



POLITECNICO MILANO 1863

Analisi e Ottimizzazione del FIAM Jet

Gianmarco Cicolini	905732
Filippo Gorletta	905185
Alberto Graziani	900334
Luca Scalia	883340
Andrea Spinelli	899088

Corso di Progetto Aerodinamico
Prof. Maurizio Boffadossi
A.A. 2018/2019

Indice

1	Presentazione dell'aeromodello	1
2	Software Utilizzati	4
2.1	OpenVSP	4
2.2	XFLR5	4
2.3	Xoptfoil	5
3	Modellazione	6
3.1	Modellazione su OpenVSP	6
3.1.1	Modellazione Superfici Portanti	8
3.1.2	Modellazione Volumi	8
3.2	Modellazione su XFLR5	11
4	Analisi del velivolo	13
4.1	Calcolo della Polare	13
4.1.1	Dati Raccolti	13
4.1.2	Polare Velivolo	14
4.1.3	Polare Trimmata	15
4.2	Analisi delle Prestazioni	17
4.2.1	Stima della curva di spinta	18
4.2.2	Calcolo delle prestazioni	20
5	Riprogettazione dei profili alari	24
5.1	Ricerca di nuovi profili esistenti	25
5.2	Profili Selig	33
5.3	Ottimizzazione	38
6	Progetto delle estremità alari	44
6.1	Metodo di Ottimizzazione	45
6.2	Progetto dei Wingtips	47
6.3	Progetto dei Winglets	49
6.4	Confronto delle Prestazioni	52
7	Conclusioni	58
A	L'Heinkel He 162	61
A.1	La Storia	61
A.2	Il Progetto	62
A.3	Specifiche	63

B	Il Flaris Lar01	65
B.1	La Storia	66
B.2	Il Progetto	66
B.3	Le Winglets	66
B.4	Specifiche	68
C	Analisi di convergenza	69
C.1	Analisi con OpenVSP	69
C.1.1	Ala isolata	69
C.1.2	Coda	71
C.2	Analisi con XFLR5	72
C.2.1	Ala	72
C.2.2	Coda	75

Sommario

Questo progetto si pone come obiettivo lo studio dell'aeromodello FIAM-Jet allo scopo di caratterizzarlo e di individuare possibili miglioramenti prestazionali. Le analisi sono state condotte utilizzando codici di calcolo per l'aerodinamica potenziale e i classici modelli di meccanica del volo; il progetto ha richiesto l'implementazione di codici di ottimizzazione ad hoc per la progettazione delle estremità alari. Si è inoltre effettuata una ricerca per la proposta di nuovi profili alari. Infine in appendice è possibile trovare una trattazione delle analisi di convergenza svolte con i diversi software a disposizione e due brevi capitoli su due velivoli (uno del passato ed uno del presente) che nell'aspetto e non solo hanno a che fare con il nostro F-Jet.

Capitolo 1

Presentazione dell'aeromodello

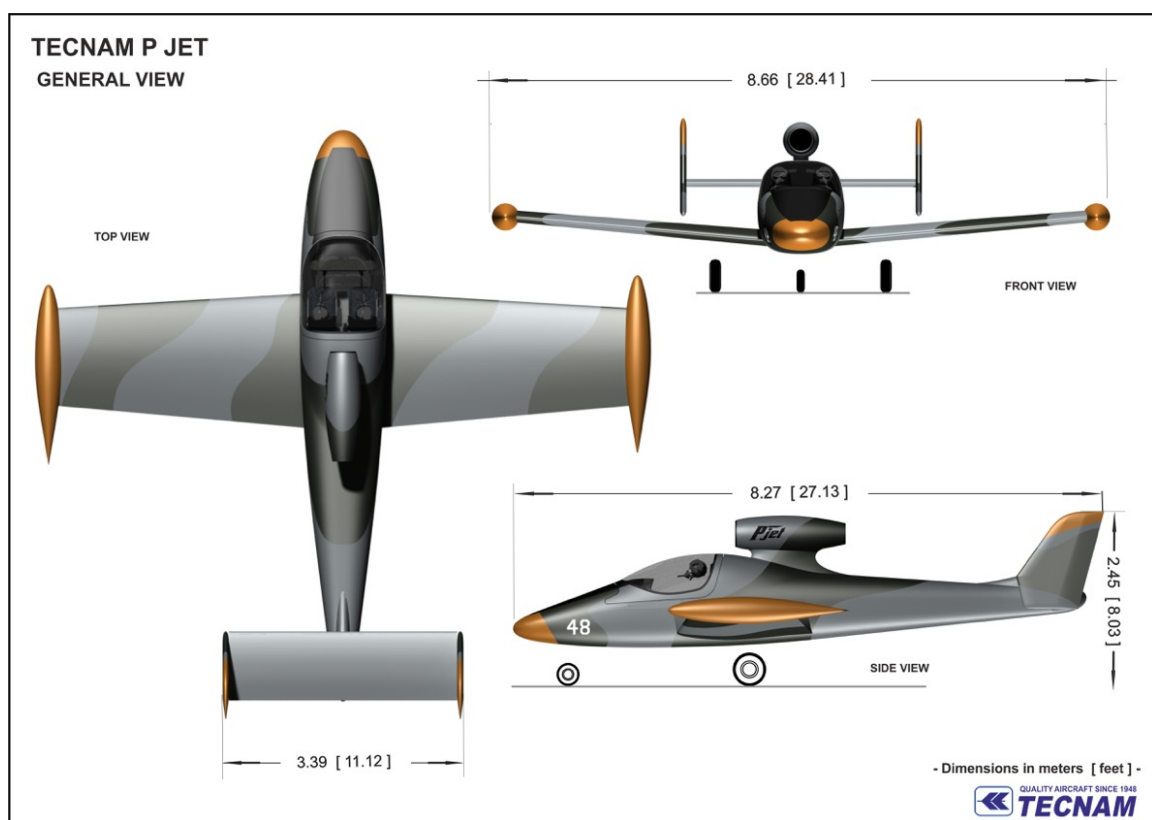


Figura 1.1: Trittico P-Jet

Il FIAM-Jet è un aeromodello basato su un progetto concettuale di Tecnam, a opera dell'Ing. Luigi Pascale, riprodotto in Fig. 1.1. Il velivolo è stato concepito come un addestratore base, con la possibilità di fungere da mezzo di trasporto privato, seguendo la tendenza recente dei *Very Light Jet* (VLJ). L'iniziativa FIAM consisteva nel riprodurre il velivolo in scala come aeromodello introduttivo alla propulsione a ventola intubata, in gergo EDF (*Electric Ducted Fan*).

In questo progetto, si è deciso di analizzare e migliorare l'aerodinamica del modello cosiddetto "Base", ovvero modello privo di flap e con il carrello fisso. Si riportano in seguito le caratteristiche geometriche e propulsive del modello base, tratte da [1].

Fusoliera	
Lunghezza Fusoliera	1370 <i>mm</i>
Sezione Frontale Fusoliera	30677.8 <i>mm</i> ²
<i>Finess Ratio</i> Fusoliera	6.931
Lunghezza Gondola Motore	248.2 <i>mm</i>
Diametro Massimo Gondola Motore	101.64 <i>mm</i>
Ala	
Apertura Alare	1367.74 <i>mm</i>
Corda Radice	320 <i>mm</i>
Profilo Radice	NACA 2416
Corda Estrmità	230 <i>mm</i>
Profilo Estremità	NACA 2414
Superficie Alare	356730 <i>mm</i> ²
Diedro	4 °
Incidenza in Radice	0 °
Svergolamento in Punta	-1.5 °
Apertura Alettone	300 <i>mm</i>
Corda Alettone	50 <i>mm</i>
Stabilizzatore Orizzontale	
Apertura	523.12 <i>mm</i>
Corda	161.26 <i>mm</i>
Profilo	NACA 0012
Superficie	84359 <i>mm</i> ²
Incidenza	0 °
Apertura Equilibratore	523.12 <i>mm</i>
Corda Equilibratore	40 <i>mm</i>
Stabilizzatore Verticale	
Apertura	468.88 <i>mm</i>
Corda	171.42 <i>mm</i>
Profilo	Lastra Piana
Superficie (Entrambe le pinne)	84125 <i>mm</i> ²
Apertura Timone	468.88 <i>mm</i>
Corda Timone	40 <i>mm</i>

Tabella 1.1: Caratteristiche Geometriche

Masse e CdG	
Massa Aeromodello	3,5 <i>kg</i>
Carico Alare	9.81 <i>kg/m²</i>
X_{CG}	485 <i>mm</i>
Z_{CG}	52.7 <i>mm</i>
Impianto Elettrico	
Tipologia Batteria	LiPo 6S-6300-50
Massa Batteria	0.96 <i>kg</i>
Capacità	6600 <i>Ah</i>
Densità energetica	145.68 <i>Wh/kg</i>
Tensione	22.2 <i>V</i>
Corrente massima erogabile	100 <i>A</i>
Potenza massima erogabile	2220 <i>W</i>
Propulsione	
Tipologia	Ventola Vasyfan 80mm
Diametro Esterno	80 <i>mm</i>
Diametro Mozzo	40 <i>mm</i>
Numero Pale	11
Spinta Statica Massima	29.73 <i>N</i>
Giri a Massima Spinta	41403 <i>rpm</i>

Tabella 1.2: Caratteristiche Prestazionali

simbolo	valore
ρ [<i>kg/m³</i>]	1.225
μ [<i>Ns/m²</i>]	15.11 10 ⁻⁶

Tabella 1.3: Dati atmosferici

Capitolo 2

Software Utilizzati

2.1 OpenVSP

OpenVSP[10] (acronimo di *Open Vehicle Sketch Pad*) è un software libero di modellazione geometrica sviluppato dalla NASA, utile alla rapida creazione e valutazione di configurazioni di aeromobili. Oltre al CAD parametrico include vari strumenti, sia a scopo di calcolo geometrico (come la valutazione delle superfici bagnate), sia a scopo aerodinamico (esso include un codice a pannelli col nome di VSPAERO).

Il software infatti mette a disposizione delle forme primitive parametrizzate (fusoliera, ali), dalle quali poi costruire le varie componenti. Nel caso delle ali si specificano le proprietà in pianta (es apertura, corda di radice, angolo di freccia, etc), e i profili per ogni sezione, con la possibilità di caricare profili in formato Selig. Per le fusoliere il processo è simile, vengono messi a disposizione diversi tipi di ordinata (circolare, ellittica, superellittica, ...), oltre a poter caricare una forma a scelta, e per ogni sezione impostare gli angoli di sforno per il *lofting* (tecnica di modellazione per realizzare al software linee o superfici curve piuttosto che spezzate) della superficie.

Il risultato è quindi un modello che una volta completato può essere modificato rapidamente per poter eseguire le analisi tramite il software di calcolo VSPAERO, si tratta del codice a pannelli di OpenVSP. Esso può eseguire due tipi di analisi: Vortex Lattice Method (VLM) e pannelli 3D. I calcoli naturalmente sono di tipo non-viscoso. Tuttavia, OpenVSP mette a disposizione uno strumento per il calcolo delle superfici bagnate e la stima della resistenza viscosa tramite relazioni semiempiriche.

2.2 XFLR5

XFLR5[13] può considerarsi un estensione del software XFOIL: infatti oltre a fornire una interfaccia grafica al codice di analisi profili, esso permette di sfruttare le polari bidimensionali per stimare le caratteristiche aerodinamiche delle ali finite. Il programma infatti calcola innanzitutto l'aerodinamica inviscida dell'ala finita tramite i tradizionali metodi a potenziale (Vortex Lattice o Pannelli 3D), in seguito sfrutta la teoria delle strisce per stimare la resistenza viscosa integrando lungo l'apertura alare i contributi di ogni sezione alare (i cui valori sono interpolati dalle polari 2D, dato il Cl e il numero di Reynolds locali).

Di conseguenza si è scelto di sfruttare XLFR5 per stimare la resistenza viscosa delle superfici portanti, dato che in un velivolo generico le ali contribuiscono a circa il 40% della resistenza parassita totale.

2.3 Xoptfoil

Xoptfoil[14] è un software libero per l'ottimizzazione di profili alari 2D che utilizza XFOIL per lo svolgimento di calcoli aerodinamici. La geometria del profilo iniziale (seed airfoil) viene perturbata al fine di migliorarne le caratteristiche (minimizzazione della resistenza, massimizzazione di L/D , etc) in corrispondenza di un numero arbitrario di condizioni operative, fino a un massimo di 30. Queste ultime vengono definite in un file di input specificando l'angolo di incidenza o il coefficiente di portanza, insieme ai numeri di Mach e Reynolds. A ciascuna condizione operativa può essere assegnato un peso che ne determina l'importanza per l'ottimizzatore.

Le caratteristiche della procedura di ottimizzazione vengono definite dall'utente attraverso la scrittura del file di input. Si può optare per un metodo di ricerca globale (algoritmo genetico o a sciame di particelle), locale (metodo del semplice) o ibrido globale-locale. Possono essere imposti i vincoli (ad esempio sullo spessore, sulla curvatura o sul coefficiente di momento del profilo) e le opzioni relative agli algoritmi, come la numerosità della popolazione iniziale o il metodo di selezione dei genitori.

Uno script di Python permette inoltre di monitorare il profilo e il miglioramento dei punti operativi durante il processo di ottimizzazione.

Capitolo 3

Modellazione

3.1 Modellazione su OpenVSP

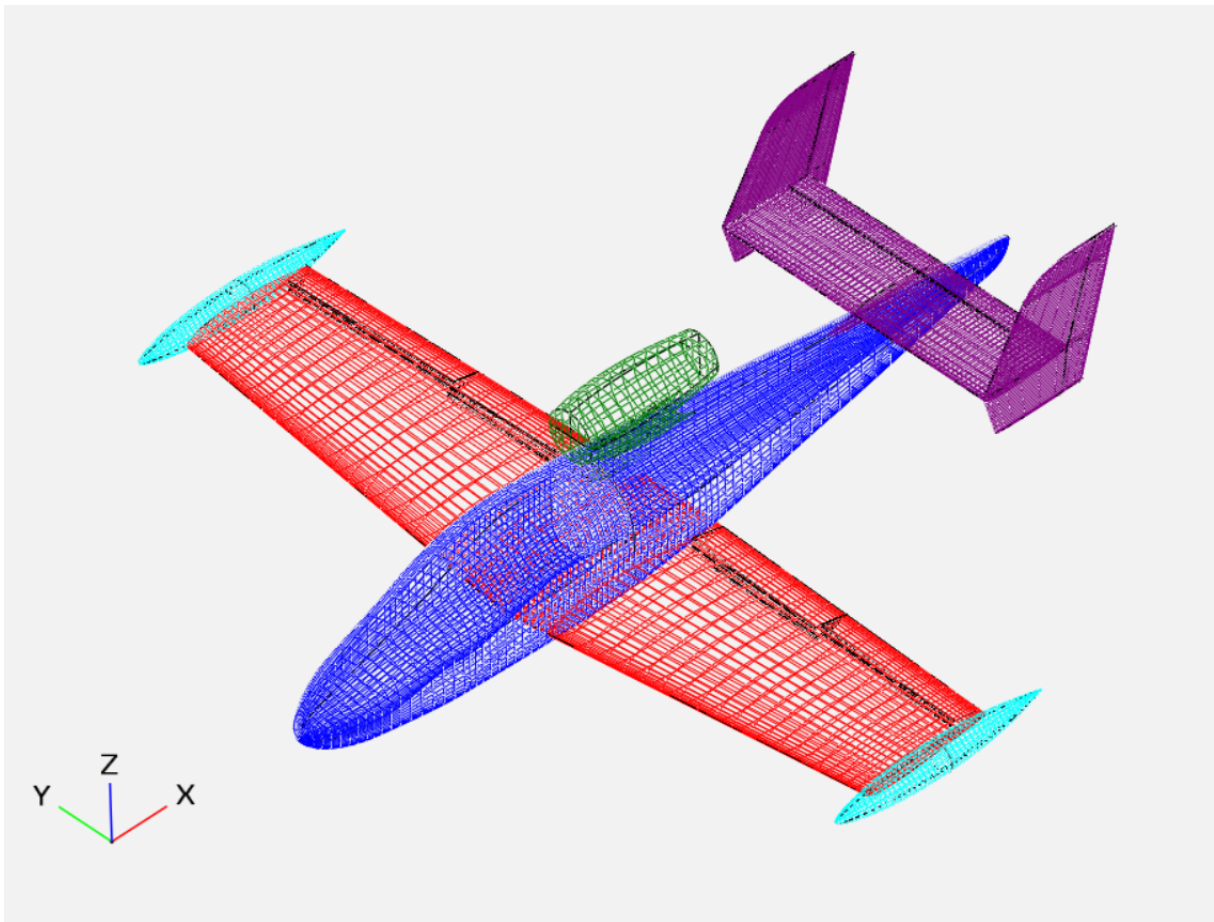


Figura 3.1: Modello del F-JET in OpenVSP

La procedura per ricostruire il modello geometrico parte dai disegni delle viste 2D forniti dalla FIAM. Esse contengono in scala tutti i dettagli di posizionamento delle componenti esterne (ala, coda, motore) e delle ordinate interne.

Dai documenti forniti dalla FIAM sono noti la lunghezza della fusoliera e l'apertura alare. Tramite queste due informazioni, si è utilizzato lo strumento Misurino di Gimp e una

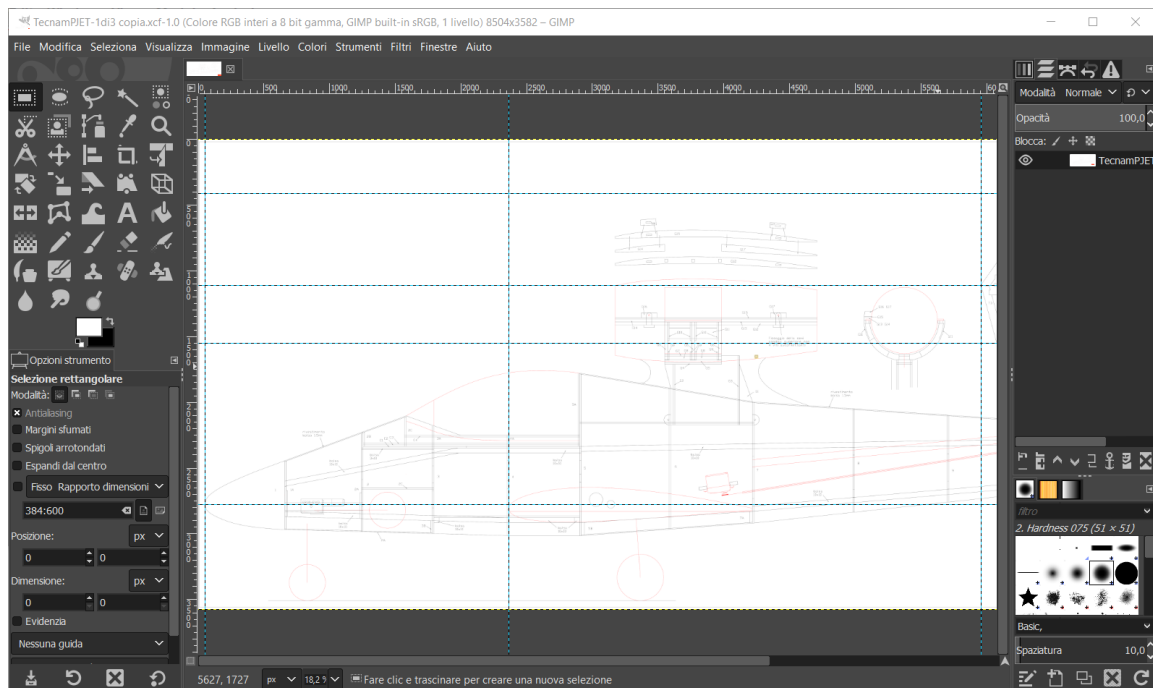


Figura 3.2: Gimp 2 con uno dei disegni FIAM

proporzione per convertire in millimetri le lunghezze misurate in pixel. Come sistema di riferimento si è adottato la punta dell'aeroplano, rispetto al quale sono stati tracciati alcuni assi per aiutare nell'operazione di misura delle lunghezze. Lo stesso strumento Misurino permette di calcolare gli angoli rispetto all'orizzontale, come mostrato in Fig. 3.3.

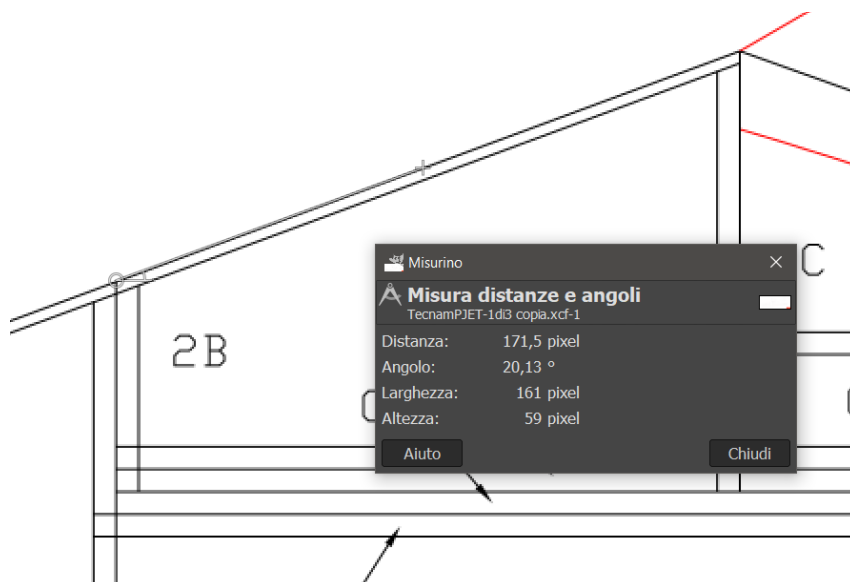


Figura 3.3: Strumento Misurino

3.1.1 Modellazione Superfici Portanti

La modellazione di superfici portanti come ali o equilibratori è molto semplice. OpenVSP fornisce una geometria primitiva *Wing*, in cui è possibile inserire tutti i parametri per caratterizzarla (Apertura Alare, Lunghezze delle corde, Angolo di Freccia, Diedro, etc), come mostrato in Fig. 3.4. E' possibile, se necessario, introdurre più sezioni dell'ala ed ad ognuna assegnare le sue caratteristiche. Tramite il tab Sub, è anche possibile assegnare delle superfici di comando, le quali vengono utilizzate nel calcolo VLM.

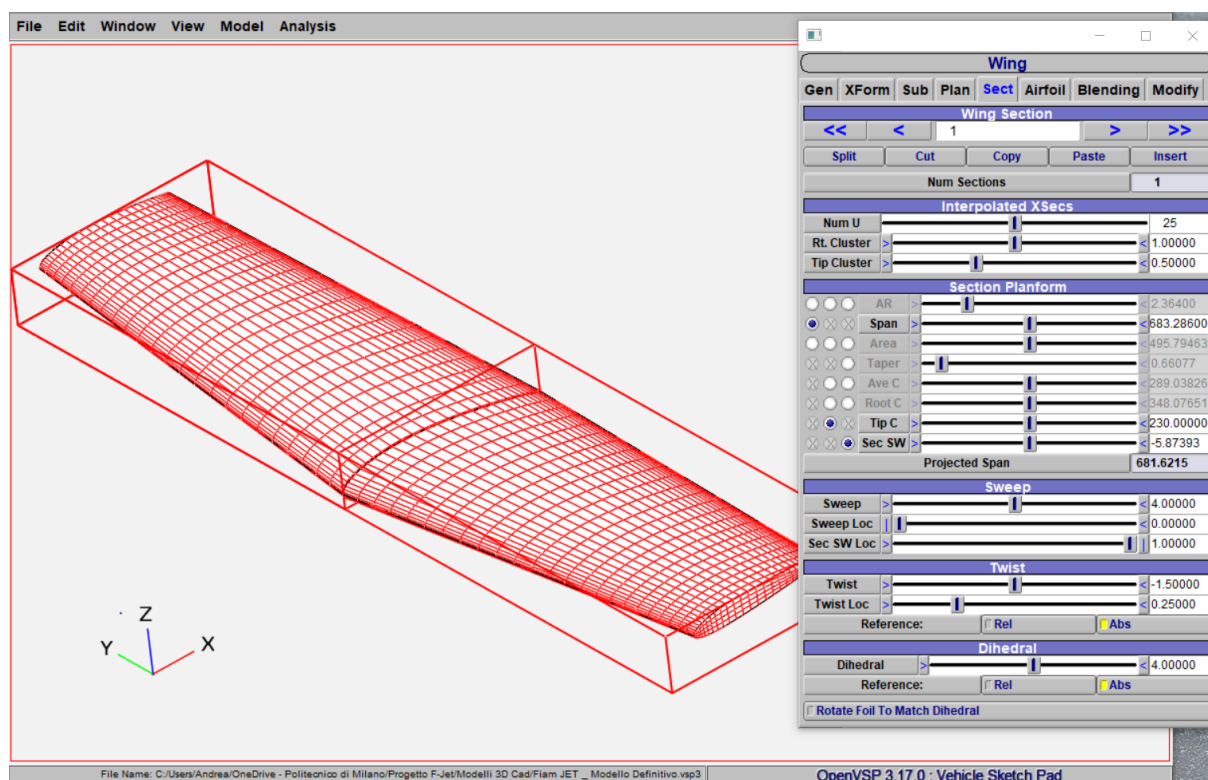


Figura 3.4: Modellazione dell'Ala

I profili sono NACA 2416/2414 per l'ala, mentre NACA 0010 per lo stabilizzatore. I due timoni invece sono delle semplici lastre piane. OpenVSP mette già a disposizione molti profili NACA parametrizzati (Fig. 3.5), oltre a fornire profili via file nel formato Selig.

3.1.2 Modellazione Volumi

OpenVSP mette a disposizione una geometria primitiva *Fuselage* per modellare volumi chiusi. La modellazione della fusoliera è stata la procedura più complessa, soprattutto per ottenere un modello di buona qualità. Dai disegni FIAM si sono creati dei files di punti, di tipo Selig, utilizzando lo strumento online *WebPlotDigitizer*. OpenVSP tuttavia accetta un formato diverso per le ordinate di fusoliera, un file di testo simile al Selig dove i punti si muovono in senso orario a partire dalla coordinata più a destra sull'asse X. Uno script Python (*fuselage_parser.py*) ha permesso di passare agilmente dai files .csv di WebPlotDigitizer ai files .fxs di OpenVSP.

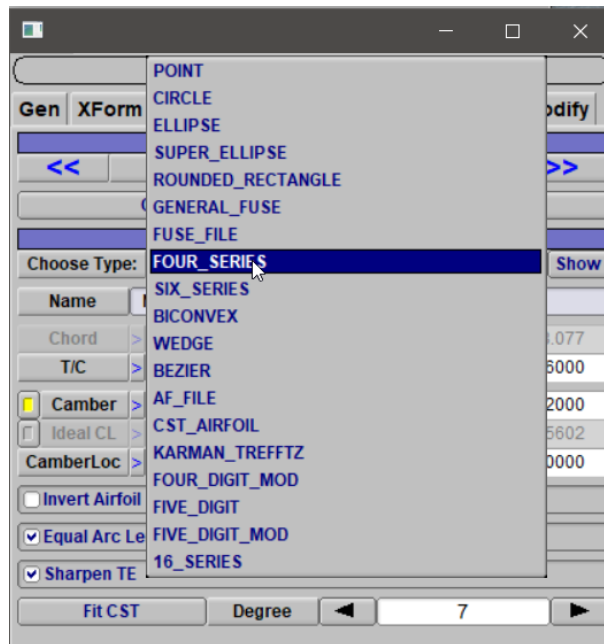


Figura 3.5: Scelte di Profili Alari

Introdotte le ordinate nelle posizioni corrette e gli opportuni angoli di sforno, si è ottenuto un primo modello della fusoliera. Tuttavia, poiché i punti delle ordinate sono stati selezionati a mano con una spaziatura non uniforme, OpenVSP individua delle linee medie sulla fusoliera che non sono simmetriche rispetto al piano verticale del velivolo. Il risultato è che si ottiene una superficie verticale media increspata e irregolare (Fig. 3.6).

Essa crea una tassellazione non omogenea sulle fiancate della fusoliera, generando errori di calcolo nel metodo a pannelli, oltre a creare una superficie cruciforme non simmetrica (utilizzata dal VLM per modellare le superfici non portanti).

Per migliorare la qualità del modello geometrico, si è sfruttato lo strumento *Fit Model* di OpenVSP: a partire da una nuvola di punti esso permette di modificare dei parametri geometrici di un qualsiasi elemento, in modo da trovarne l'approssimazione migliore con una procedura ai minimi quadrati. Siccome il modello 3D, pur con la tassellazione irregolare, era buono, si è quindi esportato il modello geometrico della fusoliera in formato .stl. Con esso è possibile ricavare una nuvola di punti da importare in OpenVSP e utilizzare la procedura di FitModel.

Il risultato è in Fig. 3.7, nel quale è visualizzato il tipo di geometria d'ordinata utilizzato. La geometria di tipo GENERAL_FUSE contiene molti parametri, simile a un Iperellisse, con cui approssimare il più possibile i punti. La stessa procedura è stata poi adottata per modellare il pod del motore con il pilone di sostegno (qui si è usato una geometria di tipo ala, al quale si sono applicate delle modifiche di curvatura locale, sempre utilizzando lo strumento FitModel).

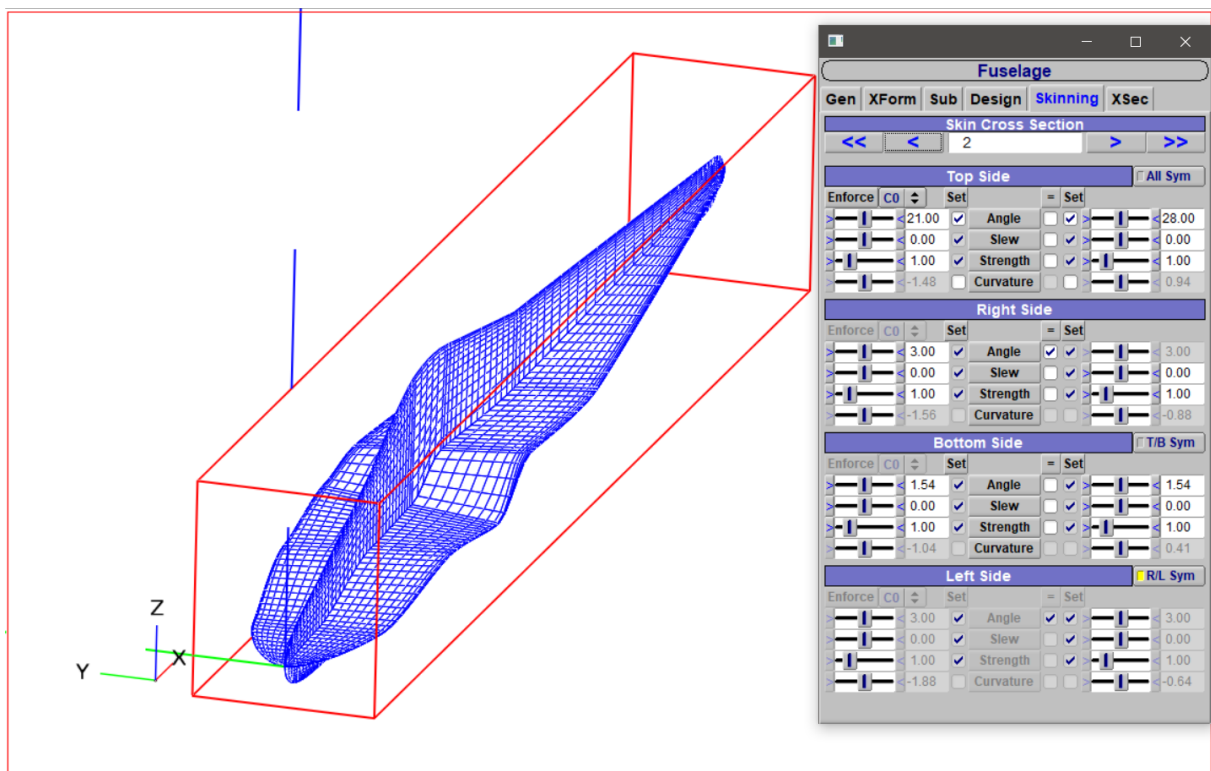


Figura 3.6: Modellazione Fusoliera. Si noti la superficie irregolare nella visualizzazione VLM.

