

Progetto Generale di Velivoli
Progetto di un velivolo turboelica da trasporto
regionale

Marco Sagliano
matr. 335/079

Marcello Narciso
matr. 335/078

Luigi Merola
matr. 335/092

Indice

1	Introduzione	2
2	Determinazione dei pesi	4
3	Determinazione del punto di progetto	10
4	Progetto dell'ala	18
5	Polare di avanprogetto	25

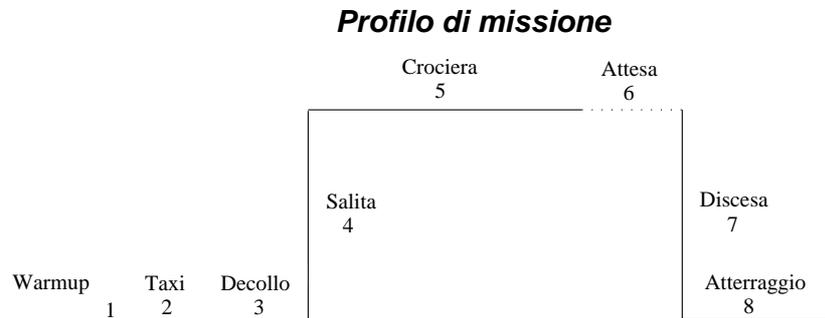
Capitolo 1

Introduzione

Scopo di questo lavoro é stato quello di sviluppare il progetto preliminare di un velivolo turboelica bimotores da trasporto regionale. Sebbene l'analisi preliminare comporti delle semplificazioni in termini di calcolo dei vari parametri del progetto, esse non influiscono su quello che é il concetto alla base del lavoro svolto, e cioè la *progettazione* stessa. In particolare, il progetto preliminare deve rispettare la specifica di progetto riportata di seguito.

<i>Carico pagante</i>	50 passeggeri + 2 piloti
<i>Normativa</i>	FAR 25
<i>Autonomia di percorso (fase 5)</i>	1000 nm (1850 km) per $\phi = 0.75$
<i>Efficienza</i>	16
<i>Consumo specifico</i>	0.55 lb/(hp h)
<i>Rendimento</i>	0.80
<i>Riserva (fase 6)</i>	45 minuti
<i>Velocità di crociera massima</i>	300 kts (556 Km/h), h = 17000 ft
<i>Quota di tangenza pratica</i>	25000 feet (7620 m)
<i>Lunghezza di decollo at S.L.</i>	3822 feet (1165 m)
<i>Lunghezza di atterraggio at S.L.</i>	3412 feet (1126 m)
<i>Rateo di salita medio fino a 17000 feet</i>	1450 ft/min
<i>Riserva di carburante</i>	0.05 W_{TO}

Nella pagina seguente é riportato il profilo di missione del velivolo. In particolare si può osservare come siano presenti le fasi classiche di un volo, e cioè una prima fase di warmup, la fase di taxi, il volo vero e proprio caratterizzato dal decollo, dalla crociera, da una fase di attesa, dalla discesa e infine dall'atterraggio.



Nel seguito si svilupperà il progetto preliminare di un velivolo che rispetti le specifiche di progetto assegnate. Lo sviluppo del progetto riguarderà in particolare le seguenti fasi.

- Determinazione dei pesi
- Determinazione del punto di progetto
- Progetto dell'ala
- Polare di avanprogetto del velivolo
- Progetto dell'impianto propulsivo
- Progetto del piano di coda orizzontale
- Progetto del piano di coda verticale

Fondamentale risulta, allo scopo di sviluppare un primo progetto preliminare, la grande mole di dati sperimentali e quindi la ricca esperienza che si trova in letteratura, che permette di effettuare calcoli preliminari su base statistica semplicemente andando a rivedere dati di velivoli simili a quello che si vuole sviluppare per poter avere una solida base di partenza.

Capitolo 2

Determinazione dei pesi

Scopo di questo capitolo é la determinazione dei pesi del velivolo. In particolare, si andranno a determinare il peso del velivolo al decollo W_{TO} ed il peso del velivolo a vuoto W_E . Ciò può essere fatto andando a considerare che il peso totale dell'aereo può essere espresso attraverso la seguente relazione.

$$W_{TO} = W_E + W_{PL} + W_F + W_{crew} + W_{tfo} \quad (2.1)$$

In tale espressione compaiono oltre al peso totale al decollo e quello a vuoto del velivolo il peso del carico pagante W_{PL} , il peso del carburante W_F , il peso dell'equipaggio W_{crew} ed infine, il peso della riserva di carburante W_{tfo} . Occorre allora esprimere tutti i termini in funzione delle incognite fondamentali W_{TO} e W_E .

Determinazione di W_{PL} Per quanto riguarda il carico pagante, si può assumere che ogni passeggero pesi 75 lb e che il bagaglio di ciascuno sia di 30 lb. Essendo assegnato il numero di posti (50), il peso del carico pagante é il seguente.

$$W_{PL} = 50 \cdot (75 + 30) = 5250 \text{ lb}$$

Determinazione di W_{crew} Stesso criterio può essere utilizzato per l'equipaggio. In tal caso, essendo i membri dell'equipaggio 2, si otterrà semplicemente

$$W_{crew} = 2 \cdot (75 + 30) = 210 \text{ lb}$$

Determinazione di W_F Il peso del carburante può essere ottenuto per via statistica attraverso il *Fuel Fraction Method*, che va a considerare le singole fasi della missione, per ognuna delle quali é possibile ricavare per via statistica il rapporto tra i pesi alla fine e all'inizio del tratto di missione che si sta considerando.

Dalla specifica si é visto che le fasi prese in considerazione sono

1. Warmup
2. Taxi
3. Decollo
4. Salita
5. Crociera
6. Attesa
7. Discesa
8. Atterraggio

Per quel che riguarda i rapporti $\frac{W_1}{W_{TO}}$, $\frac{W_2}{W_1}$, $\frac{W_3}{W_2}$ e $\frac{W_4}{W_3}$ i risultati sono tabellati sulla base di velivoli simili. Per quanto riguarda la determinazione di $\frac{W_5}{W_4}$, essa é ottenibile attraverso l'applicazione della formula di Bruguet per il range,

$$R = 375 \cdot \frac{\eta_p}{C_{p\ cr}} \cdot E_{cr} \cdot \ln \frac{W_4}{W_5} \quad (2.2)$$

che invertita fornisce il rapporto $\frac{W_5}{W_4}$. Per quel che riguarda il rapporto $\frac{W_6}{W_5}$, relativo all'attesa é possibile applicare la relazione di Bruguet per l'autonomia

$$En = 375 \cdot \frac{1}{V_{cr}} \cdot \frac{\eta_p}{C_{p\ cr}} \cdot E_{cr} \cdot \ln \frac{W_5}{W_6} \quad (2.3)$$

ottenendo cosí il valore $\frac{W_6}{W_5}$, mentre per le fasi 7 e 8, ancora una volta si ricorre alle tabelle relative alla stessa tipologia di velivolo. La tabella seguente fornisce sinteticamente i valori ottenuti.

$\frac{W_1}{W_{TO}}$	$\frac{W_2}{W_1}$	$\frac{W_3}{W_2}$	$\frac{W_4}{W_3}$	$\frac{W_5}{W_4}$	$\frac{W_6}{W_5}$	$\frac{W_7}{W_6}$	$\frac{W_8}{W_7}$
0.990	0.995	0.995	0.985	0.876	0.998	0.985	0.995

Si esprime quindi W_F in funzione di W_{TO} attraverso l'espressione

$$W_F = (1 + M_{RES})(1 - M_{ff}) \cdot W_{TO}$$

dove M_{RES} tiene conto della riserva di carburante e M_{ff} é il prodotto dei rapporti ottenuti attraverso il fuel fraction method, ed é significativo pertanto del rapporto tra i pesi a fine ed inizio missione. In particolare si ha nel caso considerato

$$\begin{aligned} M_{RES} &= 0.05 \\ M_{ff} &= 0.829 \end{aligned}$$

Determinazione dei pesi al decollo e a vuoto Si sono quindi esplicitati tutti i termini dell'equazione 2.1, che può essere riscritta come

$$W_E = C \cdot W_{TO} - D \quad (2.4)$$

dove C e D sono dati dalle seguenti espressioni

$$C = [1 - (1 + M_{RES})(1 - M_{ff}) - M_{fto}]$$

$$D = W_{PL} + W_{crew}$$

D'altronde, è possibile legare i suddetti parametri attraverso una relazione di natura statistica, e cioè

$$\log W_{TO} = A + B \cdot \log W_E \quad (2.5)$$

in cui i parametri A e B sono tabellati, e assumono in particolare i seguenti valori.

$$A = 0.3774$$

$$B = 0.9647$$

A questo punto si è costruito un sistema di due equazioni in due incognite.

$$W_E = C \cdot W_{TO} - D$$

$$\log W_{TO} = A + B \cdot \log W_E$$

che può essere risolto attraverso il metodo di bisezione, che fornirà i valori che cerchiamo. In particolare, il processo (arrestato quando le variazioni percentuali sono inferiori allo 0.1) fornisce i seguenti valori dei pesi.

