POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

Progetto Aerodinamico Preliminare di un Velivolo UAM



Relatori prof. Gioacchino Cafiero prof. Angelo Lerro Candidato Lorenzo Piottoli

Anno Accademico 2021-2022

Indice

E	lenco	delle figure	3
E	lenco	delle tabelle	6
1	Intr	oduzione	7
	1.1	Riferimenti teorici: configurazione alare	7
		1.1.1 Componenti della resistenza aerodinamica	7
		1.1.2 Teoria dei multiplani	9
		1.1.3 Configurazioni ad ala chiusa: lo stato dell'arte	11
	1.2	Riferimenti Teorici: Metodi Numerici	13
		1.2.1 Metodo dei Pannelli	13
		1.2.2 VLM: Vortex Lattice Method	15
2	Stu	dio dei Profili Aerodinamici	17
	2.1	Setup di XFoil	17
		2.1.1 Validazione	17
		2.1.2 Parametri utilizzati e pannelizzazione dei profili	17
		2.1.3 Automazione della simulazione	18
	2.2	Valutazione dei profili scelti	19
		2.2.1 Profili considerati	19
		2.2.2 Risultati del confronto XFoil-Abbott	19
		2.2.3 Confronto delle caratteristiche aerodinamiche	24
	2.3	Scelta del profilo	28
		2.3.1 Considerazioni sulla scelta del profilo	28
		2.3.2 Esito del confronto	28
		2.3.3 Ulteriore validazione del profilo scelto	28
3	Stu	dio di ali rettangolari	33
	3.1	Validazione del setup OpenVSP	33
	3.2	Risultati teorici di riferimento	33
	3.3	Procedimento	34
		3.3.1 Realizzazione del modello di OpenVSP	34
	3.4	Risultati	38
	3.5	Studio parametrico del modello di un'ala rettangolare	40
		3.5.1 Modello di OpenVSP	40
		3.5.2 Impostazione dello Studio Parametrico	40
		3.5.3 Risultati	41

4	Stu	dio della configurazione <i>wingbox</i>	49
	4.1	Scelta dei parametri geometrici	49
	4.2	Creazione del modello di OpenVSP	51
	4.3	Studio Parametrico	54
	4.4	Conclusioni dello Studio Parametrico e Risultati	67
	4.5	Stima del coefficiente di resistenza	70
	4.6	Confronto con i risultati teorici	73
	4.7	Confronto con Monoplano	75
	4.8	Confronto con Biplano	78
	4.9	Studio del carico alare	83
		4.9.1 Contour	86
		4.9.2 Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$	90
		4.9.3 Coefficiente di pressione C_p	97
	4.10	Stima dell'angolo di calettamento	110
	4.11	Confronto di diverse configurazioni geometriche	117
		4.11.1 Creazione dei modelli di OpenVSP	117
		4.11.2 Confronto delle prestazioni aerodinamiche	124
	4.12	Conclusioni	131

Bibliografia

132

Elenco delle figure

$1.1 \\ 1.2 \\ 1.3 \\ 1.4$	Componenti della resistenza: andamento di D_0 , $D_i \in D$ in funzione della velocità . PARSIFAL: vista su tre piani del modello CAD del velivolo	8 12 12
$1.5 \\ 1.6 \\ 1.7$	del pannello del bordo di fuga	$13 \\ 14 \\ 15 \\ 16$
$\begin{array}{c} 2.1 \\ 2.2 \\ 2.3 \\ 2.4 \\ 2.5 \\ 2.6 \\ 2.7 \\ 2.8 \\ 2.9 \\ 2.10 \end{array}$	NACA 63-412: confronto XFoil - Abbott	20 21 22 23 25 26 27 30 31 32
3.1 3.2 3.3 3.4 3.5 3.6 3.7 3.8 3.9 3.10	Modelli di ala rettangolare: vista in pianta (dall'alto $AR = 10$, $AR = 15$ e $AR = 20$) Modelli di ala rettangolare: discretizzazione della sezione alare Modelli di ala rettangolare: discretizzazione della sezione alare, particolare del <i>L.E.</i> Modelli di ala rettangolare: validazione dei risultati di <i>VSPAero</i>	$35 \\ 36 \\ 39 \\ 43 \\ 44 \\ 45 \\ 46 \\ 47 \\ 48$

4.9	Studio parametrico wingbox: variazione dei coefficienti aerodinamici per $\alpha = 5^{\circ}$	61
4.10	Studio parametrico wingbox: variazione dei coefficienti aerodinamici per $\alpha = 8^{\circ}$.	62
4.11	Studio parametrico wingbox: risultati per $NumU = 50$	63
4.12	Studio parametrico wingbox: risultati per $NumU = 100$	64
4.13	Studio parametrico wingbox: risultati per $NumU = 150$	65
4.14	Studio parametrico wingbox: tempi di simulazione	66
4.15	Studio parametrico wingbox: risultati per $NumU = 100$	68
4.16	Studio parametrico wingbox: risultati per $NumU = 100$, $NumW = 153$	69
4.17	Stima del $C_{D,0}$: interpolazione dei risultati di XFoil	71
4.18	Stima del $C_{D,0}$: interpolazione dei risultati di VSPAero	71
4.19	Stima del $C_{D,0}$: $C_L(C_D)$ della configurazione wingbox	72
4.20	Stima del $C_{D,0}$: $C_D(\alpha)$ della configurazione wingbox	72
4.21	Configurazione wingbox: confronto VSPAero-teoria	74
4.22	Confronto wingbox-monoplano: prestazioni aerodinamiche	76
4.23	Configurazione biplano: vista in assonometria	78
4.24	Configurazione biplano: prestazioni aerodinamiche	80
4.25	Confronto <i>wingbox</i> -biplano: prestazioni aerodinamiche	81
4.26	Confronto biplano-monoplano di riferimento <i>Wing2c</i> : prestazioni aerodinamiche .	82
4.27	Studio del carico alare: metodo grafico per individuare l'angolo di incidenza	84
4.28	Contour: viste in assonometria, C_n per $C_L = 0.5$	87
4.29	Contour: viste in pianta, C_n per $C_L = 0.5$	88
4.30	Contour: viste laterali, C_n per $C_L = 0.5$	89
4.31	Modello di <i>OpenVSP</i> per lo studio di $C_l * c(y)/c_{ref}$: particolare dei raccordi	91
4.32	Modello di $OpenVSP$ per lo studio di $C_l * c(y)/c_{ref}$: discretizzazione dei raccordi.	
	NumU = 50	91
4.33	Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$: geometria alare 3D, superfici orizzontali	93
4.34	Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$: superfici orizzontali	93
4.35	Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$, configurazione biplano	94
4.36	Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$, confronto tra <i>biplano</i> e <i>wingbox</i>	94
4.37	Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$: geometria alare 3D, superficie verticale e raccordi .	95
4.38	Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$, superficie verticale e raccordi	96
4.39	Analisi del C_n : sezione di radice dell'ala, viste sui piani $xy \in xz$	99
4.40	Analisi del C_n : sezione di radice dell'ala	100
4.41	Analisi del C_n : Sezione di estremità dell'ala, viste sui piani $xy \in xz$	101
4.42	Analisi del C_n : sezione di estremità dell'ala	102
4.43	Analisi del C_n : sezione di radice dell'ala, viste sui piani $xy \in xz$	103
4.44	Analisi del C_n : sezione di mezzeria dell'ala	104
4.45	Analisi del C_{p} : confronto dei risultati di XFoil e VSPAero	106
4.46	Analisi del C_n^{r} : confronto tra i risultati della configurazione wingbox e dell'ala trapezia	107
4.47	Analisi del C_n : Confronto tra i risultati di XFoil e dell'ala rettangolare di grande	
	allungamento	107
4.48	Analisi del C_n : Sezione $z = -0.4[m]$ dell'ala verticale	109
4.49	Angolo di calettamento: stima tramite il carico alare delle due superfici orizzontali	110
4.50	Angolo di calettamento: modello di <i>OpenVSP</i>	111
4.51	Angolo di calettamento: carico alare delle due superfici orizzontali $C_l(y) * c(y)$,	
	configurazione wingbox_c	112
4.52	Angolo di calettamento: confronto delle configurazioni $wingbox \in wingbox_c \ldots$	114
4.53	Confronto di tutte le configurazioni: prestazioni aerodinamiche	116
4.54	Altre configurazioni wingbox: configurazione 1	119
4.55	Altre configurazioni wingbox: configurazione 2	120

4.56	Altre configurazioni wingbox: configurazione 3	121
4.57	Altre configurazioni <i>wingbox</i> : configurazione 4	122
4.58	Altre configurazioni <i>wingbox</i> : configurazione 5	123
4.59	Altre configurazioni wingbox, confronto delle prestazioni aerodinamiche: coefficiente	
	di portanza $C_L(\alpha)$	125
4.60	Altre configurazioni wingbox, confronto delle prestazioni aerodinamiche: coefficiente	
	di resistenza indotta $C_{D,i}(\alpha)$	126
4.61	Altre configurazioni wingbox, confronto delle prestazioni aerodinamiche: polare	
	inviscida $C_L(C_{D,i})$	127
4.62	Configurazioni wingbox 3, 4 e 5, confronto delle prestazioni aerodinamiche: caso 1	
	$(\alpha = 0^{\circ})$	128
4.63	Configurazioni wingbox 3, 4 e 5: confronto delle prestazioni aerodinamiche, Caso 2	
	$(\alpha = 5^{\circ})$	129
4.64	Configurazioni wingbox 3, 4 e 5: confronto delle prestazioni aerodinamiche, Caso 3	
	$(C_L = 0.7) \dots \dots$	130

Elenco delle tabelle

1.1	Componenti della resistenza: valori utilizzati per il calcolo	8			
2.1	Confronto XFoil - Abbott: valori di α_{offset}	18			
$3.1 \\ 3.2 \\ 3.3$	Modelli di ala rettangolare: parametri geometrici di riferimento di VSPAero Studio parametrico dell'ala rettangolare: valori di $NumU$ e $NumW$ Studio parametrico dell'ala rettangolare: valori geometrici di riferimento di $VSPAero$	$37 \\ 40 \\ 41$			
4.1	Studio parametrico <i>wingbox</i> : parametri costanti del modello	54			
4.2	Studio parametrico <i>wingbox</i> : valori geometrici di riferimento per <i>VSPAero</i>	55			
4.3	Confronto wingbox-monoplano: dati geometrici	75			
4.4	Confronto wingbox-monoplano: principali parametri di VSPAero	75			
4.5	Confronto <i>wingbox</i> -biplano: dati geometrici della configurazione biplano 79				
4.6	Modello di OpenVSP per lo studio di $C_l * c(y)/c_{ref}$: parametri della schermata				
	Blending di OpenVSP	90			
4.7	Analisi del C_p : Sezioni alari considerate $\ldots \ldots \ldots$	97			
4.8	Analisi del C_p : parametri di discretizzazione	98			
4.9	Confronto delle configurazioni wingbox: dati geometrici 1	.17			
4.10	Confronto delle configurazioni wingbox: dati geometrici, ala verticale e raccordi 1	.17			
4.11	Confronto delle configurazioni wingbox: dati geometrici comuni	.18			
4.12	Confronto delle configurazioni wingbox: dati geometrici di riferimento 1	18			

Capitolo 1

Introduzione

Lo scopo di questo lavoro di tesi è lo studio della configurazione aerodinamica di un velivolo UAM (*Urban Air Mobility*) con ala chiusa; i velivoli caratterizzati da questa configurazione vengono anche definiti *Prandtlplani*, in virtù del fatto che questa configurazione è stata descritta da Ludwig Prandtl nel report *Induced Drag of Multiplanes* (cf. [6]). Prandtl ha dimostrato come questa configurazione presenti il minimo valore di resistenza indotta per un dato valore di portanza, e come pertanto sia di particolare interesse per realizzare configurazioni aerodinamiche ad alta efficienza. In questo capitolo vengono riportate alcune nozioni teoriche di interesse sulla configurazione ad ala chiusa e viene descritto lo stato dell'arte per questo tipo di geometria alare. Vengono inoltre riportati i riferimenti teorici dei metodi numerici relativi a *XFoil* e *VSPAero*.

1.1 Riferimenti teorici: configurazione alare

1.1.1 Componenti della resistenza aerodinamica

Nel caso di moto in regime subsonico (ossia il campo di interesse per lo sviluppo di un velivolo UAM), la resistenza aerodinamica è costituita da due contributi: la resistenza di forma e la resistenza indotta. La resistenza di forma racchiude gli effetti della viscosità (ossia lo sforzo di attrito a parete e la separazione viscosa), mentre la resistenza indotta è dovuta agli effetti di tridimensionalità dell'ala. In termini di coefficienti aerodinamici, si ha dunque la seguente espressione

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i} \tag{1.1}$$

Sostituendo l'espressione del coefficiente di resistenza indotta per un ala con una distribuzione di portanza qualsiasi, si ottiene la seguente espressione, dove e è il fattore di Oswald e λ è l'allungamento alare ($\lambda = \frac{b^2}{s}$).

$$C_D = C_{D,0} + \frac{C_L}{e\pi\lambda} \tag{1.2}$$

Moltiplicando ambo i membri per $\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 S$, e ponendosi in condizioni di volo orizzontale (nel quale la portanza eguaglia il peso del velivolo, ossia L = W), si ottiene la seguente espressione, che permette di valutare l'andamento dei contributi alla resistenza totale in funzione della velocità.

$$D = \frac{1}{2}\rho v_{\infty}^{2} C_{D,0} S + \frac{\frac{W^{2}}{S}}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^{2} e \pi \lambda}$$
(1.3)

Si nota quindi come la resistenza di forma abbia un andamento *parabolico* in funzione della velocità, mentre la resistenza indotta abbia un andamento *iperbolico*: di conseguenza, la resistenza indotta è il componente prevalente nel campo delle *basse velocità*. Per completezza, si riporta nella seguente figura l'andamento della resistenza e delle sue componenti. I valori geometrici, ambientali e aerodinamici utilizzati per ricavare i valori della resistenza vengono elencati di seguito, e sono riferiti ad un ala rettangolare di corda unitaria e distribuzione di portanza ellittica, in volo a quota zero in un range di velocità subsonico.