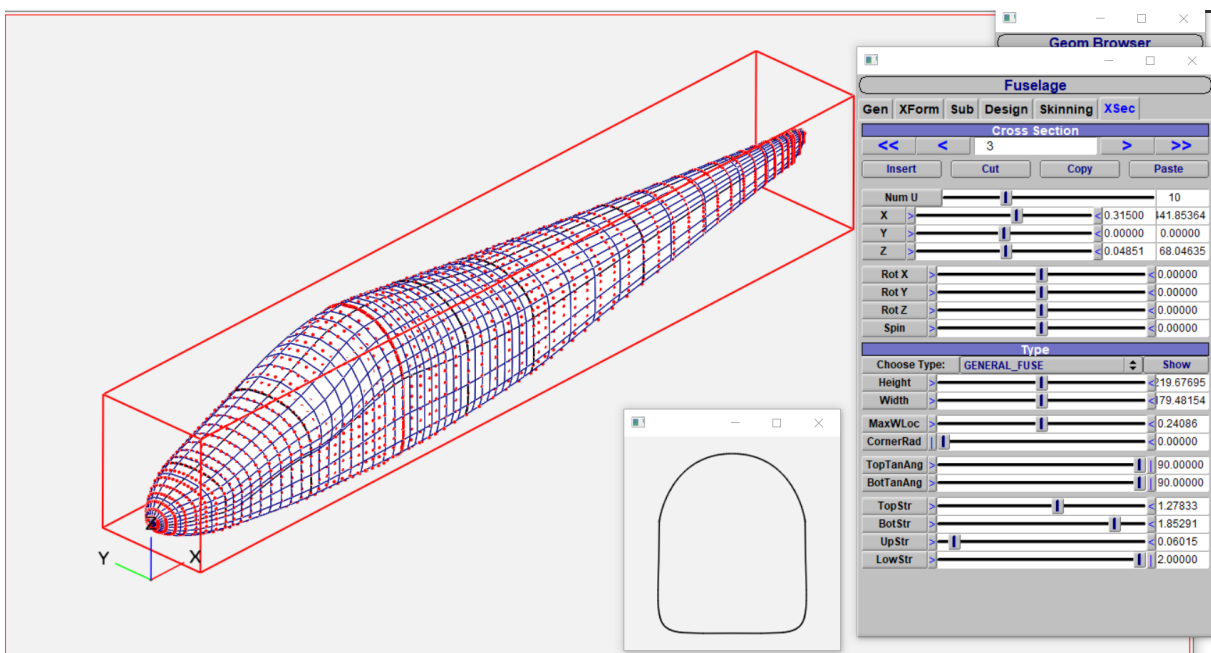


Figura 3.7: Geometria finale con nuvola di punti.

3.2 Modellazione su XFLR5

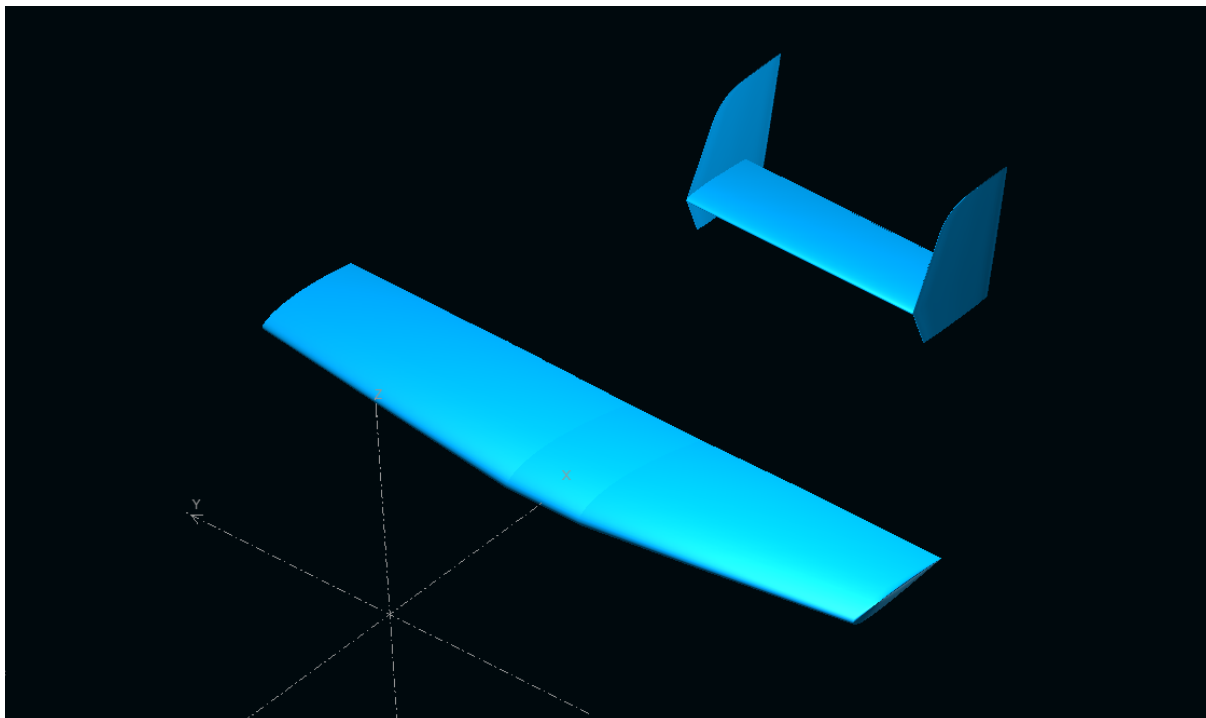


Figura 3.8: Modello del F-JET in XFLR5

La modellazione su XFLR5 segue considerazioni analoghe a quelle valide per OpenVSP: l'ala può essere divisa in più settori a cui si possono dare le proprie caratteristiche (tipo di profilo, diedro e angolo di freccia). Come si nota dalla figura 3.8, il modello manca della fusoliera e delle altre superfici non portanti. Questa scelta è legata al metodo per il calcolo del coefficiente di resistenza globale del velivolo, che consegue dalle limitazioni e dai vantaggi posseduti dai due software utilizzati per le analisi. La questione è illustrata meglio nella sezione 5.2.

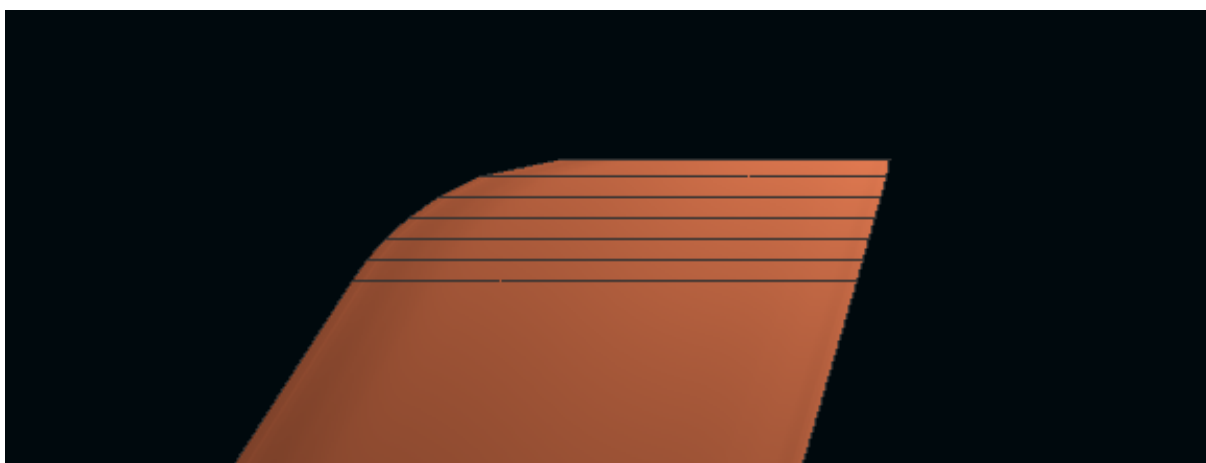


Figura 3.9: particolare della punta delle superfici verticali

Un po' più complicata è stata la realizzazione della parte superiore delle superfici verticali che presentano un bordo d'attacco curvo. Infatti XFLR5 non possiede lo strumento *blen-*

ding per ottenere una tale geometria, per cui si è dovuto approssimare la linea curva con una spezzata, come si può vedere in figura 3.9. Operativamente, si è divisa la superficie, lungo la sua apertura, in più sottosezioni a cui si sono assegnate le lunghezze delle corde e gli angoli di freccia, calcolati per ottenere la forma desiderata. Una ulteriore difficoltà è stata data dal fatto che in XFLR5, al contrario di OpenVSP, l'angolo di freccia non può essere definito direttamente ma deriva dal posizionamento dei bordi di attacco dei profili di estremità di ciascuna sezione dell'ala con un certo offset lungo l'asse x del sistema di riferimento globale.

Capitolo 4

Analisi del velivolo

Una volta scelte le opportune discretizzazioni per l'ala e la coda tramite le analisi di convergenza (descritte nell'appendice A), si è passati alla valutazione della polare del velivolo completo. Lo scopo dell'analisi è di raccogliere informazioni sulla configurazione attuale, per poi confrontarla con altre proposte. Nella sezione seguente verrà presentata il procedimento svolto per arrivare alla polare (curva $C_l - C_d$) e alla polare trimmata (la differenza dalla curva precedente risiede nel conoscere la dipendenza della resistenza dall'incidenza e dalla deflessione dell'equilibratore) del F-JET, in quella successiva la stima delle prestazioni.

4.1 Calcolo della Polare

4.1.1 Dati Raccolti

Per prima cosa è stata condotta un'analisi con XFLR5 per valutare il massimo angolo d'attacco ammissibile, evitando così di analizzare condizioni post stallo.

Trovato il range di α , le analisi sono state condotte con il metodo a pannelli su OpenVSP e con un VLM su XFLR5.

I risultati delle prime analisi sull'aeromodello completo sono `PM_full.txt` e `VLM_full.txt`, i file di testo sono stati successivamente elaborati con la function `readtable` di MatLab per essere riorganizzati in tabelle. è stato necessario effettuare un'analisi dell'ala isolata con il metodo a pannelli(`PM_wb.txt`), verrà reso più chiaro il procedimento nella sezione dedicata al trimmaggio del velivolo.

```

%% ----- DATI ----- %%
%dalle simulazioni serve: PM_full.txt      panel method velivolo completo
%                               VLM_full.txt    vlm velivolo completo
%                               PM_wb.txt       panel method ala isolata

Peso = 3.5*9.81 ; % [N]
S = 0.395; % [m]
rho = 1.225; % [kg/m^3]
CD_0 = 0.00775; %definisco CD_0 delle superfici non portanti
lambda = 0.71875; % taper ratio
c_r = 320; % corda in radice [mm]
c_media = 2/3*c_r*((1 + lambda + lambda^2)/(1 + lambda)); % [mm]
Ln1 = 443.49; % [mm]
Lt = 629.885; % [mm]
eta = 0.96;

```

Figura 4.1: Altri dati utili

4.1.2 Polare Velivolo

Risulta importante precisare come è stato valutato il coefficiente di resistenza per il velivolo completo:

$$C_D = C_{D0} + C_{Dv} + C_{Di} + CD_{Lg} \quad (4.1)$$

dove il primo termine rappresenta la resistenza parassita (data dalla somma di resistenza di attrito viscoso e resistenza di forma) delle superfici NON portanti (fusoliera, pods, etc), calcolato con il tool di OpenVSP chiamato *Parasite Drag*; il secondo termine è la resistenza parassita delle superfici portanti calcolato con il VLM di XFLR5. Il terzo termine rappresenta il coefficiente di resistenza indotta, calcolato con il metodo a pannelli. Questa divisione delle resistenze è dovuta al fatto che XFLR5 sfrutta il calcolo di strato limite di XFOIL per predire la resistenza viscosa (tramite teoria delle strisce): di conseguenza è possibile ottenere una predizione più accurata della resistenza parassita. Infine l'ultimo termine, CD_{Lg} , rappresenta la resistenza aerodinamica dovuta al carrello fisso. Esso è stato calcolato utilizzando una formula semiempirica tratta da [3].

Una volta ottenuti tutti i 18 valori (per ogni angolo α) di C_D è stata effettuata un'interpolazione al fine di migliorare la rappresentazione grafica della polare. Il risultato è rappresentato dalla figura 4.2.

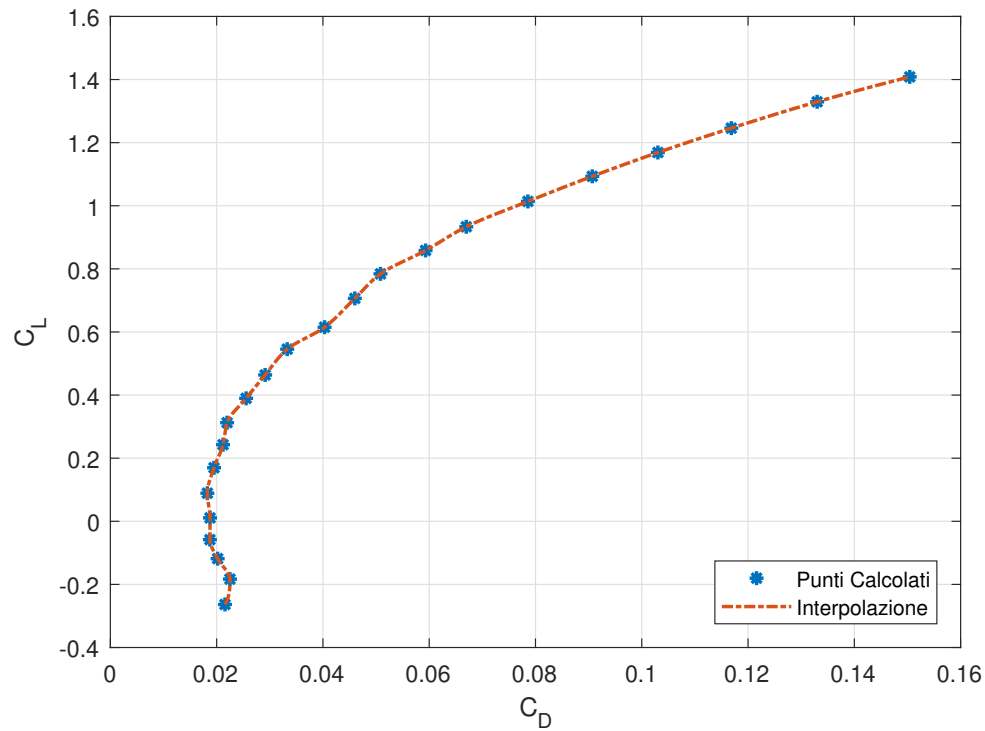


Figura 4.2: Polare Velivolo completo

4.1.3 Polare Trimmata

Il calcolo della resistenza di trim si basa sul metodo presentato da Pamadi ([4], Sez. 3.3.8). Con la polare trimmata, infatti, si valuta la resistenza conferita dalla deflessione dell'equilibratore in condizione di volo livellato; per poterla realizzare siamo partiti dal grafico rappresentato in figura 4.3.

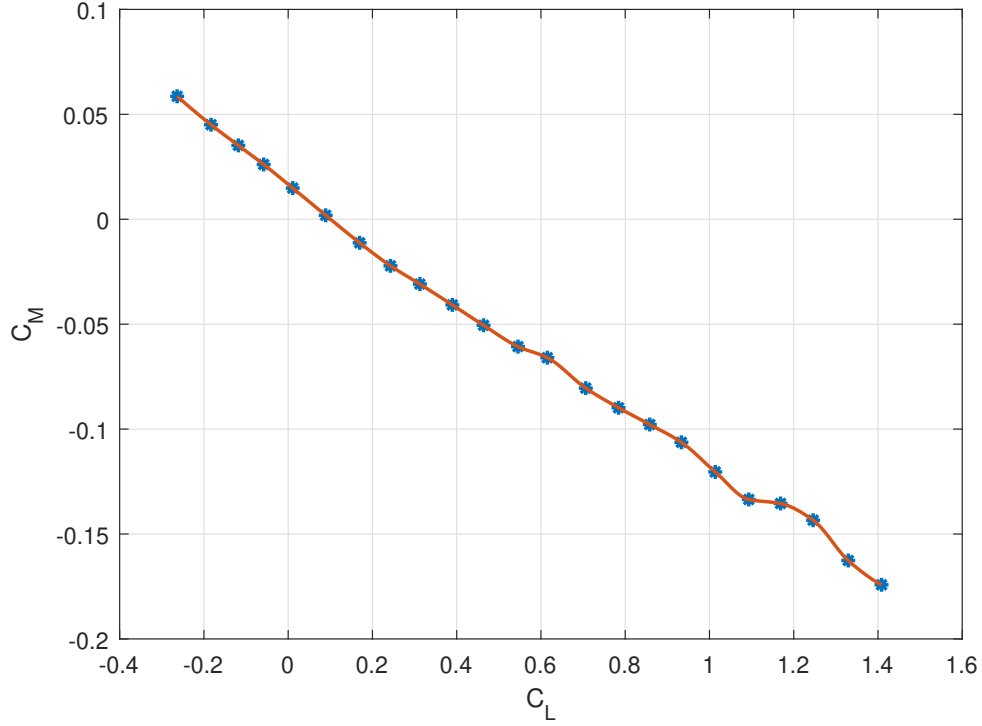


Figura 4.3: $C_M - C_L$

Si passa ora al calcolo del coefficiente di portanza della coda dovuto alla deflessione dell'equilibratore (indicato come $C_{L_{T\delta}}$): è stato trovato effettuando l'equilibrio alla rotazione rispetto al baricentro, come evidenziato dalla figura 4.4.

$$C_{L_{T\delta}} = \frac{C_M c}{l_t \eta} \quad (4.2)$$

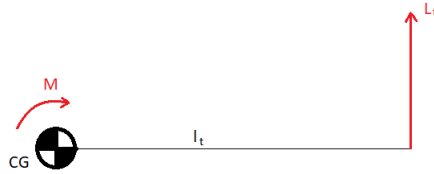


Figura 4.4: Equilibrio alla rotazione

Per calcolare la corda media aerodinamica c si fa riferimento alla formula indicata dal Pamadi[4]:

$$c = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (4.3)$$

dove $c_r = 320mm$ indica la corda in radice e $\lambda = 0.71875$ il taper ratio, per valutare il rapporto tra la pressione dinamica di coda e quella vista dall'ala si è assunto $\eta = 0.96$.

Per trovare il contributo della sola ala si va a sottrarre il contributo appena calcolato dal C_L totale:

$$C_{L_W} = C_L - C_{L_{T\delta}} \quad (4.4)$$

Ottenuto questo vettore, non si deve far altro che cercare i valori corrispondenti di C_{Di} nel file `PM_wb.txt` effettuando un'interpolazione. Trovato il vettore $C_{Di_{W\delta}}$ (*penalty drag*) esso viene aggiunto al C_D , cosicché si calcola il coefficiente di resistenza totale ed è possibile rappresentare la polare trimmata, figura 4.5

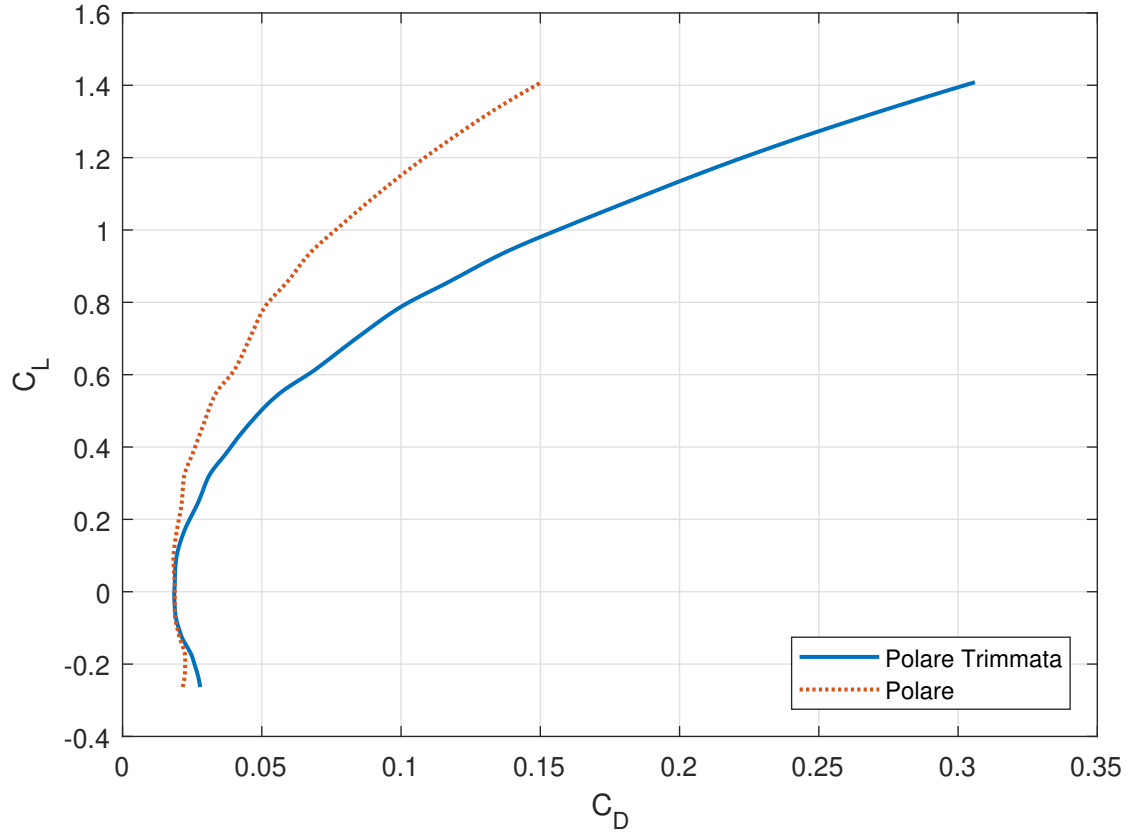


Figura 4.5: Polare trimmata caso Baseline

4.2 Analisi delle Prestazioni

Dalla polare trimmata è semplice calcolare il diagramma della resistenza aerodinamica in funzione della velocità di volo. Per ogni valore di C_L positivo, si calcola la corrispondente velocità di volo, poiché sussiste sempre l'equilibrio $L = W$. Nota la velocità si può calcolare la rispettiva resistenza, trovando infine la potenza necessaria al volo come $P_n = D \cdot V$.

Obiettivo di questa analisi sarà soprattutto la stima della curva di spinta. L'idea è quella di costruire, sulla base di ipotesi ragionevoli, un modello che descriva le caratteristiche e la geometria del sistema propulsivo del problema in esame. Di seguito dunque vengono espone passo dopo passo le assunzioni fatte per la valutazione delle diverse quantità utili alla definizione del modello di spinta, quali principalmente il rendimento propulsivo e la velocità di volo.

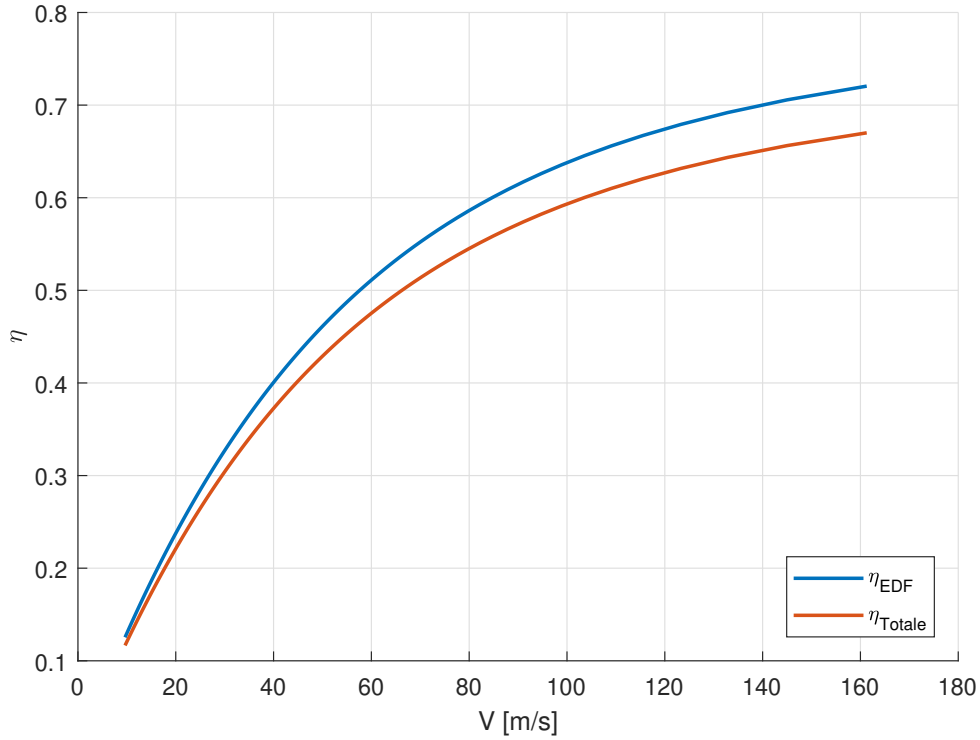


Figura 4.6: Rendimento Propulsivo Motore

4.2.1 Stima della curva di spinta

Per poter stimare le prestazioni è necessario stimare la potenza disponibile alle varie velocità di volo. Siccome non è stato possibile reperire né una mappa della ventola, né le sue caratteristiche geometriche di pala, si è ricorso alla teoria classica del disco attuatore di Rankine e Froude (Si veda [6], Pg. 266-268).

La teoria del disco attuatore ipotizza l'elica (o la ventola nel nostro caso) come una superficie di spessore infinitesimo che impartisce un aumento di quantità di moto al fluido che passa attraverso di essa. Svolgendo un bilancio con un volume di controllo appositamente scelto attorno alla ventola, si ottiene l'equazione 4.5 che quantifica la spinta ottenuta:

$$T = 2\rho A_{fan} (U + v) v \quad (4.5)$$

in cui ρ è la densità del fluido, A_{fan} l'area spazzata dalla ventola, U la velocità di volo e v la velocità aggiuntiva impartita dalla ventola al fluido. Da questa espressione si può quindi calcolare l'efficienza propulsiva ideale tramite l'espressione 4.6:

$$\eta_P = \frac{TU}{T(U + v)} = \frac{U}{U + v} \quad (4.6)$$

Quindi per ottenere una stima dell'efficienza propulsiva è necessario valutare la velocità indotta dalla ventola. Manipolando l'equazione 4.5 e ponendo la velocità di volo nulla (quindi, condizioni di spinta statica), è possibile calcolare la velocità indotta statica v_s :

$$v_s = \sqrt{\frac{T_{statica}}{2\rho A_{fan}}} \quad (4.7)$$

Risolvendo quindi di nuovo l'equazione 4.5, esplicitando v e dividendo tutto per 4.7, si ottiene un'espressione del rapporto v/v_s che è funzione solo della velocità di volo U :

$$\frac{v}{v_s} = -\frac{U}{2v_s} + \sqrt{\left(\frac{U}{2v_s}\right)^2 + 1} \quad (4.8)$$

cosicché è possibile calcolare l'andamento della efficienza propulsiva ideale η_P in funzione della velocità di volo. Siccome la teoria di Froude prevede come massimo un valore asintotico di 1 e non contempla altre fonti di riduzione di efficienza come gli effetti viscosi o gli effetti transonici, si è quindi scalato l'andamento ideale con un valore massimo di $\eta_{fan} = 0.8$, questo per tenere conto delle perdite di carico causate dal tubo di spinta. Infine si è ipotizzato un rendimento dell'impianto elettrico $\eta_{b2m} = 0.92$

Inserendo quindi i dati di spinta statica e di dimensioni geometriche (tratti da [12]), si è quindi stimato l'andamento del rendimento propulsivo in funzione della velocità di volo (Fig. 4.6), con cui si è ottenuto un andamento della spinta abbastanza ragionevole se confrontata con il valore di spinta statica (Fig. 4.7).

