, HOERNER FLUID DYNAMICS, Ca.