$\rho[kg/m^3]$	1.225
$v_{\infty}[m/s]$	$20 \div 100$
b[m]	10
c[m]	1
$S[m^2]$	10
$\lambda = \frac{b^2}{S}$	10
W[N]	1000
e	1
$C_{D,0}$	0.001

Tabella 1.1: Componenti della resistenza: valori utilizzati per il calcolo



Figura 1.1: Componenti della resistenza: andamento di $D_0, D_i \in D$ in funzione della velocità

1.1.2 Teoria dei multiplani

Nel report Induced Drag of Multiplanes (cf. [6]), Prandtl dimostra come sia possibile diminuire la resistenza indotta a parità di portanza aumentando il numero di superfici alari. In particolare, nel report viene descritto dettagliatamente il procedimento per ricavare la resistenza indotta di un biplano, estendendo successivamente l'analisi al caso del triplano e arrivando infine alla determinazione del Best Wing System. Si riporta di seguito la trattazione analitica eseguita da Prandtl per il biplano, in quanto permette di fare delle considerazioni sui parametri geometrici ed aerodinamici che influenzano la resistenza indotta della configurazione alare. Si consideri un biplano con superfici di apertura alare $b_1 e b_2$. La resistenza indotta complessiva è data dalla somma delle resistenze indotte relative alle due ali; a loro volta, questi contributi sono formati dalla resistenza indotta dell'ala considerata (D_i) e dall'influenza esercitata dall'altra superfici (D_{ij}) . L'espressione per la resistenza indotta complessiva è dunque la seguente.

$$D = D_1 + D_{12} + D_2 + D_{21} \tag{1.4}$$

Le formule per la resistenza indotta e per la resistenza dovuta all'influenza dell'altra superficie sono le seguenti. Il parametro σ dipende dalla geometria della configurazione considerata, e in particolare dall'apertura delle due ali $(b_1 e b_2)$ e dalla loro distanza verticale G.

$$D_i = \frac{L_i^2}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2 \pi b_1^2}$$
(1.5)

$$D_{ij} = \frac{1}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 \pi} \sigma \frac{L_i L_j}{b_i b_j} \tag{1.6}$$

Bisogna inoltre considerare il fatto che il contributo alla resistenza dovuta all'influenza dell'altra ala è uguale per entrambe le superfici, in virtù del secondo teorema di Munk (cf. [6]).

$$D_{ij} = D_{ji} \tag{1.7}$$

A questo punto, l'espressione per la resistenza indotta complessiva può essere espressa nel seguente modo.

$$D = \frac{1}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2} \left(\frac{L_1^2}{b_1^2} + 2\sigma \frac{L_1 L_2}{b_1 b_2} + \frac{L_2^2}{b_2^2}\right)$$
(1.8)

Una volta definita la geometria della configurazione e le condizioni di volo, l'unico grado di libertà restante per minimizzare la resistenza indotta è la ripartizione della portanza tra le due ali (ossia i valori di $L_1 \in L_2$). Per capire quale ripartizione minimizzi la resistenza indotta, bisogna esprimere i valori di $L_1 \in L_2$ in funzione della portanza totale L. Viene quindi introdotto il parametro x, che può variare tra 0 e 1.

$$L_1 = L(1 - x)
L_2 = Lx$$
(1.9)

A questo punto, si calcola la derivata della resistenza indotta complessiva in funzione del parametro x, la si pone uguale a 0 e si ricava la distribuzione di portanza che minimizza la resistenza indotta complessiva. Introducendo il parametro geometrico $r = \frac{b_1}{b_2}$, si ottiene la seguente espressione.

$$\frac{dD}{dx} = \frac{1}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 \pi b_1^2} \left[L^2 (1 + x^2 - 2x) + \frac{2\sigma L^2 (x - x^2)}{r} + \frac{L^2 x^2}{r^2} \right]$$
(1.10)

Dall'equazione appena ottenuta si ricava il valore del parametro x che minimizza la resistenza indotta complessiva.

$$x = \frac{r - \sigma}{\frac{1}{r} + r - 2\sigma} \tag{1.11}$$

Attraverso l'espressione di x appena ottenuta si ottiene il minimo valore della resistenza indotta complessiva per la configurazione biplano.

$$D_{min} = \frac{L^2}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 \pi b_1^2} \left[\frac{1-\sigma^2}{r(\frac{1}{r}+r-2\sigma)}\right]$$
(1.12)

Infine, si consideri il confronto tra la configurazione biplano appena esaminata e il monoplano di riferimento, ossia una configurazione caratterizzata da una sola superficie alare di apertura b_1 che sviluppi la stessa portanza della configurazione biplano; la resistenza indotta relativa al monoplano di riferimento è data dalla seguente espressione.

$$D_{ref} = \frac{L^2}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 \pi b_1^2}$$
(1.13)

A questo punto, è possibile calcolare il rapporto tra la resistenza indotta minima del biplano e del monoplano di riferimento.

$$k = \frac{D_{min,biplano}}{D_{monoplano}} = \frac{1 - \sigma^2}{r(\frac{1}{r} + r - 2\sigma)}$$
(1.14)

Il valore di questo rapporto dipende soltanto da parametri geometrici ($\sigma = \sigma(b_1, b_2, G), r = r(b_1, b_2)$) ed è sempre inferiore all'unità. In particolare, calcolando la derivata $\frac{dk}{dr}$ e ponendola uguale a 0, è possibile trovare il valore di r a cui corrisponde il minimo valore del rapporto k, e di conseguenza il minimo valore possibile per la resistenza indotta del biplano. Si ottiene che k è minimo per r = 1, ossia nel caso in cui $b_1 = b_2$, cioè per un biplano caratterizzato da ali di uguale apertura. Il valore di k per questa configurazione è il seguente.

$$k_{r=1} = \frac{1+\sigma}{2}$$
 (1.15)

Riassumendo quindi i risultati dell'analisi fatta sul biplano, si possono trarre le seguenti conclusioni.

- A parità di portanza complessiva L, la configurazione biplano garantisce una resistenza indotta minore rispetto a un monoplano di uguale apertura alare, qualsiasi siano i parametri geometrici scelti.
- La ripartizione di portanza che minimizza la resistenza indotta del biplano prevede un uguale valore del carico alare per le due superfici della configurazione.
- La configurazione geometrica che, a parità di distanza verticale tra le due ali G, garantisce la minima resistenza indotta del biplano è caratterizzata da ali di uguale apertura $b_1 = b_2$.

Estendendo l'analisi ad altre configurazioni, si nota come all'aumentare del numero di superfici la resistenza indotta continui a diminuire. Il caso limite corrisponde a un numero infinito di superfici alari racchiuse nella distanza verticale G: questa configurazione presenta il minimo valore della resistenza indotta complessiva, ma è fisicamente irrealizzabile. Esiste però una configurazione alare che presenta la medesima resistenza indotta e una geometria realizzabile: il *Best Wing System*, o più comunemente configurazione ad *ala chiusa* (in inglese *wingbox*) o *Prandtlplano*, prevede due ali orizzontali e due superfici verticali poste all'estremità per chiudere la geometria. Questa configurazione è stata scelta per la realizzazione di un velivolo UAM poiché permette di minimizzare la resistenza indotta mantenendo delle dimensioni trasversali compatte: l'alta efficienza aerodinamica e la geometria favorevole la rendono la configurazione ideale per questa categoria di velivoli.

1.1.3 Configurazioni ad ala chiusa: lo stato dell'arte

La configurazione ad ala chiusa presenta un enorme potenziale di sviluppo, e risulta vantaggiosa non solo per i velivoli UAM: anche gli aerei da trasporto passeggeri sarebbero avantaggiati dall'aumento dell'efficienza aerodinamica ottenuto senza un aumento dell'ingombro laterale del velivolo. Questo permetterebbe di realizzare aeromobili caratterizzati da prestazioni aerodinamiche superiori e che potrebbero continuare ad operare negli aeroporti attualmente esistenti, evitando costose modifiche alle infrastrutture: lo sviluppo degli aeromobili da trasporto passeggeri ad architettura tradizionale ha infatti raggiunto un livello tale per cui, per avere un netto miglioramento dell'efficienza aerodinamica, è necessario uno stravolgimento dell'architettura.

Il progetto PARSIFAL (Prandtlplane ARchitecture for the Sustainable Improvement of Future AirpLanes, cf. [8]) è uno studio finanziato dalla Comunità Europea per sviluppare un velivolo con architettura ad ala chiusa per il trasporto passeggeri. L'obiettivo di questo progetto è realizzare un velivolo conforme alla normativa ICAO Aerodrome Reference Code C (quindi con apertura alare inferiore ai 36 metri) che possa trasportare un numero di passeggeri maggiore rispetto agli aeromobili attuali appartenenti alla stessa categoria, come il Boeing 737 e l'Airbus A320; il massimo numero di passeggeri imbarcabile da questi aeromobili è pari a 220 per l'Airbus A321, mentre il velivolo studiato per il progetto PARSIFAL permette di trasportare fino a 330 passeggeri. L'aumento del carico pagante a parità di apertura alare e di efficienza aerodinamica è possibile grazie all'adozione dell'architettura ad ala chiusa. Si riporta di seguito una vista su tre piani del modello CAD del velivolo (figura 1.2), da cui si può notare come le due ali orizzontali presentino uno scostamento sia verticale che orizzontale: questa particolare configurazione viene chiamata joined wing. Posizionando l'ala posteriore in coda, si elimina la necessità di includere dei piani orizzontali di coda, in quanto la stabilità statica e la manovrabilità in beccheggio del velivolo sono garantite dalla superficie alare posteriore.

Il progetto è culminato nel 2020 (cf. [9]) con la realizzazione di un modello dinamico in scala 1:18 (figura 1.3) che ha permesso di dimostrare il funzionamento e la stabilità in volo di questa configurazione alare. Gli obiettivi prefissati sono stati raggiunti: i miglioramenti dell'efficienza aerodinamica sono stati tradotti in vantaggi dal punto di vista economico (sia per le compagnie aeree che per i passeggeri), ambientale e logistico (sia per il numero di passeggeri trasportabile, sia per la possibilità di servire un grande numero di aeroporti regionali con un maggior numero di voli giornalieri).





Figura 1.2: PARSIFAL: vista su tre piani del modello CAD del velivolo



Figura 1.3: PARSIFAL: modello dinamico in scala 1:18

1.2 Riferimenti Teorici: Metodi Numerici

Gli studi aerodinamici riportati in questa tesi sono stati effettuati sfruttando due codici di calcolo: *XFoil* per lo studio dei profili alari e *VSPAero* per lo studio delle configurazioni alari considerate. *XFoil* implementa un *metodo dei pannelli* per geometrie bidimensionali, mentre *VSPAero* permette di scegliere tra il *VLM* (*Vortex Lattice Method*) e un *metodo dei pannelli* applicato alla geometria tridimensionale del modello. Si riassumono in questa sezione le nozioni teoriche alla base di questi metodi numerici.

1.2.1 Metodo dei Pannelli

Con metodo dei pannelli si intende una famiglia di metodi numerici che permette di calcolare i parametri aerodinamici di interesse all'interno del campo di moto che si sviluppa intorno a un corpo (nel caso di XFoil un profilo alare bidimensionale) collocando delle distribuzioni di singolarità direttamente sulla superficie del profilo. Il tipo di distribuzioni utilizzato e la relazione funzionale che descrive la distribuzione individua uno specifico metodo dei pannelli. XFoil replica il campo di moto che si sviluppa intorno a un profilo alare bidimensionale nel caso inviscido sovrapponendo gli effetti di una corrente uniforme, di una distribuzione di vorticità sulla superficie del profilo e di una distribuzione di sorgenti sia sulla superficie sia lungo la scia del profilo stesso. La funzione di corrente risultante è dunque la seguente; con x, y si intendono le coordinate cartesiane bidimensionali, con s la coordinata curvilinea che descrive le distribuzioni di vortici e sorgenti, con $r e \theta$ rispettivamente il modulo e l'angolo del vettore che individua il generico punto P(x, y), con γ l'intensità della distribuzione di vortici, con σ l'intensità della distribuzione di sorgenti e con $u_{\infty} e v_{\infty}$ le componenti della velocità della corrente a monte in direzione x e y.

$$\Psi(x,y) = u_{\infty}y - v_{\infty}x + \frac{1}{2\pi}\int\gamma(s)ln(r)(s;x,y)ds + \frac{1}{2\pi}\int\sigma(s)\theta(s;x,y)ds$$
(1.16)

La superficie del profilo e la scia vengono discretizzate rispettivamente con $N \in N_w$ elementi, per un numero totale di $N + N_w$ pannelli piani. La distribuzione di vorticità di ogni pannello relativo alla superficie del profilo alare ha un andamento lineare, funzione dei valori nodali $\gamma(i), (1 \leq i \leq N)$. La distribuzione di sorgenti di ogni pannello ha un valore costante $\sigma(i), (1 \leq i \leq N + N_w)$. Si faccia riferimento alla figura 1.4, direttamente estrapolata dal riferimento bibliografico [11], per una rappresentazione grafica.



Figura 1.4: Metodo dei Pannelli: pannellizzazione del profilo alare e della scia, con particolare del pannello del bordo di fuga

Il bordo di fuga del profilo alare viene rappresentato da un pannello caratterizzato da intensità costante sia per la distribuzione di sorgenti σ_{TE} , sia per la distribuzione di vortici γ_{TE} . Il valore delle intensità viene correlato alla vorticità della superficie del profilo: i nodi relativi al bordo di fuga sono rispettivamente i = 1 e i = N.

$$\sigma_{TE} = \frac{1}{2} (\gamma_1 - \gamma_N) |\vec{s} \times \vec{t}|$$

$$\gamma_{TE} = \frac{1}{2} (\gamma_1 - \gamma_N) |\vec{s} \cdot \vec{t}|$$
(1.17)

I versori \vec{s} e \vec{t} sono rispettivamente nella direzione della bisettrice dell'angolo del bordo di fuga e tangente al pannello stesso. Le distribuzioni di sorgenti e vortici così definite fanno sì che la corrente nell'intorno del bordo di fuga sia regolare.

L'espressione della funzione di corrente assume la seguente forma.

$$\Psi(x,y) = u_{\infty}y - v_{\infty}x + \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^{N+N_w-1} \Psi_j^{\sigma}(x,y) 2\sigma_j + \frac{1}{4\pi} \sum_{j=1}^{N-1} \Psi_j^{\gamma_+}(x,y) (\gamma_{j+1} + \gamma_j) + \Psi_j^{\gamma_-}(x,y) (\gamma_{j+1} - \gamma_j) + \frac{1}{4\pi} (\Psi_N^{\sigma}(x,y) |\vec{s} \times \vec{t}| + \Psi_N^{\gamma_+}(x,y) |\vec{s} \cdot \vec{t}|) (\gamma_1 - \gamma_N)$$
(1.18)

Le funzioni di corrente relative alle distribuzioni di vorticità e di sorgenti assumono le seguenti forme. Le coordinate $\vec{x} \in \vec{y}$ sono relative al singolo pannello, come si può vedere dalla figura 1.5.



Figura 1.5: Metodo dei Pannelli: sistema di coordinate dell' i-esimo pannello

$$\begin{split} \Psi_{j}^{\gamma_{+}}(x,y) &= \vec{x_{1}}lnr_{1} - \vec{x_{2}}lnr_{2} + \vec{x_{2}} - \vec{x_{1}} + \vec{y}(\theta_{1} - \theta_{2}) \\ \Psi_{j}^{\gamma_{-}}(x,y) &= [(\vec{x_{1}} + \vec{x_{2}})\Psi_{j}^{\gamma_{+}} + r_{2}^{2}lnr_{2} - r_{1}^{2}lnr_{1} + \frac{1}{2}(\vec{x_{1}}^{2} - \vec{x_{2}}^{2})]\frac{1}{\vec{x_{1}} - \vec{x_{2}}} \\ \Psi_{j}^{\sigma}(x,y) &= \vec{x_{2}}\theta_{2} - \vec{x_{1}}\theta_{1} + \vec{y}ln\frac{r_{1}}{r_{2}} \end{split}$$
(1.19)

La funzione di corrente assume un valore costante Ψ_0 in ogni nodo sul profilo, per cui si ottiene il seguente sistema lineare, dove a_{ij} e b_{ij} sono i coefficienti relativi rispettivamente alla distribuzione di vortici γ_i e alla distribuzione di sorgenti σ_i .

$$\sum_{j=1}^{N} a_{ij}\gamma_j - \Psi_0 = -u_{\infty}y_i + v_{\infty}x_i - \sum_{j=1}^{N+N_w-1} b_{ij}\sigma_j; 1 \le i \le N$$
(1.20)

Aggiungendo la condizione di Kutta, espressa dalla seguente espressione, si ottiene un sistema lineare di N + 1 equazioni in N + 1 incognite, da cui è possibile ricavare gli N valori di γ_i e il valore costante di Ψ_0 .

$$\gamma_1 + \gamma_N = 0 \tag{1.21}$$

Se il bordo di fuga del profilo è a punta, i nodi i = 1 e i = N coincidono, e le loro equazioni sono dunque identiche, rendendo così il sistema singolare. Per risolvere questo problema, si sostituisce l'equazione relativa al nodo i = N con un'estrapolazione del valore medio di γ_N dai valori di γ_i relativi sia alla superficie superiore che alla superficie inferiore del bordo di fuga.

$$(\gamma_3 - 2\gamma_2 + \gamma_1) - (\gamma_{N-2} - 2\gamma_{N-1} + \gamma_N) = 0$$
(1.22)

Nello studio di un problema diretto, nel quale la geometria del profilo analizzato è nota, il sistema lineare ottenuto può essere risolto attraverso l'eliminazione Gaussiana. L'equazione ottenuta per il calcolo della vorticità dei pannelli è la seguente. I termini $\gamma_0 \in \gamma_{90}$ indicano rispettivamente le distribuzioni di vorticità corrispondenti a una corrente caratterizzata da $\alpha = 0^{\circ}$ e $\alpha = 90^{\circ}$: si può notare come per $\alpha = 0^{\circ}$ il termine relativo a γ_{90} sia nullo, mentre per $\alpha = 90^{\circ}$ sia il termine relativo a $\gamma = 0^{\circ}$ ad annullarsi.

$$\gamma_{i} = \gamma_{0,1} \cos(\alpha) + \gamma_{90,i} \sin(\alpha) + \sum_{j=1}^{N+N_{w}-1} b_{ij}^{'} \sigma_{j}; 1 \le i \le N$$
(1.23)

La soluzione inviscida si ottiene imponendo $\sigma_i = 0$ e sostituendo il valore di α impostato per l'angolo di attacco. L'implementazione della viscosità e l'interazione tra soluzione inviscida e viscosa sono descritte nel dettaglio nel riferimento bibliografico [11].