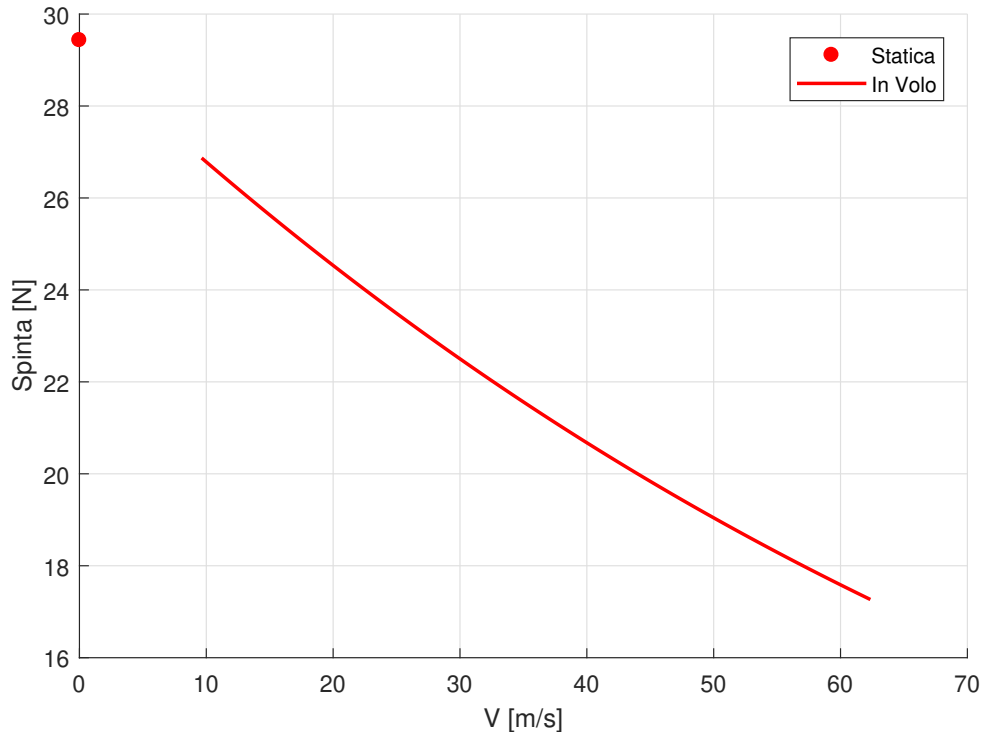
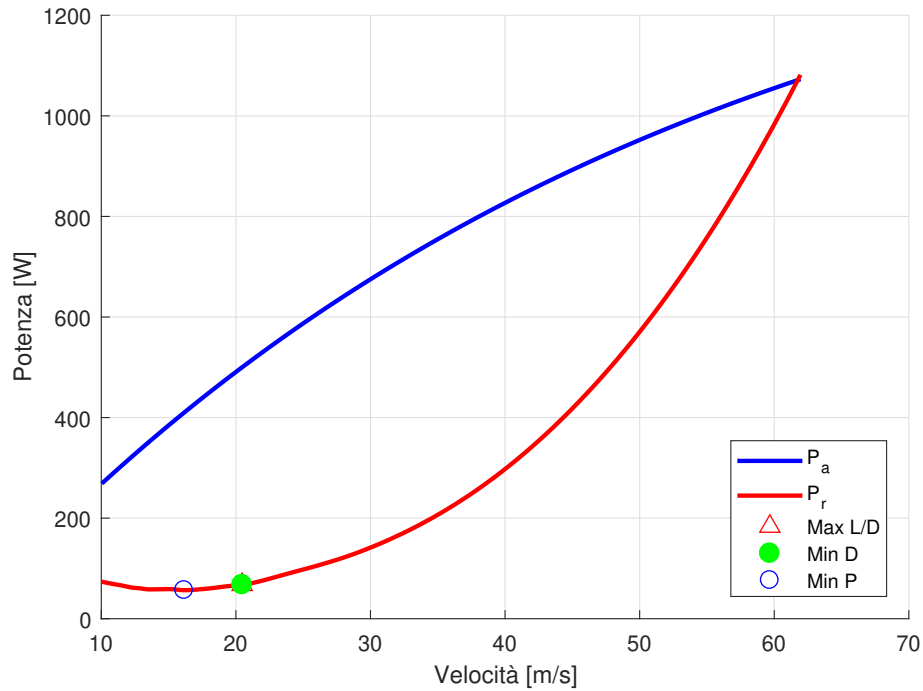


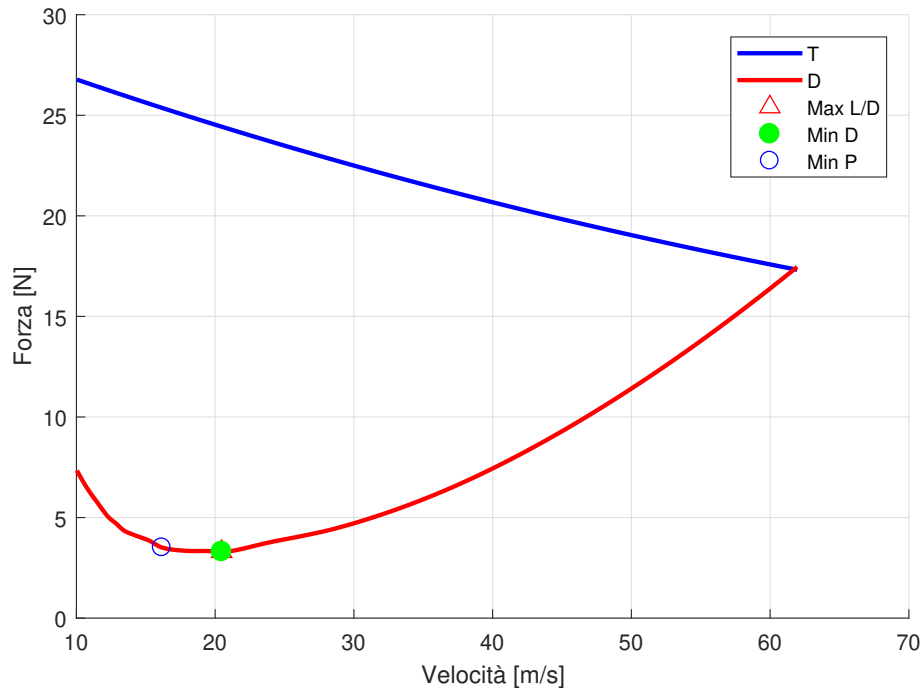
Figura 4.7: Spinta Stimata

4.2.2 Calcolo delle prestazioni

Ottenuta una stima ragionevole delle caratteristiche propulsive, si sono quindi potuti generare i diagrammi di Penaud (Fig. 4.8), da cui, tramite un codice Matlab `prestazioni.m`, si sono calcolate le varie caratteristiche operative dell'aeromodello, utilizzando le classiche formule di Meccanica del Volo tratte da [5], Capitolo 17.



(a) Potenza



(b) Spinta

Figura 4.8: Diagrammi di Penaud

Eccezione è il calcolo delle autonomie: la classica formula di Breguet non è applicabile dato che l'aeroplano non perde peso durante il volo (non consuma alcun combustibile). A tale scopo si è ricorso quindi alla formula 4.9, tratta da [5] (Pg. 756):

$$E = \frac{L}{D} \frac{E_{sb}}{g} \frac{\eta_{b2m}}{V} \frac{\eta_p}{m_{pl}} \frac{m_b}{m_{pl}} \quad (4.9)$$

dove:

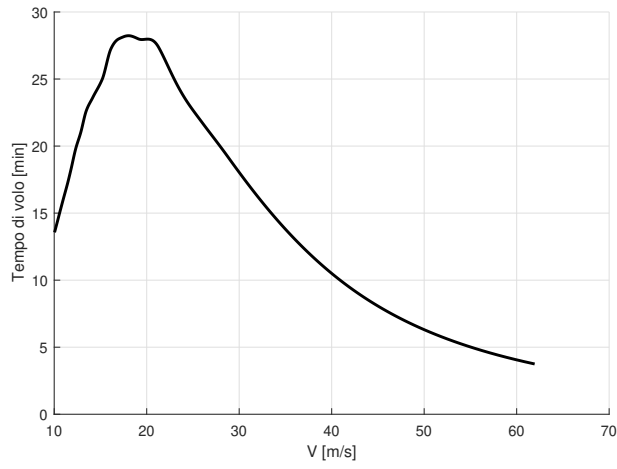
- E = Autonomia in h
- V = Velocità in m/s
- E_{sb} = Densità energetica batteria in Wh/kg
- η_{b2m} = Efficienza impianto elettrico
- η_p = Efficienza ventola
- m_b = Massa Batteria in kg
- m_{pl} = Massa Velivolo in kg.

Nel calcolo dell'autonomia oraria, si è ridotto la massa della batteria del 25% per tenere conto della potenza consumata durante il decollo (fase nella quale una quantità consistente di carica viene consumata).

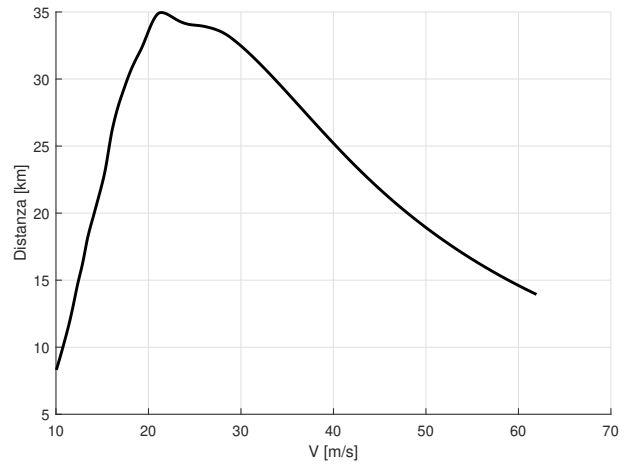
Per calcolare l'autonomia chilometrica, è sufficiente moltiplicare l'autonomia oraria calcolata per la rispettiva velocità di volo. Infine, per poter stimare un valore massimo di rateo di virata, si è ipotizzato come fattore di carico massimo del velivolo un valore di $n = 3.5$. Si riportano quindi i grafici delle autonomie, prestazioni in salita e in virata alle varie velocità di volo (Fig. 4.9), assieme a una tabella riassuntiva (Tab. 4.1).

		Velocità [m/s]
Velocità Massima		61.947
Velocità Minima		10.038
Spinta Minima per VORU		20.465
Potenza Minima per VORU		16.158
Massima Autonomia Oraria	28.23 min	18.042
Massima Autonomia Kilometrica	34.96 km	21.397
Massimo Rateo di Virata	1.751 deg/s	18.793
Minimo Raggio di Virata	10.720 m	18.762
Massimo Rateo di Salita	15.961 m/s	34.822
Massimo Angolo di Salita	39.537 deg	16.139
Minima Velocità Verticale di Planata	-1.645 m/s	16.139
Velocità Verticale al Massimo Rapporto di Planata	-1.961 m/s	20.465
Distanza di Decollo, $h_{ostacolo} = 5 \text{ m}$	34.939 m	

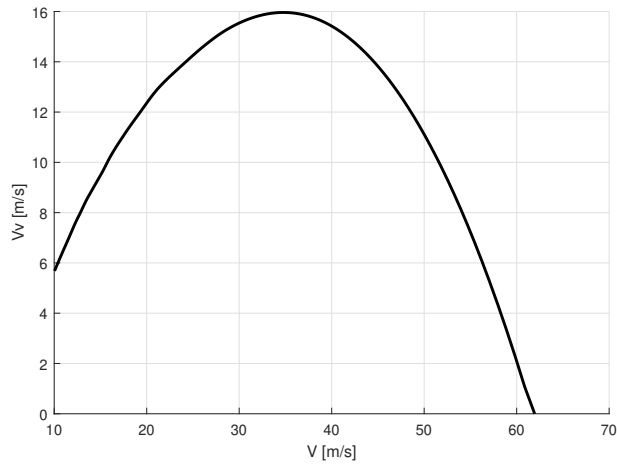
Tabella 4.1: Tabella riassuntiva prestazioni



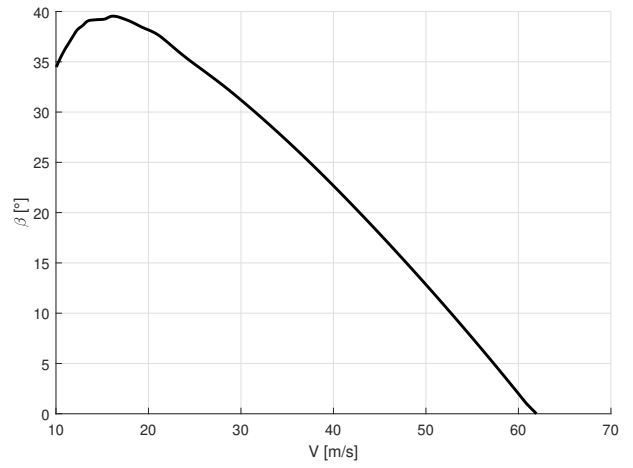
(a) Autonomia Oraria



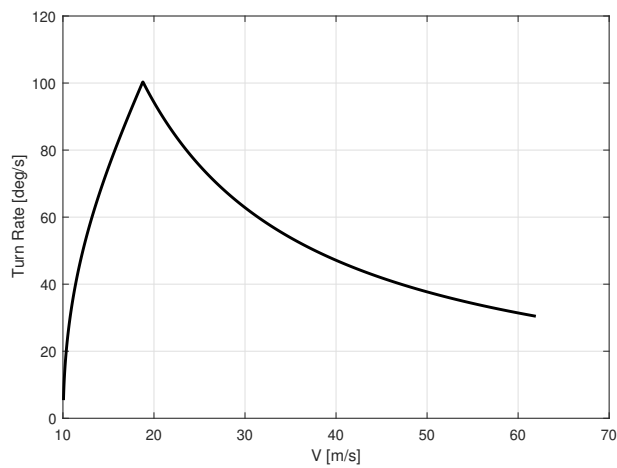
(b) Autonomia Chilometrica



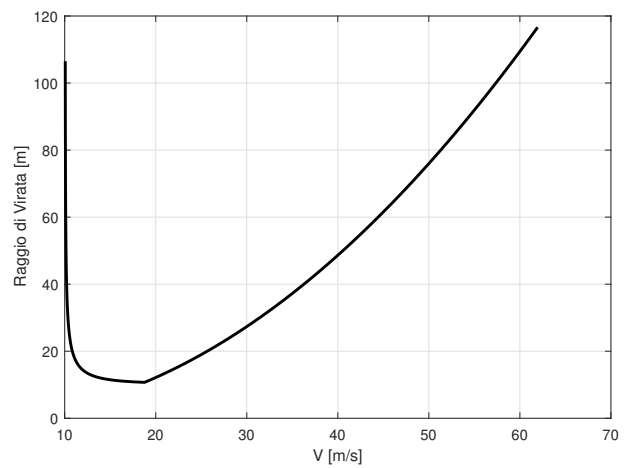
(c) Velocità Verticale



(d) Angolo di Salita



(e) Rateo di Virata



(f) Raggio di Virata

Figura 4.9: Grafici delle Prestazioni

Alla luce di questa prima analisi, si è individuato due possibili punti di miglioramento delle prestazioni:

- Riprogettare i profili aerodinamici, sostituendo i NACA 4 cifre con profili più adatti a bassi numeri di Reynolds;
- Rimuovere i serbatoi di estremità alare e sostituirli con estensioni dell'ala (*Raked Wingtips*), oppure dei *Winglets*.

La riprogettazione dei profili comporterebbe una riduzione generale della resistenza parassita, tuttavia essi devono essere sufficientemente spessi per contenere i vari componenti (carrello, bacchette di sostegno strutturale, cavi per servocomandi) e l'interfacciamento con la fusoliera (la quale ha un profilo NACA 2416).

Sostituire i serbatoi d'estremità invece, non solo permetterebbe potenzialmente di ridurre la resistenza parassita, ma tramite dei opportuni wingtip è possibile ridurre anche la resistenza indotta, particolarmente penalizzante quando il velivolo è trimmato in volo orizzontale, soprattutto se a basse velocità.

Capitolo 5

Riprogettazione dei profili alari

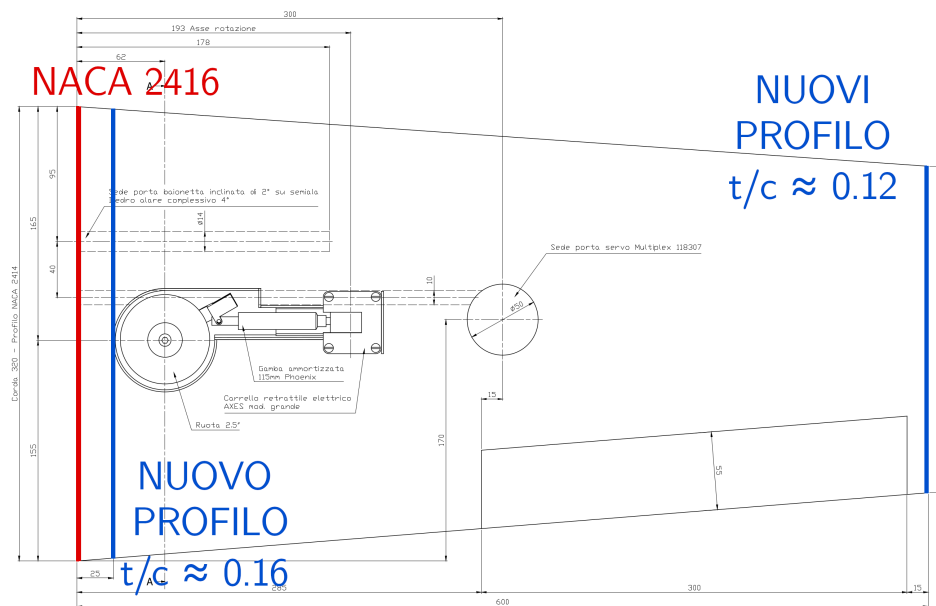


Figura 5.1: Disegno dell'ala con le sue componenti

I profili NACA 4 cifre sono dei profili che sono stati storicamente sviluppati per regimi di volo a $Re \geq 3 \cdot 10^6$. Nel caso del FIAM Jet, il numero di Reynolds è inferiore di un ordine di grandezza ($2.5 \div 8.0 \cdot 10^5$). Ciò significa che c'è la possibilità di ridurre la resistenza parassita individuando dei profili progettati per numeri di Reynolds bassi, capaci quindi di aumentare l'estensione della regione del profilo a strato limite laminare.

Nello scegliere nuovi profili, si è dovuto tenere conto sia dei limiti di spazio imposti dal contenuto dell'ala sia dalle tecnologie di produzione impiegate. Per quanto riguarda la seconda motivazione, mentre l'ala è di schiuma espansa e quindi facilmente producibile, la fusoliera è stata costruita in vetroresina con uno stampo: quest'ultimo è costoso da sostituire qualora si volesse produrre una nuova fusoliera a seguito del cambiamento del profilo di radice all'attacco con l'ala. Lavorando sulla versione a carrello fisso non si hanno dei vincoli stringenti sul posizionamento dei profili, si è perciò scelto di posizionare i nuovi profili ad una distanza $y = 25 \text{ mm}$ dalla radice dell'ala, come si può osservare dalla Fig. 5.1.

Una possibilità che si è voluto indagare è la riduzione di spessore dell'estremità alare: in questa zona, infatti, non vi è alcun componente all'interno dell'ala e i requisiti strutturali sono meno stringenti; ridurre lo spessore permetterebbe di ridurre la resistenza.

Nella Tabella 5.1 sono stati calcolati i coefficienti di portanza richiesti a varie velocità in volo rettilineo orizzontale uniforme. Ad ognuno di essi è stato calcolato il rispettivo numero di Reynolds. I dati utilizzati per il calcolo sono presenti nella Tabella 1.3. Come punto di partenza per la ricerca e l'ottimizzazione dei profili, si assume questo C_L come simile al C_l del profilo e si prende come condizione di "progetto", la velocità $V = 30 \text{ m/s}$. Questo C_L di progetto è assai piccolo, ciò indica che il profilo da ricercare non deve presentare un inarcamento elevato (a scapito del profilo in uso, il NACA 24xx, che ha un inarcamento del 4%).

V [km/h]	V [m/s]	C_L	Reynolds
39.06	10.85	1.2086	$2.489 \cdot 10^5$
54.00	15.00	0.6323	$3.441 \cdot 10^5$
72.00	20.00	0.3557	$4.588 \cdot 10^5$
90.00	25.00	0.2276	$5.735 \cdot 10^5$
108.00	30.00	0.1581	$6.883 \cdot 10^5$
126.00	35.00	0.1161	$8.030 \cdot 10^5$
144.00	40.00	0.0889	$9.177 \cdot 10^5$
162.00	45.00	0.0703	$1.032 \cdot 10^6$
180.00	50.00	0.0569	$1.147 \cdot 10^6$

Tabella 5.1: Coefficienti di Portanza

5.1 Ricerca di nuovi profili esistenti

Per la ricerca di nuovi profili, si è ricorso alle fonti [7] e [9]. La prima selezione si è basata sull'individuazione dei profili il cui inarcamento percentuale non superasse quello del NACA 24xx, e fosse attorno a un valore del 1%. Quest'ultimo valore è stato calcolato approssimativamente utilizzando i dati della linea media NACA $a = 0$, della famiglia a 6 cifre, scalandone poi il valore in funzione del range di C_L desiderato (nel nostro caso, $0.15 \div 0.2$), metodo tratto da [7], Pg. 283.

Ricordiamo che i profili alari NACA sono particolari forme di profilo alare di ali di aeromobili studiati dalla National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) statunitense. Nell'ambito della serie a 4 cifre le sezioni alari NACA definiscono il profilo in questo modo:

- la prima cifra indica la curvatura massima come percentuale della corda;
- la seconda cifra fornisce la distanza del punto di massima curvatura dal bordo d'attacco espressa come percentuale della corda e in multipli di 10;
- le ultime due cifre descrivono il massimo spessore del profilo alare espresso come percentuale della corda.

Nel nostro caso si è scelto di limitare l'inarcamento poiché si ritiene che il NACA 24xx abbia un C_L di progetto più alto di quello necessario: è evidente che la scelta di questo profilo da parte della FIAM fu fatta in un'ottica di facilità costruttiva. Infatti, il profilo utilizzato presenta un ventre piatto, come il popolarissimo Clark Y, il quale aiuterebbe nella costruzione in caso di un'ala in balsa e tela. Ciò è irrilevante in questo caso, poiché l'ala è fabbricata in schiuma espansa tagliata con una macchina a controllo numerico. E' evidente quindi che non vi è limitazioni dal punto di vista produttivo e quindi si può procedere alla ricerca di profili migliori.

Individuati dei possibili candidati, si è costruita una tabella di confronto, secondo il metodo tratto da [2] (Pg. 289), delle seguenti caratteristiche:

- C_L ad incidenza nulla: poiché spesso i valori più bassi di C_D sono quelli a bassi valori d'incidenza;
- C_{Lmax} : più è alto e migliori saranno le performance del velivolo in volo lento e in decollo/atterraggio;
- Caratteristiche dello stallo: si desidera evitare bruschi cali di portanza in condizione post stallo per scongiurare una perdita del controllo della macchina;
- C_{Dmin} e rispettivo $C_{L@C_{Dmin}}$: il primo deve essere più basso possibile e il secondo vicino al range operativo;
- $(L/D)_{max}$ e rispettivo $C_{L@(L/D)_{max}}$: l'efficienza aerodinamica massima deve essere la più alta possibile e il rispettivo coefficiente di portanza vicino a quello di crociera stimato;
- C_m al $C_{L,cr}$ (coefficiente di portanza di crociera): più è vicino allo 0, più bassa sarà la resistenza aggiuntiva per il trimmaggio, in quanto l'equilibratore dovrà generare meno portanza per mantenere il velivolo in assetto;
- Estensione della tazza di laminarità: più è ampia, maggiore sono i punti operativi che ne beneficeranno. Naturalmente si cerca di far cadere il range di C_L di progetto e di crociera al suo interno per sfruttare il regime laminare del profilo.

La Tab. 3.5 contiene le caratteristiche e i punteggi dei profili analizzati. Le proprietà elencate sono state estrapolate analizzando i profili a $Re = 6.88 \cdot 10^5$ con XFOIL e assegnando i punteggi in funzione delle caratteristiche desiderate. Si noti che molti di questi profili totalizzano un punteggio simile: per tale motivo si è scelto di analizzare tramite OpenVSP e XFLR5 le configurazioni d'ala con i possibili candidati e verificarne il miglioramento delle prestazioni. Per fare ciò, si è scalato lo spessore dei profili, utilizzando lo strumento *Direct Foil Design* di XFLR5, per produrre coppie di profili con spessore del 14 % e del 12 %, da posizionare rispettivamente in radice e in estremità dell'ala, così come rappresentato in Fig. 5.1. In Fig. 5.11 sono riportati i profili individuati (con spessore del 14%) insieme al NACA 2415.

Name	NACA 2415	Selig S8052	Selig S8036	Eppler E209	Eppler E220	Eppler E485	NASA RC-12(N)1	1	2	3	4	5	6	7
t/c (%)	0,15	0,118	0,16	0,13	0,114	0,125	0,12	1	0	1	1	0	1	1
Sensitive to surface quality?	NO	NO	YES	YES	YES	NO	YES	1	1	0	0	0	1	0
Re for data below	6,88 x 10 ⁵	6,88 x 10 ⁵	6,88 x 10 ⁵	6,88 x 10 ⁵	6,88 x 10 ⁵	6,88 x 10 ⁵	6,88 x 10 ⁵							
Cl for $\alpha = 0$ deg	0,2329	0,1671	0,1786	0,2394	0,1647	0,0909	0,2334	0	1	1	0	1	0	0
α for $C_l = 0$	-2,2	-1,487	-1,7	-2,16	-1,1	-0,84	-0,31	0	0	0	0	0	0	0
C_{Lmax}	1,4612	1,4559	1,3527	1,3094	1,2248	1,2956	1,4694	0	0	0	0	0	0	1
α for C_{Lmax}	15,5	16	18	14	14,5	15	15,5	0	0	1	0	0	0	0
Stall characteristics	A	B	A	A	A	A	B	1	0	1	1	1	1	0
Cd min (lowest is best)	0,00695	0,00617	0,00627	0,00741	0,00604	0,00584	0,00695	0	0	0	0	0	1	0
Cl of Cd min (close to cruise is best)	0,3379	0,2793	0,029	0,0729	-0,0041	-0,00724	0,3385	0	0	0	0	1	0	0
(Cl/Cd)max (highest is best)	111	85,329	94,074	109,98	113,79	78,94	91,116	0	0	0	0	1	0	0
Cl of (Cl/Cd)max (closest to CLc, best)	0,9347	0,7845	0,8603	0,9668	0,858	0,9361	0,8554	0	1	0	0	0	0	0
Cl_max/Cd_min	210,24	235,96	215,74	176,71	202,78	221,85	211,42	0	1	0	0	0	0	0
Cruise Cm (closer to 0 is best)	-0,0515	-0,0289	-0,0287	-0,0507	-0,0174	-0,0084	-0,0518	0	0	0	0	0	1	0
Drag Bucket Starts at Cl	0,286	-0,1	-0,08	-0,09	0	-0,2	-0,15							
Drag Bucket Ends at Cl	0,3906	0,4	0,44	0,6	0,8	0,1	0,65							
Is Cl cruise inside Drag Bucket?	N	Y	Y	Y	Y	N	Y	0	1	1	1	1	0	1
							Sum:	3	5	5	3	5	5	3

Tabella 5.2: Analisi delle caratteristiche dei profili

Analizzando le curve di resistenza in funzione della velocità (Fig. 5.2) è possibile notare che la configurazione vincente non è sempre quella che monta i NACA 24XX, ci sono infatti delle regioni in cui i nuovi profili sviluppano una minor resistenza a parità di velocità: nella regione compresa tra 18 e 20 m/s si potrebbe optare per l'E209 o uno dei due Selig (Fig. 5.3a), tra 21 e 26 m/s i due profili Selig risultano gli unici profili vincenti, mentre oltre i 46 m/s solo l'E209 non conviene rispetto all'originale, tutti gli altri hanno leggeri benefici (Fig.5.3b).

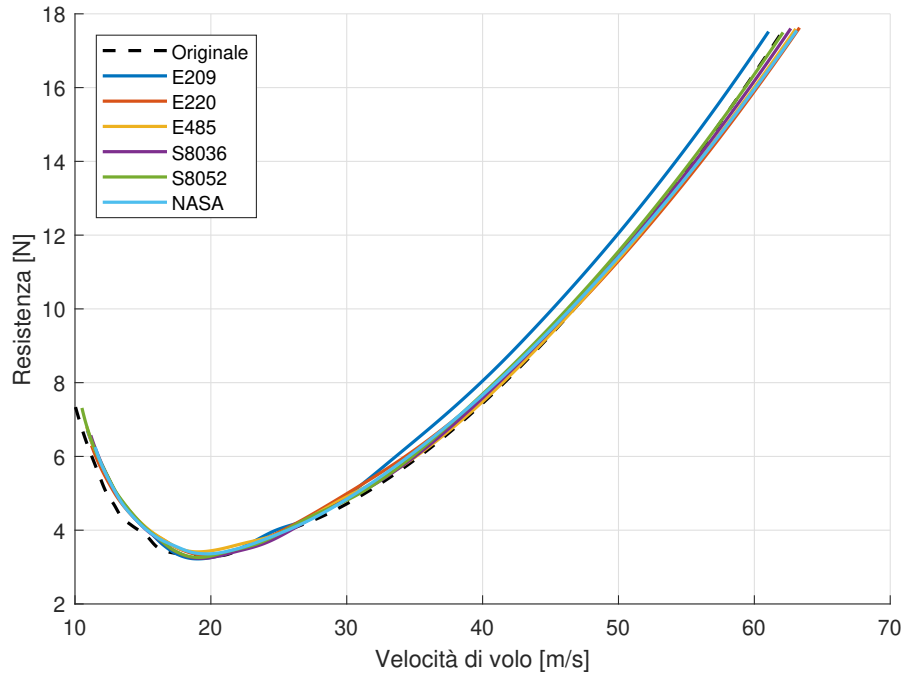


Figura 5.2: Confronto tra i profili scelti

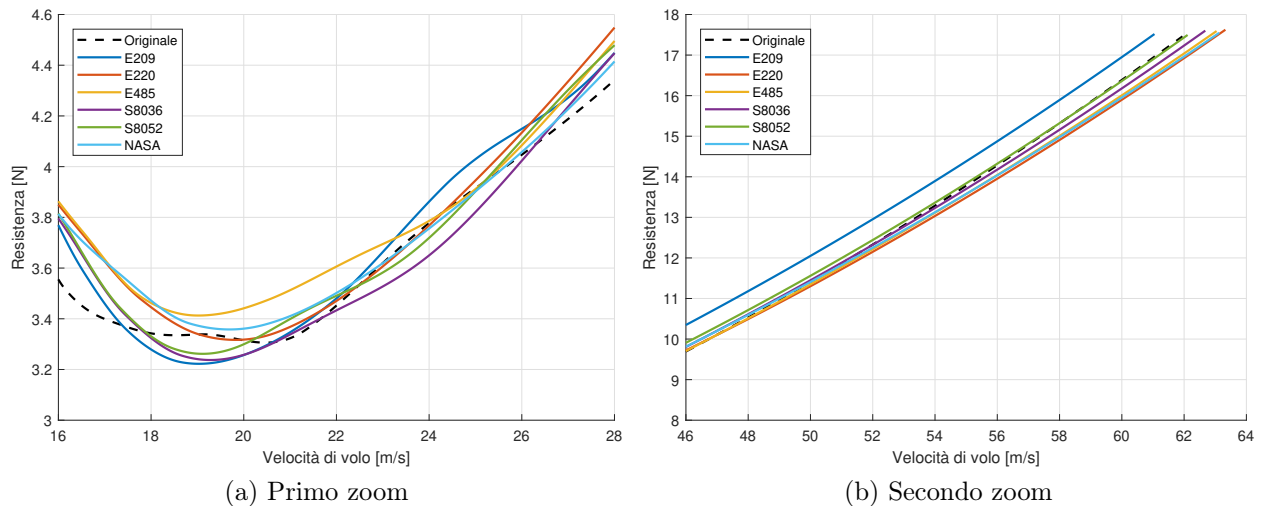
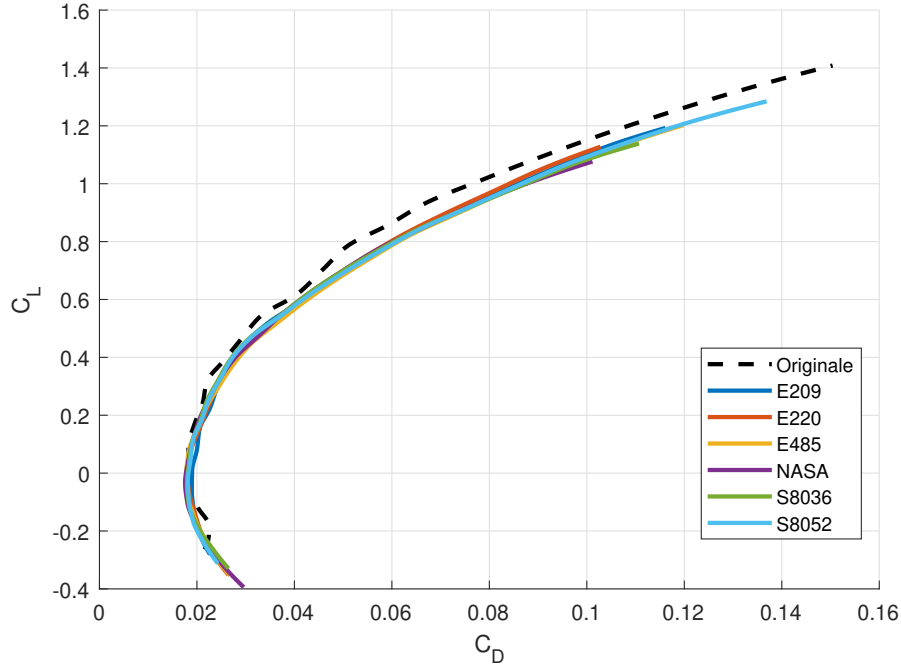


Figura 5.3: Ingrandimenti grafici

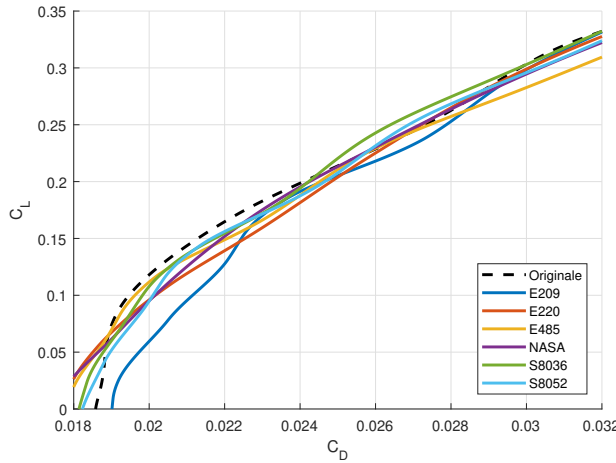
Per approfondire l'analisi sui nuovi profili è interessante riportare le polari del velivolo completo in ogni configurazione; la Fig. 5.4a, oltre a mostrare condizioni di volo in cui i profili NACA non sono la scelta migliore, suggerisce un'attenta riflessione sulle caratteri-

stiche dei profili e sul contributo di resistenza indotta.