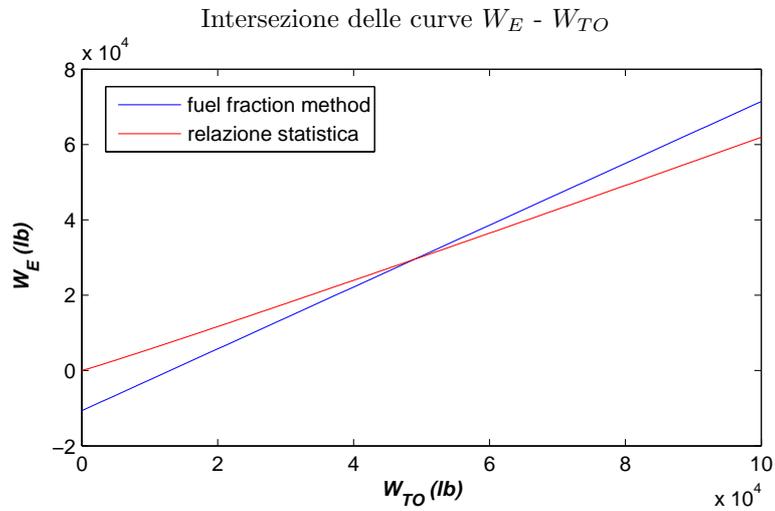
$$W_E = 29530 \text{ lb}$$

$$W_{TO} = 48963 \text{ lb}$$

Inoltre, il peso del carburante è pari a

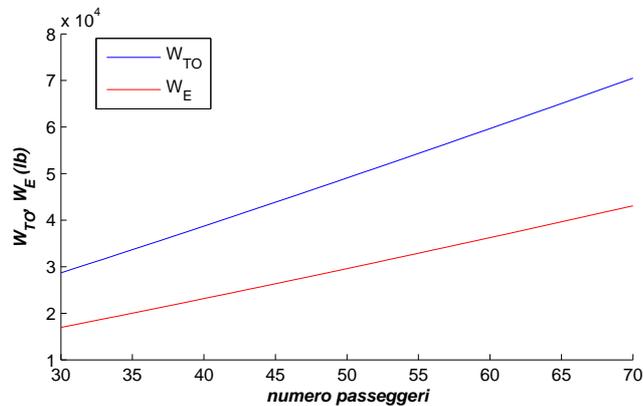
$$W_F = 8773 \text{ lb}$$

Da un punto di vista grafico sono riportati di seguito gli andamenti delle due curve e la loro intersezione, significativa della soluzione trovata. Si sono quindi calcolate le prime incognite relative ai pesi del velivolo.



Influenza dei parametri sul progetto Di grande interesse ai fini del miglioramento del progetto é l'influenza che i vari parametri quali efficienza, numero di posti, range ed endurance esercitano sui pesi, e di riflesso, sull'intero progetto. A tal proposito, in questo paragrafo si ricalcoleranno i pesi operativi del velivolo per variazioni delle suddette grandezze. In particolare si procederà per via numerica.

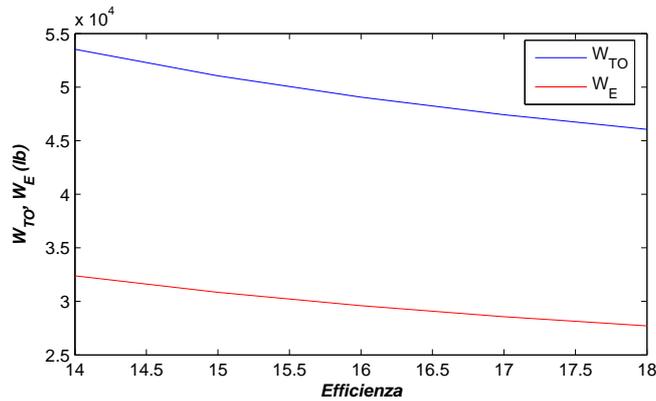
Il primo parametro che si prende in considerazione é il numero di passeggeri, che si ritiene possa variare tra 30 e 70 persone. I pesi che ne derivano sono riportati in figura.



Si vede quindi come l'aumento del numero di passeggeri si traduca ovviamente in un significativo incremento dei pesi a vuoto e al decollo del velivolo; significativo é ad esempio il caso in cui i passeggeri da 50 diventino 70; in tal caso

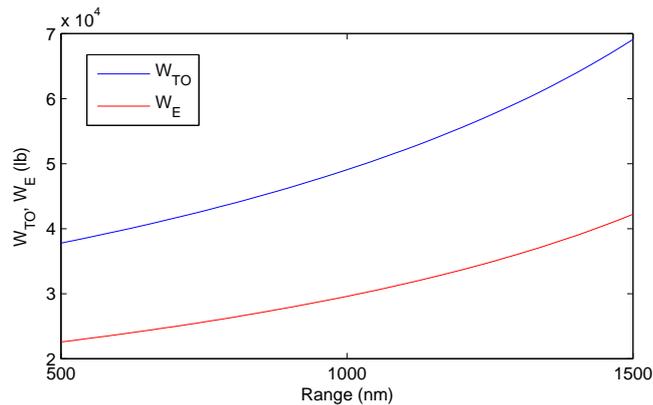
il peso massimo al decollo diventa quasi il doppio. Lo stesso vale per il peso a vuoto.

Si consideri ora il caso in cui a variare sia l'efficienza aerodinamica; nella specifica di progetto essa é pari a 16, mentre nell'analisi che segue si é supposta variabile da 14 a 18. I risultati sono i seguenti.



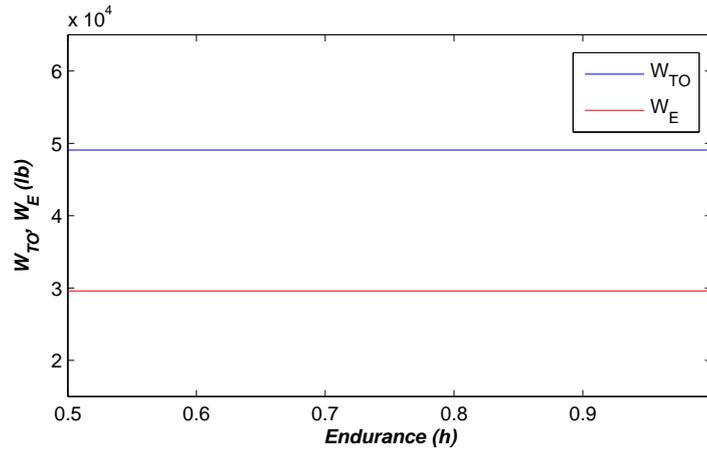
In tal caso si vede come un aumento di efficienza si traduca in una riduzione dei pesi, che puó essere tale da giustificare i costi di una miglior tecnologia aeronautica in cambio della riduzione dei pesi, e di conseguenza dei requisiti strutturali e/o propulsivi, che diventano cosí meno restrittivi.

Si consideri ora una variazione del range del velivolo, che rappresenta uno dei parametri che piú profondamente influenza il progetto, essendo la crociera la parte piú lunga e significativa della missione. Nell'analisi effettuata si é ipotizzata un range variabile da 500 a 1500 miglia nautiche. Si sono ottenuti i seguenti andamenti.



In tal caso si vede come l'incremento del range possa portare significativi aumenti dei pesi, che possono arrivare, così come visto nel caso del numero di passeggeri, quasi a diventare il doppio a fronte di un incremento del range di 1.5 volte rispetto al valore assegnato nella specifica.

Ultimo parametro considerato é l'endurance. Si é valutata in particolare una durata variabile da 0.5 a 1 ora.



Si vede in effetti come l'endurance non influisca significativamente sul peso.

Si può concludere che in effetti i parametri su cui bisogna spendere risorse possono essere l'efficienza, che si traduce in migliori soluzioni aerodinamiche che possano realizzare efficienze più elevate, mentre fortemente penalizzanti sono un significativo aumento di passeggeri e/o del range di volo; a tal proposito può essere estremamente interessante il discorso relativo al composito, che permette notevoli risparmi in termini di peso che possono tradursi in un maggior carico utile senza ulteriori aggravii di peso; in tal caso occorre però considerare le implicazioni riguardanti l'eventuale impiego di materiali fonoassorbenti per avere lo stesso schermaggio acustico che forniscono i materiali metallici, così come altre problematiche riguardanti le operazioni di giunzione meccanica e così via. In ogni caso, il composito resta la strada che occorrerà seguire per avere un ulteriore sviluppo dell'aeronautica.