1.2.2 VLM: Vortex Lattice Method

Il VLM (*Vortex Lattice Method*) è un metodo numerico per l'analisi del campo di moto che si sviluppa intorno a un corpo. Considerando il caso di un'ala, il metodo suddivide la superficie alare in un numero finito di pannelli partizionando sia lungo la direzione della corda che dell'apertura alare. La superficie alare considerata varia a seconda dell'implementazione: nel caso di *VSPAero*, viene considerata la superficie relativa alla linea media dei profili che compongono l'ala. In figura 1.6 è riportato un esempio di pannellizzazione di una superficie alare effettuata con *OpenVSP*.



Figura 1.6: VLM: suddivisione in pannelli della superficie alare effettuata con OpenVSP

Ogni pannello contiene un vortice a staffa, un modello particolare di anello vorticoso costituito da due segmenti finiti perpendicolari alla corda (che modellano le proprietà portanti della superficie alare) e due segmenti infiniti paralleli alla corda (che modellano la scia). Si riporta in figura 1.7 una rappresentazione del vortice a staffa estratta dal riferimento bibliografico [12]. Dalla figura si nota anche il posizionamento del vortice a staffa e del punto di controllo: il segmento perpendicolare *bc* viene posizionato al quarto della lunghezza del pannello, mentre il punto di controllo ai tre quarti. Ognuno di questi vortici contribuisce alla portanza totale tramite la sua circuitazione, per cui bisogna considerare il contributo di ogni pannello per calcolare la risultante aerodinamica. La portanza generata da un vortice con circuitazione Γ è calcolabile grazie alla legge di Biot-Savart.

$$\vec{L} = \rho \vec{v_{\infty}} \times \vec{\Gamma} \tag{1.24}$$

È interessante osservare come la teoria della linea portante di Prandtl possa essere derivata come un caso particolare di VLM, in cui i pannelli che discretizzano la superficie alare siano formati da infiniti intervalli lungo l'apertura alare e da un solo intervallo lungo la direzione della corda. Questa particolarità giustifica le limitate applicazioni pratiche della teoria della linea portante, che è valida soltanto per ali caratterizzate da piccoli angoli di freccia ($\Lambda \leq 5^{\circ}$) e allungamento alare sufficiente ($\lambda \gtrsim 10$), mentre il VLM permette di studiare ali con piccolo allungamento alare, grande angolo di freccia e grande rapporto di rastremazione.



Figura 1.7: VLM: vortice a staffa

Capitolo 2 Studio dei Profili Aerodinamici

In questo capitolo viene riportato tutto il lavoro fatto riguardo ai profili aerodinamici, seguendo il filo logico del lavoro stesso: anzitutto viene descritto il processo di validazione dei risultati ottenuti tramite il software XFoil attraverso il confronto con risultati sperimentali, e viene spiegato il processo di automazione delle simulazioni aerodinamiche effettuate tramite questo software; dopodiché, viene scelto un gruppo di profili da confrontare, vengono riportati i risultati del confronto delle loro prestazioni aerodinamiche e viene scelto un profilo alare definitivo, che viene ulteriormente validato.

2.1 Setup di XFoil

2.1.1 Validazione

Le simulazioni aerodinamiche dei profili alari sono state effettuate con XFoil, e i risultati ottenuti sono stati confrontati con i dati sperimentali riportati sull'Abbott [1] per validare il setup numerico di simulazione. Per ogni profilo sono state valutate le curve di portanza $C_L(\alpha)$ per tre numeri di Reynolds.

2.1.2 Parametri utilizzati e pannelizzazione dei profili

Si è scelto di discretizzare i profili utilizzando gli strumenti del menù .GDES di XFoil. Ogni profilo è stato discretizzato con i seguenti parametri.

- Numero totale di pannelli n = 300.
- Parametro di infittimento dei pannelli nella regione del bordo di attacco p = 2 (di default è pari a 1.5).

I profili così pannellizzati sono stati salvati in un file di coordinate con il comando *psav* di XFoil. È importante sottolineare il fatto che il file così generato non riporta il nome del profilo, pertanto è necessario aprirlo e aggiungerlo manualmente con un editor di testo. Questa operazione è necessaria per poter automatizzare le operazioni di simulazione, in quanto altrimenti XFoil chiederebbe quale nome dare al profilo ogni volta che il file di coordinate venisse caricato.

Si sottolinea che, per due dei quattro profili considerati (NACA 64-618 e NACA 65-415), è presente una discrepanza tra i risultati ottenuti con XFoil e i dati sperimentali: in particolare, le curve di portanza risultano parallele e separate da un valore di offset costante in tutto l'intervallo di angoli di incidenza a cui corrisponde un andamento lineare del grafico $C_L(\alpha)$, imputabile a un disallineamento del modello in camera di prova durante l'acquisizione dei dati sperimentali (cf. [2]). Per ovviare a questo problema, è stato calcolato il valore di offset che separa le curve come la differenza tra l'incidenza di portanza nulla della curva ottenuta tramite XFoil e l'incidenza di portanza nulla della curva relativa ai dati sperimentali:

$$\alpha_{offset} = \alpha_{0,XFoil} - \alpha_{0,Abbott} \tag{2.1}$$

Per cui, è stato sufficiente *sottrarre* il valore dell'offset trovato ai valori di incidenza relativi ai dati numerici:

$$\alpha_{corretta,XFoil} = \alpha_{XFoil} - \alpha_{offset} \tag{2.2}$$

Ai fini della validazione, sottrarre il valore di offset ai valori numerici o sommare il valore di offset ai valori sperimentali è del tutto equivalente. Durante la fase di confronto, però, è importante fare riferimento a valori che non siano influenzati dal problema del disallineamento; pertanto, in quella fase si è ritenuto opportuno utilizzare i dati ottenuti tramite XFoil.

Si riassumono nella seguente tabella i valori di offset calcolati per i tre casi relativi ai due profili afflitti da questo problema:

	Re = 3e6	Re = 6e6	Re = 8.9e6
NACA 65-415	-0.3757°	-0.5565°	-0.6449°
NACA 64-618	-0.4926	-0.3096	-0.5521

Tabella 2.1:	$\operatorname{Confronto}$	XFoil -	Abbott:	valori	di	α_{offset}

Questo procedimento è stato eseguito per i grafici $C_L(\alpha)$ relativi a tutti e tre i valori del numero di Reynolds per i profili affetti dal problema di disallineamento.

2.1.3 Automazione della simulazione

Il processo di simulazione per tre diversi numeri di Reynolds e per un intervallo di angoli di incidenza è stato automatizzato attraverso lo script matlab *interfaccia_v2.m.* Lo script permette di definire i seguenti parametri di simulazione:

- nome del file di coordinate da caricare
- intervallo di angoli di incidenza
- numero massimo di iterazioni
- tre diversi valori del numero di Reynolds
- tre nomi dei file di output prodotti

Lo script genera prima un file di input in formato *.txt* con i parametri impostati dall'utente, e successivamente lancia XFoil passando in input il file appena generato. A questo punto, XFoil esegue i comandi riportati sul file, producendo un file di output in formato *.txt* per ogni simulazione effettuata.

I risultati ottenuti vengono elaborati attraverso lo script *post_processing_v2.m*, che permette di visualizzare graficamente i risultati della simulazione e di confrontare i risultati numerici di XFoil con i risultati sperimentali dell'Abbott.

Il salvataggio dei grafici prodotti è automatizzato grazie allo script salva_figure.m.

2.2 Valutazione dei profili scelti

2.2.1 Profili considerati

Sono state valutate le caratteristiche aerodinamiche di quattro profili NACA serie 6:

- NACA 63-412;
- NACA 63-415;
- NACA 65-415;
- NACA 64-618;

I profili sono stati selezionati per valutare gli effetti dello spessore, del coefficiente di portanza a progetto e del punto di minima pressione sulle caratteristiche aerodinamiche.

2.2.2 Risultati del confronto XFoil-Abbott

Si riportano di seguito i grafici prodotti attraverso lo script *post_processing_v2.m* per i quattro profili esaminati. Si può notare come la predizione di XFoil sia affidabile nel tratto lineare della curva $C_L(\alpha)$ per tutti i profili e per tutti i numeri di Reynolds considerati. Si ricorda il problema di disallineamento che interessa le curve di portanza dei profili NACA 64-618 e NACA 65-415 (sezione2.1.2).



Figura 2.1: NACA 63-412: confronto XFoil - Abbott



Figura 2.2: NACA 63-415: confronto XFoil - Abbott



Figura 2.3: NACA 65-415: confronto XFoil - Abbott



Figura 2.4: NACA 64-618: confronto XFoil - Abbott

2.2.3 Confronto delle caratteristiche aerodinamiche

I risultati delle simulazioni effettuate sono stati sfruttati per confrontare le caratteristiche aerodinamiche dei profili considerati. Il processo è stato automatizzato attraverso lo script Matlab $cfr_airfoil.m.$

Sono state valutate le curve $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$ e $C_M(\alpha)$ per tre numeri di Reynolds differenti. Bisogna sottolineare che i dati sperimentali relativi al profilo NACA 65-415 fanno riferimento a un numero di Reynolds pari a 8.9e6, mentre i dati relativi agli altri profili fanno riferimento a un numero di Reynolds pari a 9e6. Si è scelto di confrontare comunque i risultati ottenuti, in quanto la piccola differenza in termini di numero di Reynolds non influisce in maniera significativa sui risultati numerici.

Si può notare come il profilo NACA 64-618 presenti un valore del coefficiente di portanza ad incidenza nulla notevolmente maggiore rispetto agli altri profili a causa dello spessore maggiore. Si può notare come tutti i profili presentino un valore del coefficiente di resistenza simile nel campo delle basse/medie incidenze, mentre i valori tendando a divergere nel campo delle alte incidenze. Questo risultato non deve sorprendere, in quanto si è visto come XFoil sia meno attendibile in queste circostanze.

Si può inoltre osservare il cosiddetto *pozzetto di laminarità* che caratterizza questa famiglia di profili.

È evidente come il profilo NACA 64-618 presenti un coefficiente di momento distintamente maggiore in modulo, in quanto è il profilo di maggiore spessore. I valori relativi agli altri tre profili sono comparabili tra di loro. Tutti e quattro i profili presentano andamenti simili della curva $C_M(\alpha)$, nonostante le differenze in termini di valore assoluto.



Figura 2.5: Confronto delle caratteristiche aerodinamiche: $C_L(\alpha)$



Figura 2.6: Confronto delle caratteristiche aerodinamiche: $C_D(\alpha)$



Figura 2.7: Confronto delle caratteristiche aerodinamiche: $C_{M,c/4}(\alpha)$

2.3 Scelta del profilo

2.3.1 Considerazioni sulla scelta del profilo

Si riassumono di seguito i criteri seguiti nella fase di scelta del profilo alare:

- Il valore massimo del coefficiente di portanza $C_{L,max}$ è particolarmente importante, in quanto influenza numerosi altri parametri di progetto della configurazione aerodinamica, tra i quali la velocità di stallo.
- Il comportamento del profilo in prossimità dell'incidenza di stallo è altrettanto importante, in quanto caratterizza il comportamento del velivolo durante le manovre a bassa velocità; pertanto, è da preferire un profilo caratterizzato da uno stallo *dolce*.
- Il valore del coefficiente di resistenza C_D in condizioni di crociera deve essere minimo, in quanto permette di aumentare l'efficienza del velivolo.
- Il valore del coefficiente di momento C_M deve essere sufficientemente basso (in modulo) da poter essere facilmente bilanciato dai piani di coda.

2.3.2 Esito del confronto

Dal confronto effettuato, è risultato che:

- Tutti i profili considerati presentano un valore confrontabile di $C_{L.max}$.
- Il profilo NACA 64-618 presenta un valore di C_M sensibilmente maggiore (in modulo) per tutti i valori di incidenza considerati, rispetto agli altri tre profili valutati.
- I profili NACA 64-618 e NACA 65-415 sono caratterizzati da uno stallo dolce, a differenza degli altri due profili considerati.
- Il profilo NACA 65-415 presenta il valore minore del coefficiente di resistenza C_D nell'intervallo di incidenza di interesse per la fase di crociera (ossia nell'intorno di 0°).

Alla luce di questi risultati, il profilo scelto è il **NACA 65-415**, in quanto è caratterizzato da valori competitivi di $C_{L,max}$ e di C_M , da uno stallo dolce e presenta il valore minimo del coefficiente di resistenza C_D .

2.3.3 Ulteriore validazione del profilo scelto

Il processo di validazione è stato approfondito per il profilo scelto. Oltre al confronto dei risultati in termini di $C_L(\alpha)$, sono stati validati gli andamenti di $C_L(C_D)$ e di $C_M(\alpha)$ ottenuti. I dati sperimentali ottenuti sono stati presi dal libro A Theory of Wing Sections. Il confronto è stato effettuato per tre valori del numero di Reynolds (rispettivamente Re = 3e6, Re = 6e6 e Re =8.9e6). Si ricorda quanto riportato nella sezione 2.1.2 riguardo il disallineamento che influenza i dati sperimentali riguardo questo profilo.

Si riportano i risultati della validazione, partendo dalle curve $C_L(\alpha)$ (figure 2.8a, 2.8b e 2.8c).

Si può notare un'ottima sovrapposizione dei tratti lineari per tutti e tre i numeri di Reynolds, mentre nel campo delle alte incidenze è evidente come *XFoil* sovrastimi i valori del coefficiente di portanza.

Valutando le curve $C_D(C_L)$ (figure 2.9a, 2.9b e 2.9c), si può notare come XFoil catturi perfettamente la regione del *pozzetto di laminarità* tipica di questa serie di profili. Infine, si valutino i risultati della validazione in termini di $C_M(\alpha)$ (figure 2.10a, 2.10b e 2.10c). Il coefficiente di momento è riferito al quarto della corda c/4. I risultati numerici relativi al $C_M(\alpha)$ non sono accurati quanto quelli relativi ai coefficienti di portanza e di resistenza. Si può notare come il valore del coefficiente di momento sia costantemente sovrastimato (in modulo) in un intervallo di angoli di incidenza prossimo all'origine. Confrontando i risultati ottenuti con altri studi (cf. [3]), si nota come questo *bias* dei risultati di XFoil sia una costante.



Figura 2.8: Profilo scelto: ulteriore validazione, $C_L(\alpha)$



Figura 2.9: Profilo scelto: ulteriore validazione, $C_D(C_L)$



Figura 2.10: Profilo scelto: ulteriore validazione, $C_M(\alpha)$

Capitolo 3 Studio di ali rettangolari

In questo capitolo viene riportato il lavoro fatto per lo studio delle ali rettangolari, utilizzate come caso semplice per validare il software di simulazione e comprenderne il funzionamento. Partendo dalla configurazione e validazione del software OpenVSP, si arriva a studi parametrici atti a individuare la migliore configurazione da utilizzare per le simulazioni, in funzione della geometria alare considerata e volta a ottenere il miglior risultato in termini di accuratezza dei risultati e tempi computazionali, e a comprendere il funzionamento della suite software composta da OpenVSP e VSPAero.

3.1 Validazione del setup OpenVSP

OpenVSP è un software *open source* sviluppato dalla *NASA*, che permette di realizzare modelli di configurazioni alari (e più in generale di aeromobili) in funzione dei principali parametri ingegneristici. I modelli realizzati con questo programma possono essere utilizzati per le simulazioni effettuate tramite il software *VSPAero*, che fa parte della suite di programmi allegata a *OpenVSP*. La facilità di realizzazione del modello tramite *OpenVSP* e la velocità di simulazione di *VSPAero* (che implementa nativamente il *Vortex Lattice Method* e il *metodo dei pannelli*) permettono di analizzare numerose configurazioni alari nelle fasi di avanprogetto del velivolo.