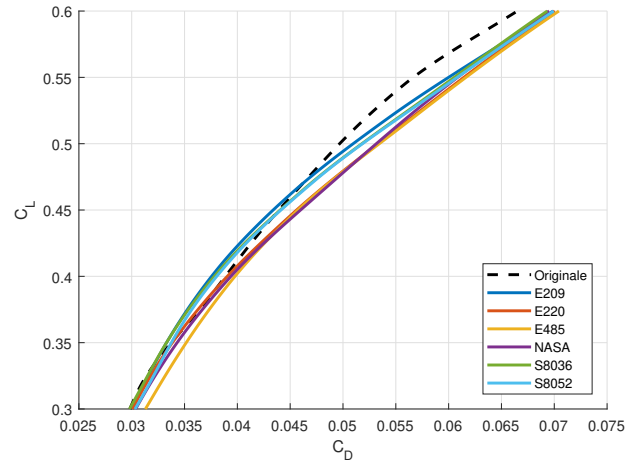
A $C_L < 0.3$ abbiamo due zone in cui la polare dei profili Selig è più "alta" di quella originale (Fig. 5.4b), ciò significa minor resistenza a parità di portanza. Si verifica un comportamento analogo anche intorno a $C_L = 0.4$ per i Selig e per l'E209 (Fig. 5.4c). Nella regione in cui abbiamo $C_L > 0.5$ la configurazione originale risulta la vincente.



(a) Polari a confronto



(b) Primo zoom

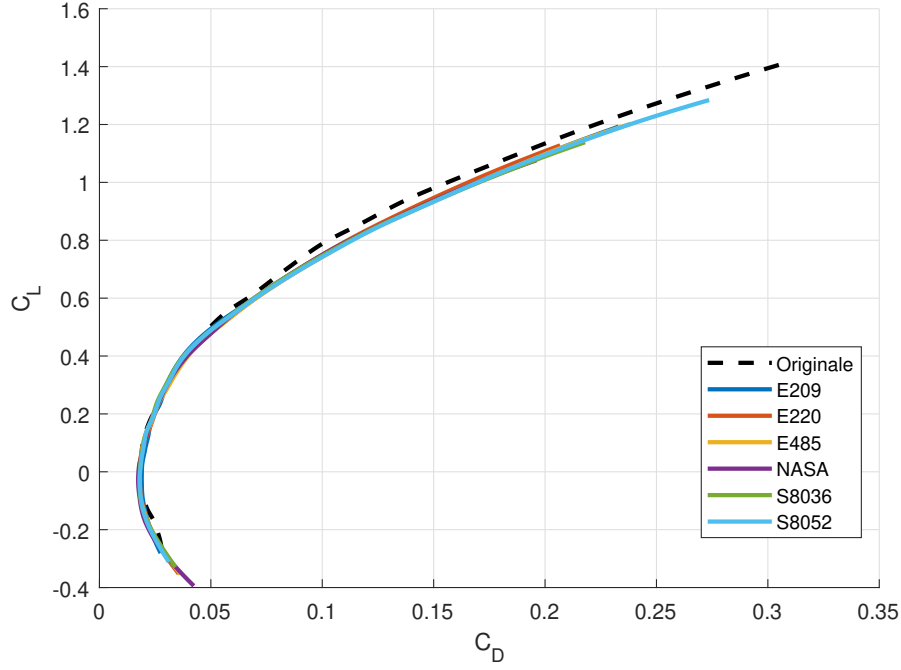


(c) Secondo zoom

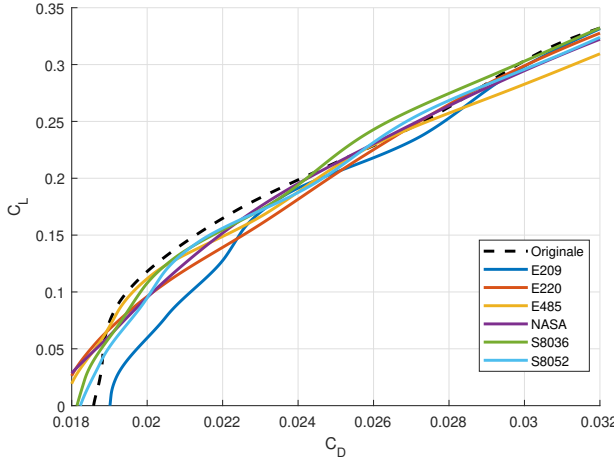
Figura 5.4: Polari a confronto

Anche le polari trimmate hanno un comportamento pressochè invariato, vengono qui riportate per completezza insieme ai rispettivi ingrandimenti delle regioni d'interesse (Fig. 5.5). Questi effetti si ripercuotono poi sulle prestazioni, riportate in Tab. 5.3.

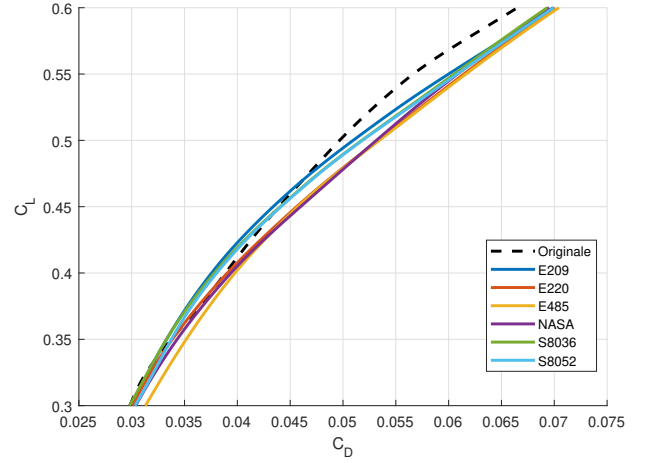
Con l'utilizzo di XFRLR5 è stato possibile analizzare la variazione del coefficiente di resistenza viscosa in funzione del C_L per ogni profilo scelto, Fig. 5.6; il confronto con la configurazione originale ha messo in luce il vantaggio competitivo dei nuovi profili. Infatti



(a) Polari trimate a confronto



(b) Primo zoom



(c) Secondo zoom

Figura 5.5: Polari trimate a confronto

nelle colonne ΔC_D viene calcolata la differenza di C_{Dv} tra la polare originale e la rispettiva del nuovo profilo, quindi viene evidenziato in verde la presenza di una riduzione di C_{Dv} .

Tuttavia, pur avendo delle riduzioni di resistenza viscosa, dal calcolo con il metodo a pannelli di OpenVSP risulta che i profili NACA originali hanno una componente di resistenza indotta inferiore rispetto ai nuovi profili ad alti C_L . La differenza di questo risultato, rispetto a quello di XFLR5, è da attribuirsi al metodo a pannelli 3D utilizzato da VSPAERO: infatti oltre ad includere l'effetto dello spessore del profilo, quindi tracciarne la geometria più accuratamente, esso tiene conto dell'effetto della geometria della scia sull'ala poiché effettua delle iterazioni di rilassamento di quest'ultima. Di conseguenza la scia non è piatta, come in un semplice software di VLM, ma include il suo arrotondamento. Si ipotizza dunque che questa sia la causa della marginale riduzione del C_D globale.

originale	E209	E220	E485	NASA	S8036	S8052	XOPT1	XOPT2									
Cl	Cdv	ΔCdv	Cdv	ΔCdv	Cdv	ΔCdv	Cdv	ΔCdv	Cdv	ΔCdv							
-0.29838	0.012764	0.011712	0.001052	0.013852	-0.00109	0.013635	-0.00087	0.015434	-0.00267	0.014245	-0.00148	0.012576	0.000188	0.013656	-0.00089	0.01406	-0.0013
-0.21969	0.012207	0.011143	0.001064	0.013009	-0.0008	0.012712	-0.0005	0.014284	-0.00208	0.012909	-0.0007	0.011624	0.000583	0.011195	0.000257	0.012555	-0.00035
-0.14079	0.011736	0.010922	0.000814	0.012217	-0.00048	0.011809	-7.3E-05	0.013037	-0.0013	0.011419	0.000317	0.010694	0.001042	0.010922	0.000814	0.011051	0.000685
-0.06174	0.011327	0.010842	0.000485	0.011464	-0.00014	0.010815	0.000512	0.011421	-9.4E-05	0.010293	0.001034	0.01032	0.001007	0.010286	0.001041	0.010163	0.001164
0.017381	0.010934	0.010766	0.000168	0.010674	0.00026	0.009923	0.001011	0.010545	0.000389	0.010124	0.00081	0.0102	0.000734	0.00983	0.001104	0.009543	0.001391
0.096518	0.010566	0.0107	-0.00013	0.010024	0.000542	0.009651	0.000915	0.010309	0.000257	0.010025	0.000541	0.010114	0.000452	0.009623	0.000943	0.009341	0.001225
0.175602	0.010331	0.010659	-0.00033	0.010017	0.000314	0.009771	0.00056	0.010046	0.000285	0.009974	0.000357	0.010053	0.000278	0.009955	0.000781	0.009282	0.001049
0.254566	0.010231	0.010645	-0.00041	0.01024	-9E-06	0.009922	0.000309	0.00995	0.000281	0.009954	0.000277	0.010028	0.000203	0.009607	0.000624	0.009341	0.00089
0.333346	0.010259	0.010637	-0.00038	0.010519	-0.00026	0.010139	0.00012	0.009899	0.00036	0.009962	0.000297	0.010029	0.00023	0.009813	0.000446	0.009524	0.000735
0.411874	0.010433	0.010635	-0.0002	0.010743	-0.00031	0.010423	1E-05	0.009996	0.000437	0.010016	0.000417	0.010074	0.000359	0.010176	0.000257	0.00984	0.000593
0.490086	0.010751	0.010687	6.4E-05	0.010926	-0.00018	0.010787	-3.6E-05	0.010219	0.000532	0.010147	0.000604	0.010204	0.000547	0.010661	9E-05	0.010276	0.000475
0.567918	0.011173	0.010846	0.000327	0.01118	-7E-06	0.011319	-0.00015	0.010601	0.000572	0.010433	0.00074	0.010552	0.000621	0.011262	-8.9E-05	0.01084	0.000333
0.645306	0.011642	0.011193	0.000449	0.011368	0.000274	0.011925	-0.00028	0.010963	0.000679	0.010804	0.000838	0.011059	0.000583	0.011923	-0.00028	0.011454	0.000188
0.722187	0.012044	0.011514	0.00053	0.011491	0.000553	0.012548	-0.0005	0.011308	0.000736	0.011191	0.000853	0.011688	0.000356	0.012544	-0.0005	0.012019	2.5E-05
0.798499	0.012429	0.011874	0.000555	0.011573	0.000856	0.013156	-0.00073	0.011652	0.000777	0.011714	0.000715	0.012375	5.4E-05	0.013149	-0.00072	0.0126	-0.00017
0.874182	0.012865	0.012273	0.000592	0.011814	0.001051	0.013842	-0.00098	0.012186	0.000679	0.01258	0.000285	0.013154	-0.00029	0.013753	-0.00089	0.013239	-0.00037
0.949175	0.013521	0.012885	0.000636	0.012147	0.001374	0.014588	-0.00107	0.013016	0.000505	0.01368	-0.00016	0.01398	-0.00046	0.014484	-0.00096	0.014105	-0.00058
1.023421	0.014331	0.013661	0.00067	0.012684	0.001647	0.015388	-0.00106	0.014347	-1.6E-05	0.015087	-0.00076	0.014957	-0.00063	0.015533	-0.0012	0.015306	-0.00098
1.096864	0.015361	0.014846	0.000515	0.013533	0.001828	0.016343	-0.00098	0.015934	-0.00057	0.016761	-0.0014	0.01604	-0.00068	0.017116	-0.00176	0.016967	-0.00161
1.169448	0.016665	0.016577	8.8E-05	0.014685	0.00198	0.017527	-0.00086	0.018256	-0.00159	0.018956	-0.00229	0.017305	-0.00064	0.019103	-0.00244	0.018968	-0.0023
1.241119	0.018336	0.019031	-0.00069	0.016299	0.002037	0.019365	-0.00103	0.022397	-0.00406	0.022186	-0.00385	0.019094	-0.00076	0.021918	-0.00358	0.021702	-0.00337
MEDIA			0.000534		0.00106		0.000491		0.000499		0.000578		0.000482	0.000636		0.000729	
MAX			0.001064		0.002037		0.001011		0.000777		0.001034		0.001042	0.001104		0.001391	

Figura 5.6

	Originale	E209	E220	E485	NASA RC-12(N)1	S8036	S8052
V Massima	m/s	61,497	61,048	63,326	63,043	62,680	62,112
V Minima	m/s	10,038	10,908	11,218	10,864	11,163	10,511
V Spinta Minima	m/s	20,465	19,034	19,815	19,029	19,291	19,099
V Potenza Minima	m/s	16,158	17,374	15,748	17,308	17,364	17,302
Autonomia Oraria Max	min	28,23	29,06	28,05	27,44	28,86	28,68
$V_{MaxEndurance}$	m/s	18,042	18,697	19,406	18,698	18,966	18,834
Autonomia Km Max	km	34,96	34,64	34,67	34,11	35,39	34,82
$V_{MaxRange}$	m/s	21,397	21,390	22,202	24,473	23,478	23,320
Max Rateo di Virata Max	deg/s	1,751	1,612	1,567	1,619	1,575	1,673
$V_{MaxTurnRate}$	m/s	18,793	20,408	20,996	20,326	20,880	19,666
Min Raggio di Virata	m	10,720	12,658	13,388	12,556	13,256	11,754
$V_{MinTurnRadius}$	m/s	18,762	20,408	20,960	20,326	20,880	19,666
Max Rateo di Salita	m/s	15,961	15,493	15,684	15,892	15,875	15,832
$V_{MaxClimbV}$	m/s	34,822	32,810	34,882	34,914	34,478	34,132
Max angolo di Salita	deg	39,537	39,260	38,893	38,879	39,144	39,133
$V_{MaxClimbAng}$	m/s	16,139	17,225	17,039	17,172	17,253	17,202
Min Rateo di Discesa	m/s	-1,645	-1,699	-1,782	-1,788	-1,726	-1,729
$V_{MinSinkV}$	m/s	16,139	17,374	15,703	17,289	17,345	17,302
Vs di Max Rapporto di Planata	m/s	-1,961	-1,779	-1,905	-1,882	-1,811	-1,806
$V_{MaxGlide}$	m/s	20,465	19,034	19,815	19,029	19,291	19,099
Distanza di decollo, h = 5m	m	34,939	38,884	40,278	38,697	40,063	37,110
Ground Run	m	9,361	11,008	11,586	10,937	11,515	10,283

Tabella 5.3: Confronto prestazioni

Dalla Tab. 5.3 si nota che nessun profilo è dominante rispetto all' altro. In alcuni casi ci sono dei miglioramenti rispetto alla combinazione di NACA originale. Ad esempio, i profili E209 e S8036 fanno riscontrare il più apprezzabile aumento (seppur marginale) di, rispettivamente, autonomia oraria e autonomia chilometrica. Tutti i nuovi profili fanno anche riscontrare una diminuzione del rateo di discesa, con l'E485 che primeggia a riguardo. Mentre il massimo rateo di salita risulta praticamente invariato, nessun nuovo profilo migliora la distanza di decollo e le prestazioni in virata.

5.2 Profili Selig

I dati raccolti e i commenti dei paragrafi precedenti mostrano che i profili Selig migliorano sensibilmente le caratteristiche aerodinamiche della ala principale, incrementando per esempio l'autonomia chilometrica per velocità comprese tra 22 e i 26 m/s (Fig. 5.7); si è perciò deciso di combinare i profili in Tab. 5.2 assieme ad altri profili consigliati in [7]. Per evitare il lungo e oneroso processo di analisi con OpenVSP, si è utilizzato il calcolo VLM di XFLR5 per individuare rapidamente dei profili candidati che potessero portare una riduzione di resistenza aerodinamica lungo l'ala, individuando un piccolo miglioramento nella combinazione Selig S8036 in radice e S8052 in estremità (Fig. 5.8).

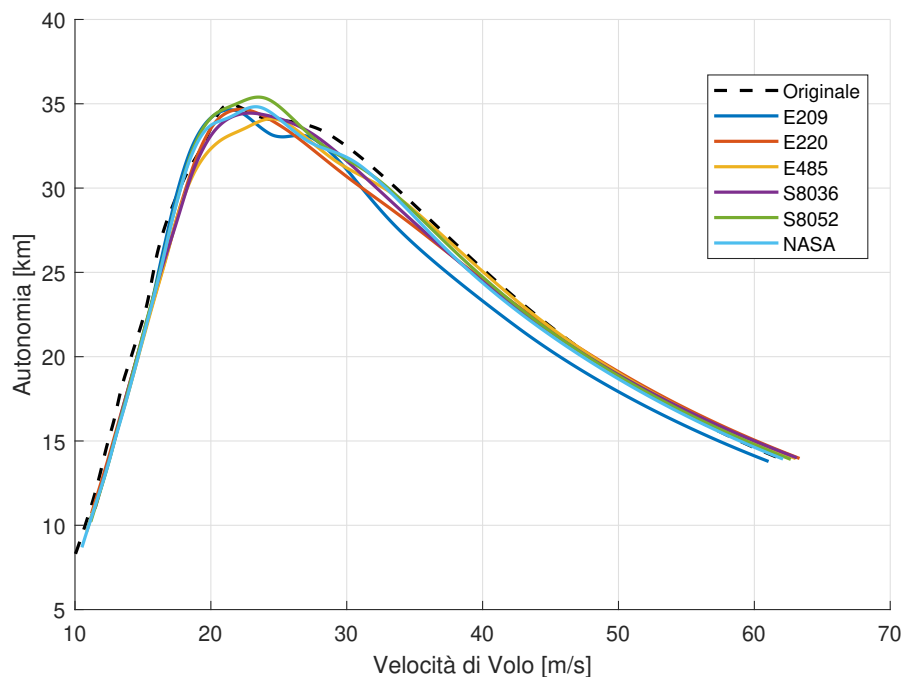


Figura 5.7: Autonomia chilometrica dei profili analizzati

Da notare che nella polare la riduzione maggiore è presente a valori di C_L negativi (Fig. 5.9): si è quindi ricercato nel database di [9] delle versioni con maggior inarcamento dei profili individuati a scopo di spostare il range di laminarità nella regione di portanza positiva. La combinazione vincente è rappresentata dai Selig S8037 e Selig S8055, rispettivamente con spessori del 16% e 12% rispetto alla corda. Il guadagno previsto sulla polare è mostrato in Fig. 5.8 e 5.9: esso è in media di 3,1 DC, con un massimo di 5 DC.

Tuttavia effettuate le analisi con il metodo a pannelli, dal diagramma di spinta necessaria (Fig. 5.10), si individua un marginale miglioramento solo tra 10 m/s e 20 m/s e in nessuna altro range di velocità. Ciò si riflette anche in Tab. 5.4, ove presente un confronto delle prestazioni rispetto ai profili originali: solo nell'autonomia oraria vi è un piccolo miglioramento.

Come già accennato in precedenza, la componente non viscosa di C_D viene calcolata diversamente dal VLM di XFLR5 e il metodo a pannelli di VSPAERO. Di conseguenza, pur avendo ritenuto la scelta di questi profili Selig un promettente miglioramento, l'analisi con VSPAERO non ha portato i risultati sperati.

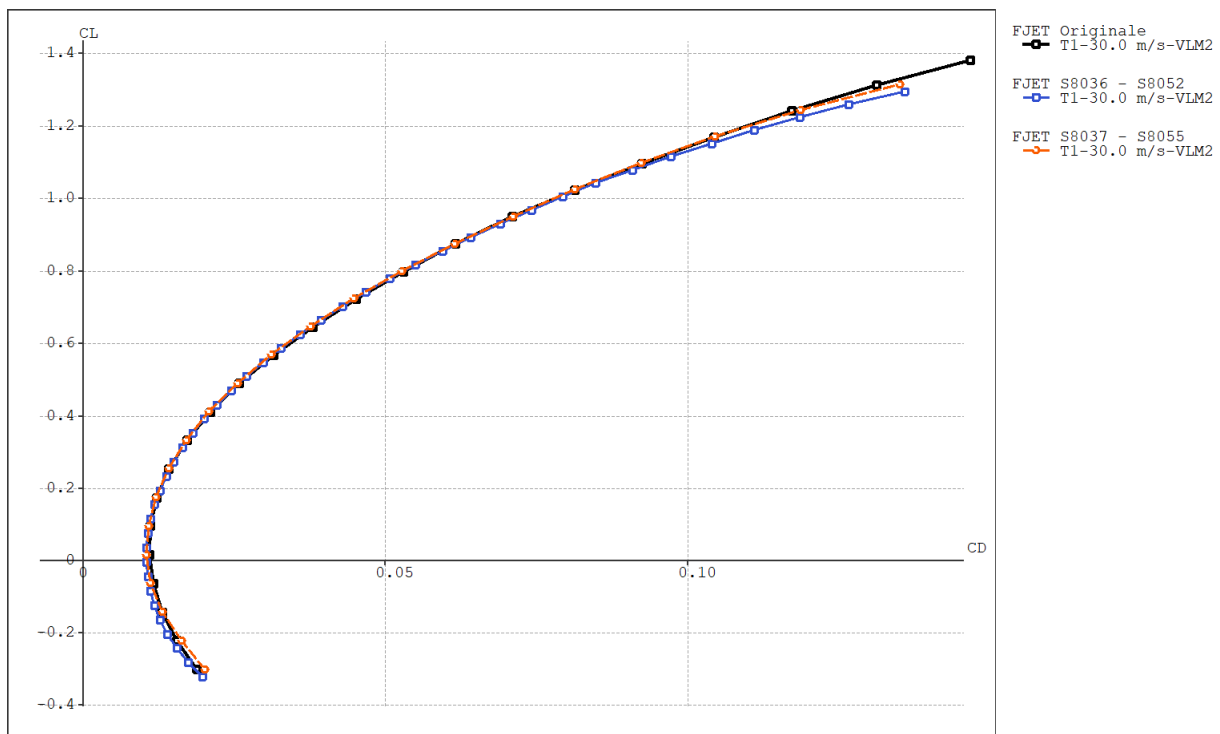


Figura 5.8: Polari di velivolo calcolate con XFLR5

La ricerca di un profilo esistente era una pratica molto comune nell'epoca pre-informatica, quando non era praticabile progettare un profilo ex-novo specifico per la propria applicazione. Oggi, avendo a disposizione i calcolatori, possiamo quindi scegliere di ottimizzare il profilo originale per l'aeromodello. Naturalmente lo svantaggio è il non avere più a disposizione di dati di prove di galleria, questo dovrebbe essere infatti uno sviluppo successivo per verificare la bontà dei profili ottimizzati.

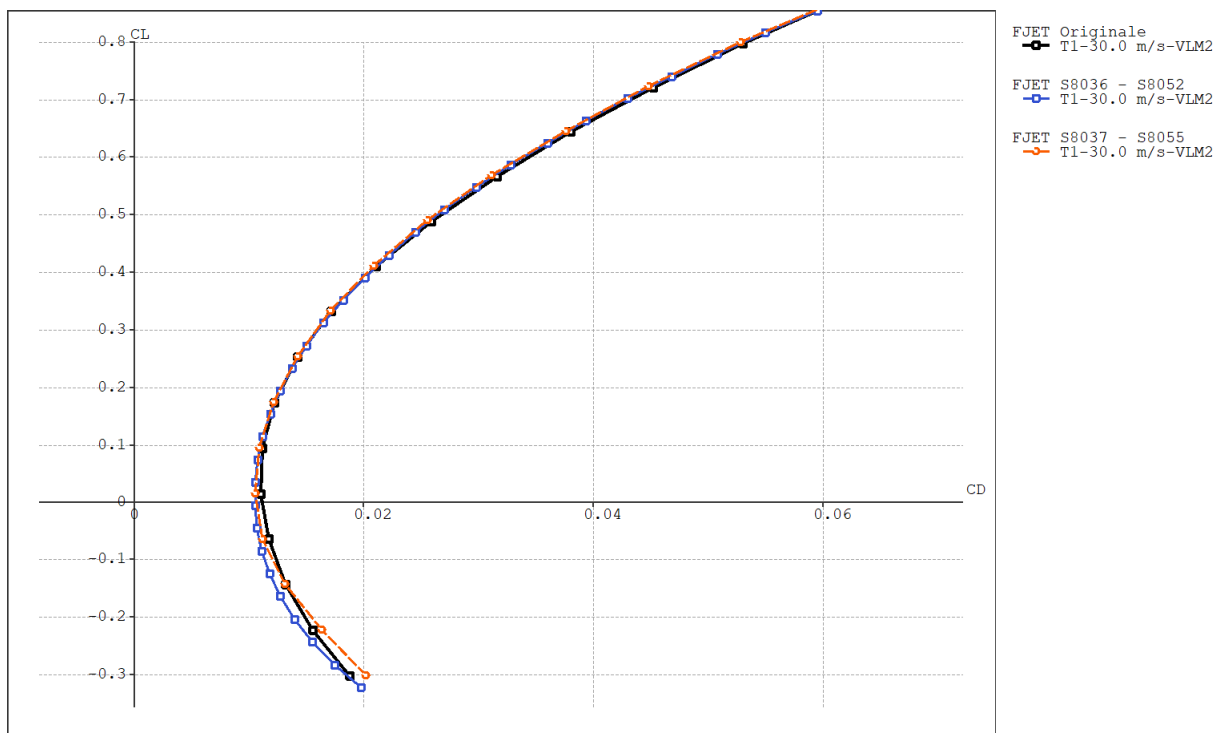


Figura 5.9: Dettaglio sul range di velocità intermedie-alte

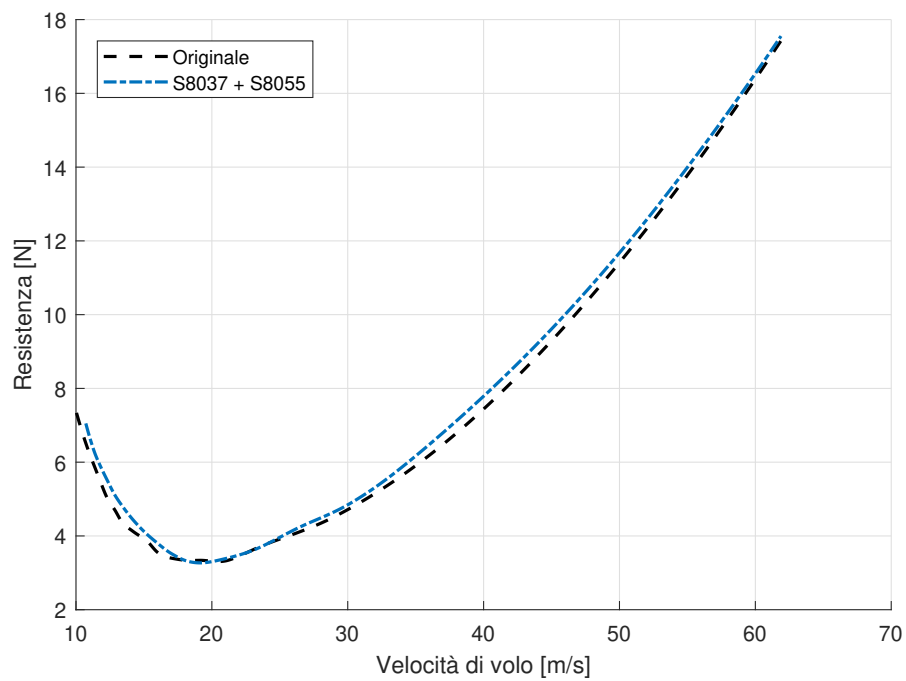


Figura 5.10: Spinta Richiesta con i profili Selig

		Originale	Profili Selig
V Massima	m/s	61,947	61,889
V Minima	m/s	10,038	10,723
V Spinta Minima	m/s	20,465	19,146
V Potenza Minima	m/s	16,158	17,473
Autonomia Oraria Max	min	28,23	28,615
$V_{MaxEndurance}$	m/s	18,042	18,863
Autonomia Km Max	km	34,96	34,60
$V_{MaxRange}$	m/s	21,397	22,569
Max Rateo di Virata	deg/s	1,751	1,639
$V_{MaxTurnRate}$	m/s	18,793	20,048
Min Raggio di Virata	m	10,720	12,233
$V_{MinTurnRadius}$	m/s	18,762	20,048
Max Rateo di Salita	m/s	15,961	15,725
$V_{MaxClimbV}$	m/s	39,537	33,644
Max Angolo di Salita	deg	43,085	39,108
$V_{MaxClimbAng}$	m/s	12,852	17,012
Min Rateo di Discesa	m/s	-1,645	-1,736
$V_{MinSinkV}$	m/s	16,139	17,433
Vs di Max Rapporto di Planata	m/s	-1,815	-0,972
$V_{MaxGlide}$	m/s	20,465	19,146
Distanza di decollo, h = 5m	m	34,939	33,632
Ground Run	m	9,361	8,456

Tabella 5.4: Riassunto prestazioni con i Profili Selig

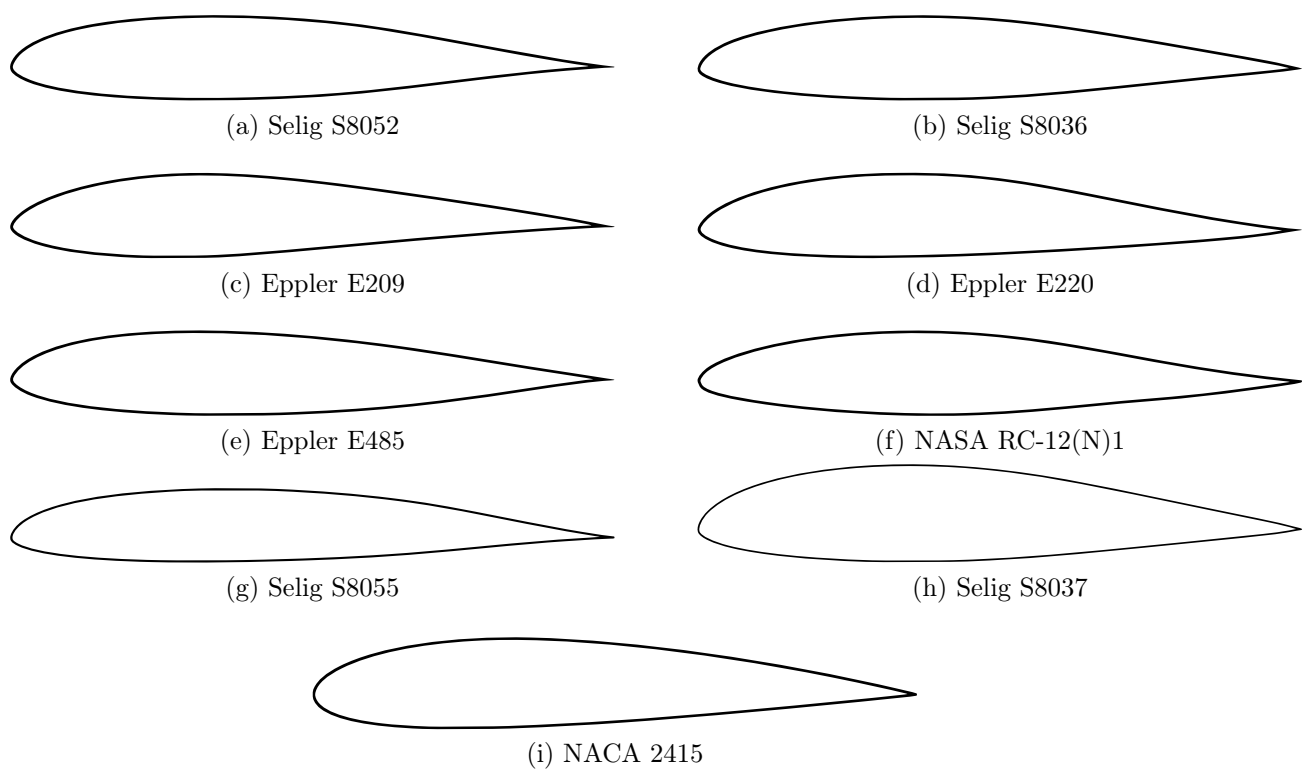


Figura 5.11: Tutti i profili scelti ed analizzati nelle sezioni precedenti.