Capitolo 3

Determinazione del punto di progetto

Passo successivo é rappresentato dalla determinazione del punto di progetto, ovvero nel caso della turboelica, dalla determinazione dei rapporti $\frac{W}{S}$ e $\frac{W}{P}$ al decollo. Ovviamente tali parametri devono rispettare tutte le limitazioni imposte dalle prestazioni che il velivolo dovrà fornire e tutte le normative, che per il velivolo che si sta sviluppando sono le FAR 25. Il dimensionamento terrà quindi conto dei seguenti requisiti.

- Velocità di stallo
- Lunghezza di decollo
- Lunghezza di atterraggio
- Velocità di salita
- Velocità di crociera

In particolare occorre assegnare i coefficienti di portanza massimi nelle varie configurazioni, ovvero nella configurazione pulita, in decollo ed in atterraggio, scelti sulla base di valori tabellati per velivoli della stessa categoria. I valori seguenti sono quelli relativi a coefficienti di portanza e alle velocità che si assumeranno nel seguito.

Configurazione	C_L	$V_s(fts)$
pulita	1.7	108
decollo	1.9	99
atterraggio	2.7	80

Altri parametri operativi sono la quota di 17000 feets, che si traduce nei valori di ρ e σ , e la velocità di crociera.

$$\rho = 0.0023769 \frac{lb \cdot s^2}{ft^2}$$

$$\sigma = 0.6175$$

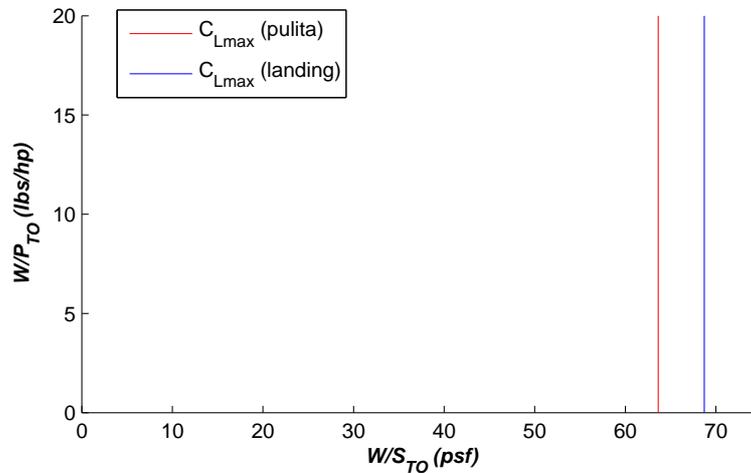
$$V_{cr} = 300 \text{ kts}$$

Dimensionamento in base alle velocità di stallo Il primo limite che il punto di progetto deve rispettare é quello relativo alle velocità di stallo. In particolare, dati i coefficienti di portanza massima e le velocità nelle configurazioni pulita e di atterraggio, occorre che siano rispettate le seguenti disequazioni.

$$\frac{W}{S_{TO}} < V_s \cdot \frac{\rho}{2} C_{Lmax} = 23.6$$

$$\frac{W}{S_{TO}} < V_{sL} \cdot \frac{\rho}{2} C_{Lmax-L} = 37.4$$

Il carico alare dovrà quindi essere inferiore al piú stringente di questi valori, ed in particolare, al primo.



Dimensionamento in base alla lunghezza di decollo Il secondo requisito che occorre rispettare é quello relativo alla lunghezza di decollo. In tal caso, essendo tale lunghezza assegnata nella specifica,

$$S_{TOFL} = 3822 \text{ feets}$$

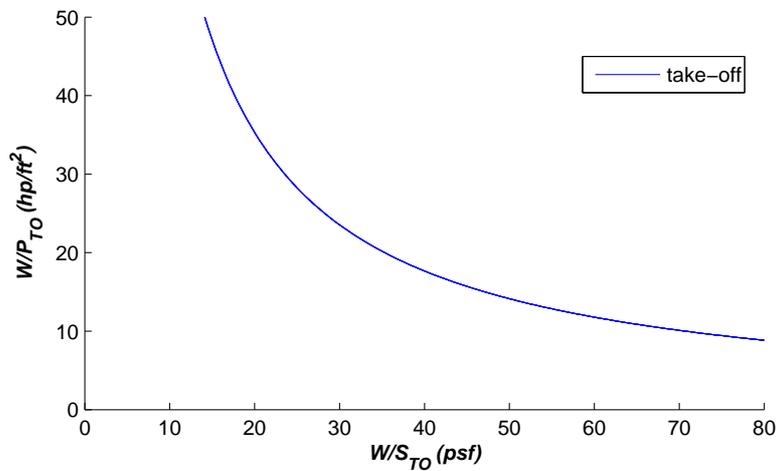
é possibile valutare il parametro TOP_{25} attraverso la relazione

$$TOP_{25} = \frac{S_{TOFL}}{37.5} = 101.92 \frac{lb \cdot s^2}{ft^2}$$

e quindi é possibile esprimere la condizione che deve rispettare il punto di progetto, ovvero

$$\frac{W}{P_{TO}} \leq \frac{2.8 \cdot \sigma \cdot C_{LmaxTO} \cdot TOP_{25}}{\frac{W}{S_{TO}}}$$

che fornisce quindi un'iperbole che rappresenta un limite superiore per il punto di progetto.



Dimensionamento in base alla lunghezza di atterraggio Per quel che concerne l'atterraggio, data la lunghezza S_{FL} , é possibile calcolare il parametro S_L come

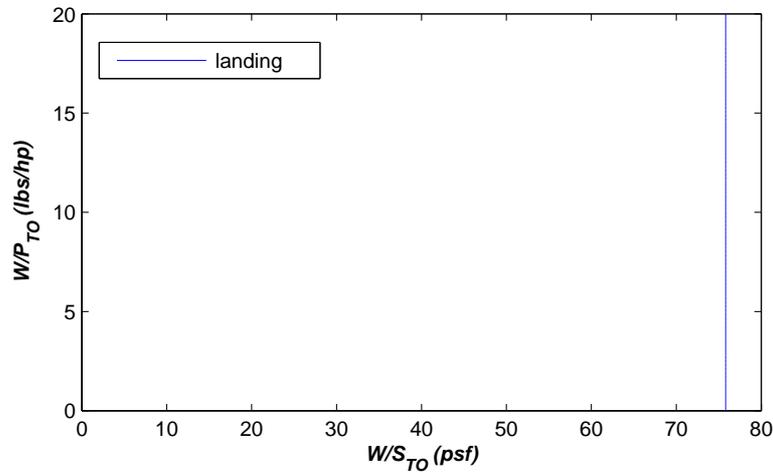
$$S_L = \frac{S_{FL}}{0.6} = 5686.7$$

e la velocità V_a come

$$V_a = \sqrt{\frac{S_{FL}}{0.3}}$$

ed essendo V_a riconducibile a $\frac{W}{S_{TO}}$ si ricava il limite

$$\frac{W}{S_{TO}} \leq 75.82 \frac{lbs}{ft^2}$$



Stima delle polari È possibile quindi stimare la superficie dell'ala del velivolo. In particolare, vale la relazione statistica

$$\log 10S_{wet} = c + d \log 10W_{TO}$$

che lega superficie bagnata e peso al decollo. I coefficienti valgono per la categoria di velivoli rispettivamente

$$c = -0.0866$$

$$d = 0.8099$$

Si ottiene quindi

$$S_{wet} = 5149 \text{ ft}^2$$

ed è a questo punto possibile calcolare l'attrito attraverso una ulteriore relazione statistica.

$$\log 10f = a + b \log 10S_{wet}$$

e poiché per velivoli simili si può ritenere che il coefficiente d'attrito valga all'incirca 0.050, si ricava

$$f = 20.59$$

essendo a e b associati al valore del C_f che si assume.

A questo punto è possibile stimare in modo molto approssimativo le polari del velivolo nelle condizioni riportate di seguito.

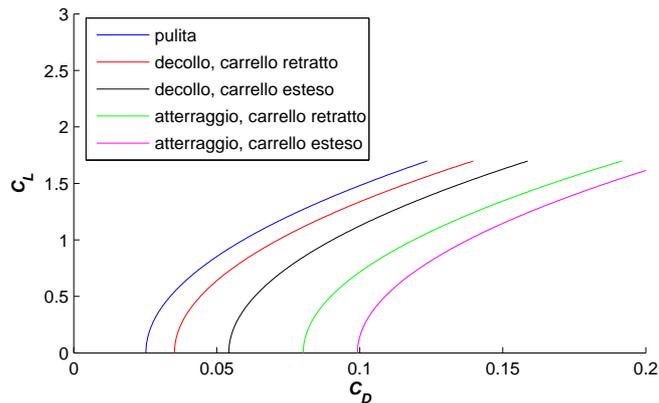
- configurazione pulita
- configurazione di decollo, carrello retratto

- configurazione di decollo, carrello esteso
- configurazione di atterraggio, carrello retratto
- configurazione di atterraggio, carrello esteso

Occorre quindi fissare i valori del fattore di Oswald e del ΔC_{D_o} che ancora una volta sono assunti su base statistica.