Come è stato fatto per i risultati ottenuti tramite XFoil per i profili alari, anche per VSPAero è necessario anzitutto verificare che i risultati ottenuti siano attendibili e in linea con la teoria. In particolare, viene valutato l'effetto dell'allungamento alare sulla pendenza della curva di portanza, confrontando i risultati numerici ottenuti con l'andamento teorico.

3.2 Risultati teorici di riferimento

Per validare i risultati ottenuti con VSPAero, è stato fatto riferimento alla presentazione VSPAero: Verification Testing, relativa a un workshop del 2017 (cf [4]). Nel documento in questione, si analizzano i risultati ottenuti per un'ala rettangolare (chiamata Hershey-bar wing), confrontandoli con i valori ottenuti dalla formula riportata da Hoerner per un'ala finita caratterizzata da AR > 7:

$$\frac{d\alpha}{dC_L} \approx 10 + \frac{9}{AR^2} + \frac{20}{AR} \tag{3.1}$$

Si sottolinea che i valori ottenuti hanno la dimensione di $\frac{\circ}{unit}$. Questa formula è riportata e descritta nel paragrafo Lifting Surface della sezione 3-2 del libro Fluid Dynamic Lift di Hoerner

(cf. [5]). Una volta calcolati i valori teorici, è possibile confrontarli con i risultati ottenuti e calcolare l'errore relativo percentuale:

$$\epsilon_{\%} = \frac{\frac{d\alpha}{dC_L \, VSPAero} - \frac{d\alpha}{dC_L \, Hoerner}}{\frac{d\alpha}{dC_L \, Hoerner}} * 100 \tag{3.2}$$

I risultati ottenuti sono stati riportati in forma grafica nella sezione 3.4.

3.3 Procedimento

3.3.1 Realizzazione del modello di OpenVSP

Sono stati realizzati tre diversi modelli di ala rettangolare, caratterizzati da diversi valori dell'allungamento alare. Si riassumono di seguito i parametri comuni a tutti i modelli.

- Il profilo scelto è il NACA 63-412.
- La geometria dell'ala è rettangolare.
- La corda è di lunghezza unitaria.
- I valori scelti per l'allungamento alare sono AR = 10, AR = 15 e AR = 20.
- Il numero di elementi utilizzati per la discretizzazione dell'ala in direzione y è Num U = 25, e la discretizzazione in prossimità della punta dell'ala è stata infittita impostando il parametro Tip Cluster = 0.2 (dove il valore di default è pari a 1).
- Il numero di elementi utilizzato per la discretizzazione di ogni profilo alare è Num W = 101, e la discretizzazione in prossimità del bordo di attacco è stata infittita impostando il parametro LE Clustering = 0.1 (dove il valore di default è pari a 0.25).

I diversi valori dell'allungamento alare sono stati ottenuti modificando il valore dell'apertura alare:

- Per ottenere un AR = 10, è stato imposto un valore di b=10.
- Per ottenere un AR = 15, è stato imposto un valore di b=15.
- Per ottenere un AR = 20, è stato imposto un valore di b=20.

Si riportano di seguito le viste in pianta dei modelli realizzati (figura 3.1). Si riportano inoltre due viste laterali per valutare la discretizzazione del profilo alare ottenuta con questi parametri (figure 3.2 e 3.3), prestando particolare attenzione alla regione del bordo di attacco.



Figura 3.1: Modelli di ala rettangolare: vista in pianta (dall'alto $AR=10,\,AR=15$ eAR=20)
Studio di ali rettangolari



Figura 3.2: Modelli di ala rettangolare: discretizzazione della sezione alare



Figura 3.3: Modelli di ala rettangolare: discretizzazione della sezione alare, particolare del L.E.

Si riportano di seguito i parametri impostati su VSPAero per tutte le simulazioni effettuate.

- L'intervallo di angoli di incidenza considerati è compreso tra -8° e +8°, ed è stato discretizzato con 32 valori.
- Il numero di Reynolds è stato posto pari a 10⁷.
- Il numero di iterazioni è stato posto pari al valore di default di 5.
- Il numero di wake nodes è stato posto pari al valore di default di 64.

I valori di riferimento delle geometrie sono stati caricati direttamente dai modelli. La corrispondenza tra i valori caricati e i valori effettivi è stata controllata in ogni simulazione, ed è sempre stata rispettata. Si riassumono nella seguente tabella i valori di riferimento impostati (riportati in unità del programma):

	AR = 10	AR = 15	AR = 20
S_{ref}	10	15	20
b_{ref}	10	15	20
c_{ref}	1	1	1

Tabella 3.1: Modelli di ala rettangolare: parametri geometrici di riferimento di VSPAero

I risultati ottenuti sono stati esportati in formato .csve sono stati processati con uno script Matlab.

3.4 Risultati

Si riportano di seguito i risultati ottenuti. Vengono riportati gli andamenti della curva di portanza $C_L(\alpha)$ relativi alle tre ali finite considerate e a una geometria bidimensionale (figura 3.4a), l'andamento di $\frac{d\alpha}{dC_l}$ in funzione di $\frac{1}{AR}$ per poter confrontare i risultati numerici con l'andamento teorico (figura 3.4b) e infine l'errore percentuale $\epsilon_{\%}$, sempre in funzione di $\frac{1}{AR}$ (figura 3.4c). Si sottolinea che i valori di $\frac{d\alpha}{dC_l}$ sono espressi in gradi: questo giustifica i valori assoluti compresi tra 0 e 14 riportati sull'asse delle ordinate. I valori assoluti di $\frac{1}{AR}$ sono invece direttamente correlati ai valori di AR considerati ($AR = 10 \rightarrow \frac{1}{AR} = 0.1$, $AR = 15 \rightarrow \frac{1}{AR} = 0.0\overline{6}$ e $AR = 20 \rightarrow \frac{1}{AR} = 0.05$). Dal confronto degli andamenti di $C_L(\alpha)$, si può notare come all'aumentare dell'allungamento

Dal confronto degli andamenti di $C_L(\alpha)$, si può notare come all'aumentare dell'allungamento alare aumenti anche la pendenza della curva: questo andamento è in linea con gli andamenti teorici. Si ricorda che i risultati relativi a AR = 10, AR = 15 e AR = 20 sono stati ottenuti tramite VSPAero, il risultato relativo alla curva 2D è stato ottenuto tramite XFoil, e l'andamento 2D teorico fa riferimento a un'ala rettangolare caratterizzata da allungamento alare infinito, a cui corrisponde un valore di $\frac{dC_L}{d\alpha} = 2\pi \frac{unit}{rad}$. Si può notare come i risultati ottenuti tramite XFoil siano molto vicini all'andamento teorico.

La figura 3.4b permette di confrontare i risultati numerici ottenuti tramite *VSPAero* con i valori teorici riportati sull'Hoerner (cf. [5]). L'andamento numerico si avvicina molto alla predizione teorica. Per valutare meglio la differenza tra le due curve bisogna valutare l'andamento dell'errore percentuale, riportato in figura 3.4c. Si possono fare le seguenti osservazioni.

- Bassi valori in percentuale dell'errore relativo (in linea con quanto riportato sulla presentazione del workshop di VSPAero, dove si riporta un errore percentuale medio del 2,2 % e i valori di AR considerati sono compresi tra un valore minimo di 5 e un valore massimo di 60).
- Un andamento crescente dell'errore percentuale in funzione del valore di $\frac{1}{AR}$, in linea con quanto riportato nella slide 8 della presentazione VSPAero: Verification Testing (cf. [4]); confrontando quest'ultima con la figura 3.4b, si nota come VSPAero sottostimi il coefficiente $\frac{d\alpha}{dC_L}$ per valori di $\frac{1}{AR} < 0.15$, mentre sovrastimi questo parametro per valori maggiori dell'ascissa. I risultati ottenuti coincidono quindi con quanto riportato nel documento considerato.



Figura 3.4: Modelli di ala rettangolare: validazione dei risultati di $V\!SP\!Aero$

3.5 Studio parametrico del modello di un'ala rettangolare

Per completare lo studio del software *OpenVSP* e dei risultati delle simulazioni effettuate con *VSPAero*, è importante valutare come la discretizzazione del modello influisca sugli output del programma, sia in termini di risultati numerici, sia in termini di costo computazionale.

A tale fine è stato effettuato uno studio parametrico, volto a valutare i cambiamenti in termini di valori dei principali coefficienti aerodinamici e in termini di tempi di simulazione al variare dei parametri di discretizzazione di un modello di ala rettangolare, per trovare il compromesso migliore tra affidabilità dei risultati e risorse computazionali.

3.5.1 Modello di OpenVSP

La geometria alare studiata è quella di un'ala rettangolare caratterizzata da:

- Profilo alare NACA 63-412.
- Corda unitaria c = 1[m].
- Apertura alare b = 20[m].

L'ala è quindi caratterizzata da un AR = 20.

3.5.2 Impostazione dello Studio Parametrico

I seguenti parametri di OpenVSP sono stati fissati per tutte le simulazioni effettuate:

- Parametro di infittimento degli elementi di discretizzazione del profilo alare nella regione del bordo di attacco *LE Clustering* = 0.1 [default = 0.25].
- Parametro di infittimento degli elementi di discretizzazione dell'ala nella regione dell'estremità alare *TIP Cluster* = 0.1 [default = 1].

L'infittimento degli elementi di discretizzazione nelle zone del bordo di attacco del profilo e dell'estremità alare permette di migliorare i risultati della simulazione, a prescinedere dal numero di elementi utilizzato.

Lo studio parametrico prevede la variazione dei seguenti parametri: NumU, ossia il numero di elementi di discretizzazione della superficie alare, e NumW, ossia il numero di elementi di discretizzazione del profilo alare. Si riassumono di seguito (tabella 3.2) i valori utilizzati.

NumU	NumW
10	53
25	101
50	153
100	-

Tabella 3.2: Studio parametrico dell'ala rettangolare: valori di NumU e NumW

Tutte le simulazioni sono state effettuate impostando i seguenti parametri in VSPAero:

- Intervallo di angoli di incidenza compreso tra -8° e +8°, discretizzato con 32 elementi.
- Numero di Reynolds $Re = 10^7$.

$S_{ref}[m^2]$	$b_{ref}[m]$	$c_{ref}[m]$
20	20	1

Tabella 3.3: Studio parametrico dell'ala rettangolare: valori geometrici di riferimento di VSPAero

- Valori geometrici di riferimento ricavati a partire dal modello di *OpenVSP*, riportati per completezza qui di seguito (Tabella 3.3).
- Il numero di processori utilizzati è stato impostato al massimo valore disponibile NumCPU
 = 4.
- L'opzione *Batch Calculation* è stata abilitata per poter automatizzare il passaggio a diversi valori dell'angolo di incidenza.
- L'opzione XZ Simmetry è stata abilitata per velocizzare la simulazione, vista la geometria del modello.
- Il numero dei nodi di scia *Wake Nodes = 128* è stato aumentato rispetto al valore di default (pari a 64) per migliorare l'accuratezza della simulazione.
- Il numero di iterazioni *Wake Iter = 12* è stato aumentato rispetto al valore di default (pari a 12) per migliorare la convergenza dei risultati.

3.5.3 Risultati

Si riportano di seguito i risultati ottenuti dallo studio parametrico. Vengono valutati gli andamenti delle curve $C_L(\alpha) \in C_L(C_{D,i})$ al variare di NumU per fissati valori di di NumW; in particolare, i risultati ottenuti per NumW = 53 sono riportati in figura 3.5, i risultati relativi a NumW = 101sono riportati in figura 3.6 e i risultati relativi a NumW = 153 sono riportati in figura 3.7. A parità di elementi di discretizzazione del profilo alare NumW, si può notare una sensibile differenza (soprattutto nei grafici delle polari) tra i risultati ottenuti con NumU = 25 e NumU = 50 (si ricorda che NumU è il numero di elementi di discretizzazione della superficie alare). Aumentando ulteriormente il valore di NumU fino a 100, non si notano differenze notevoli nei risultati. Dall'andamento del tempo complessivo di simulazione in funzione dei parametri dello studio (figura 3.8), si evidenzia un aumento esponenziale dei tempi di simulazione all'aumentare di NumUper un valore fissato di NumW, mentre l'aumento del costo computazionale in funzione di NumW per un valore fissato di NumU è di minore entità; prendendo per esempio il tempo computazionale relativo al modello caratterizzato da NumU = 50 e NumW = 53, pari a circa 1000[s], si può notare come raddoppiando il valore di NumU e lasciando invariato il valore di NumW, il tempo di simulazione sia più che triplicato, mentre raddoppiando il valore di NumW e lasciando invariato il valore di NumU, il valore del tempo computazionale sia meno del doppio del valore iniziale. Questo andamento non sorprende, in quanto aumentando NumW si migliora soltanto la discretizzazione del singolo profilo alare, ma non viene aumentato il numero di elementi di discretizzazione dell'ala, mentre aumentando NumU il numero di elementi di discretizzazione complessivo aumenta notevolmente, e di conseguenza aumenta anche il costo computazionale. Una scelta oculata potrebbe dunque essere quella di scegliere il minimo valore di NumU che garantisca dei risultati affidabili, ed eventualmente affinare il modello aumentando il valore di NumW. Bisogna anche ricordare che la configurazione considerata (ala rettangolare) potrebbe non essere influenzata particolarmente da variazioni di NumU in termini di accuratezza dei risultati in virtù della sua estrema semplicità; configurazioni più complesse richiedono uno studio parametrico dedicato.

Alla luce di queste ultime osservazioni, viene valutata l'influenza di NumW sui risultati delle

simulazioni ottenute, confrontando i risultati ottenuti a parità di NumU; in particolare, i risultati relativi a NumU = 50 sono riportati in figura 3.9, e i risultati relativi a NumU = 100 sono riportati in figura 3.10. Si può notare come, in entrambi i casi considerati, la differenza tra i risultati ottenuti con NumW = 101 e NumW = 153 sia molto piccola, e, vista la differenza in termini di costo computazionale (Figura 3.8), si può concludere che il modello realizzato con NumU = 50 e NumW = 101 sia un ottimo compromesso tra qualità dei risultati e tempi di simulazione.



Figura 3.5: Studio parametrico dell'ala rettangolare: risultati per $\rm NumW=53$



Figura 3.6: Studio parametrico dell'ala rettangolare: risultati per $\rm NumW=101$



Figura 3.7: Studio parametrico dell'ala rettangolare: risultati per $\rm NumW=153$



Figura 3.8: Studio parametrico dell'ala rettangolare: tempi di simulazione



Figura 3.9: Studio parametrico dell'ala rettangolare: risultati per $NumU\,=\,50$



Figura 3.10: Studio parametrico dell'ala rettangolare: risultati per $\mathit{NumU}=100$

Capitolo 4

Studio della configurazione wingbox

In questo capitolo viene riportato il lavoro svolto riguardo alla configurazione ad ala chiusa (*wing-box*), partendo dalla scelta dei parametri geometrici in base ai riferimenti teorici considerati, passando per la realizzazione del modello con *OpenVSP*, per il quale è stato fatto uno studio parametrico ad hoc, per arrivare infine alla valutazione delle prestazioni aerodinamiche, corredata da un confronto con altre configurazioni alari notevoli e con i risultati teorici.

4.1 Scelta dei parametri geometrici

La configurazione Wing Box presenta dei parametri geometrici peculiari, che vanno scelti facendo un compromesso tra prestazioni aerodinamiche e requisiti strutturali. In particolare, il parametro fondamentale da tenere in conto è il gap verticale tra le superfici alari G.

Dal punto di vista dell'efficienza aerodinamica, i risultati teorici indicano come all'aumentare di questo parametro (e quindi della distanza tra le superfici alari) si ottenga una riduzione della resistenza indotta. Nel campo delle applicazioni pratiche, bisogna tenere conto dei limiti strutturali e di ingombro da rispettare, oltre al fatto che la diminuzione della resistenza indotta all'aumentare di G non segue un andamento lineare. Facendo riferimento a quanto riportato nella sezione 4.6, è possibile diagrammare il parametro k (rapporto tra la resistenza indotta della configurazione Wing Box e del monoplano di riferimento) in funzione del gap verticale G adimensionalizzato rispetto all'apertura alare b (figure 4.1a e 4.1b).