5.3 Ottimizzazione

L'ottimizzazione è stata condotta tramite l'utilizzo di *Xoptifoil*. Come punto di partenza si è analizzato la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare (Fig. 5.12): in particolare il valore di Reynolds lungo l'apertura alare e il comportamento allo stallo dell'ala stessa.

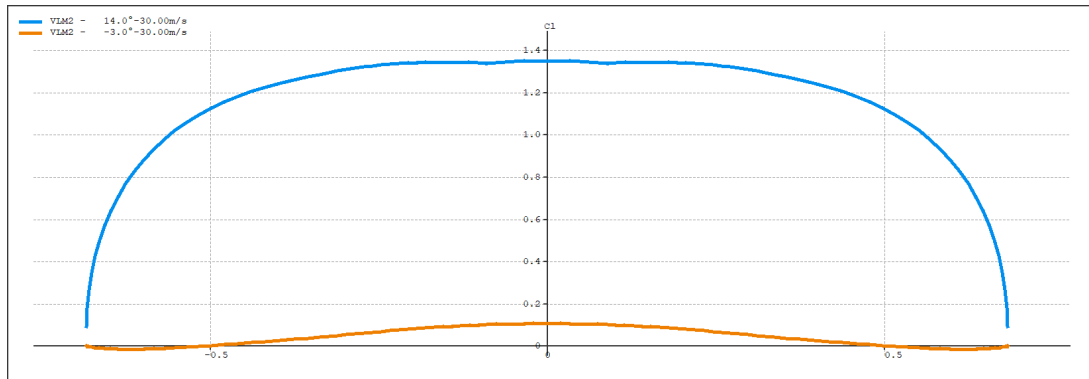


Figura 5.12: Distribuzione di portanza sull'ala a $C_L = 0$ e allo stallo.

Il numero di Reynolds in questo caso non varia con il variare del C_L , poiché la polare generata si basa su una analisi di tipo "prova di galleria": la velocità della corrente è tenuta fissata ($V = 30 \text{ m/s}$), e viene variato l'angolo d'incidenza. Di conseguenza l'unica variazione di Reynolds lungo l'apertura alare è dovuta alla rastremazione dell'ala, quindi la riduzione della corda locale. I valori sono riportati in Tab. 5.5.

Per quanto concerne il comportamento allo stallo, il forte svergolamento negativo (*washout*) alle estremità, garantisce che la maggior parte della portanza è generata in radice dell'ala, evitando quindi lo stallo a partire dalla regione interessata dagli alettoni. Questo quindi permette effettivamente di porre come spessore minimo al profilo d'estremità ottimizzato un valore massimo di 11% rispetto alla corda.

	y [mm]	Reynolds
Radice	108	$6.32 \cdot 10^5$
Mezzeria	343	$5.63 \cdot 10^5$
Estremità	683	$4.58 \cdot 10^5$

Tabella 5.5: Reynolds locali sull'ala

Si è quindi impostato il file di input di *Xoptifoil* scegliendo come criterio la riduzione della resistenza aerodinamica lungo tutta la polare (range di C_L da -0.1 a 1.4), ponendo tuttavia un peso maggiore nel range di velocità basso-intermedie, ovvero C_L tra 0.05 e 0.5. Questo perché ad alte velocità il contributo maggiore di resistenza aerodinamica è frutto della resistenza parassita e non della componente indotta. La resistenza indotta (e anche quella di trim) sono invece influenti alle basse velocità, dove l'ala deve generare un elevato coefficiente di portanza per sostenere l'aeroplano: di conseguenza comporta la generazione di una scia fortemente vorticoso.

Si è inoltre imposto di massimizzare il rapporto L/D per un valore di C_L di 0.45, questo

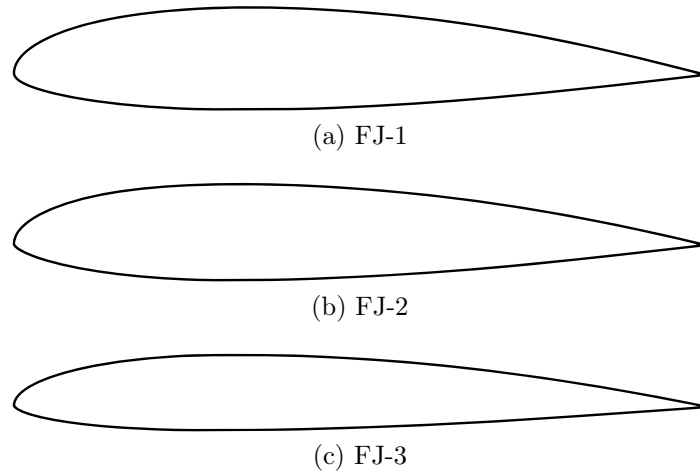
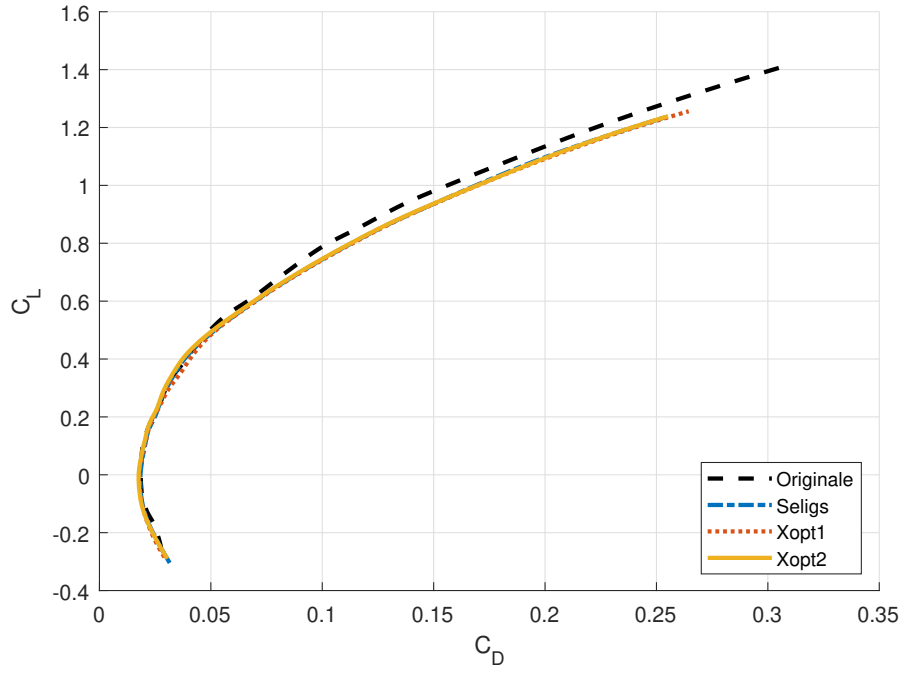


Figura 5.13: I profili ottimizzati ottenuti

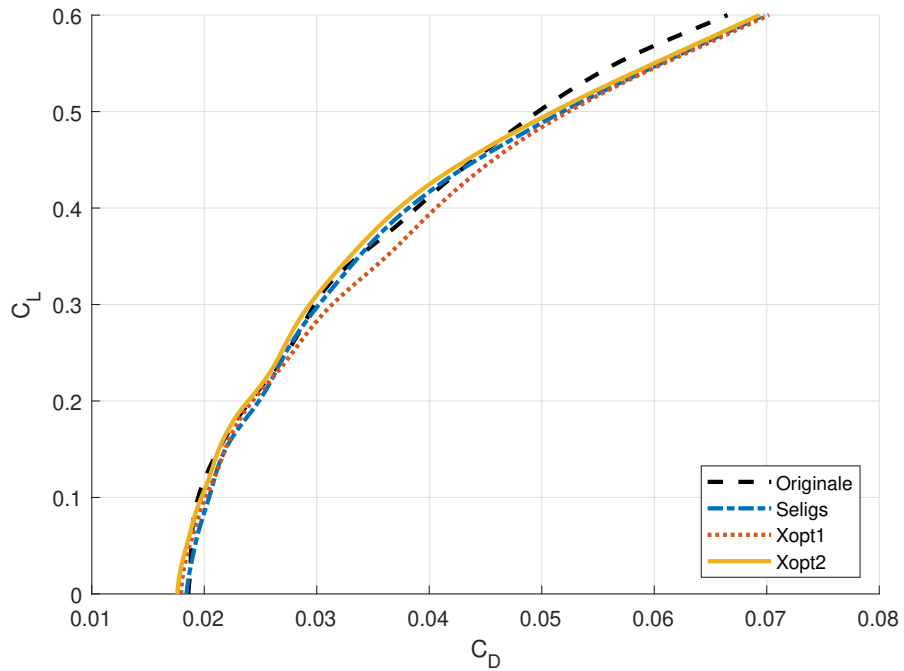
per migliorare l'autonomia a velocità più basse. Inoltre si è imposto nell'ottimizzazione del profilo di radice, un valore minimo di spessore nei punti in cui passano la canalina contenente i cavi per i servocomandi ($0.11\% \ t/c$ @ $0.42\% \ x/c$) e la baionetta di rinforzo strutturale ($0.15\% \ t/c$ @ $0.29\% \ x/c$).

L'ottimizzazione si è svolta tramite l'algoritmo di Particle Swarm, producendo tre profili: un profilo di radice con spessore del 15% (FJ-1), uno di estremità con spessore del 14% (FJ-2), e uno di estremità con spessore del 11% (FJ-3). Essi sono raffigurati in Fig. 5.13. Si è scelto di analizzare due configurazioni: mantenendo sempre FJ-1 in radice e introducendo gli altri due profili in estremità.

In figura 5.14 è evidente come il processo di ottimizzazione abbia fornito i risultati sperati a C_L compresi tra 0.05 e 0.5, il miglioramento è consistente e sicuramente maggiore rispetto a quello ottenuto con i profili selezionati in precedenza.



(a) Polari



(b) Dettaglio regione d'interesse

Figura 5.14: Polari trimmate a confronto

Il risultato di questa scelta è mostrato in Fig. 5.15, mostrando un chiara riduzione di resistenza ad alte velocità, anche rispetto alla coppia di profili Selig, mantenendo un miglioramento accettabile a basse velocità, attorno al valore di minima resistenza. La riduzione di resistenza viscosa per la prima combinazione di profili è di 7 DC in media con un picco di 11 DC, mentre per la seconda combinazione la riduzione media è di 8 DC con un massimo di 14 DC. E' tuttavia da sottolineare che per questi profili ottimizzati la riduzione di resistenza aerodinamica è concentrata nel range di C_L tra 0.01 e 0.5, mentre al di fuori di esso la resistenza viscosa è leggermente superiore al caso base.

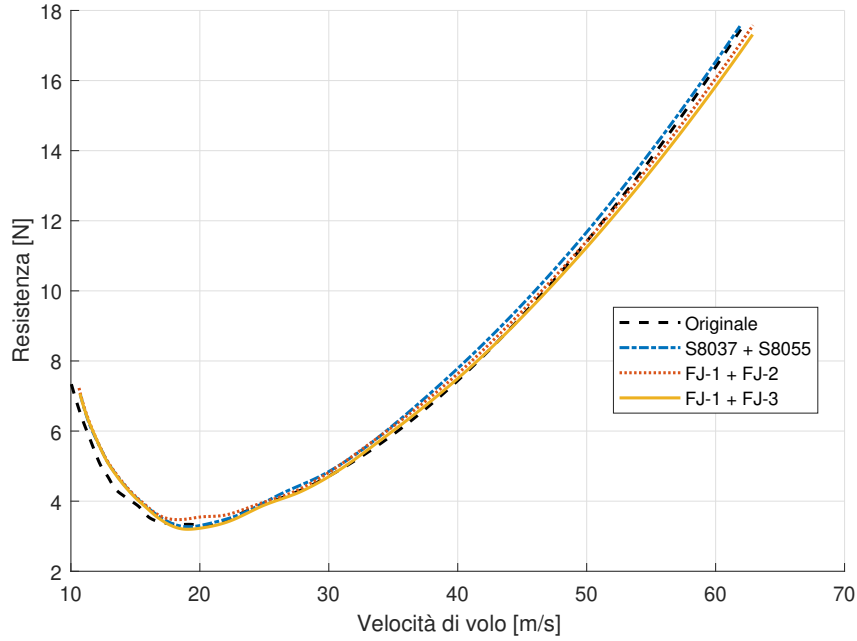
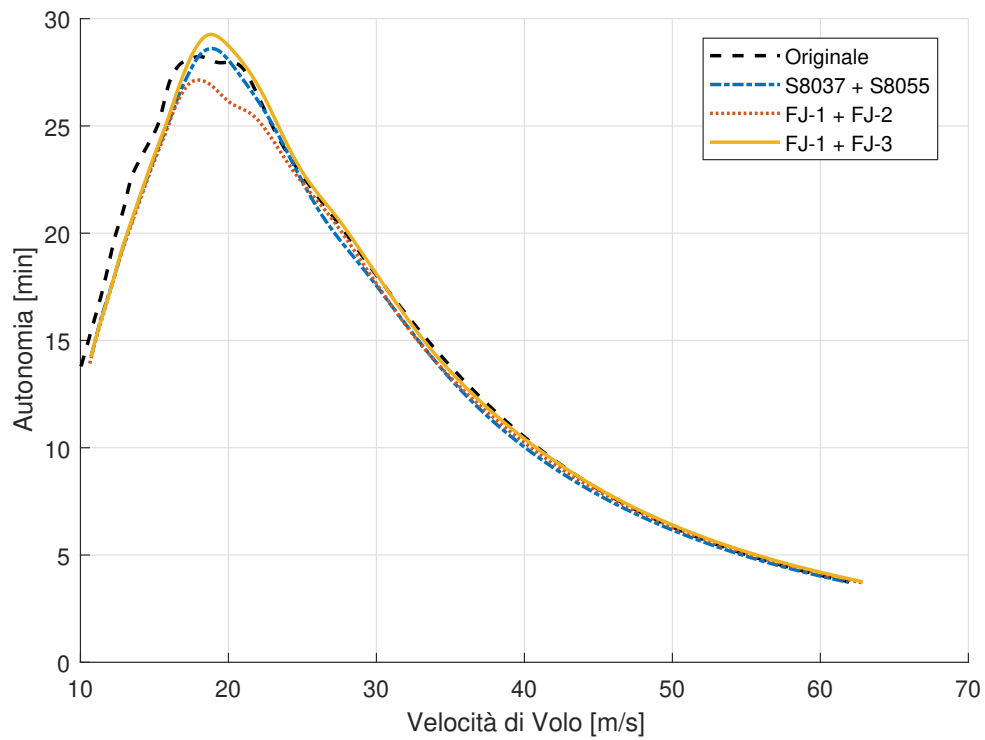


Figura 5.15: Spinta Necessaria dei profili ottimizzati

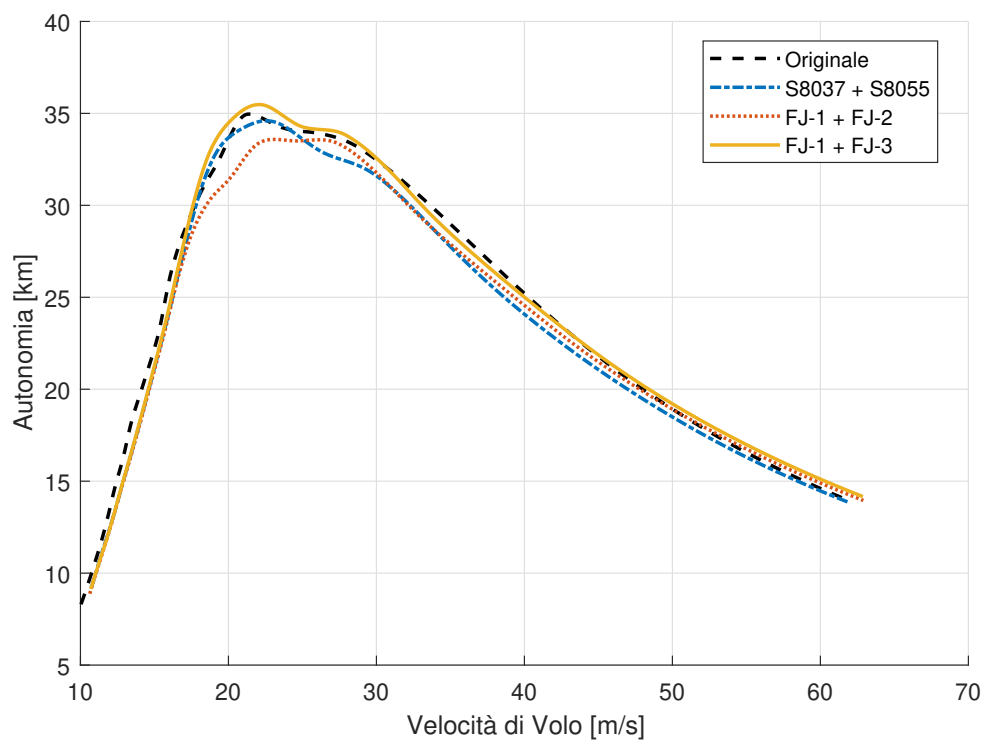
Nella Tab. 5.6 sono messi a confronto le prestazioni ottenute. Secondo la tabella, la prima configurazione non produce alcun miglioramento significativo, mentre la seconda configurazione migliora alcune caratteristiche di autonomia e volo planato. Tuttavia se si va ad analizzare l'andamento delle autonomie in funzione della velocità di volo (Fig. 5.16), si noti come entrambe le configurazioni aumentino, seppur marginalmente, l'autonomia del velivolo alle alte velocità. Nell'intorno del massimo di L/D invece, solo la configurazione FJ-1 e FJ-3 produce dei miglioramenti apprezzabili. Sia la coppia di profili Selig che la coppia FJ-1, FJ-2 non produce miglioramenti in questo range di velocità. La causa è ancora da ricercarsi nel C_{Di} superiore, come già discusso in precedenza.

	Originale	Profili Selig	FJ-1 + FJ-2	FJ-1 + FJ-3
V Massima	m/s	61,947	62,903	62,869
V Minima	m/s	10,038	10,630	10,702
V Spinta Minima	m/s	20,465	18,300	19,074
V Potenza Minima	m/s	16,158	16,680	17,527
Autonomia Oraria Max	min	28,23	27,14	29,270
$V_{MaxEndurance}$	m/s	18,042	17,965	18,795
Autonomia Km Max	km	34,96	33,58	35,48
$V_{MaxRange}$	m/s	21,397	23,096	22,095
Max Rateo di Virata	deg/s	1,751	1,639	1,643
$V_{MaxTurnRate}$	m/s	18,793	19,889	20,018
Min Raggio di Virata	m	10,720	12,022	12,183
$V_{MinTurnRadius}$	m/s	18,762	19,860	20,018
Max Rateo di Salita	m/s	15,961	15,730	15,858
$V_{MaxClimbV}$	m/s	39,537	34,382	34,471
Max Angolo di Salita	deg	43,085	39,108	39,249
$V_{MaxClimbAng}$	m/s	12,852	16,645	17,310
Min Rateo di Discesa	m/s	-1,645	-1,754	-1,701
$V_{MinSinkV}$	m/s	16,139	16,663	17,507
Vs di Max Rapporto di Planata	m/s	-1,815	-0,972	-1,769
$V_{MaxGlide}$	m/s	20,465	18,300	19,074
Distanza di decollo, h = 5m	m	34,939	37,647	37,969
Ground Run	m	9,361	10,506	10,638

Tabella 5.6: Prestazioni con profili ottimizzati



(a) Autonomia Oraria



(b) Autonomia Chilometrica

Figura 5.16: Confronto tra autonomie

Capitolo 6

Progetto delle estremità alari

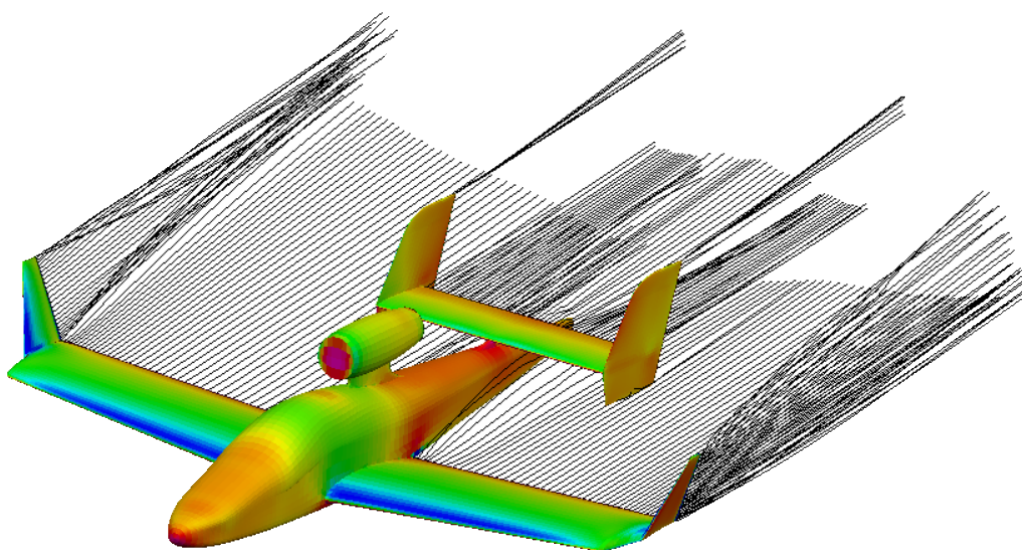


Figura 6.1

Come accennato nella conclusione del Cap. 4, i serbatoi di estremità alare non hanno alcuna funzione se non di tipo estetico, richiamando la tradizione di molti velivoli d'addestramento (Es. Aermacchi MB-326). Di conseguenza si è proposto, allo scopo sempre di migliorare le prestazioni, di sostituire questi componenti con delle estremità alari volte alla riduzione della resistenza: infatti il velivolo in questione presenta un allungamento alare piuttosto contenuto, quindi poco efficiente dal punto di vista della resistenza indotta.

Pur essendo sagomati come dei corpi aerodinamici, i serbatoi d'estremità aggiungono 14.3 DC alla resistenza totale (ipotizzando uno strato limite completamente turbolento e utilizzando le formule semi-empiriche fornite dallo strumento Parasite Drag di OpenVSP): questo contributo rappresenta il 7.5 % rispetto alla resistenza parassita a portanza nulla del velivolo. La sostituzione quindi porterebbe anche a una riduzione consistente di resistenza parassita.

In questo capitolo si analizzerà quindi l'introduzione di due tipi diversi di estremità alari: una semplice estensione rastremata (*Raked Wingtip*) e delle alette di estremità (*Winglets*). Siccome entrambe le tipologie di estremità contribuiscono ad aumentare la superficie esposta all'aria, è necessario svolgere un'ottimizzazione per poter individuare il punto di

ottimo tra riduzione della resistenza indotta e aumento della resistenza parassita: ciò è stato effettuato tramite uno script *Python* che, sfruttando una libreria di PSO (*Particle Swarm Optimization*) e l'interfaccia di scripting di OpenVSP, utilizza il calcolo a reticolo di vortici di quest'ultimo per analizzare rapidamente tante configurazioni diverse di estremità alari, parametrizzate a seconda della tipologia.

6.1 Metodo di Ottimizzazione

Si è scelto di utilizzare il metodo Particle Swarm per ricercare nello spazio delle variabili di progetto la miglior configurazione possibile. Gli script *Python* sviluppati, `PSOWingtip.py` e `PSOWinglet.py` utilizzano la libreria `pyswarm` disponibile al sito [11]: questa implementazione ha la possibilità di introdurre dei vincoli, oltre che limiti allo spazio di variabili.

L'ottimizzazione a sciame è un algoritmo computazionale che si ispira al comportamento di animali che vivono a gruppi (sciami di insetti, branchi di pesci, etc) e vede nella collaborazione tra gli individui l'aspetto fondante anziché la competizione e supremazia del più forte come nel caso del GA. Nella Particle Swarm Optimization (PSO), ogni soluzione al problema di minimizzazione della funzione di fitness è rappresentato da un agente (o particella) libero di muoversi all'interno in uno spazio multidimensionale che definisce tutte le possibili soluzioni considerate. Ogni dimensione di questo spazio infatti rappresenta un parametro del design oggetto di ottimizzazione. Durante la loro ricerca della miglior posizione all'interno dello spazio delle soluzioni, gli agenti cambiano nel tempo la propria collocazione nel dominio multidimensionale e la velocità, in accordo, non solo con le informazioni in loro possesso circa la posizione migliore fino ad allora individuata, ma anche in base a quelle trovate dalle altre particelle. Ne risulta quindi che il singolo elemento dello sciame è stocasticamente attratto sia verso la posizione migliore che egli stesso ha localizzato sia dalla migliore posizione scoperta dagli altri appartenenti allo sciame.

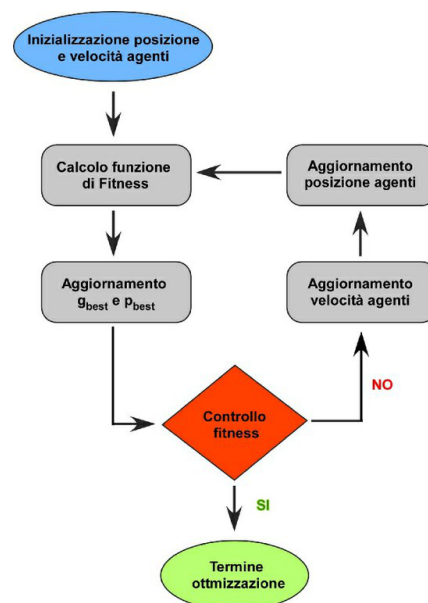


Figura 6.2: Schema a blocchi della versione base dell'algoritmo di ottimizzazione a sciame

Più tecnicamente l'ottimizzazione PSO si basa sull'idea di generare una popolazione all'interno di uno spazio di n-dimensioni (tante quante le variabili libere) e ricercare il punto di minimo valutando ad ogni iterazione una funzione costo. In questo modo viene determinato, per ogni punto, lo spostamento nello spazio delle variabili all'iterazione successiva fino a quando questi convergono vicino ad un punto di ottimo globale.

Nella applicazione per l'ottimizzazione delle estremità alari si deve quindi definire lo spazio delle variabili (ovvero parametri geometrici) e la funzione costo. Quest'ultima nella sua struttura più generale è così composta:

1. Dal vettore di variabili, fornito dall'algoritmo PSO, viene generata la geometria tramite un file di script `.vspscript`. Esso utilizza il linguaggio *Angelscript* per poter modificare in via programmatica la geometria dei files `.vsp` e creare i file di geometria per il solutore VLM;
2. Viene quindi effettuata un analisi preliminare con la geometria fornita per poter determinare la retta $C_L(\alpha)$. Ciò è necessario per poter convertire i punti di progetto, specificati come valori di C_L , in valori di angoli d'incidenza da fornire al solutore;
3. Si assembla il file di input finale `.vspaero` contenente gli angoli d'incidenza corrispondenti ai punti di progetto specificati dall'utente. Viene quindi lanciato il calcolo VLM e generata la polare inviscida. Siccome il numero di simulazioni per ogni PSO è elevata, si è scelto di limitare le iterazioni di rilassamento della scia a 3 (rispetto ai 5 standard);
4. Sempre tramite scripting di OpenVSP, viene calcolata la superficie bagnata totale S_{wet} della nuova ala. Dal numero di Reynolds fornito, viene calcolato il coefficiente di resistenza viscoso C_f con la formula 6.1 (Formula di Schlichting). Si calcola inoltre un fattore correttivo, detto *Form Factor* FF con la formula 6.2. Infine viene stimata la resistenza parassita di tutta l'ala tramite la formula 6.3. Questa viene aggiunta alla polare calcolata col codice VLM per stimare l'effetto dell'aumento di superficie bagnata totale. Le formule sono state tratte da [5], Sez. 12.5;

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^2 .58} \quad (6.1)$$

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] [(\cos \Gamma_m)^0 .28] \quad (6.2)$$

$$C_{D,0} = \frac{C_f FF S_{wet}}{S_{ref}} \quad (6.3)$$

5. Viene quindi valutata la variazione di C_D o L/D , per ogni valore di C_L specificato dall'utente, rispetto alla polare di riferimento dell'ala priva di estremità. Queste variazioni sono tutte adimensionalizzate con il rispettivo valore della polare di riferimento: di seguito viene effettuata una media e calcolato il costo come $Costo = 1 - Media(Variazioni)$. Questo numero viene quindi restituito all'algoritmo PSO per decidere come proseguire nell'ottimizzazione.

Lo script riceve l'input dall'utente tramite un vettore nel quale sono specificati il tipo di ottimizzazione e rispettivo C_L . In seguito si specifica il numero di Reynolds a cui calcolare la resistenza parassita e i valori massimo e minimo delle variabili di progetto. Una volta avviato, il codice stamperà a schermo la valutazione delle varie particelle generate, tramite un grafico che mostra la geometria generata e uno con il confronto tra polari. Al termine dell'ottimizzazione, viene fornito in output in un file `.vsp` la geometria finale, pronta per essere analizzata, e a schermo il valore in percentuale di miglioramento rispetto alla polare di partenza.

In questo specifico progetto, come punti di ottimizzazione si è scelto di ridurre la resistenza all'interno di un range di C_L tra 0.05 e 1.2 (Tab 6.1), inoltre si è imposto di massimizzare il L/D a $C_L = 0.45$.

Criterio	C_L
'min-drag'	0.05
'min-drag'	0.1
'min-drag'	0.2
'min-drag'	0.3
'max-glide'	0.45
'min-drag'	0.5
'min-drag'	0.75
'min-drag'	1.0
'min-drag'	1.2

Tabella 6.1: Criteri di Ottimizzazione delle estremità alari

L'ala di partenza utilizzata è quella dotata dei nuovi profili ottimizzati descritti nella sezione 5.3, in particolare la coppia FJ-1 e FJ-3.

6.2 Progetto dei Wingtips

Per definire geometricamente le estremità alari, rappresentante in Fig. 6.3, si è scelto come variabili:

- l'apertura dei *wingtips* b_{WT} ;
- l'angolo di freccia Λ_{WT} ;
- l'angolo di diedro Γ_{WT} ;
- l'angolo di svergolamento i_{WT} .