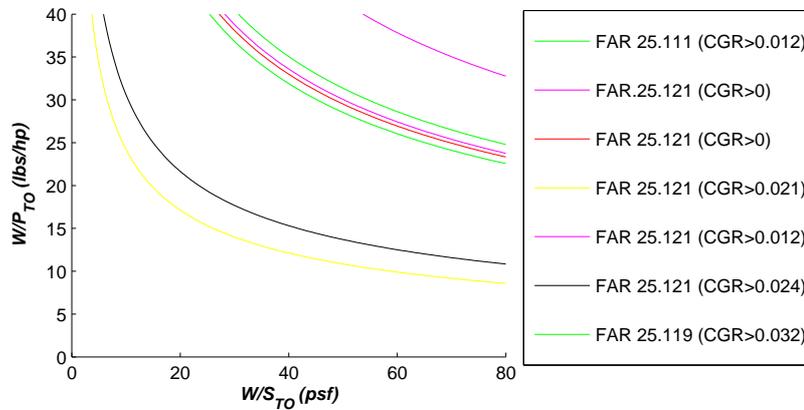
Configurazione	ΔC_{D_o}	e
pulita	0	0.85
decollo, carr. retr.	0.010	0.80
decollo, carr. est.	0.025	0.80
atterraggio, carr. retr.	0.055	0.75
atterraggio, carr. est.	0.070	0.75

Le polari sono del tipo riportato in figura.



Dimensionamento in base ai requisiti di salita I requisiti di salita da rispettare sono associati alle norme FAR 25. In particolare, essendo il velivolo un bimotore occorre rispettare le seguenti norme.

- FAR 25.111 (CGR > 0.012)
- FAR 25.121 (CGR > 0)
- FAR 25.121 (CGR > 0.024)
- FAR 25.121 (CGR > 0.012)



- FAR 25.119 (CGR > 0.032)
- FAR 25.121 (CGR > 0.021)

Si individua quindi una serie di iperboli che limitano ulteriormente la scelta del punto do progetto. Tra queste la piú penalizzante é quella relativa al mancato atterraggio.

Dimensionamento in base alla velocità di crociera Occorre infine considerare la velocità di crociera. A tal proposito si definisce l'impulso specifico I_p come

$$I_p = \sqrt[3]{\frac{\frac{W}{S}}{\sigma \frac{W}{P_{cr}}}}$$

In effetti, per poter stimare l'impulso specifico del velivolo in questione si ricorre alla letteratura, ed in particolare si sono considerati i velivoli seguenti, simili a quello che si vuole realizzare.

Velivolo	v_{cr} (kts)	I_p
ATR-42	267	2.4
Fokker 50, carr. retr.	282	2.3
Saab 2000, carr. est.	366	3.2

In particolare, é possibile stimare il valore medio del rapporto $\frac{v_{cr}}{I_p}$, che moltiplicato per la velocità di crociera del velivolo, pari a 300 kts, fornisce la stima dell'indice di potenza.

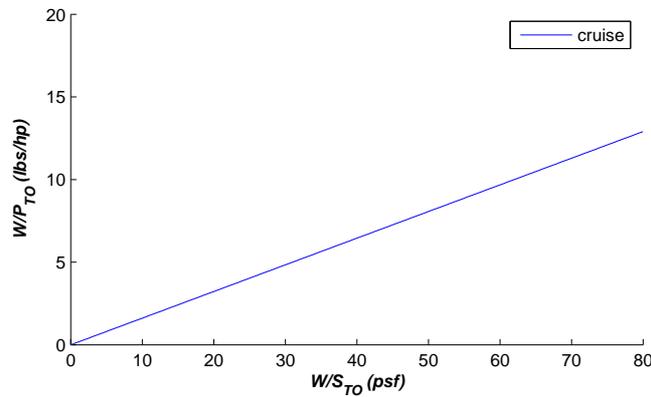
$$I_p = 2.08$$

Dati quindi i seguenti parametri che definiscono il legame tra potenza in crociera e potenza al decollo,

ϕ	0.75
σ	0.6175
k_v	1.248
k_z	0.713

é possibile ottenere un ulteriore limite per il punto di progetto dato dalla seguente disequazione.

$$\frac{W}{P_{TO}} < \frac{k_z k_v \phi W}{I_p^3 S_{TO}}$$



Determinazione del punto di progetto In definitiva, la scelta del punto di progetto tiene conto di tutte le limitazioni evidenziate finora; si é scelto dunque il seguente valore del punto di progetto.

$$\begin{aligned} \frac{W}{S_{TO}} &= 61 \text{ psf} \\ \frac{W}{P_{TO}} &= 8.7 \frac{\text{lbs}}{\text{hp}} \end{aligned}$$

Ne consegue che la superficie alare sará

$$\begin{aligned} S &= \frac{W_{TO}}{\frac{W}{S_{TO}}} = 802.7 \text{ ft}^2 \\ P &= \frac{W_{TO}}{\frac{W}{P_{TO}}} = 5628 \text{ hp} \end{aligned}$$

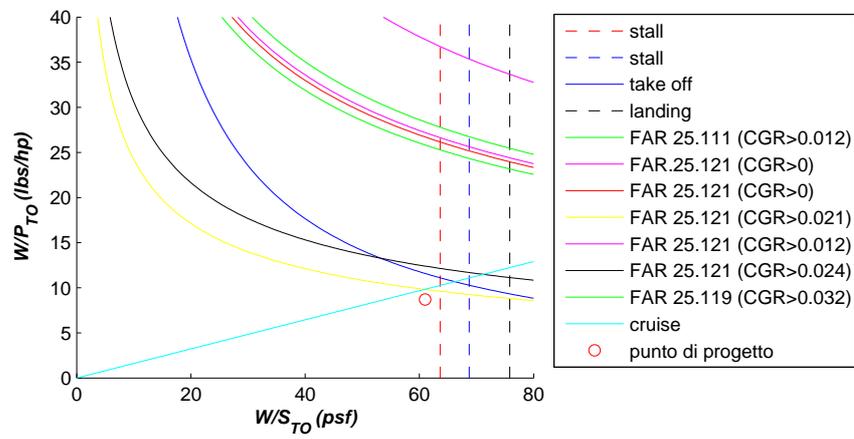
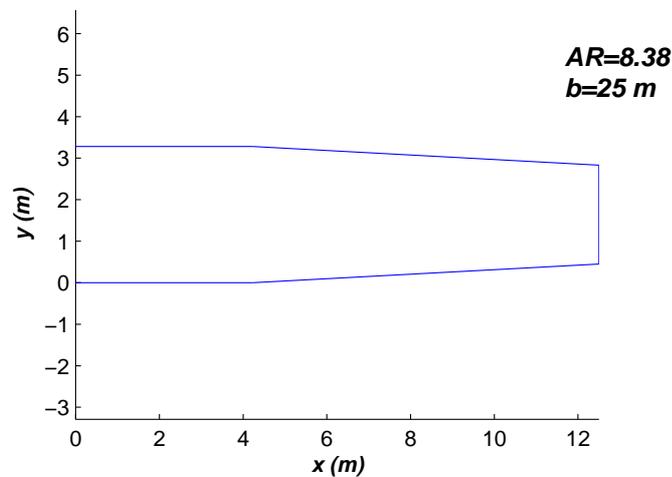


Diagramma riassuntivo della determinazione del punto di progetto

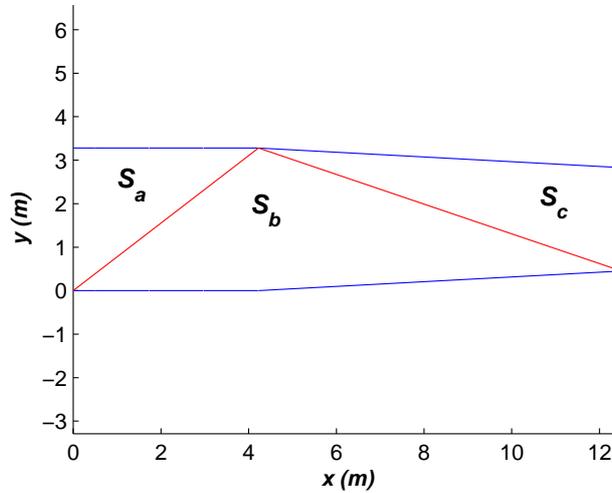
Capitolo 4

Progetto dell'ala

Per quel che riguarda la progettazione dell'ala, occorre stabilire la forma in pianta. In questo caso si é scelta una configurazione simile a quella dei velivoli ATR-42, e cioé una forma in pianta *a sbalzo*, ovvero caratterizzata da una parte dell'ala a corda costante e da una parte rastremata. La rastremazione parte in particolare, cosí come sui velivoli ATR alla stazione $x = 0.338 \cdot b/2$. La forma in pianta che si ottiene é quella riportata nella figura seguente.