Si può notare come gli andamenti presentino un asintoto orizzontale, e come non sia vantaggioso realizzare configurazioni con rapporto G/b maggiore di 2. La configurazione considerata è caratterizzata dai seguenti parametri geometrici:

- Gap verticale G = 1.0333[m].
- Apertura alare b = 6[m].

Di conseguenza, si ottengono:

- Rapporto G/b = 0.1722.
- Parametro $k_{Prandtl} = 0.7071.$
- Parametro $k_{CFD} = 0.7361$.



Figura 4.1: Scelta dei parametri geometrici: k(G/b)

Questi valori sono riportati in figura 4.1. Si può notare come sarebbe possibile diminuire ulteriormente la resistenza indotta aumentando il gap verticale tra le superfici alari, ma questo valore è stato scelto come compromesso tra efficienza aerodinamica e realizzabilità strutturale.

4.2 Creazione del modello di OpenVSP

A partire dai dati forniti tramite CAD, è stato realizzato il modello della configurazione di partenza con *OpenVSP*; tale modello è composto da due ali orizzontali di uguali dimensioni e dallo stesso profilo alare, posizionate a una determinata distanza verticale e orizzontale e unite da due elementi alari verticali. Si riassumono di seguito i parametri principali:

- Il profilo delle ali orizzontali è il NACA 65-415.
- L'apertura alare delle due ali è b = 6 [m].
- La corda alla radice delle due ali è $c_{root} = 1.5 \ [m]$.
- La corda all'estremità delle due ali è $c_{tip} = 1 \ [m]$.
- Il gap verticale tra le due ali è $G_V = 1.033 \ [m]$.
- Il gap orizzontale tra le due ali è $G_H = 2.2 \ [m]$. Tale valore è stato ricavato dal CAD attraverso la seguente formula: $G_H = L_{velivolo} X_{LE,alaanteriore} c_{root} = (5.9 2.2 1.5)[m] = 2.2[m]$. In questo calcolo non viene tenuto conto della lunghezza della parte posteriore del velivolo (ossia della sezione che va dal bordo di fuga dell'ala posteriore alla coda del velivolo).
- Il profilo delle ali verticali e dei raccordi è il NACA 0008.
- I raccordi presentano un angolo di 45° rispetto alle superfici orizzontali e hanno un'apertura di 0.1 m.
- La corda delle ali verticali è costante e pari alla lunghezza della corda alla punta dell'ala $c_{vert} = c_{tip} = 1 \ [m].$
- L'apertura alare delle sezioni verticali è pari al valore del gap verticale $b_{vert} = G_V = 0.8919$ [m].
- L'angolo di freccia delle ali verticali si ricava dalla geometria del velivolo attraverso la seguente formula.

$$\Lambda = \arctan(\frac{G_H}{G_V}) = 67.7788^{\circ} \tag{4.1}$$

Avendo tutti gli elementi necessari, è possibile realizzare il modello.

Il modello è stato realizzato a partire da un solo elemento di tipo Ala all'interno di OpenVSP. Si è scelto di utilizzare questa soluzione e non di dividere il modello in più elementi in quanto le zone di congiunzione tra le superfici alari orizzontali e verticali creano dei problemi in fase di simulazione con VSPAero. La scelta di introdurre dei raccordi tra le superfici orizzontali e verticali è obbligata, in quanto senza questi elementi non sarebbe possibile definire correttamente i profili alari delle varie sezioni, con la comparsa di svergolamenti aerodinamici non presenti nel disegno CAD. L'ala in questione è stata suddivisa in cinque sezioni e disegnata simmetricamente rispetto al piano XZ:

- Sezione 1: superficie alare orizzontale superiore.
- Sezione 2: raccordo tra la superficie alare orizzontale superiore e la superficie alare verticale.
- Sezione 3: superficie alare verticale.
- Sezione 4: raccordo tra la superficie alare verticale e la superficie alare orizzontale inferiore.

• Sezione 5: superficie alare orizzontale inferiore.

La superficie alare verticale è caratterizzata da un angolo di freccia $\Lambda = 67.8$, come calcolato. È importante selezionare l'opzione Rotate foil to match dihedral angle: così facendo, i profili alari della superficie verticale saranno disposti orizzontalmente e non contribuiranno alla portanza generata dal sistema alare; è inoltre necessario selezionare l'opzione Invert Airfoil per i profili della superficie alare inferiore (Sezione 5), poiché il comando Rotate foil to match dihedral angle agisce su tutta la superficie alare. Si riportano i seguenti disegni del modello realizzato (figure 4.2, 4.3 e 4.4). Per la vista frontale sono incluse due rappresentazioni: la prima è relativa alle linee medie dei profili, mentre la seconda contiene una vista frontale del modello tridimensionale; è importante includere anche la seconda immagine, per assicurarsi che l'ala verticale si raccordi correttamente alle ali orizzontali. In figura 4.2a e 4.2b è possibile vedere un dettaglio dei raccordi, per comprendere meglio la geometria di questa sezione del modello.



(a) Raccordi: Vista Frontale

(b) Raccordi: Vista Posteriore

Figura 4.2: Modello di OpenVSP: particolari dei raccordi



Figura 4.3: Modello di OpenVSP: vista in pianta



(a) Vista frontale, linee medie

(b) Vista frontale, 3D

Figura 4.4: Modello di OpenVSP: viste frontali

4.3 Studio Parametrico

I parametri per la discretizzazione del modello sono stati oggetti di uno studio parametrico per ottenere il miglior equilibrio tra accuratezza dei risultati e tempi computazionali.

Si riportano di seguito i parametri che sono stati imposti come costanti in tutte le simulazioni effettuate per lo studio parametrico della discretizzazione del modello:

Tutte le sezioni		
LE Cluster		
Superficie Alare Orizzontale Superiore (sezione 1)		
TIP Cluster	0.1	
Raccordi (sezione 2 e 4)		
NumU		
TIP Cluster		
ROOT Cluster	1	
Superficie Alare Verticale (sezione 3)		
TIP Cluter		
ROOT Cluster		
Superficie Alare Orizzontale Inferiore (sezione 5)		
ROOT Cluster		

Tabella 4.1: Studio parametrico wingbox: parametri costanti del modello

Si riassumono di seguito le motivazioni che hanno portato alla definizione di questi parametri:

- Il parametro *LE Cluster* è stato ridotto dal valore di default di 0.25 a 0.1 per migliorare la discretizzazione delle superfici alari nella regione del bordo di attacco, dove i profili presentano la curvatura maggiore. Questo parametro ha permesso di migliorare i risultati di tutte le simulazioni, a parità di numero di elementi utilizzati per discretizzare il profilo *Num W*.
- Il parametro *TIP Cluster* (analogamente al *ROOT Cluster* della superficie alare inferiore, dove la radice intesa da *OpenVSP* è in realtà l'estremità dell'ala) è stato ridotto dal valore di default di 1 a 0.1 per migliorare la discretizzazione delle superfici alari orizzontali nella regione della punta dell'ala, dove sono presenti i vortici di estremità e dove la distribuzione di portanza subisce le variazioni maggiori.
- Le superfici verticali presentano valori di *TIP Cluster* e *ROOT Cluster* pari a 0.2, per migliorare la discretizzazione in prossimità dei raccordi.
- I raccordi sono caratterizzati da valori di *TIP Cluster*, *ROOT Cluster* e *NumU* pari a quelli di default, in quanto la dimensione di questi elementi è molto ridotta, e la discretizzazione è conseguentemente molto fitta già con questi parametri.

I parametri variabili (e dunque oggetto di studio) sono i seguenti:

- Numero di elementi di discretizzazione della superficie alare in direzione y NumU = [15,25,50,100]. La variazione di questo parametro è stata applicata alle superfici orizzontali (sezioni 1 e 5) e alla superficie verticale (sezione 3).
- Numero di elementi di discretizzazione del profilo alare (per tutte le sezioni) NumW = [53,101,153].

Le simulazioni sono state effettuate con il software *VSPAero*, utilizzando le seguenti impostazioni:

- Intervallo di angoli di incidenza compreso tra -8° e +8°, discretizzato con 32 valori.
- Numero di Reynolds $Re = 10^7$.
- I valori geometrici di riferimento, utlizzati per ricavare i coefficienti aerodinamici, sono riassunti nella seguente tabella; la superficie di riferimento è pari alla somma delle superfici alari orizzontali, l'apertura di riferimento è pari all'apertura delle superfici alari orizzontali e la corda di riferimento è la corda media geometrica delle superfici alari orizzontali.

$S_{ref}[m^2]$	15
$b_{ref}[m]$	6
$c_{ref}[m]$	1.250

Tabella 4.2: Studio parametrico wingbox: valori geometrici di riferimento per VSPAero

- Numero di processori utilizzato pari al massimo disponibile (NumCPU = 4).
- Simmetria rispetto al piano XZ, per diminuire drasticamente i tempi computazionali.
- Parametro di *Batch Calculation* attivato per automatizzare il passaggio tra i diversi angoli di incidenza considerati e per poter avere tutti i risultati salvati in un unico file di output.
- Numero di nodi di scia *Wake Nodes = 0*. In questo modo, VSPAero dispone automaticamente i nodi di scia per migliorare sia l'accuratezza che la velocità della simulazione.
- Numero di iterazioni Wake Iter = 12, aumentato dal valore di default di 5 per migliorare l'accuratezza dei risultati (poiché il valore dei residui è minore).

Si riportano di seguito i risultati ottenuti. In primo luogo, si riportano le curve $C_L(\alpha)$ e $C_L(C_{D,i})$ al variare di NumU per i valori di NumW considerati. I risultati relativi a NumW = 53 sono riportati in figura 4.5; i risultati relativi a NumW = 101 sono riportati in figura 4.6; i risultati relativi a NumW = 153 sono riportati in figura 4.7.



Figura 4.5: Studio parametrico $\mathit{wingbox}:$ risultati per $\mathrm{NumW}=53$



Figura 4.6: Studio parametrico $\mathit{wingbox}:$ risultati per $\mathrm{NumW}=101$



Figura 4.7: Studio parametrico wingbox:risultati per NumW=153

I risultati ottenuti per NumU = 100 e NumU = 150 sono sovrapponibili sia per le curve di portanza (figure 4.5a, 4.6a e 4.7a) sia per le polari (figure 4.5b, 4.5b e 4.7b). Per apprezzare meglio la variazione dei risultati in funzione dei parametri di discretizzazione del modello, si può fare riferimento ai seguenti grafici (figure 4.8, 4.9 e 4.10), che riportano i valori assoluti di C_L e $C_{D,i}$ ottenuti al variare di NumU e NumW per $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 5^\circ$ e $\alpha = 8^\circ$, rispettivamente.

Si può notare una differenza nei valori dei coefficienti al variare di entrambi i parametri, ma il parametro dominante sembra essere il numero di elementi di discretizzazione del profilo alare (ossia NumW); fissato questo parametro, si può notare come i risultati ottenuti al variare di NumU convergano a un valore stabile già per NumU = 50 nel caso del coefficiente di resistenza indotta $C_{D,i}$, e per NumU = 100 per il coefficiente di portanza C_L : le piccole variazioni ottenute all'aumentare di questo parametro non giustificano l'ulteriore aumento (notevole) del costo computazionale.

È possibile valutare l'effetto della variazione di NumW una volta fissato il valore di NumU osservando gli andamenti dei grafici riportati di seguito (figure 4.11, 4.12 e 4.13). Le differenze maggiori si notano nei grafici relativi al coefficiente di portanza (figure 4.11a, 4.12a e 4.13a), con una differenza minima tra i risultati relativi a NumW = 101 e NumW = 153, mentre, dal punto di vista delle polari (figure 4.11b, 4.12b e 4.13b), i risultati ottenuti siano pressoché identici. In tutti i grafici riportati, i risultati relativi a NumW = 101 e NumW = 153 sono sovrapponibili sia per le curve di portanza (figure 4.11a, 4.12a e 4.13b).



(b) Variazione del $C_{D,i}$ per $\alpha = 0^{\circ}$

Figura 4.8: Studio parametrico wingbox: variazione dei coefficienti aerodinamici per $\alpha=0^\circ$



(b) Variazione del $C_{D,i}$ per $\alpha = 5^{\circ}$

Figura 4.9: Studio parametrico wingbox: variazione dei coefficienti aerodinamici per $\alpha=5^\circ$



(b) Variazione del $C_{D,i}$ per $\alpha = 8^{\circ}$

Figura 4.10: Studio parametrico wingbox: variazione dei coefficienti aerodinamici per $\alpha=8^\circ$



Figura 4.11: Studio parametrico wingbox: risultati perNumU=50



Figura 4.12: Studio parametrico wingbox: risultati perNumU=100



Figura 4.13: Studio parametrico wingbox:risultati perNumU=150

Valutando anche i tempi di simulazione (figura 4.14), si possono ripetere le osservazioni già fatte in merito allo studio parametrico dell'ala rettangolare (sezione 3.5, figura 3.8). Si evidenzia la differenza in valore assoluto dei tempi computazionali a parità del valore dei parametri, a causa sia della complessità del modello, sia del maggior numero di elementi (il valore di NumU influisce su tre superfici alari nel caso della configurazione wingbox). I tempi computazioniali delle simulazioni effettuate con NumU = 150 non sono stati riportati in quanto talmente elevati da non essere rilevati correttamente da VSPAero.



Figura 4.14: Studio parametrico wingbox: tempi di simulazione

4.4 Conclusioni dello Studio Parametrico e Risultati

Alla luce dei risultati dello studio parametrico, è possibile fare le seguenti osservazioni:

- I risultati delle simulazioni effettuate con NumU = 100 e NumU = 150 a parità di NumW sono sovrapponibili.
- I risultati delle simulazioni effettuate con NumW = 101 e NumW = 153 a parità di NumU sono sovrapponibili.
- La differenza in valore assoluto dei coefficienti C_L e $C_{D,i}$ ottenuti è minima tra i risultati relativi a NumU = 100 e NumU = 150.
- La differenza in valore assoluto dei coefficienti C_L e $C_{D,i}$ ottenuti è minima tra i risultati relativi a NumW = 101 e NumW = 153.
- Il costo computazionale aumenta notevolmente all'aumentare di *NumU*, e in maniera minore all'aumentare di *NumW*.

Si ritiene quindi che la miglior scelta possibile dei parametri di simulazione sia quella di utilizzare il massimo valore considerato di NumW e il valore di NumU per cui si arriva alla convergenza dei risultati. I parametri di simulazione definitivi sono dunque:

- NumU = 100.
- NumW = 153.

Per avere un'ulteriore conferma della convergenza dei risultati ottenuti con NumW = 153, è stata effettuata una simulazione impostando NumW = 201 e NumU = 100, e i risultati ottenuti sono stati confrontati con quanto ottenuto per gli altri valori di NumW considerati. Si riportano di seguito i risultati (figura 4.15). Si può notare come sia per la curva di portanza (figura 4.15a), sia per la polare inviscida (figura 4.15b), i risultati relativi a NumW = 153 e NumW = 201 siano sovrapponibili, e pertanto la scelta di utilizzare NumW = 153 come parametro definitivo sia giustificata dalla convergenza dei risultati e dal risparmio in termini di costo computazionale.

Si riportano per completezza gli andamenti della curva di portanza $C_L(\alpha)$ (figura 4.16a) e della polare inviscida $C_L(C_{D,i})$ (figura 4.16b) ottenuti con i parametri scelti.