In particolare, per evitare che l'ottimizzatore generasse una estensione eccessiva dell'ala, si è scelto di limitare b_{WT} a un valore non oltre metà della corda in estremità. Un ulteriore accorgimento che si è dovuto adottare è di introdurre una funzione vincolo all'interno dell'algoritmo di ottimizzazione in modo da evitare di generare delle geometrie le cui estremità abbiano una corda di fatto negativa: ovvero la linea del bordo d'attacco incrocia quella del bordo d'uscita. Il profilo utilizzato in estremità del wingtip è lo stesso

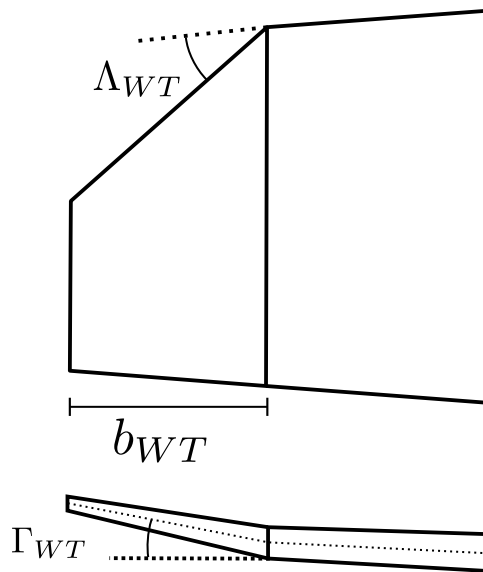


Figura 6.3: Geometria parametrizzata

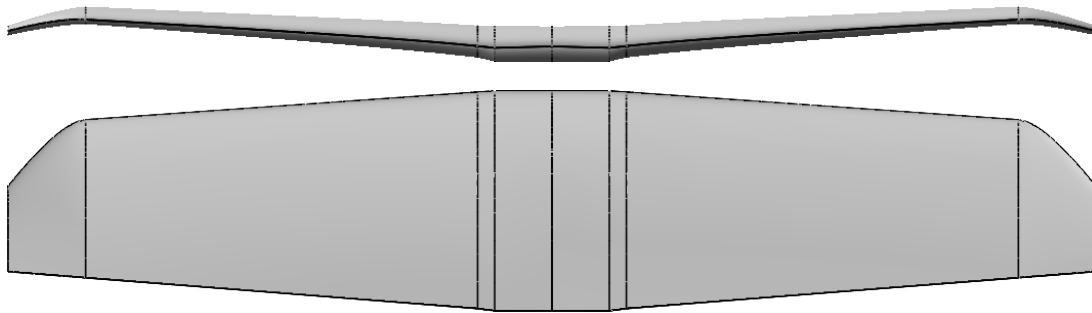


Figura 6.4: Ala con *Raked Wingtips*

profilo ottimizzato FJ-3.

Svolta l'ottimizzazione si è ottenuta una geometria mostrata in Fig. 6.4, i cui parametri geometrici sono presentati in Tab. 6.2. Con OpenVSP si è introdotto una sfumatura del bordo d'attacco, per ridurre l'effetto di aumento locale di C_L causato dalla rastremazione accentuata. In Fig. 6.5 è presentata la riduzione di resistenza aerodinamica ottenuta, il quale ammonta a un miglioramento globale del 8.71 %. E' naturale che se non vi fosse alcun limite sull'estensione dell'ala, il miglioramento sarebbe ulteriore: tuttavia ciò snaturerebbe eccessivamente l'aeromodello oltre a richiedere una accurata analisi strutturale a causa dell'aumento di momento flettente in radice.

Apertura	115.0 mm
Freccia	40.00 °
Diedro	-9.40 °
Incidenza	2.00 °

Tabella 6.2: Geometria dei Wingtips Ottimizzati

Il miglioramento atteso è dovuto al semplice aumento dell'allungamento alare effettivo. Tuttavia come si vedrà in seguito, questo viene pagato con un considerevole aumento

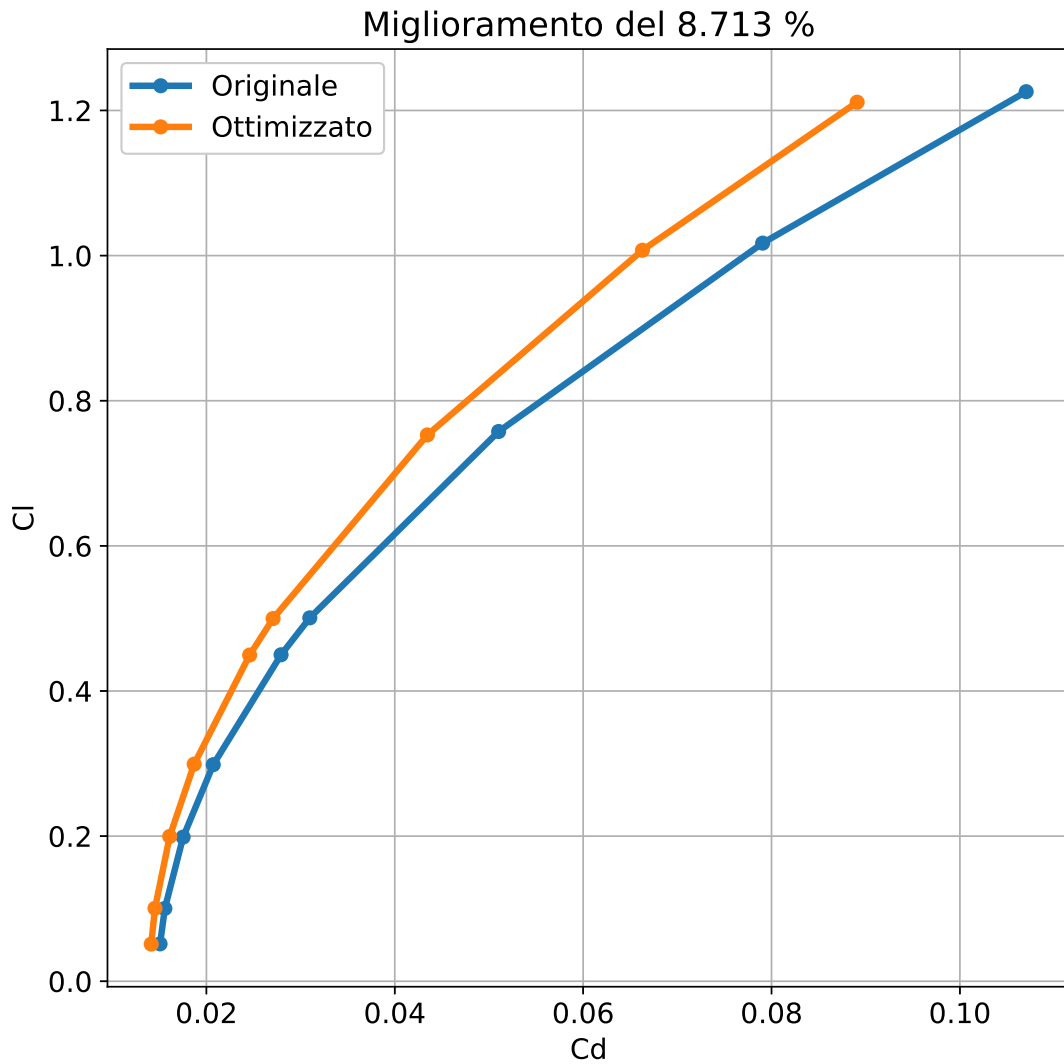


Figura 6.5: Miglioramento della Polare secondo il codice `PSOWingtips.py`

di momento flettente alla radice dell'ala. Un leggero miglioramento a bassi valori di C_L è imputabile all'aumento effettivo della pianta alare di riferimento: l'aumento di area bagnata non è così intenso da comportare un aumento di $C_{D,0}$.

6.3 Progetto dei Winglets

A differenza dei *raked wingtips*, i *winglets* sono delle alette montate verticalmente rispetto all'ala tali da sfruttare la corrente secondaria e generare una portanza rivolta parzialmente nella direzione di volo: il vantaggio è che essi compensano l'aumento di resistenza parasita dovuta all'aumentata area bagnata (più semplicemente l'area investita dal flusso), a differenza dei semplici *endplate*. Naturalmente questo effetto è tanto maggiore quanto più è elevata la portanza dell'ala: di conseguenza i *winglets* sono principalmente utili in range di velocità basse.

La geometria di riferimento, basata sul progetto originale di Whitcomb [8], è rappresentata in Fig. 6.6. I parametri scelti sono:

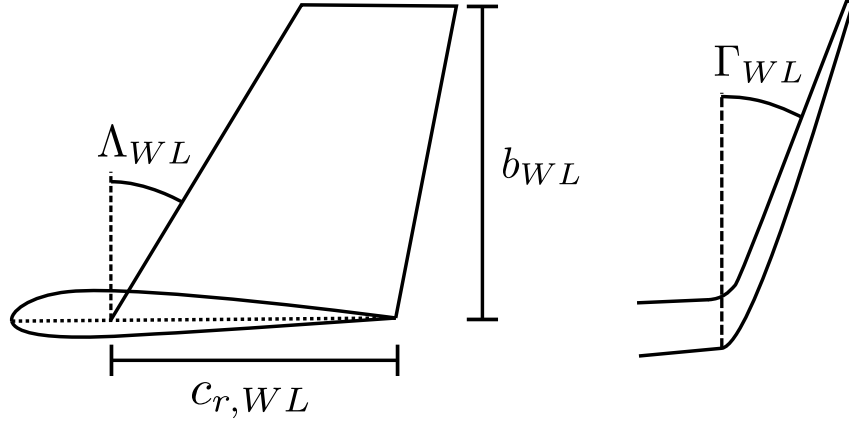


Figura 6.6: Geometria parametrizzata dei *winglets*

- l'altezza dell'aletta b_{WL} ;
- il rapporto di rastremazione $\tau_{WL} = c_{t,WL}/c_{r,WL}$;
- la lunghezza della corda di radice dell'aletta $c_{r,WL}$;
- l'angolo di freccia Λ_{WL} ;
- l'angolo di *canter* Γ_{WL} ;
- l'angolo di calettamento in radice $i_{r,WL}$;
- l'angolo di calettamento in estremità $i_{t,WL}$.

Facendo riferimento sia ai valori consigliati da Whitcomb che quelli suggeriti da Raymer ([5], Sez. 7.8.8), si è scelto di limitare l'altezza dell'aletta non oltre la lunghezza della corda in radice dell'ala. Inoltre si è scelto di limitare il rapporto di rastremazione a un valore minimo di 0.35, cosicché di evitare una geometria con un repentino cambiamento di corda che comporterebbe un aumento considerevole di resistenza d'interferenza (oltre ad aumentare localmente il valore di C_L , causando potenzialmente una separazione locale).

La geometria in OpenVSP è definita tale che l'aletta sia sempre posizionata nella parte posteriore della corda di estremità, e mai anteriormente. Si è inoltre programmato l'ottimizzatore in modo da mantenere come superficie di riferimento quella del velivolo privo di estremità alari, cosicché da rendere ancora più stringenti gli effetti d'aumento di area bagnata.



Figura 6.7: Profilo Selig S4320

Da un'analisi preliminare di XFLR5, si è stimato un valore di Reynolds all'estremità dell'aletta nell'intorno di $1 \cdot 10^5 \div 3 \cdot 10^5$. Siccome, come suggerito da Raymer, i profili per *winglets* devono essere dotati di un inarcamento elevato, per accentuarne l'effetto "vela", si è optato per il profilo Selig S4320 (Fig. 6.7). La scelta si è basata sul fatto che questo

profilo, secondo le stime fornite da [9], possiede un $C_{L,max}$ elevato anche a bassi Reynolds (a $Re = 5 \cdot 10^4$ si ha $C_{L,max} = 1.42$).

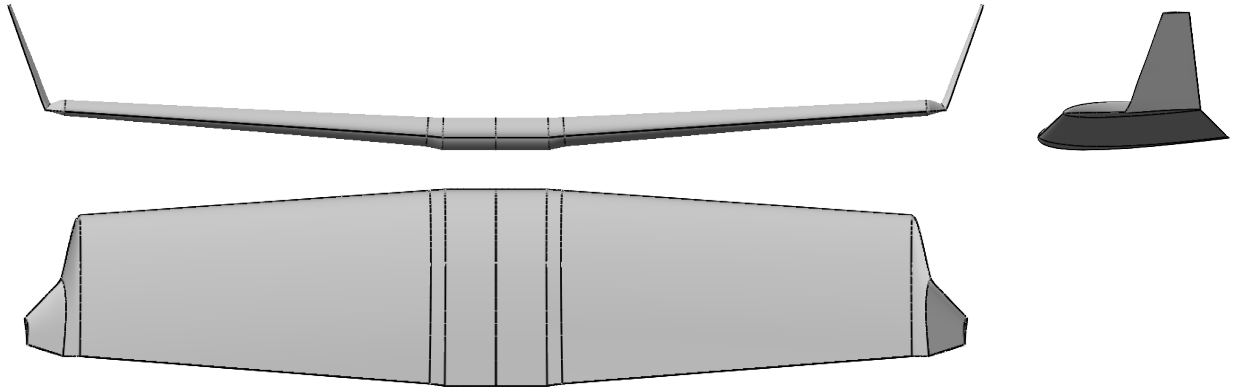


Figura 6.8: Ala con *winglets*

La geometria risultante dall'ottimizzazione è presentata in B.4, e i rispettivi parametri geometrici in Tab. 6.3. Infine in Fig. 6.9 è presentata la riduzione di resistenza aerodinamica prevista. Il miglioramento globale è del 7.899%: si noti tuttavia che a bassi valori di C_L vi è un leggero aumento di resistenza, dovuto all'aumento di area bagnata. Siccome, a differenza dei *raked wingtips* non vi è un aumento della superficie di riferimento, il $C_{D,0}$ è superiore all'ala originale. Come verrà discusso in seguito, questo comporta un peggioramento delle prestazioni alle alte velocità.

Altezza	173.953 mm
Rastremazione	0.35
Corda in radice	126.500 mm
Freccia	20 °
<i>Canter</i>	20 °
Incidenza in radice	-2.498 °
Incidenza in estremità	-4.313 °

Tabella 6.3: Geometria dei Winglets Ottimizzati

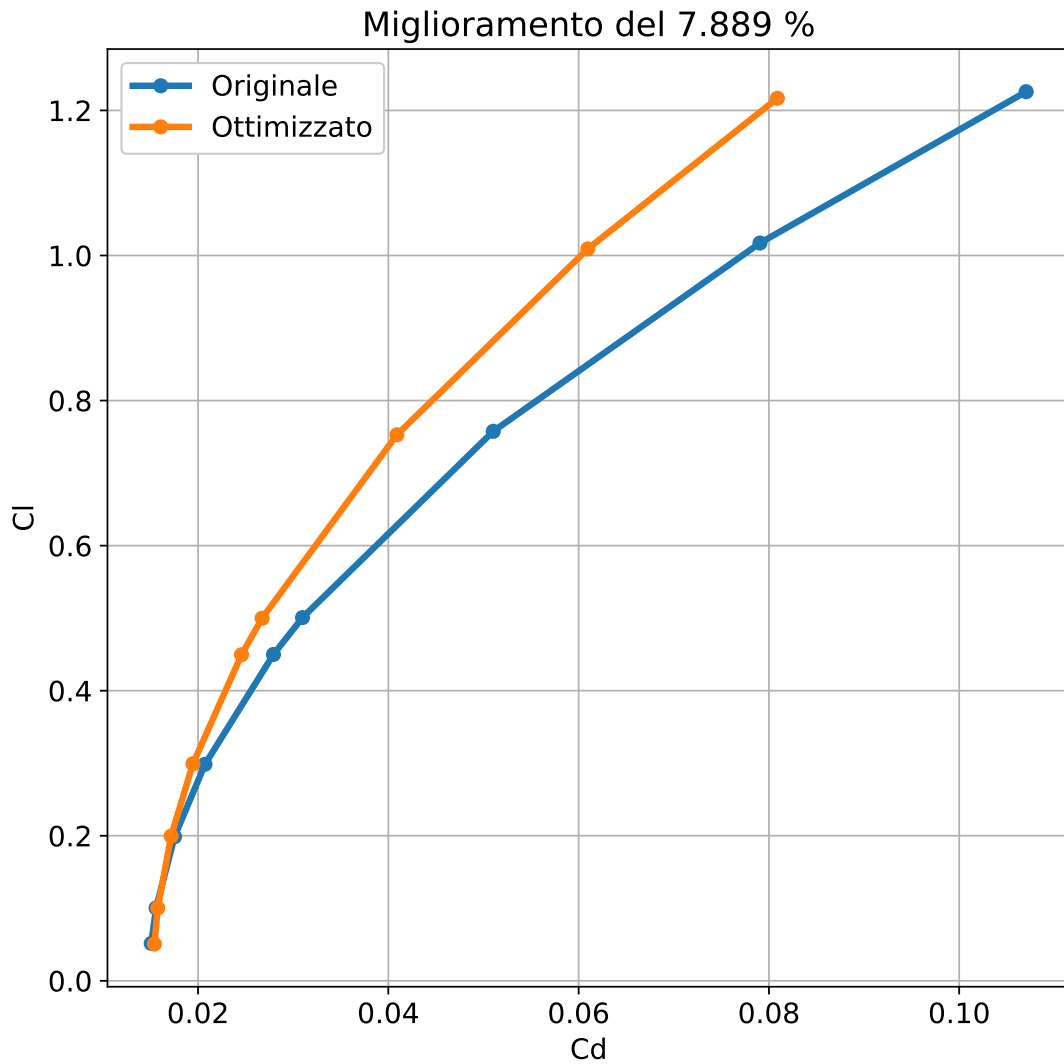


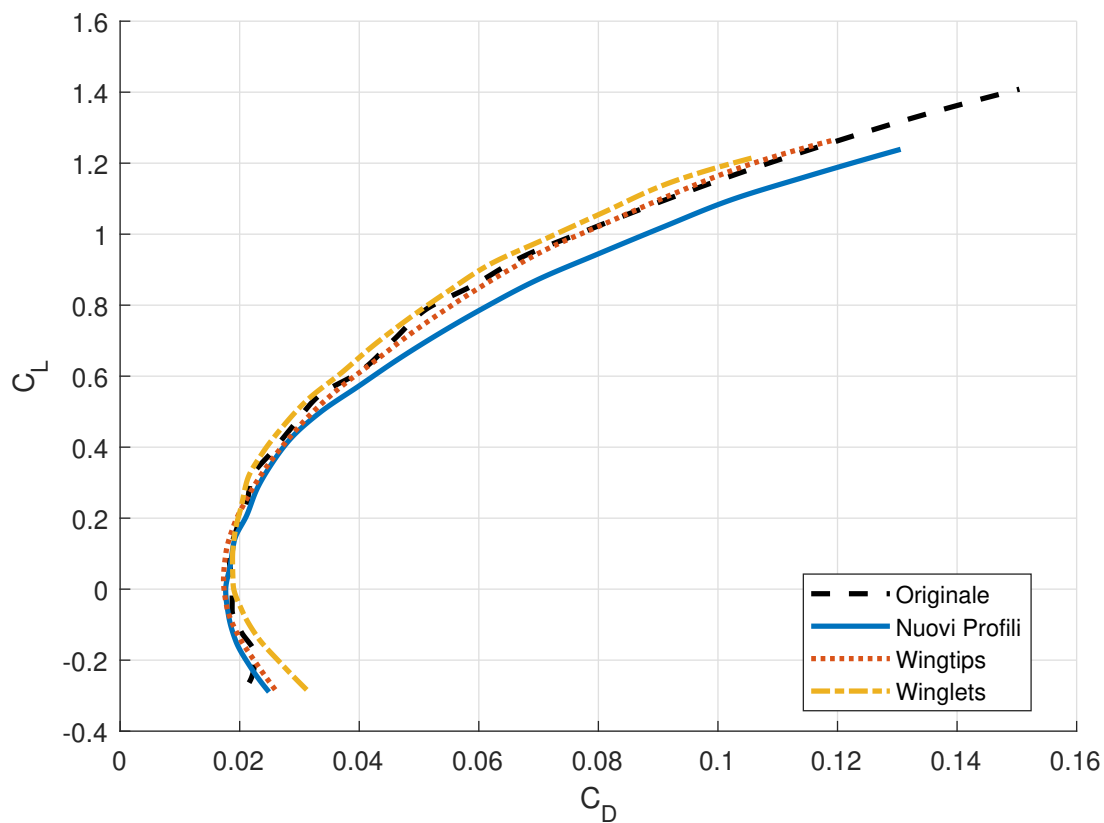
Figura 6.9: Miglioramento della polare secondo il codice `PSOWinglet.py`

6.4 Confronto delle Prestazioni

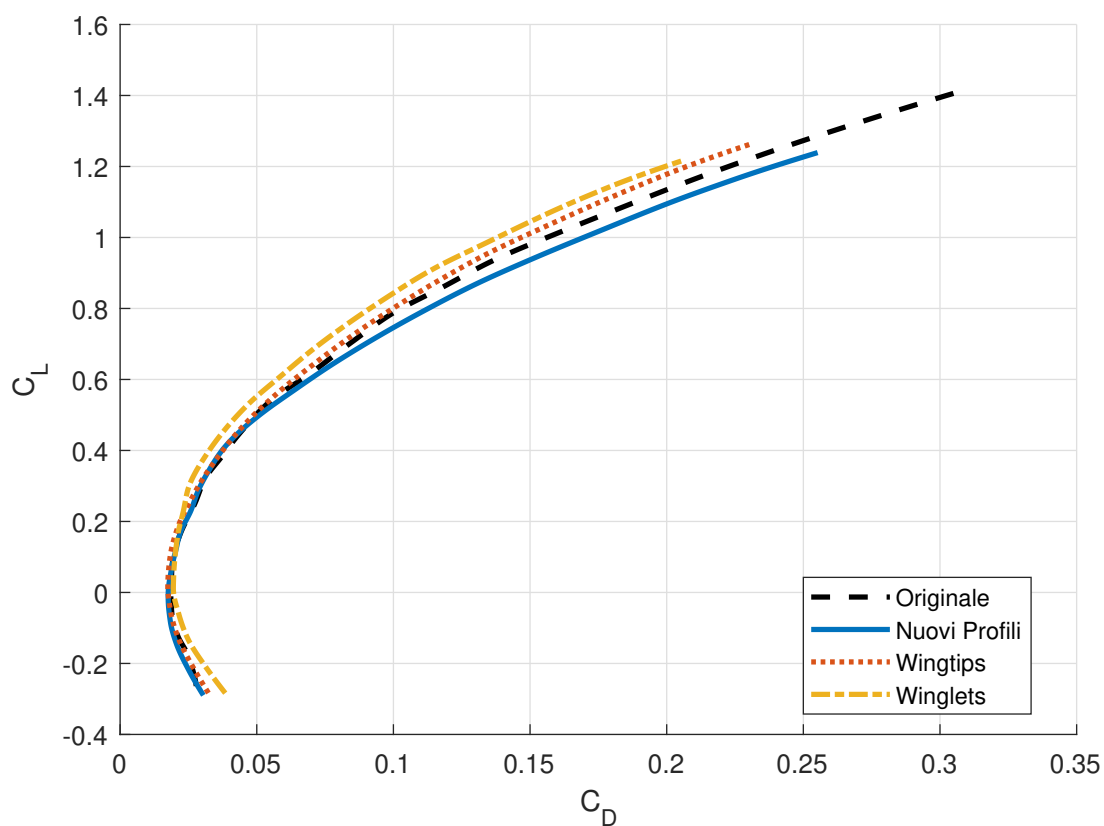
In Fig. 6.10 sono riportate sovrapposte le polari con le nuove estremità alari, la polare originale del velivolo e la polare con i profili ottimizzati. Si noti come entrambe le soluzioni contribuiscono intensamente alla riduzione di resistenza aerodinamica ad alti C_L , ovvero nel range di basse velocità. La riduzione ancor più maggiore nella polare trimmata, poiché il controbuco di resistenza dovuto al centraggio è di natura puramente indotta (l'ala deve generare una portanza maggiore a causa della deportanza della coda).

Maggiori dettagli sono presentati in 6.11, mostrando numericamente la riduzione di resistenza a valori forniti di C_L . I *raked wingtips* forniscono una riduzione più modesta, in media di 43 DC con un picco di 155 DC, tuttavia coprendo tutto il range di coefficienti di portanza d'interesse per il volo centrato. Di contro, i *winglets* promettono una riduzione più elevata, 116 DC in media con un massimo di 236 DC, ma questo al costo di avere un aumento di resistenza alle alte velocità.

Queste considerazioni sulla polare si riflettono immediatamente sulla curva di spinta necessaria (Fig. 6.12). Si noti infatti la considerevole riduzione della resistenza a volo lento,



(a) Originale



(b) Trimmata

Figura 6.10: Confronto tra Polari

CL	CD Orig	CD WT	Δ CD WT	CD WL	Δ CD WL
-0,28370	0,0279	0,0323	-0,0044	0,0385	-0,0106
-0,20940	0,0262	0,0266	-0,0004	0,0313	-0,0051
-0,13500	0,0219	0,0216	0,0003	0,0251	-0,0032
-0,06090	0,0189	0,0186	0,0003	0,0215	-0,0026
0,01300	0,0187	0,0175	0,0012	0,0195	-0,0008
0,08680	0,0192	0,0181	0,0011	0,0199	-0,0007
0,16060	0,0218	0,0201	0,0017	0,0211	0,0007
0,23520	0,0264	0,0242	0,0022	0,0233	0,0031
0,30990	0,0304	0,0294	0,001	0,0257	0,0047
0,38450	0,0374	0,0361	0,0013	0,0312	0,0062
0,45890	0,0449	0,0438	0,0011	0,0384	0,0065
0,53380	0,0542	0,0535	0,0007	0,0473	0,0069
0,60890	0,0682	0,0651	0,0031	0,0587	0,0095
0,68480	0,0812	0,078	0,0032	0,0706	0,0106
0,76120	0,0947	0,0921	0,0026	0,084	0,0107
0,83750	0,1123	0,1076	0,0047	0,0989	0,0134
0,91290	0,1308	0,1244	0,0064	0,115	0,0158
0,98730	0,1521	0,1432	0,0089	0,1346	0,0175
1,06080	0,1758	0,1641	0,0117	0,1545	0,0213
1,14260	0,2027	0,1887	0,014	0,1791	0,0236
1,21630	0,2286	0,2131	0,0155	0,2057	0,0229
MEDIA			0,0043		0,0116
MAX			0,0155		0,0236

Figura 6.11: Confronto della resistenza tra le due soluzioni adottate.

soprattutto vicino al punto di massimo L/D . In Tab. 6.4 sono confrontanti i risultati dall'analisi delle prestazioni.

L'introduzione delle estensioni alari ha portato un considerevole miglioramento nell'ambito delle autonomie (oraria e chilometrica) e nella riduzione nei ratei di discesa in volo planato. Nello specifico i *winglets* apportano un aumento di autonomia oraria massima del 19.2% e del 14.7% sull'autonomia chilometrica massima, un risultato considerevole. Questo tuttavia avviene al prezzo di una riduzione di velocità massima (3.25%) e del massimo rateo di salita (2.5%). Per contro i *wingtips* apportano dei miglioramenti modesti nell'ambito delle autonomie, ma aggiunge un miglioramento marginale del rateo di salita. In Fig. 6.14 sono quindi riportati gli andamenti delle autonomie alle varie velocità di volo. L'introduzione delle estremità alari comporta nel suo complesso un aumento di autonomia nei range di velocità bassi, da 10 m/s a 40 m/s , ove i *winglets* migliorano principalmente alle velocità più basse, mentre i *wingtips* in un range più ampio.

Si noti che anche qui vi è un aumento della velocità di stallo, un aumento della distanza di decollo e una riduzione delle prestazioni in virata. Tutto questo è correlato alla leggera

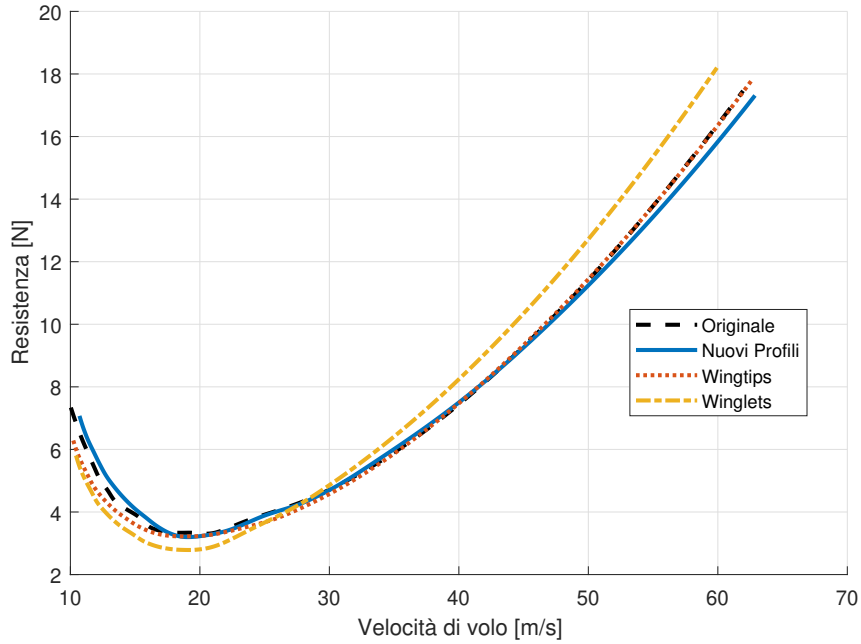


Figura 6.12: Spinte Necessarie

riduzione di $C_{L,max}$ nelle due ali dotate di estremità allungate. Questa riduzione è principalmente dovuta all'aumento locale di portanza nei punti di interfaccia tra l'ala originale e le nuove estremità, soprattutto in assenza di una "sfumatura" geometrica. Tuttavia siccome la previsione si basa sulla teoria delle striscie di XFLR5, analisi con metodi più sofisticati sono necessarie per poter correttamente stimare il valore di $C_{L,max}$.

In ultima istanza è necessario analizzare l'effetto sui carichi dell'introduzione di nuove estremità alari. I serbatoi, essendo principalmente non portanti, contribuivano a scaricare il momento flettente grazie al peso di questi. L'introduzione invece di elementi portanti, comporta necessariamente l'aumento di momento flettente nella radice dell'ala. In Fig. 6.13 è riportato l'andamento di quest'ultimo, valutato nella condizione di $C_{L,max}$ e di n_{max} , ovvero condizione a cui corrisponde la massima portanza generata dall'ala.

Nel diagramma si è ombreggiato la regione che sarebbe interna alla fusoliera, quindi non soggetta ad alcun carico aerodinamico. L'ala originale (curva rossa) presenta in radice un valore di $10Nm$ di momento flettente. L'introduzione delle *wingtips* (curva verde), aumenta questo valore fino a $13.2Nm$, un aumento del 31 % circa. Per contro i *winglets*, i quali apportavano la maggior riduzione di resistenza, aumentano il momento flettente del 20%. E' necessario, quindi, una analisi strutturale dettagliata per validare se queste nuove estremità alari non richiedono un rinforzo alla struttura attuale dell'aeromodello.