Occorre a questo punto conoscere le caratteristiche aerodinamiche del profilo. Per farlo si schematizza l'ala in tre zone d'influenza, per ciascuna delle quali é possibile definire un coefficiente k , necessario alla determinazione delle caratteristiche aerodinamiche del profilo medio.



Si ottengono quindi le seguenti superfici parziali e i coefficienti di influenza.

$$S_a = 6.93 \text{ m}^2$$

$$S_b = 20.51 \text{ m}^2$$

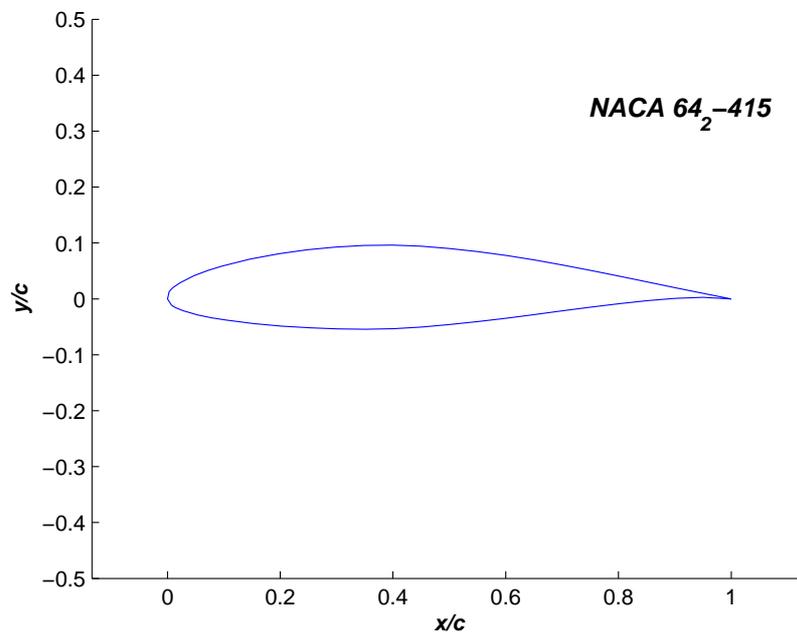
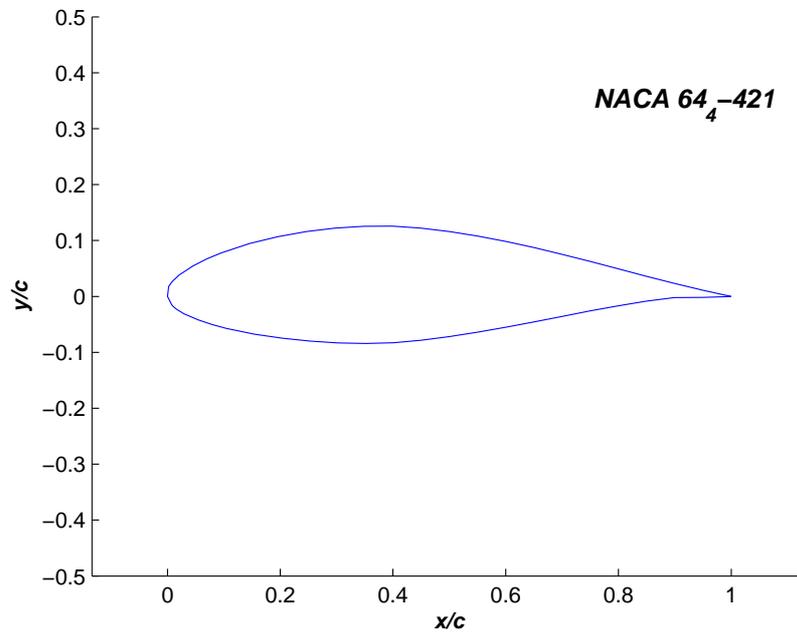
$$S_c = 9.85 \text{ m}^2$$

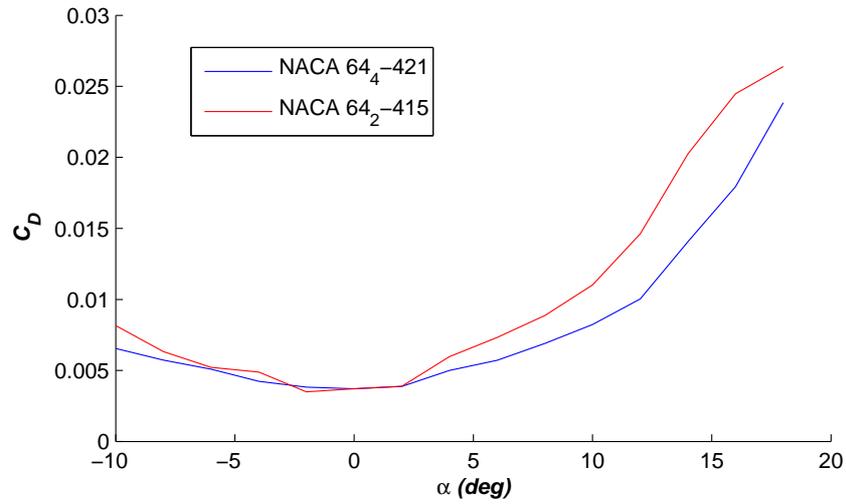
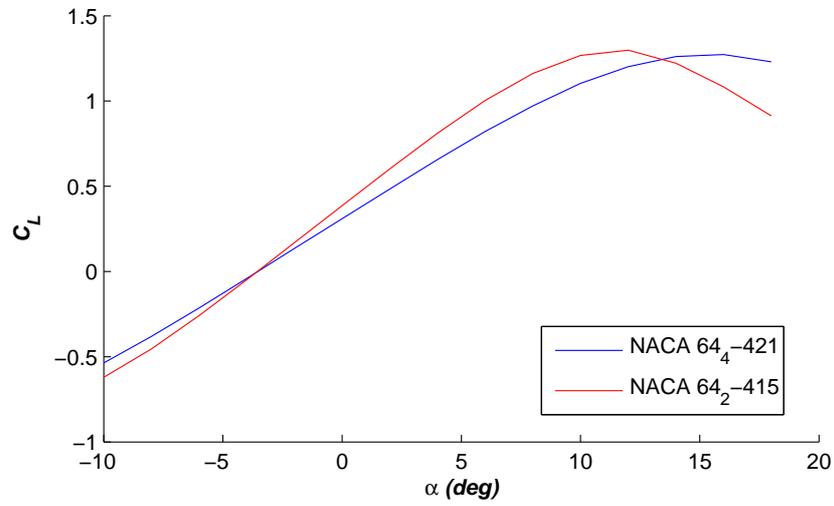
$$k_a = 0.186$$

$$k_b = 0.550$$

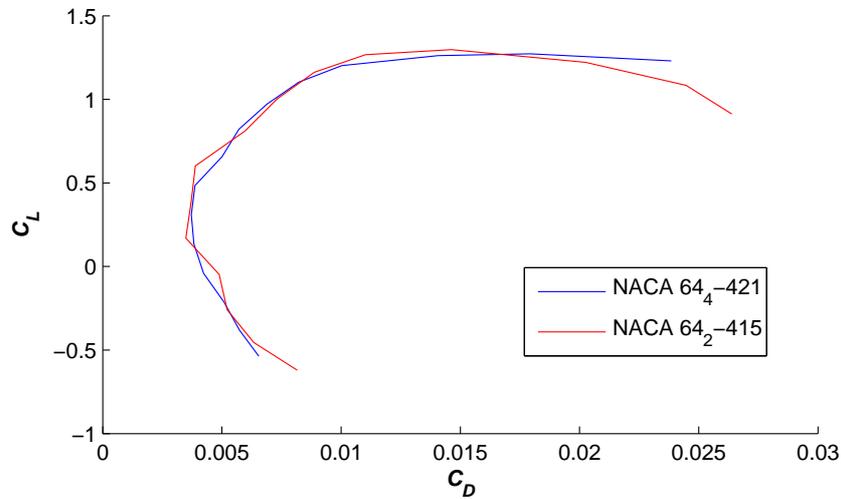
$$k_c = 0.264$$

Comportamento dell'ala isolata Per quel che riguarda il comportamento aerodinamico dell'ala isolata, occorre in primo luogo andare a considerare i profili che si utilizzeranno. In questo caso si sono scelti due profili molto utilizzati su questo tipo di velivoli, e cioè il NACA 64₄ - 421 alla radice, e il NACA 64₂ - 415 all'estremità, con uno svergolamento che varia linearmente lungo l'apertura e arriva a 2 gradi al *tip*, scelto in base a considerazioni legate al sentiero di stallo, che come noto, non deve mai cominciare dalle estremità per evitare una perdita di efficienza degli alettoni, e quindi della manovrabilità del velivolo. Di seguito sono riportati i due profili utilizzati, che vengono rappresentati in forma adimensionale. Occorre a questo punto valutare le caratteristiche aerodinamiche dei due profili, che serviranno a determinare il comportamento del profilo medio e quindi, dell'ala isolata. In particolare, considerando la quota operativa di crociera, si sono determinate con l'ausilio del codice *XFOil* le caratteristiche di portanza, resistenza e di momento focale, oltre che le polari, riportate di seguito.