Figura 4.15: Studio parametrico wingbox:risultati perNumU=100



Figura 4.16: Studio parametrico wingbox:risultati per $NumU=100,\,NumW=153$

4.5 Stima del coefficiente di resistenza

VSPAero implementa il *Vortex Lattice Method*, che permette di valutare accuratamente la resistenza indotta, ma non gli altri contributi; in particolare non può fornire una stima accurata e affidabile della resistenza viscosa, che è invece un contributo importante alla resistenza complessiva del velivolo. Per avere una stima dell'entità di questo contributo, si è quindi deciso di utilizzare i risultati relativi al profilo alare (ottenuti attraverso il software *XFoil*) e di combinarli con i risultati delle simulazioni di *VSPAero*. Si può esprimere il coefficiente di resistenza di un'ala investita da un flusso incompressibile e viscoso attraverso la seguente formula:

$$C_D = C_{D,i} + C_{D,0} \tag{4.2}$$

Il valore di $C_{D,0}$ è stato stimato sfruttando i risultati relativi al profilo 2D (ossia il NACA 65-415), ottenuti tramite il software *XFoil*, impostando gli stessi parametri del fluido utilizzati nelle simulazioni di VSPAero (ossia $Re = 10^7$) per la configurazione wingbox, mentre il valore di $C_{D,i}$ è stato ricavato dai risultati ottenuti attraverso *VSPAero*.

Per ricavare l'andamento del coefficiente di resistenza complessivo C_D è quindi sufficiente sommare i due contributi. Per poter sommare correttamente i due andamenti, i risultati di XFoil e di VSPAero sono stati interpolati su un vettore comune attraverso uno script Matlab. Si riporta di seguito il risultato ottenuto. Le figure 4.17 e 4.18 permettono di visualizzare gli andamenti delle polari ottenuti rispettivamente da XFoil e VSPAero e di valutare l'interpolazione effettuata attraverso lo script Matlab. Le figure 4.19 e 4.20 mostrano gli andamenti ottenuti per il coefficiente di resistenza complessivo e li confrontano con gli andamenti relativi ai singoli contributi.



Interpolazione XFoil, NACA 65415, Re =

Figura 4.17: Stima del $\mathcal{C}_{D,0}$: interpolazione dei risultati di XFoil



Figura 4.18: Stima del $\mathcal{C}_{D,0}$: interpolazione dei risultati di VSPA
ero


Figura 4.19: Stima del $C_{D,0}$: $C_L(C_D)$ della configurazione wingbox



Figura 4.20: Stima del $C_{D,0}$: $C_D(\alpha)$ della configurazione wingbox

4.6 Confronto con i risultati teorici

È possibile confrontare i risultati ottenuti tramite VSPAero con dei valori di riferimento teorici (cf. [6]). Come riportato nella sezione 1.1.2, si definisce k come il rapporto tra la resistenza indotta di un'ala chiusa e la resistenza indotta del monoplano di riferimento (ossia di un monoplano che sviluppa la stessa portanza e ha la stessa apertura alare b).

$$k = \frac{D_{i,box}}{D_{i,mono}} = \frac{C_{D,i,box}}{C_{D,i,mono}}$$
(4.3)

Dalla definizione, si intuisce che minore è il valore di questo parametro, più è vantaggiosa la configurazione ad ala chiusa rispetto a un monoplano equivalente. È possibile esprimere questo parametro esclusivamente in funzione di dati geometrici attraverso la seguente espressione, dove G è il gap tra le due ali orizzontali e b è la loro apertura alare. Questa espressione è stata ricavata da Prandtl (cf. [6]).

$$k_{Prandtl} = \frac{1 + 0.45\frac{G}{b}}{1.04 + 2.81\frac{G}{b}} \tag{4.4}$$

In tempi moderni, è stato possibile ricavare la seguente espressione attraverso simulazioni CFD.

$$k_{CFD} = \frac{0.44 + 0.9594\frac{G}{b}}{0.44 + 2.219\frac{G}{b}} \tag{4.5}$$

Analizzando la formula, si nota come i valori di k ottenuti tramite questa espressione siano maggiori a parità di rapporto $\frac{G}{h}$.

È possibile esprimere il coefficiente di resistenza indotta di un monoplano di riferimento sfruttando l'espressione per la polare quadratica.

$$C_{D,i,mono} = \frac{C_L^2}{\pi A R e} \tag{4.6}$$

Per cui, il valore teorico del coefficiente di resistenza del velivolo ad ala chiusa equivalente si può esprimere attraverso la seguente formula, dove k può indicare sia $k_{Prandtl}$ sia k_{CFD} .

$$C_{D,i,box} = k C_{D,i,mono} = k \frac{C_L^2}{\pi A R e}$$

$$\tag{4.7}$$

Il valore dell'AR è noto dalla geometria (ed è uguale per l'ala chiusa e per il monoplano di riferimento), il valore del coefficiente di Oswald può essere stimato a partire dalla relazione di Obert (cf. [7]), riportata qui di seguito, e il coefficiente di portanza viene ottenuto come risultato della simulazione dell'ala chiusa (ed è uguale al coefficiente di portanza del monoplano di riferimento, per definizione).

$$e = \frac{1}{1.05 + 0.007AR} = 0.9068 \tag{4.8}$$

È quindi possibile validare i risultati ottenuti tramite VSPAero confrontando i valori del coefficiente di resistenza indotta ottenuti tramite il software e i rispettivi valori teorici. È noto che il valore di $k_{Prandtl}$ fornisce valori di resistenza indotta della configurazione ad ala chiusa troppo bassi (è dunque troppo ottimistico), mentre utilizzando il valore di k_{CFD} si ottengono risultati più verosimili. Ricordando i valori di G e di b riportati nella sezione 4.2, è possibile calcolare il valore di $\frac{G}{b}$ e quindi di $k_{Prandtl}$ e di k_{CFD} :

$$\frac{G}{b} = 0.1722$$

$$k_{Prandtl} = 0.7071$$

$$k_{CFD} = 0.7361$$
(4.9)

Si può notare come ci sia una sovrapposizione dei risultati ottenuti con VSPAero e dell'andamento teorico relativo a $k_{Prandtl}$ per tutta l'estensione della polare, e come il risultato teorico relativo a k_{CFD} si discosti di poco dalle altre due curve.



Figura 4.21: Configurazione wingbox: confronto VSPAero-teoria

4.7 Confronto con Monoplano

In questa sezione vengono confrontati i coefficienti aerodinamici dell'ala chiusa con due monoplani di interesse, caratterizzati dalla stessa superficie alare, dalla stessa geometria in pianta (trapezia), dallo stesso profilo alare (NACA 65-415) e dalle seguenti caratteristiche:

- Monoplano di uguale corda media c e apertura alare b doppia (Wing2b).
- Monoplano di uguale apertura alare b e corda media c doppia (Wing2c).

Gli altri valori geometrici sono stati ricavati dalle dimensioni dell'ala chiusa, e vengono riassunti nella seguente tabella; si ricorda che la configurazione Wingbox ha due superfici alari, e per questo il valore della superficie complessiva è doppio rispetto alla configurazione Wing2c, a parità di c_{root} , c_{tip} e b:

	$c_{root}[m]$	$c_{tip}[m]$	b[m]	$S[m^2]$
Wingbox	1.5	1	6	15
Wing2b	1.5	1	12	15
Wing2c	3	2	6	15

Tabella 4 3∙	Confronto	winabor-monoplano.	dati	geometrici
Tabella 4.0.	Connonito	wingoox-monoplano.	uau	geometrici

I modelli sono stati realizzati con OpenVSP e le simulazioni sono state effettuate con VSPAero, utilizzando i parametri definiti dallo studio parametrico per l'ala rettangolare (per i modelli $Wing2b \ e \ Wing2c$) e per l'ala chiusa (per il modello WingBox). Si rimanda alle rispettive sezioni per una descrizione dettagliata dei parametri utilizzati per la realizzazione dei modelli , e si riassumono di seguito (tabella 4.4) i principali parametri di simulazione.

α_{min}	-8°
α_{max}	$+8^{\circ}$
Num_{α}	32
Re	107
NumCPU	4(max)
Batch Calculation	ON
X-Z Simmetry	ON

Tabella 4.4: Confronto wingbox-monoplano: principali parametri di VSPAero

I valori geometrici di riferimento sono stati presi direttamente dal modello, e coincidono con quanto riportato in tabella 4.3.

Si riportano di seguito (Figura 4.22) i risultati ottenuti in termini di $C_L(\alpha)$, $C_{D,i}(\alpha)$ e $C_L(C_{D,i})$.



Figura 4.22: Confronto wingbox-monoplano: prestazioni aerodinamiche

Il monoplano di riferimento descritto nella teoria è caratterizzato dalla stessa superficie e apertura alare dell'ala chiusa considerata (e pertanto, da corda doppia): pertanto, verranno confrontate nello specifico queste due configurazioni (ossia $WingBox \ e \ Wing2c$). Il monoplano caratterizzato da stessa superficie alare e corda (e pertanto, apertura b doppia) Wing2b è stato considerato per completezza.

Osservando le figure 4.22b e 4.22c, si può notare come la configurazione ad ala chiusa sia caratterizzata da un coefficiente di resistenza indotta simile a quanto ottenuto per il monoplano di riferimento, ma il coefficiente di portanza, a parità di angolo di incidenza, è maggiore: questo fa sì che, per un determinato assetto di volo (e quindi per un determinato C_L), la configurazione ad ala chiusa presenti un coefficiente di resistenza indotta minore, come si nota effettivamente dalla polare(figura 4.22c). La configurazione caratterizzata da un allungamento alare maggiore presenta prestazioni ancora migliori sotto questo punto di vista (si ricorda ancora, però, che questo non è il monoplano di riferimento indicato dalla teoria).

Dalla figura 4.22a si nota come la configurazione ad ala chiusa sia caratterizzata da un coefficiente $C_{L,\alpha}$ maggiore rispetto al monoplano di riferimento Wing2c.

4.8 Confronto con Biplano

La configurazione ad ala chiusa è stata confrontata con un modello di biplano dalle seguenti caratteristiche:

- La geometria e la posizione delle superfici alari orizzontali è uguale in tutto e per tutto a quella dell'ala chiusa (fare riferimento alla sezione 4.2).
- Le superfici alari verticali sono completamente assenti.

Si riporta un'immagine del modello realizzato con OpenVSP (Figura 4.23).



Figura 4.23: Configurazione biplano: vista in assonometria

I parametri di discretizzazione del modello sono quelli descritti nella sezione 4.3, ossia i parametri ricavati dallo studio parametrico effettuato sulla configurazione *wingbox*:

- Numero di elementi di discretizzazione del profilo alareNumW = 153.
- Numero di elementi di discretizzazione della superficie alare NumU = 100.
- Parametro di infittimento della discretizzazione in prossimità della punta dell'ala *Tip Cluster* = 0.1.
- Parametro di infittimento della discretizzazione in prossimità del bordo di attacco LEClustering = 0.1.

Le simulazioni sono state effettuate con VSPAero utilizzando i seguenti parametri:

- Numero di Reynolds $Re = 10^7$.
- \bullet Intervallo di angoli di incidenza considerati compreso tra -8° e $+8^\circ$ e discretizzato in 32 elementi.
- Parametri geometrici di riferimento (necessari all'adimensionalizzazione delle forze aerodinamiche) riassunti nella tabella 4.5. Si ricorda che la superficie complessiva S è data dalla somma delle superfici delle due ali.
- Numero di iterazioni NumIter = 12.

	$c_{root}[m]$	$c_{tip}[m]$	$c_{ref}[m]$	b[m]	$S[m^2]$
Biplano	1.5	1	1.25	6	15

Tabella 4.5: Confronto wingbox-biplano: dati geometrici della configurazione biplano

- Numero di nodi della scia *WakeNodes* = 0. Con questa impostazione, il software sceglie in automatico il valore migliore per questo parametro.
- Numero di processori utilizzati NumCPU = 4.
- Simmetria rispetto al piano XZ attivata.
- Batch Calculation attivata.

Si riportano di seguito i risultati ottenuti (figura 4.24).

È di particolare interesse il confronto con le prestazioni della configurazione ad ala chiusa, come si può valutare dalla figura 4.25. Si può notare come la configurazione ad ala chiusa, a parità di caratteristiche geometriche, abbia un coefficiente di portanza maggiore e un coefficiente di resistenza indotta minore per lo stesso valore dell'angolo di incidenza; inoltre, la configurazione wingbox presenta dei vantaggi anche a parità di assetto di volo, ossia a parità di C_L richiesto, in quanto è possibile ottenere il valore desiderato del coefficiente di portanza per angoli di incidenza inferiori, con conseguente valore inferiore di $C_{D,i}$.

Infine, vengono confrontate le prestazioni aerodinamiche della configurazione biplano con i risultati del monoplano di riferimento Wing2c, caratterizzato da stessa superficie alare complessiva, stessa apertura alare, corda doppia (figura 4.26). Si può notare come il coefficiente di resistenza indotta assuma valori pressoché identici per le due configurazioni, e come il biplano abbia un coefficiente di portanza maggiore a parità di angolo di incidenza. Quindi, la configurazione biplano permette di mantenere lo stesso assetto di volo (ossia lo stesso C_L) sviluppando una resistenza indotta inferiore.



Figura 4.24: Configurazione biplano: prestazioni aerodinamiche



Figura 4.25: Confronto $wingbox\mbox{-biplano: prestazioni aerodinamiche}$



Figura 4.26: Confronto biplano-monoplano di riferimento Wing2c: prestazioni aerodinamiche

4.9 Studio del carico alare

Dall'equazione di equilibrio alla traslazione verticale è possibile risalire al C_L necessario per mantenere una determinata condizione di volo:

$$W = L = C_L S \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \tag{4.10}$$

$$C_L = \frac{W}{S_{\frac{1}{2}}^2 \rho V_\infty^2} \tag{4.11}$$

In particolare, per poter ricavare il coefficiente di portanza, bisogna conoscere i seguenti parametri:

- Il peso del velivolo W.
- La superficie alare S.
- La quota di volo z (per poter ricavare la densità ρ).
- La velocità di volo V_{∞} .

In questa sezione vengono studiate le condizioni di carico alare relative a $C_L = 0.5$.

Dalla curva di portanza $C_L(\alpha)$ (Figura 4.16a), è possibile ricavare, attraverso un'interpolazione lineare, l'angolo di incidenza che deve assumere il velivolo per poter mantenere la condizione di volo desiderata:

$$C_L = 0.5 \to \alpha = 5.2^{\circ} \tag{4.12}$$

Graficamente, il procedimento può essere rappresentato nel seguente modo (figura 4.27): individuando il valore del coefficiente di portanza con una retta orizzontale, è possibile ricavare il valore del relativo angolo di incidenza in corrispondenza dell'intersezione della retta orizzontale con la curva di portanza.



Figura 4.27: Studio del carico alare: metodo grafico per individuare l'angolo di incidenza

Una volta ricavato il valore preciso dell'angolo di incidenza, è possibile effettuare una simulazione ad hoc per ottenere la rappresentazione del carico alare e le condizioni del flusso in corrispondenza delle varie sezioni della *wingbox*. In particolare, verrano valutati i seguenti risultati.

- Visualizzazione del C_p su tutta la superficie alare mediante *contour*.
- Analisi del carico alare $C_l(y) * c(y)$ di tutte le superfici.
- Analisi dettagliata del C_p di sezioni alari significative (radice, estremità e mezzeria delle superfici orizzontali e sezione rappresentativa della superficie verticale).

Le simulazioni effettuate sfruttano il *metodo dei pannelli*, implementato nativamente in *VSPAero*. La scelta di utilizzare questa metodologia di simulazione rispetto al *Vortex Lattice Method*, nonostante il maggior costo computazionale, è giustificata dall'esigenza di poter visualizzare il flusso in modo preciso, e, in particolare, di soddisfare i seguenti requisiti.

- Il *metodo dei pannelli* permette di visualizzare la geometria 3D del modello (mentre il *VLM* rappresenta le superfici alari come lamine di spessore infinitesimo).
- Il metodo dei pannelli permette di visualizzare il C_p in ogni punto della geometria alare (mentre il VLM permette di visualizzare $\Delta C_p = C_{p,dorso} - C_{p,ventre}$, e conseguentemente i contour del ventre e del dorso di una superficie sono identici).