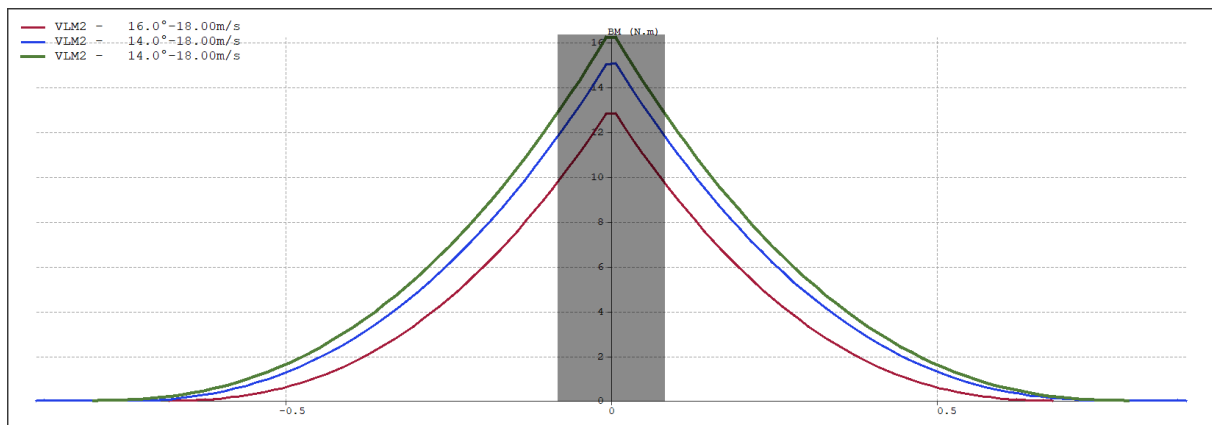
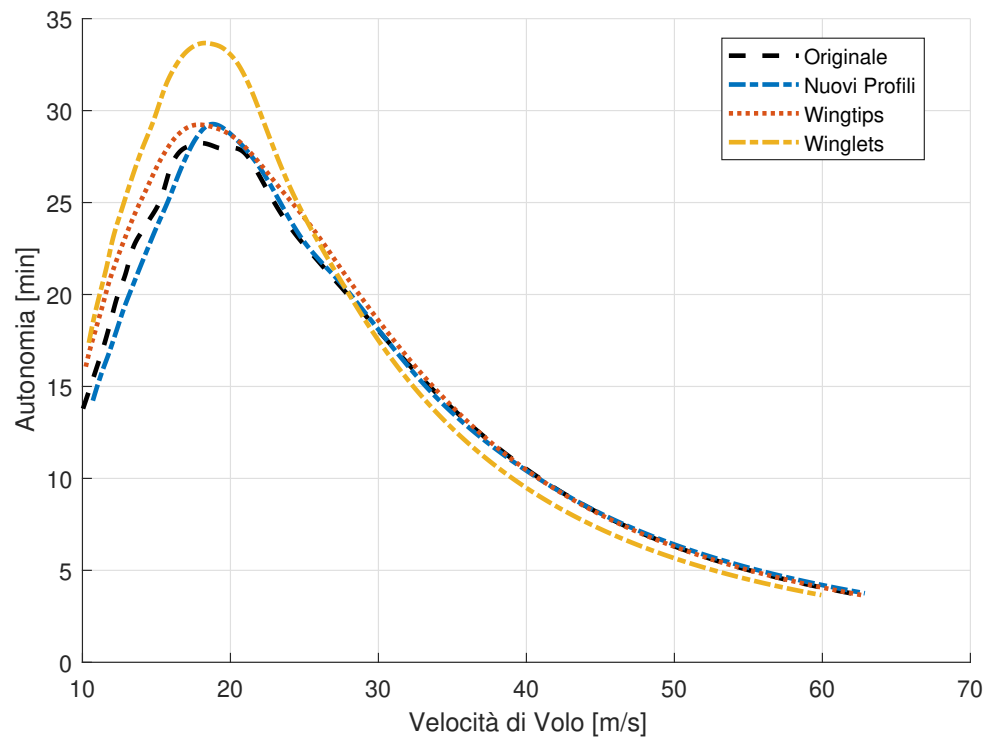


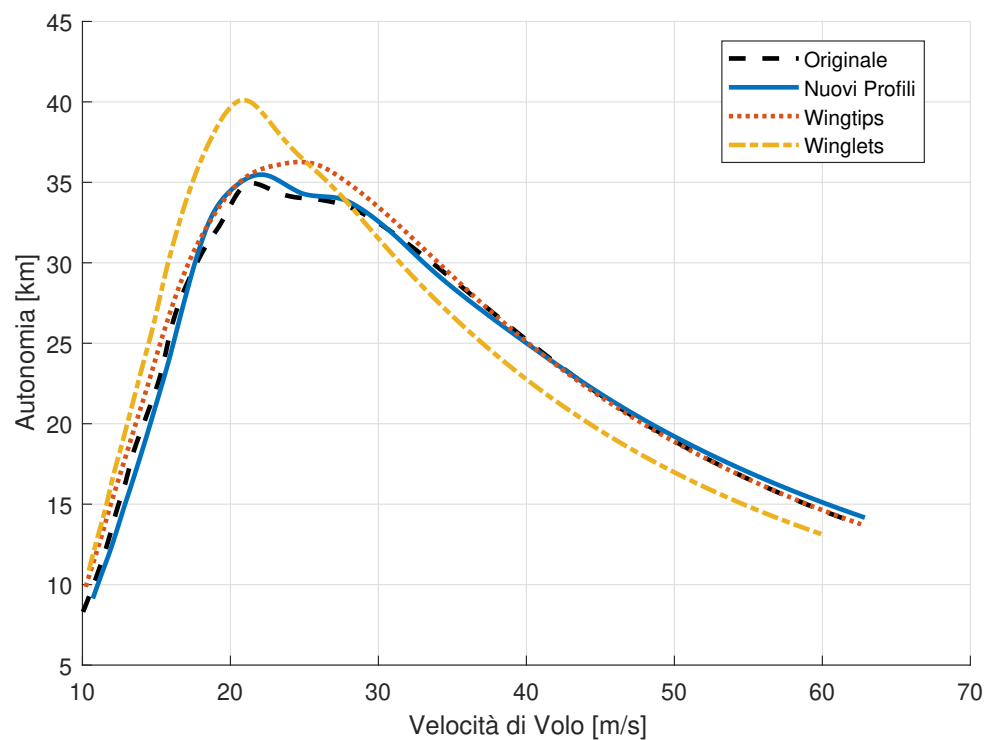
Figura 6.13: Andamenti del momento flettente, al V_a

		Originale	Wingtips	Winglets
V Massima	m/s	61,947	62,618	59,930
V Minima	m/s	10,038	10,224	10,434
V Spinta Minima	m/s	20,465	18,907	19,138
V Potenza Minima	m/s	16,158	15,144	15,797
Autonomia Oraria Max	min	28,230	29,230	33,670
$V_{MaxEndurance}$	m/s	18,042	17,876	18,291
Autonomia Km Max	km	34,960	36,270	40,110
$V_{MaxRange}$	m/s	21,397	24,696	20,889
Max Rateo di Virata	deg/s	1,751	1,720	1,684
$V_{MaxTurnRate}$	m/s	18,793	19,129	19,534
Min Raggio di Virata	m	10,720	11,121	11,582
$V_{MinTurnRadius}$	m/s	18,762	19,129	19,505
Max Rateo di Salita	m/s	15,961	16,010	15,547
$V_{MaxClimbV}$	m/s	34,822	34,378	32,678
Max Angolo di Salita	deg	39,537	39,917	40,761
$V_{MaxClimbAng}$	m/s	16,139	15,229	15,645
Min Rateo di Discesa	m/s	-1,645	-1,564	-1,391
$V_{MinSinkV}$	m/s	16,139	15,116	15,797
Vs di Max Rapporto di Planata	m/s	-1,961	-1,765	-1,547
$V_{MaxGlide}$	m/s	20,465	18,907	19,138
Distanza di decollo, h = 5 m	m	34,939	35,589	36,449
Ground Run	m	9,361	9,520	9,825

Tabella 6.4: Confronto tra Prestazioni



(a) Autonomia Oraria



(b) Autonomia Chilometrica

Figura 6.14: Autonomie con nuove estremità alari

Capitolo 7

Conclusioni



Figura 7.1

Nonostante le forti ipotesi adottate, si sono potute ottenere molte informazioni riguardo le caratteristiche aerodinamiche e prestazionali del FIAM Jet. Effettivamente, molti risultati sono in contrasto con i valori comunicati dal Presidente FIAM, soprattutto la velocità di stallo e quella massima ottenibile. I calcoli forniscono un valore di circa 10 m/s (36 km/h) per la prima e di 60 m/s (216 km/h) per la seconda, in contrasto ai, rispettivamente, 19 m/s (70 km/h) e 39 m/s (140 km/h) dichiarati dagli aeromodellisti FIAM.

Molteplici possono essere le cause di questa discrepanza. Innanzitutto, nella modellazione aerodinamica si è ricorso a metodi cosiddetti a "bassa fedeltà", tali soprattutto nel calcolo della resistenza dei corpi tozzi. Utilizzando gli strumenti di aerodinamica a potenziale combinati con un calcolo di strato limite bidimensionale, la stima dell'aerodinamica fuori dal range lineare è poco accurata. Di conseguenza è possibile che la velocità di stallo dell'aeromodello sia ancora inferiore a quella calcolata.

Il metodo a pannelli utilizzato di VSPAERO, pur essendo promettente e il più completo tra i software liberi, richiede ancora delle validazioni sperimentali. Durante le analisi si sono individuate delle criticità nel calcolo aerodinamico della resistenza indotta a causa

dell'inclusione dei serbatoi d'estremità. Infatti il minimo spostamento di questi rispetto alla estremità alare comportava notevoli variazioni di C_{Di} , troppo lontani dai valori previsti dalla teoria di Prandtl. Si è deciso quindi di non considerarne l'effetto sulla scia, ipotizzando che la piccola riduzione di C_{Di} fosse compensata dalla resistenza parassita aggiunta.

Infine, sempre riguardo l'aerodinamica, si è costruito il diagramma di spinta necessaria utilizzando dei dati aerodinamici a velocità di volo fissata. Ciò significa che il numero di Reynolds per ogni stazione di corda è fissata: questo naturalmente non è realistico poiché il Re sull'aeromodello varia anche in funzione della velocità di volo: di conseguenza una stima più accurata richiederebbe un set di polari a diversi valori di Reynolds. In particolare, è possibile che la resistenza a basse velocità di volo sia superiore rispetto a quella calcolata e che il $C_{L,max}$ sia inferiore a quello stimato a causa di questo effetto.

L'altra grande incertezza sulle prestazioni calcolate è la curva di potenza disponibile. Come descritto nella sezione 4.2.1, non è stato possibile trovare alcun dato geometrico o prestazionale oltre ai banali valori di spinta statica e di dimensioni geometriche. La modellazione quindi è inevitabilmente approssimativa, basata su teorie classiche e stime sensate delle efficienze. E' possibile quindi che la spinta ottenibile alle alte velocità sia inferiore a quella ricavata dal modello utilizzato, il che spiegherebbe la differenza nella velocità massima calcolata. Un'ultima ipotesi fatta è il valore di fattore di carico massimo dell'aeromodello: sarebbe necessario un'analisi strutturale ad elementi finiti (dato che l'ala non ha una struttura convenzionale a cassone) per individuare l'effettivo valore massimo.

Alla luce di tutte queste incertezze si propone come sviluppi successivi sia l'utilizzo di codici di calcolo più raffinati, ovvero a volumi finiti, sia delle prove sperimentali di galleria. In particolare sarebbe di estrema importanza caratterizzare il sistema propulsivo, ponendolo in una galleria del vento con una bilancia per misurarne la spinta generata e la potenza elettrica assorbita in funzione delle varie velocità di volo. Ciò risulta di estrema importanza per l'ottenimento di risultati attendibili sulle prestazioni.

Si è tentato due approcci per migliorare le prestazioni dell'aeromodello. Innanzitutto si è pensato di sostituire i profili dell'ala con dei profili più consoni al range di Reynolds nel quale questo velivolo opera. Profili ricercati in dei cataloghi hanno consentito delle effettive diminuzioni della resistenza parassita, compensate però dall'aumento di quella indotta prevista da VSPAERO. Poiché sarebbero necessari dei dati sperimentali di galleria per concludere se la causa è di natura numerica o fisica, si è per ora ipotizzato che la colpa è della scia che si arrotola diversamente a seconda del tipo di profilo (alcuni presentano, ad esempio, una vorticità più intensa di quella dei profili NACA originali). Solo l'utilizzo dell'ottimizzatore ha permesso di compensare quasi del tutto questo aumento dubbio di C_{Di} causato dai nuovi profili. Si consiglia anche qui di procedere con delle prove di galleria sulle sole ali, per decretare con maggior confidenza la presenza o meno di miglioramenti.

Il secondo approccio è quello di sostituire i serbatoi alari con delle alette o estremità rastremate. Il codice di ottimizzazione sviluppato ha effettivamente prodotto dei risultati promettenti: soprattutto nell'ambito dell'aumento di autonomia. Tuttavia anche qui sussistono le incertezze di calcolo aerodinamico discusse finora: inoltre è necessario valutare con maggior accuratezza l'effetto sulla struttura di queste estensioni alari. Come

già discusso prima, un'analisi ad elementi finiti consentirebbe di mettere in luce possibili criticità nascoste.

Nonostante le dovute precauzioni, si suggerisce di sperimentare in volo questi nuovi profili individuati. Inoltre si consiglia l'adozione di queste nuove estremità alari come sostituti dei serbatoi in caso non vi siano delle priorità dal punto di vista della manovrabilità. Poiché l'aeromodello è progettato per essere smontabile, queste prove in volo sono idealmente di facile preparazione e attuazione.

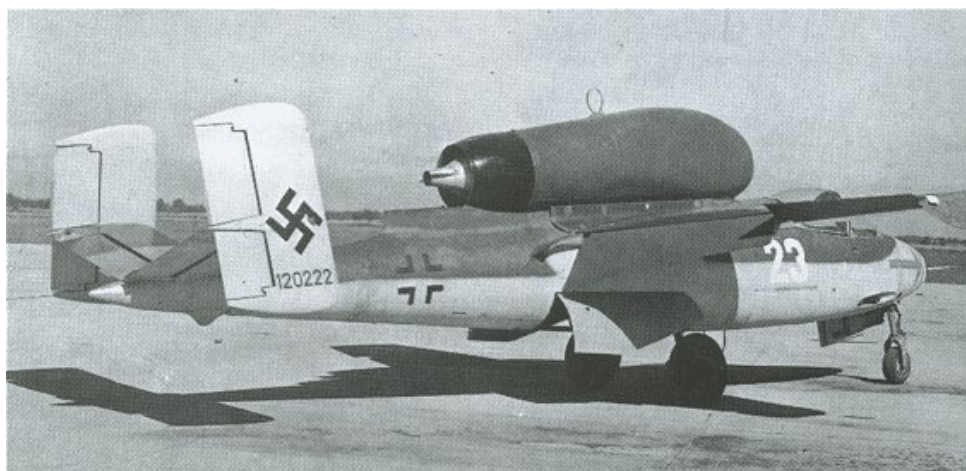
Tutto il materiale informatico prodotto allo scopo di questo progetto è presente nel DVD allegato alla relazione comprese le coordinate e i file geometrici dei nuovi profili e delle estremità progettate.

Appendice A

L'Heinkel He 162

Se l'idea di innovare è quella che spinge l'immaginazione verso un futuro con aerei sempre più all'avanguardia, la progettazione di un qualsiasi velivolo non può prescindere da uno sguardo al passato. Il costante riferimento a modelli esistenti permette infatti di avere un buono scheletro su cui costruire ogni nuovo progetto e allo stesso tempo di non commettere gli stessi errori dei nostri illustri predecessori.

Nell'ambito della nostra trattazione di notevole interesse è l'Heinkel He 162, un velivolo tedesco realizzato durante la Seconda Guerra Mondiale il cui aspetto richiama molto quello del P-Jet (e dunque del F-Jet) tanto da ispirarne la configurazione.



A.1 La Storia

L'Heinkel He 162 "Salamander" era un caccia monomotore a getto prodotto dall'azienda tedesca Heinkel Flugzeugwerke AG ed impiegato dalla Luftwaffe durante le ultime fasi della Seconda Guerra Mondiale. In realtà il nome ufficiale del RLM (ReichsLuftfahrtMinisterium, il Ministero per l'Aviazione del Reich) per questo aereo era VolksJaeger, cioè "caccia del popolo". Un po' come la VolksWagen, automobile del popolo, se vogliamo. A tal proposito il velivolo doveva rispondere a dei requisiti piuttosto stretti:

- usare materiali economici e non strategici;
- poter essere assemblato da manodopera non specializzata;
- essere facile da pilotare anche con un addestramento minimo;

- raggiungere i 750km/h con una autonomia di almeno 30 minuti.

Dai dati (teorici) ottenuti l'He 162 risultava essere un velivolo tecnologicamente avanzato e dotato di prestazioni superiori rispetto ai pari ruolo dell'epoca. Con le prime prove in volo tuttavia la differenza tra la teoria e la pratica si mostrò da subito evidente. Oltre a problemi legati al distaccamento di parti aerodinamiche a causa di incollaggi imperfetti, le prestazioni erano apparentemente molto inferiori rispetto a quelle teoricamente valutate dai tedeschi: 550-610 kmh appena, con salita a 4.000 m in sette minuti, mentre infine l'autonomia era di 38' (stimati). Era un velivolo relativamente facile da pilotare ma con scarsa stabilità, e con distanze di decollo di 1.200 e persino di 2.000 m (il campo di volo di Orleans era di 2.150 m!), il motore tendeva a spegnersi con manovre brusche e picchiate. Come voce fuori dal coro, alcuni piloti alleati che lo provarono dopo la guerra lo trovarono però eccellente, in particolar modo Eric Brown, il più decorato pilota della Fleet Air Arm.

A.2 Il Progetto

Il bando venne emesso il 10 settembre 1944 e il vincitore annunciato ad ottobre: la produzione avrebbe dovuto iniziare il primo gennaio 1945.

Poiché si prevedeva la produzione di massa (un buon affare per il vincitore) parteciparono tutti i costruttori tedeschi: le proposte più interessanti arrivarono da Blohm Voss e Focke-Wulf, ma Heinkel ebbe la meglio nonostante fosse teoricamente meno performante, perché aveva già effettuato degli esperimenti anche con delle prove in galleria del vento che, con la fretta imperante divenne un vantaggio importante. In soldoni: grazie alla sperimentazione del P.1073, l'He.162 era già teoricamente in grado di ottenere le prestazioni richieste, per gli altri si sarebbe dovuto vedere. Il RLM non voleva nè poteva aspettare.

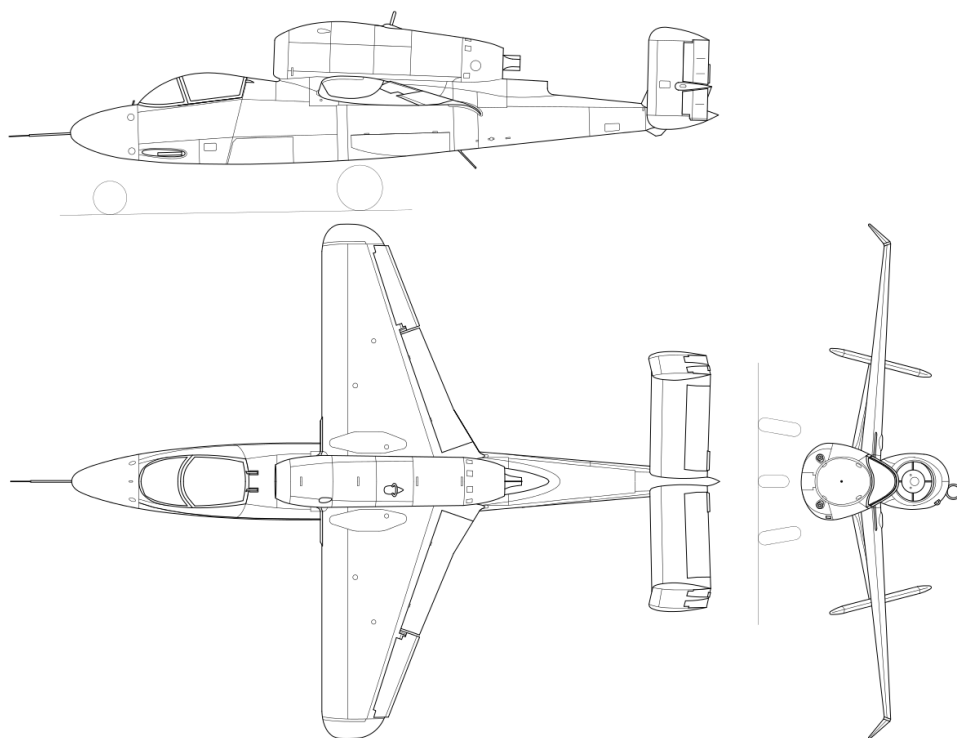


Figura A.1: He-162

Per soddisfare le direttive del RLM e far fronte alla mancanza di numerosi materiali Heinkel aveva tenuto il progetto presentato per il bando il più semplice possibile, per quanto casualmente simile a quello che aveva provato di sua iniziativa. Ad esempio l'ala era di legno e dritta (invece che a freccia come nel P.1073), fissata sopra la (volutamente) semplice fusoliera metallica con soli quattro bulloni, e subito sopra si trovava la gondola con il motore. A differenza del Messerschmitt Me 262, il Salamander utilizzava un motore a getto BMW 003 ed aveva tra le particolarità l'utilizzo del legno per realizzare il muso e la coda, in modo da limitare il consumo di materiali strategici, come l'alluminio, diventati rari nell'ultima parte della seconda guerra mondiale in Germania.

I piani di coda erano a "H", simili a quelli di altri modelli come il Bf.110 ma con un diedro sui piani orizzontali, in modo da non interferire con il getto del motore; il carrello era "a triciclo", rientrava nella fusoliera ed era controllato con molle e contrappesi, non idraulicamente. Nonostante la semplicità, l'He.162 aveva anche un seggiolino eiettabile per il pilota: la Heinkel fu la prima a montarlo su un aereo operativo, il caccia notturno He.219 Uhu (Gufo Reale) e continuò con questo modello. Alcune semplificazioni geniali e disperate furono quella di utilizzare per certe parti dell'aereo gli stampi che servivano per realizzare alcune parti di automobile, oppure far costruire alcune delle parti in legno da fabbriche di mobili. Infine, in analogia con quanto emerso dalla procedura di ottimizzazione per le estremità alari sviluppata nel progetto del F-Jet, anche le versioni successive del Salamander mostravano delle wingtips con un diedro negativo. I modelli V3 e V4 del He 162 introducevano le estremità alari ripiegate verso il basso come rimedio all'instabilità direzionale, senza per questo intervenire troppo pesantemente sul progetto e, quindi, senza rallentare il programma e la catena di produzione.

A.3 Specifiche

- **Crew:** 1
- **Length:** 9.05 *m* (29ft 8in)
- **Wingspan:** 7.2 *m* (23ft 7in)
- **Height:** 2.6 *m* (8ft 6in)
- **Wing Area:** 11.16 *m*²
- **Empty Weight:** 1660 *Kg* (3660 lb)
- **Max Take Off Weight:** 2800 *Kg* (6173 lb)
- **Fuel Capacity:** 695 *l* (184 US gal, 153 imp gal)
- **Power Plant:** 1 x BMW 109-003E-1 or BMW 109-003E-2 turbojet engine

Performances:

- **Maximum Speed:** 790 Km/h (490 mph, 430 kn) at sea level (normal thrust)
840 km/h (520 mph, 450 kn) at 6000 m (20.000 ft) (normal thrust)
890 Km/h (550 mph, 480 kn) at sea level (emergency boosted thrust)
905 Km/h (596 mph, 489 kn) at 6000 m (20.000 ft) (emergency boosted thrust)

- **Range:** 975 *Km* (606 mi, 526 nmi)
- **Service Ceiling:** 12.000 *m* (39.000 ft)
- **Rate of Climb:** 23.42 *m/s* (4610 ft/min)
- **Thrust/weight:** 0.35 (normal thrust)

Appendice B

Il Flaris Lar01



Figura B.1: Flaris Lar01

Questo piccolo velivolo polacco come il Salamander visto nell'appendice precedente condivide delle caratteristiche con il modello del P-jet ma è solo una che ha attirato l'attenzione della nostra analisi in questo capitolo: trattasi delle winglets. Di seguito viene dunque fornita per completezza una presentazione del Lar01, le analogie con il P-Jet e delle successive considerazioni su queste appendici alari il cui funzionamento è stato già brevemente trattato nel paragrafo 7.3.

B.1 La Storia

Il Flaris Lar01 è un piccolo business jet monomotore a 5 posti (incluso quello del pilota) progettato in Polonia dalla Metal Master, annunciato pubblicamente al Paris Air Show nel 2013 e provato per la prima volta in volo solamente 6 anni più tardi. Il progetto è stato sviluppato da Sylwia e Rafał Ładzińscy con l'assistenza di diversi istituti ed università politecniche polacche. L'idea è stata quella di creare un confortevole mezzo di trasporto che garantisse spostamenti su piccole tratte per tutti quei clienti con la necessità di muoversi velocemente per esigenze lavorative o anche più semplicemente per il tempo libero.

B.2 Il Progetto

Il Lar01 è costruito prevalentemente con materiali polimerici rinforzati con fibre di carbonio e motorizzato con un unico propulsore turbofan Williams FJ33-5A. Le due ali, caratterizzate da una geometria semiellittica (tra le migliori a garantire una corretta distribuzione di portanza in apertura), sono per giunta rimovibili, in modo da rendere accessibile il parcheggio del mezzo in appositi garage.



Questo significa anche che i serbatoi non sono alloggiati all'interno delle ali ma direttamente nella fusoliera. La struttura della parte centrale di quest'ultima è infatti supportata da due componenti integrali in duralluminio (una lega usata per i telai degli aerei) adibiti appunto a serbatoi. Infine le dimensioni del Lar01 e quelle del P-Jet sono praticamente le stesse. Entrambi i modelli sono infatti caratterizzati da un'apertura alare di circa 8.7 m, un'altezza di 2.4 m ed infine una lunghezza 8.3 m. Per una maggiore chiarezza, come nel caso dell'Heinkel rimandiamo alla fine dell'appendice per le specifiche del progetto.

B.3 Le Winglets

Come già citato nel capitolo 7, le Winglets sono in grado di produrre una spinta nella direzione di avanzamento in corrispondenza dei vortici di estremità alare riducendo l'intensità di questi ultimi. Avere dei vortici meno intensi significa assicurarsi una resistenza inferiore alle estremità ed una ristabilita produzione di portanza in queste regioni. Migliorare l'efficienza dell'ala permette di avere un payload maggiore, un minore consumo di carburante,

e di conseguenza un aumento delle distanze percorribili dal velivolo. Partendo da lontano, nel 1976, in un programma della Nasa chiamato “Aircraft Energy Efficiency Program”, Richard Whitcomb (l’ingegnere aeronautico che tra i primi sviluppò queste appendici) attraverso dei test su computer e galleria del vento arrivò a stimare una riduzione della resistenza indotta di circa il 20% ed un aumento dell’efficienza del 7%. Al giorno d’oggi l’opzione di aggiungere le winglets sui jet è molto valida e i benefici che si traggono da questa scelta sono più che evidenti.



Figura B.2: Richard Whitcomb durante delle prove in galleria del vento

A scopo illustrativo e di confronto riportiamo quindi una comparazione grafica tra la soluzione trovata con i metodi di ottimizzazione riguardo le winglets svolti per l’F-Jet e il modello 3D in pianta del Lar01.

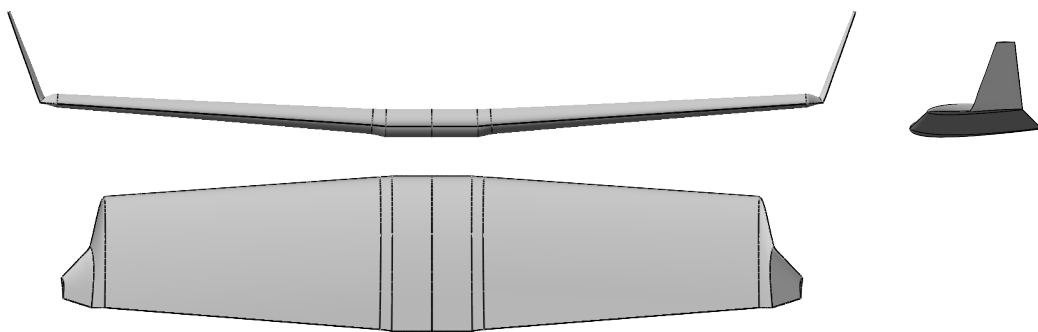


Figura B.3: Ala con *winglets* F-Jet

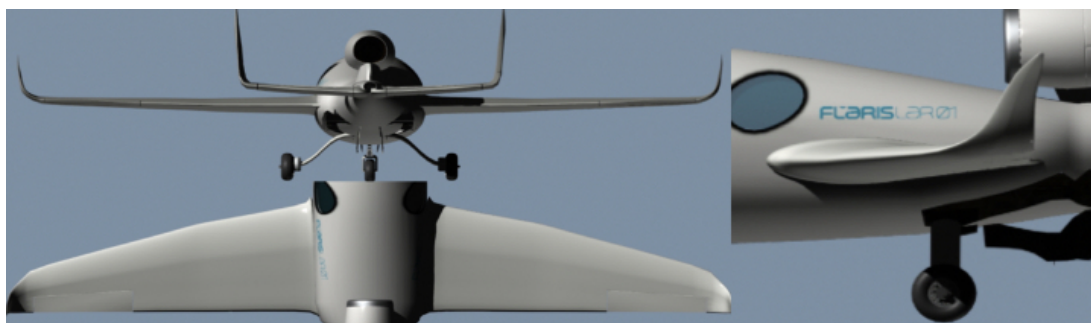


Figura B.4: Ala con *winglets* Lar01

B.4 Specifiche

- **Crew:** 1
- **Capacity:** four passengers + pilot
- **Length:** 8.32 *m* (27ft 4in)
- **Wingspan:** 8.68 *m* (28ft 6in)
- **Height:** 2.43 *m* (8ft 0in)
- **Wing Area:** 10.0 *m*²
- **Empty Weight:** 700 *Kg* (3307 lb)
- **Max Take Off Weight:** 1500 *Kg* (3307 lb)
- **Power Plant:** 1 x Williams FJ33-5A turbofan engine, 8,5 kN (1900 lbf) thrust

Performances:

- **Cruise Speed:** 700 *Km/h* (430 mph, 380 kn)
- **Stall Speed:** 115 *Km/h* (71 mph, 62 kn)
- **Range:** 3200 *Km* (2000 mi, 1700 nmi)
- **Service Ceiling:** 14.000 *m* (46.000 ft)
- **Maximum Glide Ratio :** 18:1
- **Rate of Climb:** 30 *m/s* (5900 ft/min)
- **Wing Loading:** 150 *Kg/m*² (31 lb/sq ft)

Appendice C

Analisi di convergenza

Lo svolgimento dell'analisi di convergenza è stata richiesta al fine di trovare una discretizzazione del modello che rappresentasse un compromesso tra l'accuratezza dei risultati e il tempo di calcolo necessario. Essa è stata svolta con entrambi i software sia sulla coda che sull'ala.

Per valutare quantitativamente la bontà della mesh si è definito un errore percentuale tra i valori del coefficiente di forza derivanti da due discretizzazioni diverse (una più fitta dell'altra) ad un determinato angolo di incidenza. Volendo però considerare il contributo di tutte le incidenze a cui è stata effettuata l'analisi, il precedente errore è stato mediato su tutti gli angoli di attacco. Riassumendo, si è valutata la seguente espressione analitica:

$$err_{C,i} = \frac{100}{N_\alpha} \sum_{k=1}^{N_\alpha} \left\| \frac{C_{i+1}^k - C_i^k}{C_{i+1}^k} \right\| \quad (C.1)$$

dove C_{i+1}^k è il coefficiente di forza (portanza, resistenza o momento) della discretizzazione $i+1$ al k -esimo valore di incidenza considerato (similmente C_i^k) mentre N_α è il numero di angoli d'attacco considerati nell'analisi.