Infine, é stato quindi possibile ricavare il comportamento del profilo medio attraverso l'utilizzo dei coefficienti di influenza definiti in precedenza, e quindi,



con le formule seguenti.

$$C_{Lmean} = C_{La}k_a + C_{Lb}k_b + C_{Lc}k_c$$

$$C_{Lmean} = C_{Da}k_a + C_{Db}k_b + C_{Dc}k_c$$

Note le caratteristiche del profilo medio, é possibile ottenere le caratteristiche di portanza dell'ala isolata. In particolare, é possibile ottenere il gradiente della retta di portanza dell'ala attraverso la relazione

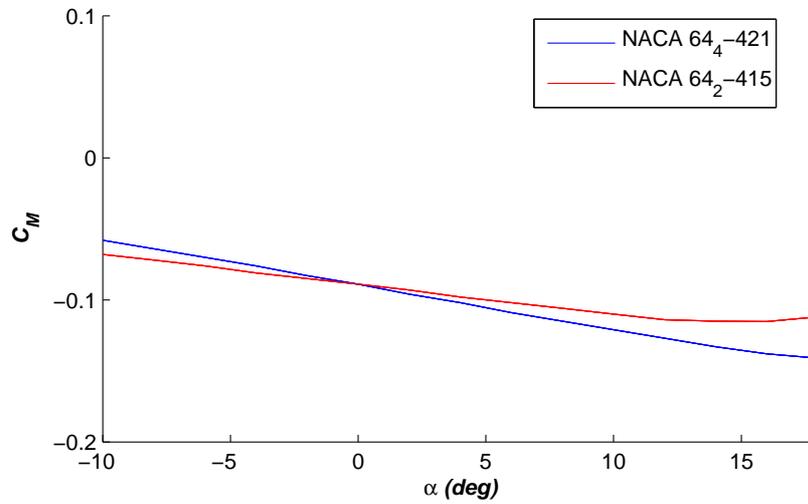
$$C_{L\alpha} = f \frac{\frac{C_{l\alpha pm}}{b}}{1 + 57.3 \frac{C_{l\alpha pm}}{\pi AR \frac{b}{c}}}$$

dove $C_{l\alpha pm}$ rappresenta il gradiente della retta di portanza del profilo medio, mentre $C_{L\alpha}$ é quello relativo all'ala; inoltre, f é un coefficiente valutabile in funzione dell'allungamento alare, e b rappresenta il semiperimetro dell'ala. Per completare la descrizione del tratto lineare della caratteristica di portanza occorre conoscere l'angolo α_{ZL} , ovvero l'angolo di portanza nulla dell'ala isolata. Ciò può essere fatto andando a calcolare lo svergolamento aerodinamico equivalente derivante dalla scelta di diversi profili alla radice e all'estremitá alare. In particolare, sviluppando i calcoli si ottiene lo svergolamento aerodinamico equivalente

$$\epsilon = -3.78 \text{ gradi}$$

e ricavando dalle opportune tabelle il valore di J

$$J = -0.477$$



risulta

$$\alpha_{ZL} = \alpha_{ZL_{root}} + J\epsilon = -4.55 \text{ gradi}$$

In tal modo é identificata univocamente la zona lineare della retta di portanza; per quel che riguarda la zona non lineare, si ipotizza una dipendenza del C_L dall'angolo d'attacco del tipo

$$C_L = a_0 + a_1\alpha + a_2\alpha^2 + a_3\alpha^3$$

con i coefficienti derivanti imponendo le condizioni di fine linearitá della retta di portanza e dall'individuazione del $C_{L_{max}}$, derivabile da opportune tabelle in funzione del $C_{L_{max}}$ del profilo medio.

La retta di portanza dell'ala si presenterá quindi come in figura.

Per quel che riguarda la resistenza dell'ala, assumendo che il $C_{D_{ow}}$ sia uguale al $C_{d_{pm}}$, e che la resistenza indotta sia esprimibile come

$$C_{D_{iw}} = \frac{C_{Lw}^2}{\pi ARu} + C_L \epsilon \frac{C_{l\alpha pm}}{b} v + \epsilon^2 \frac{C_{l\alpha pm}}{b} w$$

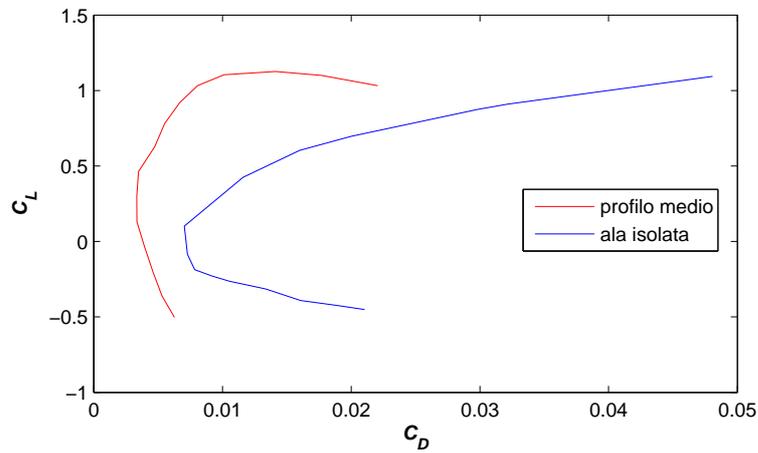
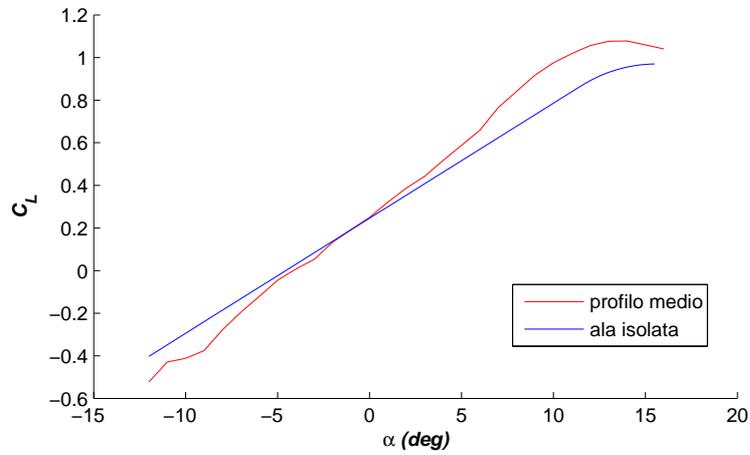
con u, v e w ricavabili da tabelle e che valgono rispettivamente

$$u = 0.982$$

$$v = 0.0032$$

$$w = 0.0039$$

In tal modo si ottiene la polare dell'ala isolata.



Infine, si sono calcolati i parametri relativi al coefficiente di momento dell'ala, e cioé, la corda media aerodinamica

$$\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c(x)^2 dx = 2.983 \text{ m}$$

e quindi, il coefficiente di momento dell'ala

$$C_{M_{ow}} = -0.081$$

che saranno necessari al calcolo successivo delle caratteristiche di momento del velivolo intero.

Capitolo 5

Polare di avanprogetto

A questo punto é possibile prendere in considerazione tutti gli elementi del velivolo per poter costruire la polare di avanprogetto dell'intero velivolo. Il primo passo consiste nel valutare gli effetti della fusoliera in termini di momento di beccheggio. Data la posizione del centro aerodinamico dell'ala X_{acw} e il coefficiente di momento dell'ala C_{Macw} ,

$$\begin{aligned}X_{acw} &= 0.25 \\ C_{Macw} &= -0.081\end{aligned}$$

gli effetti della fusoliera portano a definire le stesse quantità del velivolo parziale

$$\begin{aligned}X_{acWB} &= X_{acw} - \frac{C_{M\alpha F}}{C_{L\alpha W}} = 0.0788 \\ C_{MacWB} &= C_{Macw} + C_{MoF} = -0.2011\end{aligned}$$

dove C_{MoF} vale -0.12 per i velivoli turboelica da trasporto regionale, mentre per $C_{M\alpha F}$ si utilizza la relazione

$$C_{M\alpha F} = \frac{K_f W_f^2 L_f}{S \bar{c}} = 0.0092$$

Tali quantità entrano in gioco quando si andranno a considerare le varie condizioni di equilibrio per le diverse posizioni del baricentro.