Ne consegue che il metodo dei pannelli permette una visualizzazione del flusso di maggiore qualità e una migliore interpretazione dei risultati ottenuti. Il modello della configurazione alare è stato realizzato con OpenVSP partendo dai parametri ricavati dallo studio parametrico (si rimanda alle sezioni 4.3 e 4.4 per ulteriori dettagli), e variandoli oppoprtunamente fino ad ottenere una risoluzione sufficiente. La necessità di migliorare la risoluzione della regione del bordo di fuga attraverso il parametro TE Clustering è dovuta allo studio dettagliato del C_p , che richiede un numero sufficiente di elementi di discretizzazione per ottenere risultati significativi. Il maggior costo computazionale è accettato per via di questa necessità e per il fatto che la simulazione viene effettuata per un solo valore dell'angolo di incidenza, mentre non sarebbe accettabile per la valutazione delle prestazioni aerodinamiche in un ampio intervallo di angoli di incidenza (come è stato fatto nella sezione 4.3). I parametri utilizzati sono riportati nella sottosezione 4.9.3 relativa al C_p .

4.9.1 Contour

Si riportano quindi le visualizzazioni tramite *contour* del C_p della configurazione alare nella condizione di volo considerata (figure 4.28, 4.29 e 4.30), ottenute attraverso il tool Viewer di VSPAero. La legenda colorata presente in tutte le immagini permette di risalire al valore assoluto del C_p . Le viste in assonometria (figure 4.28a e 4.28b) permettono di avere un'idea generale del flusso attorno all'ala: già da queste due immagini, si può intuire come la superficie alare inferiore sviluppi un carico aerodinamico inferiore rispetto alla superficie superiore, in quanto la zona di depressione del dorso dell'ala ha un'estensione minore e il C_p raggiunge un valore minore in modulo. Analogamente, il ventre dell'ala inferiore è caratterizzato da valori di C_p globalmente più bassi: la combinazione di questi due fenomeni risulta nel minore carico aerodinamico sviluppato. Le viste in pianta (figure 4.29a e 4.29b) confermano le osservazioni appena fatte e permettono di analizzare il fenomeno più dettagliatamente.

La superficie alare verticale può essere analizzata attraverso le viste laterali (figure 4.30a e 4.30b). Si ricorda che i profili alari che compongono questa superficie sono simmetrici e disposti orizzontalmente, per cui il carico sviluppato non corrisponde a una generazione di portanza, ed essendo la configurazione wingbox simmetrica, le forze in direzione y sviluppate dalle due superfici verticali sono uguali e contrarie in caso di angolo di derapata $\beta = 0^{\circ}$, e pertanto si annullano.

Si può fare un discorso analogo per quanto riguarda i quattro raccordi obliqui: vista la simmetria della configurazione alare, le forze sviluppate da queste componenti si annullano reciprocamente. Il C_p di queste sezioni viene visualizzato nelle viste in assonometria (figura 4.28) e in pianta (figura 4.29).



(a) Assonometria, vista dall'alto





Figura 4.28: Contour: viste in assonometria, $C_p \mbox{ per } C_L = 0.5$



(a) Vista in pianta (dall'alto)



(b) Vista in pianta (dal basso)

Figura 4.29: Contour: viste in pianta, $C_p \mbox{ per } C_L = 0.5$



(b) Vista laterale (da destra)

Figura 4.30: Contour: viste laterali, $C_p \mbox{ per } C_L = 0.5$

4.9.2 Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$

Un parametro utile all'analisi del carico aerodinamico sviluppato da una superficie alare è sicuramente il prodotto $C_l(y) * c(y)$.

Per questo studio è stato realizzato un modello di *OpenVSP* specifico, in modo da riuscire ad analizzare l'andamento di questo parametro anche nelle zone dei raccordi. Le modifiche effettuate rispetto al modello descritto in precedenza (sezione 4.2) riguardano la geometria e i parametri di discretizzazione dei raccordi. Si sottolinea come le modifiche apportate non abbiano influenza sulle prestazioni aerodinamiche, in quanto i coefficienti di portanza e di resistenza indotta sono gli stessi ottenuti in precedenza, ma servano esclusivamente a studiare dettagliatamente il carico alare nelle zone più delicate della configurazione.

Le modifiche alla geometria sono state effettuate tramite i comandi dell'interfaccia *Blending* di *OpenVSP*, che permettono di gestire la transizione tra una sezione e l'altra, intervenendo sui profili alari dei raccordi. In particolare, facendo in modo che i profili in prossimità dell'ala orizzontale e dell'ala verticale seguano gli andamenti di queste superfici, si ottiene una graduale curvatura del raccordo, come riportato di seguito in figura 4.31. Si riportano nella tabella 4.6 i parametri della sezione *Blending* utilizzati per la realizzazione del modello. Per ogni profilo riportato vengono indicate le sezioni alari di competenza: si ricorda che la sezione 1 rappresenta l'ala orizzontale superiore, la sezione 2 il raccordo superiore, la sezione 3 l'ala verticale, la sezione 4 il raccordo inferiore e la sezione 5 l'ala orizzontale inferiore. Si rimanda alla sezione 4.2 per ulteriori informazioni.

Profilo Alare	LE, Inboard	LE, Outboard	TE, Inboard	TE, Outboard
1 (Sezione 1 - 2)	Free	IN_LE_TRAP	Free	IN_TE_TRAP
2 (Sezione 2 - 3)	OUT_LE_TRAP	Free	OUT_TE_TRAP	Free
3 (Sezione 3 - 4)	Free	IN_LE_TRAP	Free	IN_TE_TRAP
4 (Sezione 4 - 5)	OUT_LE_TRAP	Free	OUT_TE_TRAP	Free

Tabella 4.6: Modello di OpenVSP per lo studio di $C_l * c(y)/c_{ref}$: parametri della schermata Blending di OpenVSP

Per quanto riguarda le modifiche ai parametri di discretizzazione, è stato aumentato il numero di elementi utilizzato per discretizzare i due raccordi NumU, portandolo a 50. In figura 4.32 si può vedere un particolare del raccordo superiore, discretizzato con questi parametri.



Figura 4.31: Modello di OpenVSP per lo studio di $C_l\ast c(y)/c_{ref}$: particolare dei raccordi



Figura 4.32: Modello di OpenVSP per lo studio di $C_l\ast c(y)/c_{ref}$: discretizzazione dei raccordi, $NumU\,=\,50$

I file di output prodotti da VSPAero riportano gli andamenti di $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$, dai quali è possibile risalire a $C_l(y) * c(y)$ semplicemente moltiplicandoli per il valore della corda di riferimento, impostata come $c_{ref} = 1.250[m]$ in tutte le simulazioni (e pari alla corda media geometrica). In ogni caso, i grafici di $C_l(y) * c(y)$ e di $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$ differiscono soltanto in valore assoluto, e pertanto si è scelto di riportare i risultati in termini di $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$. I risultati sono stati suddivisi in base alle superfici alari; in particolare:

- Le figure 4.33 e 4.34 fanno riferimento alle superfici alari orizzontali.
- Le figure 4.37 e 4.38 fanno riferimento ai raccordi e alla superficie alare verticale.

Questa suddivisione permette di visualizzare meglio i risultati ottenuti, sia perché i valori assoluti di $C_l(y) * c(y) / c_{ref}$ sono diversi, sia perché la regione occupata dai raccordi e dalla superficie verticale è concentrata in una regione molto ristretta $(y = 3 \div 3.1[m])$: queste due caratteristiche renderebbero difficile visualizzare correttamente l'andamento di $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$ per i raccordi e per la superficie alare verticale, e pertanto si ritiene che questa suddivisione garantisca la miglior rappresentazione possibile dei risultati. Per entrambe le porzioni della struttura alare viene riportata la schematizzazione geometrica ottenuta da VSPAero e l'andamento di $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$. Partendo dai risultati relativi alle superfici orizzontali (figure 4.33 e 4.34), si può notare come la superficie alare inferiore sviluppi un carico minore rispetto alla superficie superiore, nonostante la geometria sia identica: questo fenomeno può essere spiegato dal fatto che l'ala inferiore viene influenzata dalla scia dell'ala superiore, in quanto è posta a valle di quest'ultima. Uno studio più dettagliato di questo fenomeno e una possibile correzione vengono trattati nella sezione 4.10. L'andamento di $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$ presenta un'inversione di tendenza per i valori di y più elevati

dovuti all'intersezione delle superfici orizzontali con i raccordi.

Si riporta inoltre l'andamento di $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$ ottenuto per la configurazione biplano nelle medesime condizioni di volo (figure 4.35 e 4.36), per poterlo confrontare con quanto ottenuto per la configurazione wingbox. In figura 4.35 è possibile esaminare l'andamento relativo alla configurazione biplano, mentre in figura 4.36 sono riportati gli andamenti delle configurazioni biplano e wingbox per poterli confrontare: si può notare come il carico alare sviluppato dalle superfici inferiori sia molto simile tra le due configurazioni, mentre il carico sviluppato dalla superficie superiore della configurazione wingbox sia superiore rispetto al carico sviluppato dall'omologa superficie della configurazione *biplano*, soprattuto nella regione di estremità dell'ala: questa differenza si riflette sul coefficiente di portanza, che, per pari condizioni di volo, è maggiore per la configurazione wingbox. Per un confronto delle prestazioni aerodinamiche delle due configurazioni, si rimanda ai commenti fatti nell'apposita sezione (cf. figura 4.25). Si ricorda che il confronto di $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$ è lecito per le due configurazioni considerate, in quanto presentano lo stesso valore di $c_{ref} = 1.250[m]$ (ossia pari alla coda media geometrica delle ali orizzontali).



Figura 4.33: Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$: geometria alare 3D, superfici orizzontali



Figura 4.34: Carico alare $C_l(y)\ast c(y)/c_{ref}:$ superfici orizzontali



Figura 4.35: Carico alare $C_l(y)\ast c(y)/c_{ref},$ configurazione biplano



Figura 4.36: Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$, confronto tra biplano e wingbox

Osservando i risulti relativi alla superficie verticale e ai raccordi (figure 4.37 e 4.38), si può notare come il carico aerodinamico sviluppato dall'ala verticale sia praticamente nullo, e come il carico dei raccordi sia diverso da zero e riporti lo stesso fenomeno già osservato per le ali orrizontali, ossia come il carico sviluppato dal raccordo superiore sia maggiore di quello sviluppato dal raccordo inferiore: le forze aerodinamiche sviluppate dai raccordi sono dunque diverse da zero, ma il loro modulo è molto piccolo, considerando la piccola superficie alare, e pertanto la loro influenza sui valori dei coefficienti aerodinamici è minima. Lo stesso ragionamento può essere esteso anche all'ala verticale, in virtù del fatto che i valori di $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$ e la superficie di interesse sono ancora minori. La variazione del carico alare è graduale anche in prossimità dell'intersezione tra due diverse sezioni alari, con una piccola discrepanza in prossimità dell'incontro tra il raccordo inferiore e l'ala verticale, dovuta probabilmente a fenomeni numerici.



Geometria, raccordi e ala verticale

Figura 4.37: Carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$: geometria alare 3D, superficie verticale e raccordi



Figura 4.38: Carico alare $C_l(y)\ast c(y)/c_{ref},$ superficie verticale e raccordi

4.9.3 Coefficiente di pressione C_p

Un ulteriore parametro per valutare le condizioni di carico aerodinamico della configurazione alare è il coefficiente di pressione C_p di alcune sezioni caratteristiche. I risultati delle simulazioni effettuate sfruttando il metodo dei pannelli permettono di visualizzare il C_p di dorso e ventre delle superfici alari nelle sezioni di interesse. Per ricavare i valori di questo parametro è stata utilizzata l'utility C_p Slicer di VSPAero seguendo questo procedimento.

- Nella sezione Advanced dell'interfaccia grafica di VSPAero si trovano le impostazioni dell'utility Cp Slicer.
- Vengono definite le coordinate che individuano la sezione di riferimento nella quale viene esaminato l'andamento del C_p . In particolare, scegliendo una coordinata y viene definita una sezione lungo il piano x-z, scegliendo una coordinata z viene definita una sezione lungo il piano x-z, scegliendo una coordinata z viene definita una sezione lungo il piano y-z. Sono state definite tre coordinate y e una coordinata z, per lo studio del C_p in sezioni rappresentative delle superfici orizzontali e della superficie verticale, rispettivamente. In particolare, sono state considerate le seguenti sezioni:

Superfici orizzontali	
Sezione	y[m]
Radice	0
Estremità	2.9
Mezzeria	1.5
Superficie verticale	
Sezione	z[m]
Sezione 1	-0.4

Tabella 4.7: Analisi del C_p : Sezioni alari considerate

La sezione di estremità è stata presa in corrispondenza di y = 2.9[m] per evitare interferenze tra la superficie orizzontale inferiore e il relativo raccordo, a cui sarebbero corrisposti andamenti di C_p non significativi. La coordinata z scelta ha un valore negativo perché il sistema di riferimento utilizzato da *OpenVSP* ha origine sul bordo di attacco della superficie superiore, e pertanto le coordinate relative all'ala verticale hanno valori assoluti negativi.

- Una volta definite le sezioni di interesse, è possibile lanciare la simulazione cliccando su Launch Solver, oppure ricavare i valori di C_p partendo dai risultati dell'ultima simulazione effettuata, selezionando l'opzione Slice Latest *.adb File.
- I risultati vengono esportati in un file in formato .csv e possono essere importati su Matlab per la fase di post-processing.

Si riporta inoltre che è stato necessario modificare alcuni parametri di realizzazione del modello per poter ottenere risultati coerenti in termini di C_p . In particolare, si può notare come all'infittirsi degli elementi di discretizzazione del bordo di fuga si formi in questa regione un'espansione del flusso che non ha senso fisico e che non si nota per i valori più bassi dei parametri di discretizzazione. I parametri utilizzati vengono pertanto riassunti nella tabella 4.8.

Si può notare come i valori scelti per i parametri di *clustering* permettono di concentrare gli elementi di discretizzazione nella regione del bordo di attacco. Si ricorda che i valori scelti per i parametri di discretizzazione dei profili alari vengono applicati a tutte le sezioni alari del modello.

NumW	153
LE Clustering	0.1
TE Clustering	1

Tabella 4.8: Analisi del C_p : parametri di discretizzazione

Si riportano i risultati relativi alle superfici alari orizzontali (figure 4.40, 4.42 e 4.44). Si ricorda che il caso analizzato è sempre relativo a $\alpha = 5.2^{\circ}$.

I grafici relativi alla geometria delle sezioni considerate (figure 4.40a, 4.39a, 4.39b, 4.42a, 4.41a, 4.41b, 4.44a, 4.43a e 4.43b) fanno riferimento alla discretizzazione dal *metodo dei pannelli*, per cui è possibile vedere i profili alari delle sezioni considerate, distinguendo tra la superficie alare superiore e la superficie alare inferiore. Le figure relative al C_p (4.40b, 4.42b e 4.44b) permettono di visualizzare il valore di questo parametro su dorso e ventre delle superfici alari considerate. L'asse delle ordinate, che riporta il valore di C_p , è stato invertito per consentire un'interpretazione più facile dei risultati.

Si può notare come in tutte le sezioni considerate la differenza $C_{p,ventre}(x) - C_{p,dorso}(x)$, direttamente correlata alla differenza delle aree sottese alle curve $C_{p,ventre} \in C_{p,dorso}$, sia minore per la sezione alare della superficie inferiore: questo fenomeno si traduce nella minore portanza generata da questa superficie, ed è confermato dalle visualizzazioni tramite contour e dallo studio del carico alare $C_l(y) * c(y)/c_{ref}$. Si sottolineano inoltre delle perplessità relative all'andamento del C_p nelle regioni del bordo di fuga per tutti i grafici riportati; il fenomeno è collegato al ricongiungimento delle curve di $C_{p,ventre} \in C_{p,dorso}$, e si manifesta inevitabilmente superato un certo valore del parametro NumW. Per attenuare questa anomalia si può diminuire il numero di elementi di discretizzazione nella regione del bordo di fuga aumentando il valore del parametro TE Clustering, ma non si riesce a farla sparire completamente. Si può pertanto valutare di considerare valide le curve del C_p fino a una certa percentuale della corda (per esempio il 90%), dal momento che l'anomalia è concentrata in una porzione molto piccola della corda in prossimità del bordo di fuga.