Si sono quindi realizzate varie mesh sempre più raffinate, monitorando poi l'andamento della precedente definizione di errore, valutato considerando la discretizzazione i -esima e la $i+1$ -esima (quest'ultima più fitta).

C.1 Analisi con OpenVSP

Per quanto riguarda OpenVSP, sono state effettuate 9 prove per l'ala e 6 per la coda.

Il software, permette una rifinitura della griglia tramite i parametri U e W , che definiscono rispettivamente la densità della griglia in apertura e in corda. In ogni prova si è analizzato l'andamento di C_L , C_{Di} e C_{My} dell'ala e della coda (isolate) per 5 diversi angoli d'attacco $\alpha = 0^\circ, 2.5^\circ, 5^\circ, 7.5^\circ, 10^\circ$ ($N_\alpha = 5$)

C.1.1 Ala isolata

L'analisi di convergenza sull'ala è stata condotta includendo anche il contributo dei pods: per essi si sono impostati dalla prova 1 alla prova 5 $U = 5$ e $W = 9$ mentre $U = 15$ e $W = 25$ per le prove dalla 6 alla 9.

Nella Tab. C.1 vengono riportati i valori di U e W scelti per la discretizzazione dell'ala.

Ala principale	U	W
prova 1	10	9
prova 2	15	17
prova 3	20	25
prova 4	25	33
prova 5	30	41
prova 6	35	49
prova 7	42	61
prova 8	45	65
prova 9	50	73

Tabella C.1: Valori assegnati ad U e W

In Tab. C.2 sono riportati gli andamenti dei coefficienti nel corso delle 9 prove ad $\alpha = 7.5^\circ$: è possibile vedere come l'aumento dei pannelli migliori effettivamente i risultati. L'andamento dell'errore (moltiplicato per 100) è invece riportato in Fig. C.1

Prova	C_L	C_{Di}	C_{My}
1	0.772	0.0367	-0.0092
2	0.801	0.0493	-0.0333
3	0.821	0.0693	-0.0560
4	0.789	0.0564	-0.0470
5	0.795	0.0522	-0.0440
6	0.841	0.0202	-0.0523
7	0.857	0.0218	-0.0509
8	0.850	0.0216	-0.0519
9	0.858	0.0217	-0.0510

Tabella C.2

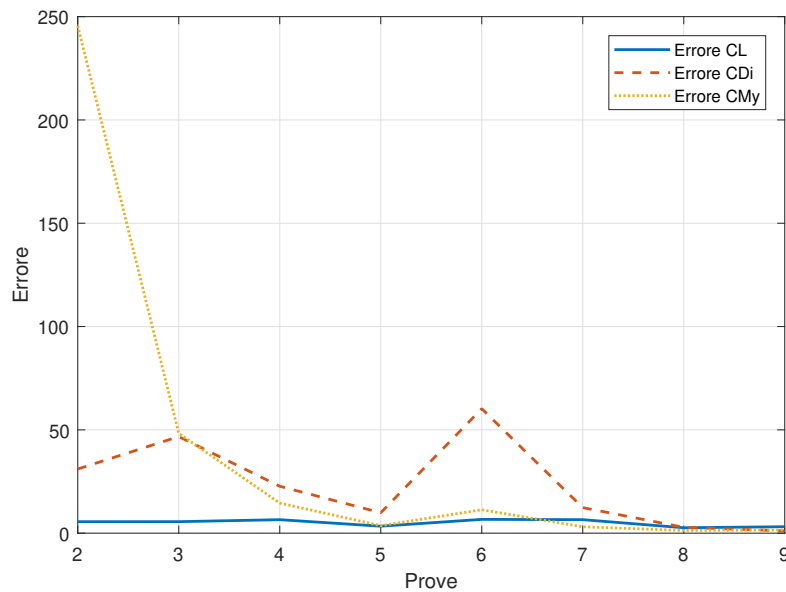


Figura C.1: Andamento errore percentuale

Osservando la figura C.1 si nota che l'errore percentuale per il calcolo del C_L risulta già molto basso nelle prime prove con una griglia poco raffinata. L'errore oscilla nelle prove intermedie per poi diminuire in modo marcato tra la prova 7 e la 9; discorso analogo per l'andamento del C_{Di} e del C_{My} .

C.1.2 Coda

Per rappresentare correttamente il piano di coda verticale sono state utilizzate 3 sezioni, è stato richiesto definire 3 diversi parametri U, come mostrato nelle tabelle C.3 e C.4, al fine di ottenere una griglia uniforme su tutta la superficie.

Coda Verticale	U		W	
prova 1	3	4	2	33
prova 2	5	7	4	53
prova 3	7	9	6	73
prova 4	9	11	8	93
prova 5	11	13	10	113
prova 6	13	15	12	133

Tabella C.3

Coda Orizzontale	U	W
prova 1	3	5
prova 2	7	13
prova 3	12	25
prova 4	17	33
prova 5	22	41
prova 6	27	49

Tabella C.4

Notiamo dalla Fig. C.2 che l'errore maggiore si compie sul calcolo del C_{My} , ma dopo 5 prove si raggiunge un valore accettabile.

Si riportano nella Tab. C.5 anche per la coda l'andamento dei coefficienti nel corso delle 6 prove per $\alpha = 7.5^\circ$.

Per quanto riguarda l'ala principale si è scelta la discretizzazione relativa alla prova 7 (vedere Tab. C.1), non avendo trovato significativi miglioramenti con una griglia più fitta (ovvero lo scostamento dei valori dei coefficienti aerodinamici tra la griglia corrente e la successiva risulta essere di piccola entità). Allo stesso modo la coda arriva ad un risultato accettabile dopo aver effettuato tutte e 6 le prove; infittire ulteriormente la griglia non è stato possibile per l'aumento eccessivo dei tempi di calcolo.

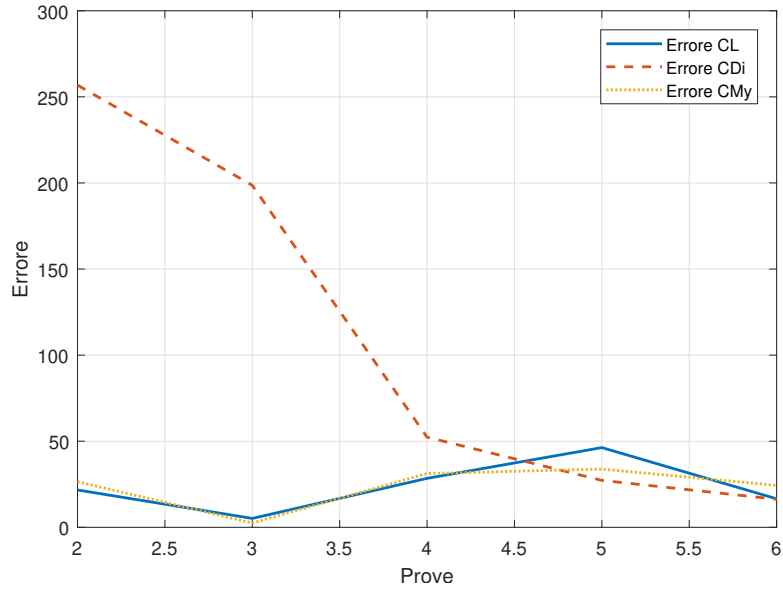


Figura C.2: Andamento errore percentuale

prova	C_L	C_{Di}	C_{My}
1	0.1257	0.00026	-0.27122
2	0.1355	0.00073	-0.29816
3	0.1350	0.00137	-0.29605
4	0.1374	0.00175	-0.30222
5	0.1339	0.00131	-0.29433
6	0.1331	0.00150	-0.29269

Tabella C.5

C.2 Analisi con XFLR5

L'analisi è stata eseguita utilizzando il metodo VLM2 (Vortex Lattice Method) alla velocità $V = 30 \text{ m/s}$ e le polari sono state ricavate agli angoli di incidenza $\alpha = 0 \div 10^\circ$ con passo $\Delta\alpha = 0.5^\circ$ ($N_\alpha = 21$) su un totale di 12 mesh (casi).

C.2.1 Ala

Per ogni settore in cui è divisa l'ala (figura C.3) si definiscono:

- NCHORD: numero di box lungo la corda (lo stesso per ciascun settore);
- NSPAN <numero settore>: numero di box lungo l'apertura (diverso per ciascun settore).

Siano poi:

- NSPAN SW: numero di box totale lungo l'apertura della semiala;
- N BOX: numero di box totale dell' ala.

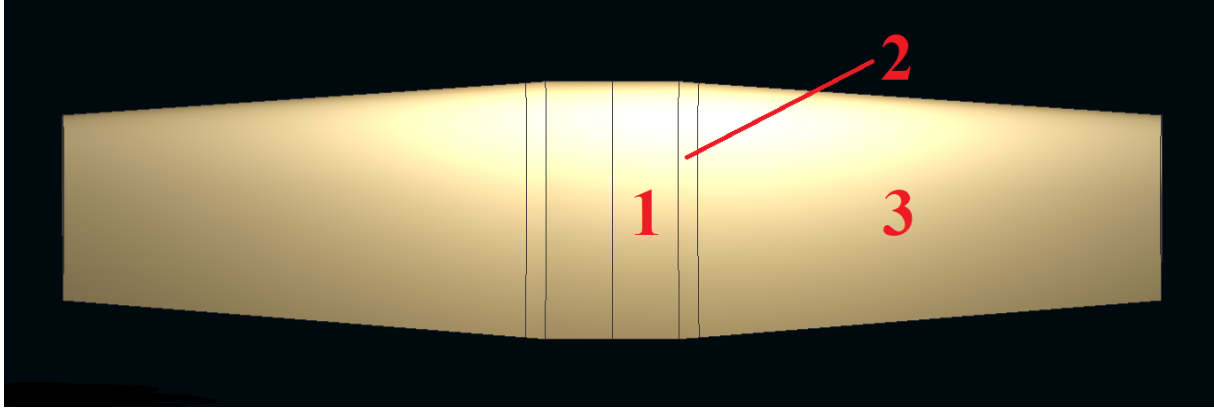


Figura C.3

Fissato NSPAN 1 per ciascun caso, NSPAN 2 ed NSPAN 3 sono stati calcolati in modo tale che la lunghezza in apertura dei box nei settori 1,2 e 3 fosse la stessa. Ovvero, tenendo in considerazione la lunghezza in apertura dei tre settori (l_1, l_2 ed l_3), si ha:

$$NSPAN2 = round(NSPAN1 * \frac{l_2}{l_1})$$

e

$$NSPAN3 = round(NSPAN1 * \frac{l_3}{l_1})$$

Un esempio di mesh (quella scelta per il modello) è riportata in Fig. C.4 e in Tab. C.6 sono riportate tutte le informazioni riguardo le discretizzazioni realizzate.

caso	NCHORD	NSPAN1	NSPAN2	NSPAN3	NSPAN SW	N BOX
1	5	2	1	14	17	170
2	8	3	1	21	25	400
3	11	4	1	28	33	726
4	14	5	2	35	42	1176
5	17	6	2	42	50	1700
6	20	7	2	48	57	2280
7	23	8	2	55	65	2990
8	26	9	3	62	74	3848
9	29	10	3	69	82	4756
10	32	11	3	76	90	5760
11	35	12	4	83	99	6930
12	38	13	4	90	107	8132

Tabella C.6

A titolo di esempio, sono riportati nella tabella C.7 i coefficienti di portanza, resistenza e momento calcolati per $\alpha = 3^\circ$ in tutti i casi.

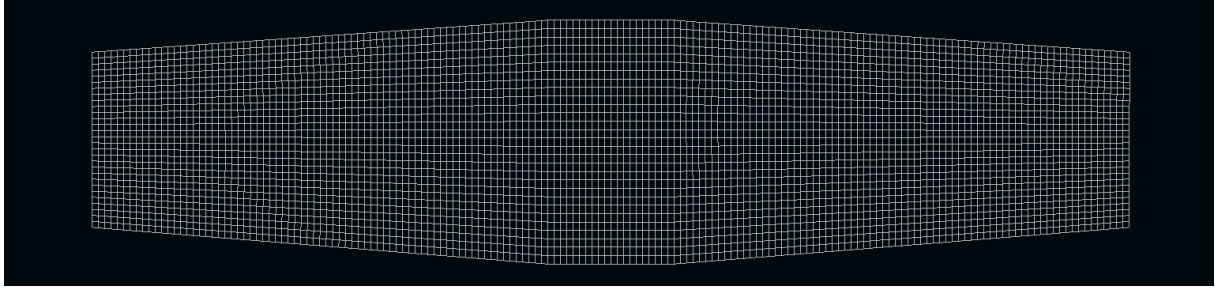


Figura C.4: mesh 9 scelta per il modello

caso	Cl	Cd	Cm
1	0.3070	0.0133	-0.0447
2	0.3155	0.0137	-0.0445
3	0.3191	0.0138	-0.0442
4	0.3210	0.0140	-0.0440
5	0.3223	0.0140	-0.0439
6	0.3232	0.0141	-0.0438
7	0.3239	0.0141	-0.0437
8	0.3243	0.0141	-0.0436
9	0.3247	0.0142	-0.0436
10	0.3250	0.0142	-0.0435
11	0.3253	0.0142	-0.0435
12	0.3255	0.0142	-0.0434

Tabella C.7: Valori dei coefficienti di forza per $\alpha = 3^\circ$

L'andamento dell' errore, così come definito prima, è riportato in Fig. C.5.

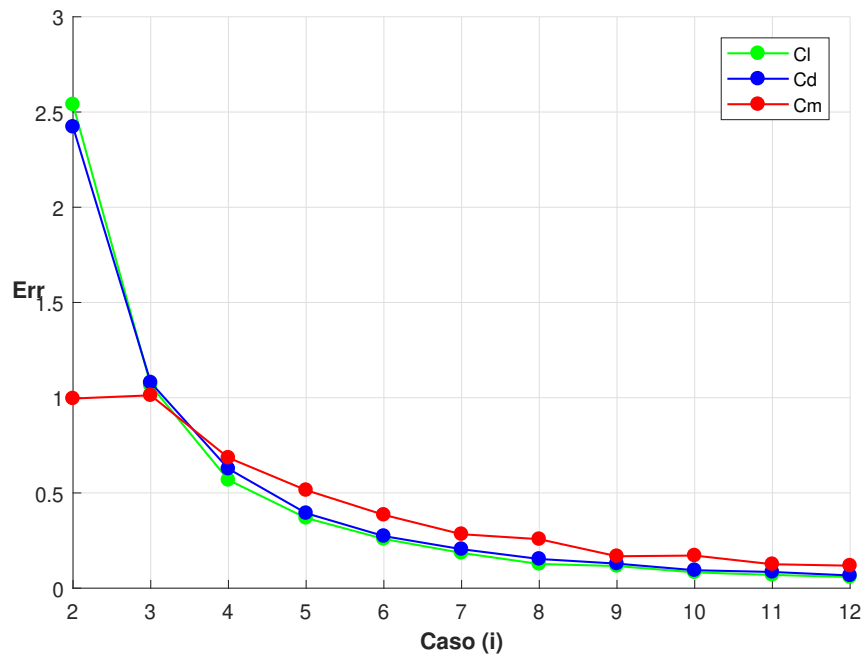


Figura C.5: Andamento dell' errore nell' analisi dell' ala

La discretizzazione 9 è stata reputata sufficiente per lo svolgimento delle successive analisi (errore inferiore allo 0.25 %). Di seguito sono riportati i grafici delle polari.

C.2.2 Coda

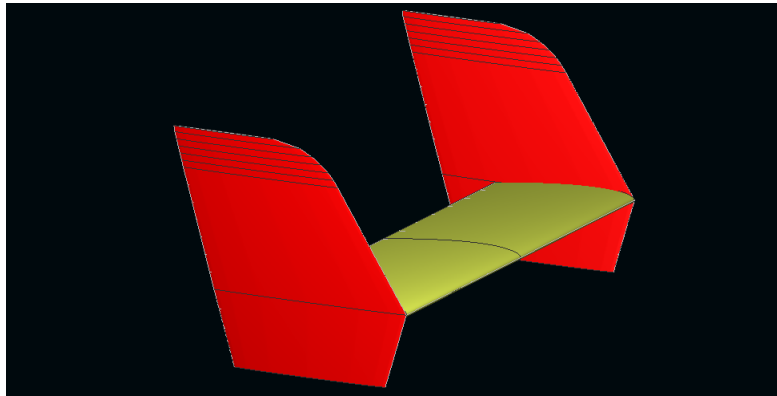


Figura C.6: Piani di coda

Per l'analisi della coda si è proceduto in modo analogo all'ala. Si definiscono:

- NCHORD : numero di pannelli lungo la corda, uguale per l'equilibratore e per tutti i settori in cui è divisa la pinna;
- NSPAN EQ. : numero di box in semi-apertura dell'equilibratore;
- NSPAN LOW : numero di box in apertura del settore della pinna posto subito sotto l'equilibratore;
- NSPAN MID : numero di box in apertura del settore della pinna posto subito sopra l'equilibratore;
- NSPAN UP : numero di pannelli in apertura dei settori della punta della pinna utilizzati per modellare il bordo di attacco curvo;
- N BOX numero di box totale della coda;

Si veda a proposito la figura C.7

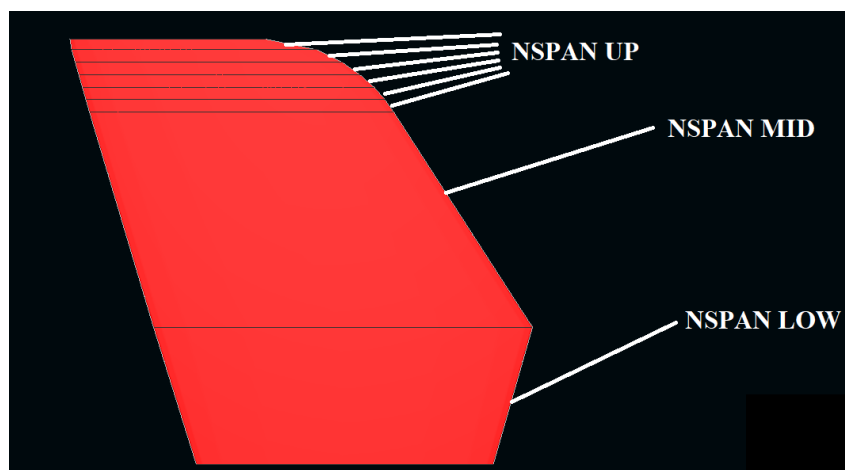


Figura C.7

La discretizzazione è uniforme in tutti i settori. Come esempio si riporta in Fig. C.8 la mesh scelta per il modello.

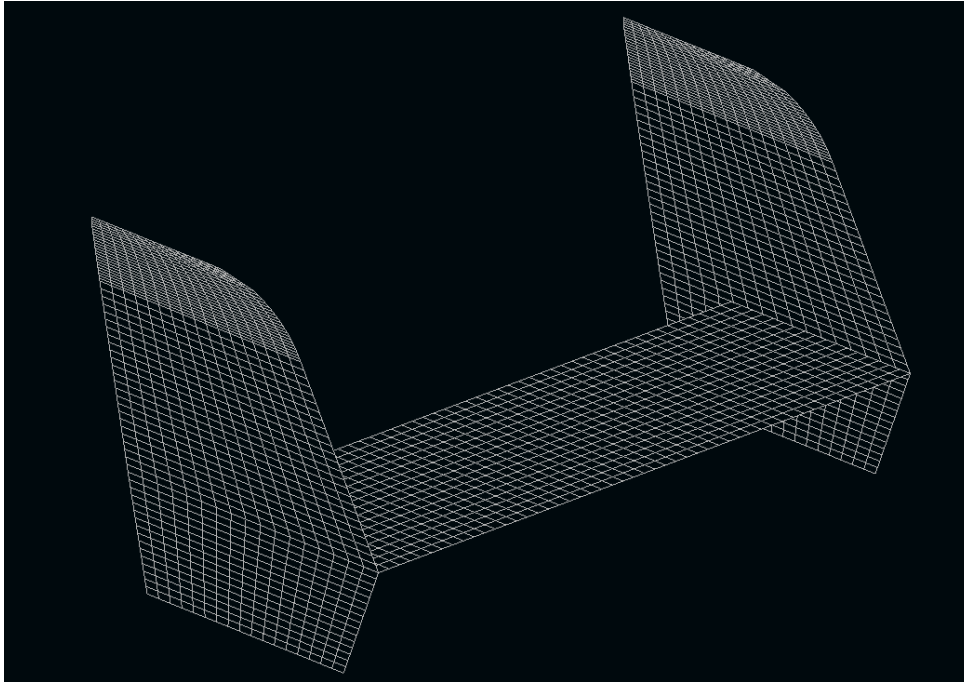


Figura C.8: mesh 7 scelta per il modello

In Tab. C.8 sono riportate le informazioni su tutte e 12 le mesh realizzate.

caso	NCHORD	NSPAN EQ.	NSPAN DOWN	NSPAN MID	NSPAN UP	N BOX
1	5	7	4	7	1	240
2	7	10	6	10	1	448
3	9	13	8	13	2	828
4	11	16	10	16	2	1188
5	13	19	12	19	3	1768
6	15	22	14	22	3	2280
7	17	25	16	25	4	3060
8	19	28	18	28	4	3724
9	21	31	20	31	5	4704
10	23	34	22	34	5	5520
11	25	37	24	37	5	6400
12	27	40	26	40	6	7668

Tabella C.8

Nella discretizzazione dell'equilibratore NSPAN EQ. viene mantenuto costante su tutta l'apertura. Per la pinna i vari NSPAN LOW, MID e UP sono stati ricavati con lo stesso procedimento visto nella sezione precedente, prendendo come valore di riferimento quello scelto per NSPAN LOW.

Di seguito sono riportati a titolo di esempio i valori dei coefficienti aerodinamici per un angolo di incidenza $\alpha = 3^\circ$:

caso	Cl	Cd	Cm
1	0.2297	0.0235	-0.7780
2	0.2272	0.0236	-0.7696
3	0.2249	0.0236	-0.7615
4	0.2228	0.0236	-0.7545
5	0.2209	0.0236	-0.7478
6	0.2192	0.0236	-0.7418
7	0.2176	0.0236	-0.7363
8	0.2162	0.0236	-0.7314
9	0.2149	0.0236	-0.7271
10	0.2138	0.0236	-0.7232
11	0.2128	0.0236	-0.7197
12	0.2119	0.0236	-0.7166

Tabella C.9: Coefficienti Aerodinamici per $\alpha = 3 \text{ deg}$

L'andamento dell' errore è riportato in Fig. C.9. Per i motivi già visti nella sezione di OpenVSP la discretizzazione scelta è la numero 7 (errore inferiore allo 0.8%). Ad ogni modo si è deciso anche di aumentare la tolleranza per evitare una discretizzazione troppo fitta che avrebbe aumentato eccessivamente i tempi di calcolo dell' assieme coda e ala. Di seguito possiamo dunque vedere come l'andamento dell'errore sia decrescente all'aumentare della discretizzazione e come si discostano i grafici delle polari.

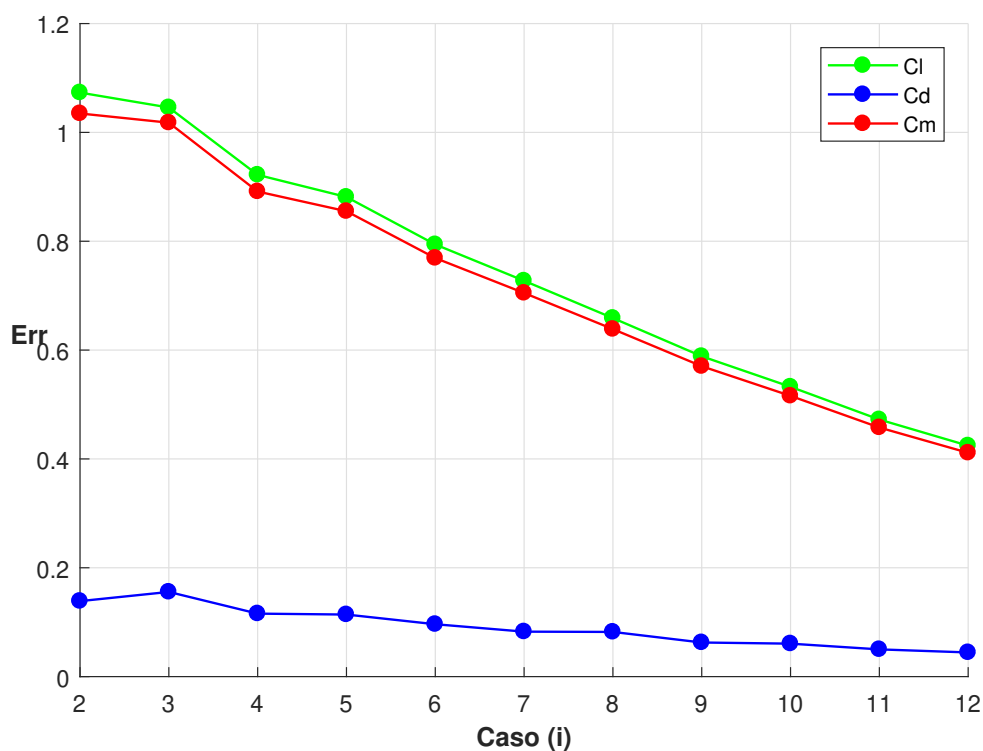
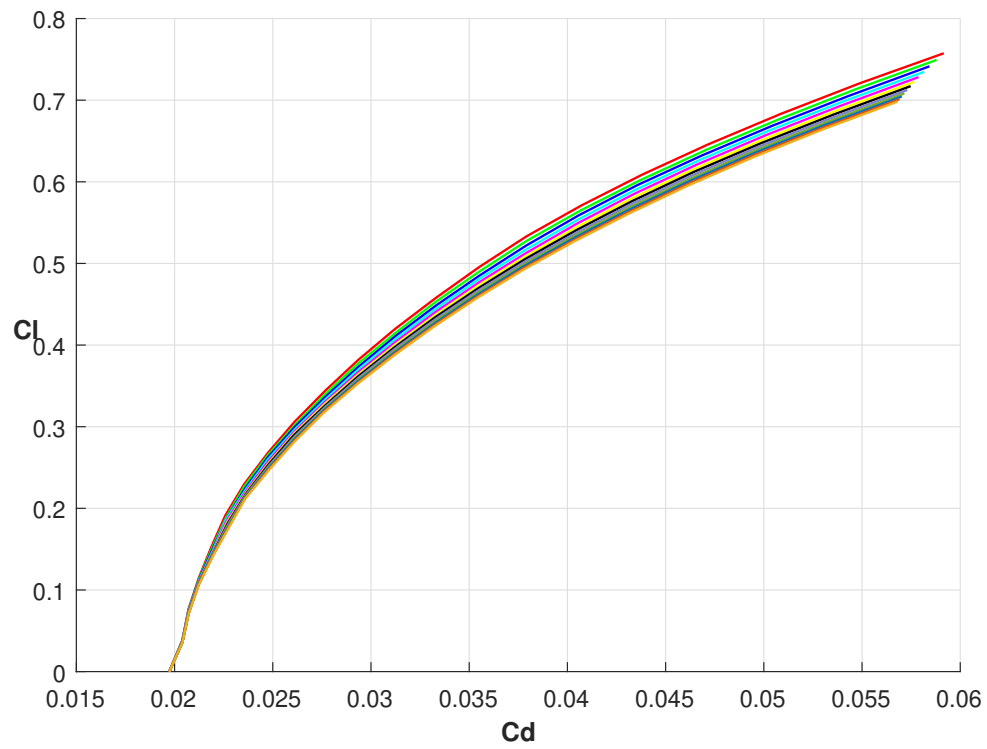
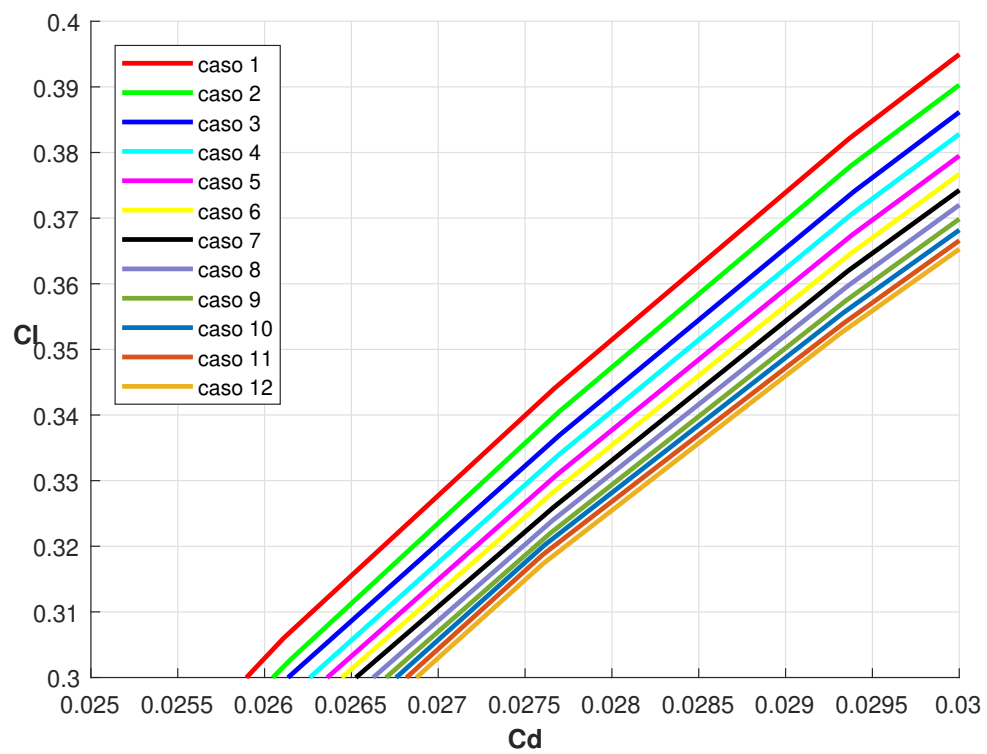


Figura C.9: Andamento dell' errore nell' analisi della coda



(a) Polari



(b) Polari (Ingrandimento)

Figura C.10

Bibliografia

- [1] FIAM - *Manuale di costruzione del FIAM Jet*, 2018
- [2] Gundmusson Snorri - *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, Butterworth-Heinemann, 2014.
- [3] Engineering Science Data Unit (ESDU) - *Undercarriage drag prediction methods - ESDU 79015*, Royal Aeronautical Society, 1987.
- [4] Pamadi Bandu - *Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes*, AIAA Education Series, 3rd Edition, 2015.
- [5] Raymer Daniel P. - *Aircraft Design - A conceptual approach*, AIAA Education Series, 6th Edition, 2018.
- [6] Roskam Jan, Lan C.T. - *Airplane Aerodynamics and Performance*, DAR Corporation, 1997.
- [7] Simons Martin - *Model Aircraft Aerodynamics*, Special Interest Model Books, 5th Edition, 2015.
- [8] Whitcomb Richard - *A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets* - NASA TN-D-8260, 1976.
- [9] <http://www.airfoiltools.com/>, Database di coordinate di sezioni alari.
- [10] <http://openvsp.org/>, Homepage di OpenVSP.
- [11] <https://pythonhosted.org/pyswarm/>, Libreria di Particle Swarm Optimization per Python.
- [12] <http://www.vasyfan.com/80-mm.html/>, Dati tecnici del EDF VasyFan 80 mm.
- [13] <https://www.xflr5.tech/xflr5.htm>, Homepage di XFLR5.
- [14] <https://sourceforge.net/projects/xoptfoil/>, Homepage di Xoptfoil.