Si considereranno ora i vari contributi di resistenza che andranno a definire la polare di avanprogetto del velivolo.

Fusoliera - contributo non dipendente dall'assetto Il contributo della fusoliera é espresso come segue.

$$C_{DoF} = R_{wf} C_{Ffus} \left\{ 1 + \frac{60}{\frac{L_f}{D_f}^3} + 0.0025 \frac{L_f}{D_f} \right\} \frac{S_{wetF}}{S} + C_{Dbfus}$$

dove:

R_{wf} é un opportuno coefficiente valutabile in funzione del numero di Reynolds della fusoliera.

C_{Ffus} é il coefficiente d'attrito valutabile sempre attraverso opportune tabelle in funzione di Re_F .

L_f ed D_f sono la lunghezza ed il diametro massimo della fusoliera.

S_{wetF} é l'area bagnata della fusoliera.

C_{Dbfus} rappresenta la resistenza dovuta al troncamento della fusoliera, in questo caso assente.

R_{wf}	0.98
C_{Ffus}	0.00198
L_f	24.50 m
D_f	2.9 m

Piano di coda orizzontale In tal caso, assunto uno spessore relativo pari a 0.1 é possibile calcolare il valore del coefficiente di resistenza come

$$C_{DoH} = C_{Do} \frac{S_H}{S}$$

con il C_{Do} ricavabile da *Theory of Wing Section, Abbott, V. Doenhoff*.

Piano di coda verticale Anche qui si utilizza una relazione del tipo

$$C_{DoV} = C_{Do} \frac{S_V}{S}$$

Gondole motori - contributo non dipendente dall'assetto Per le gondole motori si utilizza la stessa relazione della fusoliera, considerando le opportune grandezze.

$$C_{Don} = R_{wn} C_{Fn} \left\{ 1 + \frac{60}{\frac{L_n}{D_n}^3} + 0.0025 \frac{L_n}{D_n} \right\} \frac{S_{wetn}}{S} + C_{Dbn}$$

Contributi dipendenti dall'assetto A questo punto occorre considerare l'escursione del baricentro per poter calcolare gli altri contributi. In effetti, dall'analisi dei dati relativi a velivoli simili si evince che sono tre le posizioni del baricentro che occorre analizzare, e ciò anche in merito alle possibili distribuzioni di carichi a bordo e delle varie condizioni di carburante. Le posizioni del baricentro che si analizzeranno sono le seguenti.

- $C.G. = 0.18\bar{c}$, posizione di massimo avanzamento del baricentro;
- $C.G. = 0.25\bar{c}$, posizione del baricentro in crociera;
- $C.G. = 0.30\bar{c}$, posizione di massimo arretramento del baricentro;

Per ciascuna di queste posizioni si calcoleranno i coefficienti di portanza di ala e piano di coda orizzontale attraverso la soluzione del sistema

$$\begin{aligned} C_{Lw} + C_{Lh} \frac{S_H}{S} &= C_L \\ C_{Lw} \frac{X_w}{\bar{c}} - C_{Lh} \frac{l_t - X_w}{\bar{c}} \frac{S_H}{S} + C_{Macwb} &= 0 \end{aligned}$$

in cui C_{Lw} e C_{Lh} sono le aliquote di coefficiente di portanza sulle rispettive superfici, l_t rappresenta la distanza tra i loro centri aerodinamici, e X_w è proprio la posizione del baricentro espresso in unità di corda media aerodinamica.

Fusoliera - contributo dipendente dall'assetto Si utilizza la relazione

$$C_{D_{L_{fus}}} = 2\alpha^2 \frac{S_{b_{fus}}}{S} 9 + \eta C_{dc} \alpha^3 \frac{S_{plf}}{S}$$

in cui, oltre all'angolo d'attacco del velivolo parziale α , compaiono i parametri η e C_{dc} , ottenibili da opportune tabelle, l'area di base $S_{b_{fus}}$ già vista e la superficie della fusoliera in pianta S_{plf} . In questo caso si è supposto l'angolo di calettamento nullo.

$S_{b_{fus}}$	0
S_{plf}	49.65 m ²
η	0.665
C_{dc}	1.2

Gondole motore - contributo dipendente dall'assetto Per le gondole motore si può considerare la stessa relazione vista per la fusoliera.

$$C_{D_{Ln}} = 2\alpha^2 \frac{S_{bn}}{S} + \eta_m C_{dcn} \alpha^3 \frac{S_{pln}}{S}$$

considerando anche in questo caso un angolo di calettamento della gondola nullo.

Piano di coda orizzontale - contributo dipendente dall'assetto Tale contributo é valutabile come

$$C_{DiH} = \frac{C_{Lh}^2}{\pi AR_h u_h} \frac{S_h}{S}$$

con u_h fattore di resisitenza indotta valutabile da opportune tabelle e AR_h allungamento alare del piano di coda.

AR_h	5.12
u_h	0.98

Ulteriori contributi Infine, gli altri contributi alla polare che sono considerati riguardano il carrello e il sistema di raffreddamento. Nel primo caso si puó assumere che per ruote e gambe valgano le relazioni

$$C_{Druote} = 0.24 n_{ruote} \frac{S_{ruote}}{S}$$

$$C_{Dgambe} = C_{dg} \frac{d_1 l_1}{S}$$

in cui l_1 e d_1 sono lunghezza e diametro delle gambe, e C_{dg} é un valore tabellato in funzione di tali valori.

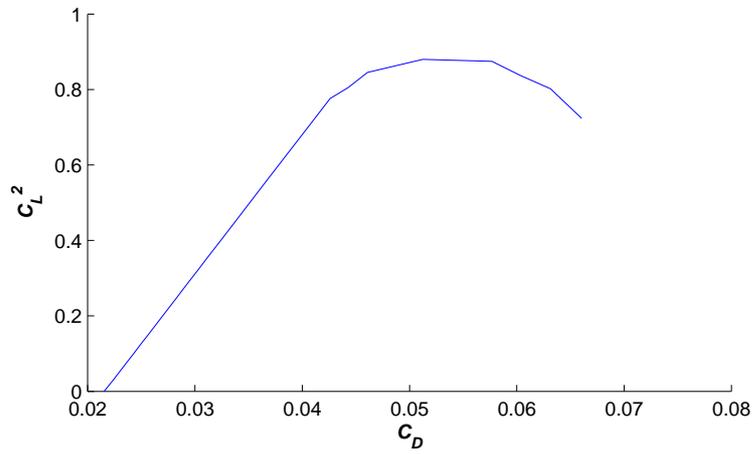
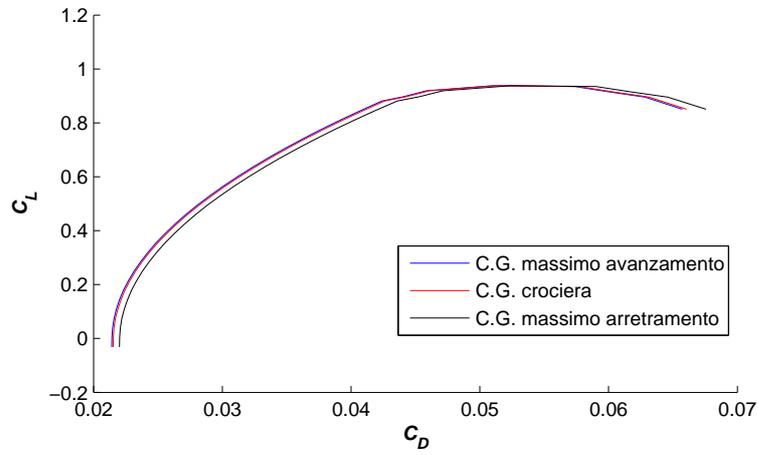
Per quel che concerne il sistema di raffreddamento, si puó ritenere valida la relazione

$$C_{Dcool} = 0.002$$

Polare di avanprogetto A questo punto é possibile rappresentare le tre polari calcolate. Analizzando la condizione di crociera é inoltre possibile ricavare la polare parabolica che meglio descrive i dati ricavati.

In particolare, osservando il grafico $C_L^2-C_D$ é possibile individuare il C_{Do} e il fattore di Oswald che identificano la polare.

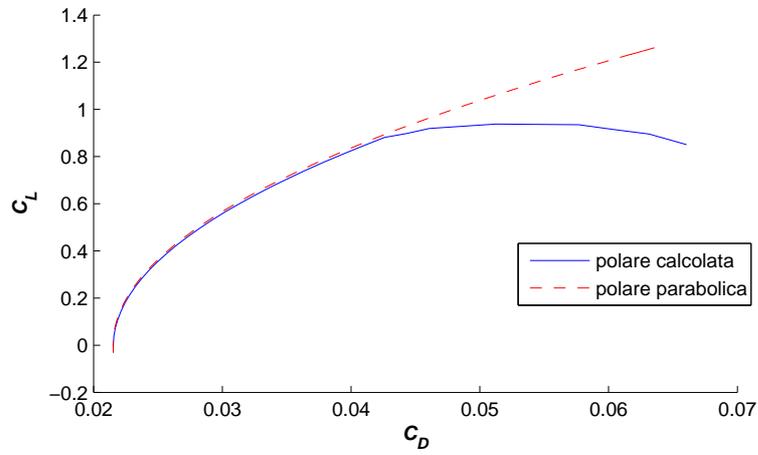
La polare parabolica che si ottiene puó quindi essere confrontata con quella calcolata, evidenziando come per un range piuttosto ampio di assetti esse coincidano in modo significativo. C'è dunque una reale corrispondenza tra la polare effettiva e quella parabolica, il che consente di considerare quest'ultima nei calcoli, avendo in tal caso una formulazione analitica del legame C_L-C_D .



In definitiva si riportano i risultati ottenuti nelle seguenti tabelle.

La tabella sottostante rappresenta i contributi alla resistenza non dipendenti dall'assetto, mentre nelle pagine successive ci sono i termini che sono funzione dell'angolo d'attacco.

C_{DoF}	C_{DoH}	C_{DoV}	C_{DoN}	C_{Dcarr}	C_{Dcool}
0.0052	0.00077	0.0010	0.0015	0.00385	0.002



α (deg)	C_L	C_{Lw}	C_{Lh}	C_{Dih}	C_{DLf}	C_{DLn}
-5	0.032	-0.0028	-0.207	0.0082	-0.00032	-0.0000016
-4	0.039	0.0657	-0.194	0.0082	-0.00014	-0.0000011
-3	0.108	0.134	-0.181	0.0083	-0.00009	-0.0000008
-2	0.178	0.203	-0.169	0.0084	-0.00007	-0.0000005
-1	0.249	0.271	-0.156	0.0084	-0.00002	-0.0000002
0	0.319	0.339	-0.144	0.0086	0.00000	0.0000000
1	0.389	0.408	-0.131	0.0091	0.00002	0.0000002
2	0.459	0.476	-0.118	0.0095	0.00007	0.0000005
3	0.529	0.545	-0.106	0.0099	0.00009	0.0000008
4	0.601	0.613	-0.093	0.0105	0.00014	0.0000011
5	0.670	0.681	-0.080	0.0110	0.00032	0.0000016
6	0.742	0.750	-0.067	0.0117	0.00035	0.0000019
7	0.810	0.818	-0.061	0.0124	0.00046	0.0000034
8	0.881	0.887	-0.055	0.0132	0.00061	0.0000052
9	0.919	0.924	-0.048	0.0141	0.00071	0.0000079
10	0.936	0.940	-0.042	0.0150	0.00075	0.0000112
11	0.896	0.920	-0.044	0.0139	0.00078	0.0000144
12	0.851	0.878	-0.053	0.0129	0.00081	0.0000155
13	0.838	0.846	-0.058	0.0115	0.00084	0.0000174
14	0.814	0.823	-0.060	0.0108	0.00088	0.0000187
15	0.792	0.803	-0.064	0.0104	0.00090	0.0000195
16	0.775	0.797	-0.065	0.0100	0.00092	0.0000211
17	0.762	0.778	-0.066	0.0094	0.00093	0.0000231
18	0.757	0.772	-0.066	0.0087	0.00095	0.0000256

$$C.G. = 0.18\bar{c}$$

α (deg)	C_L	C_{Lw}	C_{Lh}	C_{Dih}	C_{DLf}	C_{DLn}
-5	0.032	-0.0027	-0.213	0.0084	-0.00032	-0.0000016
-4	0.039	0.0643	-0.199	0.0085	-0.00014	-0.0000011
-3	0.108	0.1313	-0.186	0.0085	-0.00009	-0.0000008
-2	0.178	0.1994	-0.174	0.0087	-0.00007	-0.0000005
-1	0.249	0.2656	-0.161	0.0087	-0.00002	-0.0000002
0	0.319	0.3322	-0.148	0.0089	0.00000	0.0000000
1	0.389	0.3999	-0.135	0.0094	0.00002	0.0000002
2	0.459	0.4665	-0.122	0.0098	0.00007	0.0000005
3	0.529	0.5341	-0.109	0.0102	0.00009	0.0000008
4	0.601	0.6007	-0.096	0.0108	0.00014	0.0000011
5	0.670	0.6674	-0.082	0.0113	0.00032	0.0000016
6	0.742	0.7350	-0.069	0.0121	0.00035	0.0000019
7	0.810	0.8016	-0.063	0.0128	0.00046	0.0000034
8	0.881	0.8693	-0.057	0.0136	0.00061	0.0000052
9	0.919	0.9055	-0.049	0.0145	0.00071	0.0000079
10	0.936	0.9212	-0.043	0.0155	0.00075	0.0000112
11	0.896	0.9016	-0.045	0.0143	0.00078	0.0000144
12	0.851	0.8604	-0.055	0.0133	0.00081	0.0000155
13	0.838	0.8291	-0.059	0.0118	0.00084	0.0000174
14	0.814	0.8065	-0.062	0.0111	0.00088	0.0000187
15	0.792	0.7869	-0.066	0.0107	0.00090	0.0000195
16	0.775	0.7811	-0.067	0.0103	0.00092	0.0000211
17	0.762	0.7624	-0.068	0.0097	0.00093	0.0000231
18	0.757	0.7566	-0.069	0.0090	0.00095	0.0000256

$C.G. = 0.25\bar{c}$

CAPITOLO 5. POLARE DI AVANPROGETTO

α (deg)	C_L	C_{Lw}	C_{Lh}	C_{Dih}	C_{DLf}	C_{DLn}
-5	0.032	-0.0025	-0.232	0.0092	-0.00032	-0.0000016
-4	0.039	0.0598	-0.217	0.0092	-0.00014	-0.0000011
-3	0.108	0.1212	-0.203	0.0093	-0.00009	-0.0000008
-2	0.178	0.1847	-0.189	0.0094	-0.00007	-0.0000005
-1	0.249	0.2466	-0.175	0.0094	-0.00002	-0.0000002
0	0.319	0.3085	-0.161	0.0096	0.00000	0.0000000
1	0.389	0.3712	-0.147	0.0102	0.00002	0.0000002
2	0.459	0.4331	-0.132	0.0106	0.00007	0.0000005
3	0.529	0.4960	-0.119	0.0111	0.00009	0.0000008
4	0.601	0.5578	-0.104	0.0118	0.00014	0.0000011
5	0.670	0.6197	-0.089	0.0123	0.00032	0.0000016
6	0.742	0.6825	-0.075	0.0131	0.00035	0.0000019
7	0.810	0.7443	-0.068	0.0148	0.00046	0.0000034
8	0.881	0.8072	-0.062	0.0158	0.00061	0.0000052
9	0.919	0.8408	-0.054	0.0168	0.00071	0.0000079
10	0.936	0.8554	-0.047	0.0156	0.00075	0.0000112
11	0.896	0.8372	-0.049	0.0144	0.00078	0.0000144
12	0.851	0.7990	-0.059	0.0129	0.00081	0.0000155
13	0.838	0.7697	-0.065	0.0121	0.00084	0.0000174
14	0.814	0.7489	-0.067	0.0116	0.00088	0.0000187
15	0.792	0.7307	-0.072	0.0112	0.00090	0.0000195
16	0.775	0.7253	-0.073	0.0106	0.00092	0.0000211
17	0.762	0.7080	-0.074	0.0098	0.00093	0.0000231
18	0.757	0.7025	-0.075	0.0095	0.00095	0.0000256

$C.G. = 0.30\bar{c}$

Bibliografia

- [1] *Appunti delle esercitazioni di Progetto Generale di Velivoli*, Prof. F. Nicolosi
- [2] *Appunti delle lezioni di Progetto Generale di Velivoli*, Prof. V. Giordano
- [3] *Appunti delle esercitazioni di Progetto Generale di Velivoli*, Ing. D. Stasi
- [4] *Theory of wing section*, I. Abbott, A. Von Doenhoff
- [5] *Airplane Design*, Prof. J. Roskam