(b) Geometria della sezione, piano xz

Figura 4.39: Analisi del ${\cal C}_p:$ sezione di radice dell'ala, viste sui piani xyexz





Figura 4.40: Analisi del C_p : sezione di radice dell'ala



(b) Geometria della sezione, piano xz

Figura 4.41: Analisi del ${\cal C}_p:$ Sezione di estremità dell'ala, viste sui pianixyexz





Figura 4.42: Analisi del $\mathcal{C}_p:$ sezione di estremità dell'ala



(a) Geometria della sezione, piano xy

0	Superficie Superiore
0	Superficie Inferiore



(b) Geometria della sezione, piano $\boldsymbol{x}\boldsymbol{z}$

Figura 4.43: Analisi del ${\cal C}_p:$ sezione di radice dell'ala, viste sui piani xyexz



(a) Geometria della sezione, assonometria



Figura 4.44: Analisi del ${\cal C}_p:$ sezione di mezzeria dell'ala

È possibile confrontare i risultati ottenuti tramite il tool *CP Slicer* di *VSPAero* con i valori del coefficiente di pressione ottenuti in ambito bidimensionale attraverso il software *XFoil*.

In particolare, vengono valutati i risultati ottenuti per la sezione di radice dell'ala e per la sola superficie superiore, poiché la sezione di radice è quella che meno risente di eventuali effetti di tridimensionalità dell'ala e perché la superficie superiore non risente degli effetti di *downwash*, a differenza della superficie inferiore.

Il caso considerato è lo stesso per entrambi i programmi (uguale numero di Reynolds $Re = 10^7$ e uguale angolo di incidenza $\alpha = 5.2^{\circ}$). Un accorgimento necessario è quello di moltiplicare i valori delle coordinate ottenute tramite *XFoil* per la corda della sezione alare considerata su *VSPAero* (in questo caso $c_{root} = 1.5[m]$): questo perché la corda del profilo caricato su XFoil è sempre unitaria, e quindi, senza applicare questo accorgimento, non si avrebbe una sovrapposizione corretta dei risultati.

Si riportano i risultati ottenuti. Anzitutto viene fatto un confronto tra le geometrie delle sezioni alari considerate (figura 4.45a), per assicurarsi che i profili analizzati nei due programmi siano identici. Si può notare come ci sia una perfetta corrispondenza tra le due geometrie. Valutando il confronto tra i valori dei coefficienti di pressione $C_p(x)$ ottenuti per i due programmi, si può notare come gli andamenti siano tutto sommato abbastanza simili per il ventre del profilo, mentre sul dorso si notano delle discrepanze sia nella regione del bordo di attacco, dove l'entità dell'espansione è minore nei risultati ottenuti tramite VSPAero, sia nel generale andamento di $C_p(x)$: queste differenze si traducono in un minor valore del coefficiente di portanza ottenuto dal profilo considerato tramite VSPAero, come si può intuire dalla minore area sottesa dalla curva $C_p(x)$; queste differenze vengono giustificate dal fatto che, sebbene sia stata considerata la sezione che meno risente degli effetti di tridimensionalità, i requisiti di bidimensionalità non vengono rispettati dalla geometria alare studiata, sia per la presenza delle superfici alari verticali, sia per il basso valore dell'allungamento alare. Dal confronto degli andamenti di $C_p(x)$ relativi al ventre del profilo, si può notare come il problema descritto in precedenza, relativo all'andamento del $C_p(x)$ nella regione del bordo di fuga ottenuto tramite VSPAero, sia effettivamente limitato a una regione molto piccola e prossima al bordo di fuga.

Per valutare quanto gli effetti di tridimensionalità influiscano sull'andamento di $C_p(x)$, sono stati considerati i risultati di altre due configurazioni alari:

- Ala trapezia isolata, caratterizzata da profilo alare NACA 65415 e dimensioni del tutto identiche a quelle delle superfici orizzontali della configurazione *wingbox*.
- Ala rettangolare di grande allungamento (b = 100[m]), caratterizzata da profilo alare NACA 65415.

Per entrambe le configurazioni, gli andamenti di $C_p(x)$ ottenuti sono riferiti alla sezione di radice dell'ala. In figura 4.46 vengono confrontati gli andamenti relativi alla configurazione wingbox e all'ala trapezia: si può notare come gli andamenti ottenuti siano molto simili, e si può dunque concludere che la differenza tra gli andamenti ottenuti nel caso bidimensionale e nel caso di configurazione wingbox siano dovuti agli effetti di tridimensionalità. In figura 4.47 vengono confrontati gli andamenti relativi ai risultati di XFoil e all'ala rettangolare di grande allungamento, per verificare che i risultati ottenuti tramite VSPAero convergano alla soluzione bidimensionale. Si può notare come gli andamenti siano molto simili sia nella regione del bordo di attacco, sia lungo il ventre e il dorso del profilo, con delle discrepanze nella regione del bordo di fuga la cui causa è stata discussa in precedenza (cf figure 4.40, 4.42 e 4.44).





Figura 4.45: Analisi del $C_p:$ confronto dei risultati di XFoil e $V\!SP\!Aero$



Figura 4.46: Analisi del C_p : confronto tra i risultati della configurazione wingbox e dell'ala trapezia



Figura 4.47: Analisi del ${\cal C}_p$: Confronto tra i risultati di XFoil e dell'ala rettangolare di grande allungamento
Analizzando i risultati relativi alla superficie alare verticale (figura 4.48), si può osservare la rappresentazione del profilo alare ottenuta attraverso il metodo dei pannelli, con ventre e dorso del profilo alare correttamente visualizzati (figura 4.48a), e come la differenza tra gli andamenti di C_p (figura 4.48b) relativi a dorso e ventre del profilo sia minima, indice di come la forza aerodinamica sviluppata da questo componente sia trascurabile in queste condizioni di volo (ossia per angolo di derapata nullo $\beta = 0^{\circ}$). Si può notare inoltre come il valore massimo raggiunto dal coefficiente di pressione sul bordo di attacco sia piccolo in modulo: questo fenomeno è dovuto all'elevato angolo di freccia della superficie alare verticale ($\Lambda = 67.78^{\circ}$), che riduce notevolmente i valori complessivi del C_p . Questo fenomeno è confermato anche dalle visualizzazioni tramite contour (sezione 4.9.1), dalle quali (in particolare dalla figura 4.29b) si nota come le sezioni caratterizzate da angolo di freccia nullo (ossia le superfici orizzontali e i raccordi) siano interessate da valori del coefficiente di pressione dell'intorno dell'unità, nella regione del bordo di attacco, mentre questo andamento non viene riscontrato per la superficie verticale (nonostante sia caratterizzata dallo stesso profilo alare NACA 0008 utilizzato per i raccordi).



(b) C_p

Figura 4.48: Analisi del $C_p :$ Sezionez = -0.4 [m] dell'ala verticale

4.10 Stima dell'angolo di calettamento

La scia dell'ala superiore influenza le prestazioni dell'ala inferiore attraverso il *downwash*, come si può notare dal grafico del carico alare (figura 4.34). Per compensare questo fenomeno, si può calettare l'ala inferiore in modo che le due superfici sviluppino lo stesso carico. Il procedimento per stimare il valore dell'angolo di calettamento è il seguente:

- Viene fissato un angolo di incidenza α_{top} per il quale viene visualizzato il carico alare della superficie superiore $(C_l(y) * c(y))_{top}$.
- Viene visualizzato il carico alare della superficie inferiore $(C_l(y) * c(y))_{bot}$ per diversi angoli di incidenza, finché non viene trovato il valore di questo parametro (α_{bot}) per cui il carico alare delle due superfici sia il più possibile uguale.

$$\alpha_{bot} = \alpha | (C_l(y) * c(y))_{top} = (C_l(y) * c(y))_{bot}$$
(4.13)

• Viene calcolato l'angolo di calettamento attraverso la seguente formula.

$$\alpha_{calettamento} = \alpha_{bot} - \alpha_{top} \tag{4.14}$$

Il processo è stato automatizzato attraverso uno script Matlab (calettamento.m). Si riportano di seguito i risultati ottenuti:

 $\alpha_{calettamento} = \alpha_{bot} - \alpha_{top} = 5.9355^{\circ} - 1.8064^{\circ} = 4.129^{\circ} \simeq 4.2^{\circ}$



Figura 4.49: Angolo di calettamento: stima tramite il carico alare delle due superfici orizzontali

Per valutare la validità della stima dell'angolo di calettamento, è stato realizzato un modello di *OpenVSP* nel quale i profili alari relativi alla superficie orizzontale inferiore sono stati ruotati di $\alpha_{calettamento} = 4.2^{\circ}$. I parametri utilizzati sono stati discussi dettagliatamente nella sezione 4.3.Si riportano di seguito (figura 4.50) alcune immagini del modello.



Figura 4.50: Angolo di calettamento: modello di OpenVSP

Le simulazioni effettuate con *VSPAero* sono relative a $\alpha = 5.2^{\circ}$. Si riportano di seguito i risultati ottenuti (figura 4.51).

I valori assoluti di $C_l(y) * c(y)$ sono diversi da quelli riportati in figura 4.49, poiché i grafici sono relativi a diversi valori dell'angolo di incidenza α : ciò che interessa è la sovrapposizione delle curve $C_l(y) * c(y)$ relative rispettivamente alla superficie superiore e alla superficie inferiore. Confrontando i risultati ottenuti con lo studio effettuato sul carico alare, nel quale l'ala inferiore non era calettata, si può notare come il carico generato dalle due superfici sia molto più simile (confronto tra figura 4.34 e 4.51), ma comunque inferiore a quanto mostrato in figura 4.49. Questa discrepanza può essere giustificata considerando che per stimare l'angolo di calettamento sono stati considerati i risultati di simulazioni relative a diversi valori dell'angolo di incidenza, per cui questo parametro è da considerarsi variabile per entrambe le superfici alari, mentre per il modello calettato l'angolo di incidenza è unico. I risultati ottenuti sono comunque buoni, e possono essere ulteriormente affinati modificando il valore dell'angolo di calettamento alla luce dei risultati ottenuti. Inoltre, si può notare come la sovrapposizione delle due curve sia più o meno esatta in funzione dell'ascissa y: per correggere questo fenomeno, si possono calettare diversamente i profili alari della superficie inferiore in funzione della coordinata y.



Figura 4.51: Angolo di calettamento: carico alare delle due superfici orizzontali $C_l(y) * c(y)$, configurazione $wingbox_c$

Si riporta inoltre un confronto tra le prestazioni aerodinamiche della configurazione studiata in questa sezione per la compensazione del downwash (a cui si farà riferimento come $wingbox_c$) e la configurazione wingbox originale.

Esaminando i grafici seguenti (figura (4.52)), si può notare come la curva di portanza $C_L(\alpha)$ (figura 4.52a) sia traslata verso valori di C_L più alti, a parità di angoli di incidenza; gli effetti più notevoli del cambiamento di questo grafico sono l'aumento del coefficiente di portanza a incidenza nulla e una diminuzione dell'angolo di portanza nulla.

Osservando l'andamento del coefficiente di resistenza indotta $C_{D,i}(\alpha)$ (figura 4.52b, si notano cambiamenti correlabili a quanto già osservato per la curva di portanza: un aumento complessivo del coefficiente di resistenza indotta (a parità di angolo di incidenza) e una diminuzione dell'angolo di incidenza di resistenza minima. Questo fenomeno di traslazione delle curve $C_L(\alpha)$ e $C_{D,i}(\alpha)$ è direttamente imputabile al cambiamento della configurazione aerodinamica, ossia alla rotazione dei profili alari della superficie orizzontale inferiore, con conseguente cambio dell'incidenza relativa a quest'ala.

I cambiamenti sopracitati si traducono in un andamento della polare inviscida $C_{D,i}(C_L)$ (figura 4.52c) fondamentalmente sovapponibile per le due configurazioni: si può notare una lieve differenza intorno all'origine, con valori del coefficiente di resistenza indotta maggiori per la configurazione wingbox_c. La sovrapposizione dei due grafici è dovuta al fatto che le curve $C_L(\alpha)$ e $C_{D,i}(\alpha)$ siano state soltanto traslate e i loro andamenti non abbiano subito cambiamenti di forma: di conseguenza, a pari valori di C_L corrispondono pari valori di $C_{D,i}$.



Figura 4.52: Angolo di calettamento: confronto delle configurazioni wingbox e wingbox_c

Si riporta per completezza un confronto tra le prestazioni aerodinamiche di tutte le configurazioni analizzate fino a questo punto, ossia:

- La configurazione *wingbox*.
- Il monoplano Wing2b.
- Il monoplano di riferimento Wing2c.
- Il biplano.
- La configurazione *wingbox_c*.

Le prime quattro configurazioni sono state confrontate dettagliatamente nelle sezioni 4.7 e 4.8 rispettivamente per i monoplani e per il biplano: lo scopo del seguente confronto vuole essere quello di valutare come la configurazione $wingbox_c$ si comporti dal punto di vista delle prestazioni aerodinamiche.

Osservando i risultati ottenuti (figura 4.53), si può fare riferimento direttamente al grafico della polare (figura 4.53c) per trarre una conclusione definitiva sul comportamento aerodinamico della configurazione $wingbox_c$: è vero che, a parità di angolo di incidenza, sia il coefficiente di portanza (figura 4.53a) sia il coefficiente di resistenza indotta (figura 4.53b) siano maggiori, ma all'atto pratico questo si manifesta attraverso il fatto che lo stesso assetto aerodinamico (inteso come pari $C_L \in C_{D,i}$) si ottenga per un angolo di incidenza minore; ne consegue che i commenti che si possono fare sui grafici ottenuti siano gli stessi che sono già stati fatti nelle sezioni 4.7 e 4.8 e che, tenuto conto della differenza in termini di angoli di incidenza, le prestazioni aerodinamiche delle configurazioni $wingbox \in wingbox_c$ siano equivalenti.



(a) Confronto del coefficiente di portanza $C_L(\alpha)$





(c) Confronto della polare inviscida $C_{D,i}(C_L)$

C_D

Figura 4.53: Confronto di tutte le configurazioni: prestazioni aerodinamiche

4.11 Confronto di diverse configurazioni geometriche

Dopo aver studiato approfonditamente la configurazione *wingbox* di partenza, aver capito come realizzarne il modello su *OpenVSP* e averne analizzato le prestazioni aerodinamiche, vengono confrontate cinque varianti della stessa struttura alare che si differenziano dall'originale soltanto per alcuni valori geometrici, per apprezzare l'influenza di questi parametri sulle prestazioni della configurazione alare.

4.11.1 Creazione dei modelli di OpenVSP

Sono stati realizzati cinque diversi modelli di *OpenVSP*, uno per ogni configurazione analizzata. Si riassumono di seguito (tabella 4.9) i principali valori geometrici delle configurazioni analizzate. Si precisa che con l_l si intende la distanza longitudinale tra le due ali orizzontali, mentre con l_v si intende la distanza verticale.

Configurazione		Ala Anterio	ore	Ala Posteriore			Posizione Ali	
	$b_1[m]$	$c_{root,1}[m]$	$c_{tip,1}[m]$	$b_2[m]$	$c_{root,2}[m]$	$c_{tip,2}[m]$	$l_l[m]$	$l_v[m]$
1	6	1.8	1	6	1.2	1	2.5	1.1
2	7	1.65	1.1	6	1	0.8	2.5	1.1
3	8	1.5	1	6	1	0.65	2.5	1.1
4	8	1.5	1	6	1	0.65	2	1.1
5	8	1.5	1	6	1	0.65	3	1.1

Tabella 4.9: Confronto delle configurazioni wingbox: dati geometrici

Osservando i valori geometrici riportati, si può notare come le configurazioni studiate differiscano sia per le dimensioni in pianta delle due superfici alari, sia per il loro posizionamento; inoltre, la combinazione delle differenti dimensioni in pianta e della posizione delle ali comporta una diversa geometria della superficie alare verticale e dei raccordi. Si riportano di seguito (tabella 4.10) le dimensioni di queste sezioni alari per le varie configurazioni. I valori di $\Lambda e \theta$ si riferiscono rispettivamente all'angolo di freccia e all'angolo diedro (espresso rispetto alla verticale) dell'ala verticale. È stato necessario aggiungere il parametro θ per poter realizzare i modelli della configurazioni che presentano un diverso valore dell'apertura alare delle superfici orizzontali superiori e inferiori.

Configurazione	Raccordo	Superiore	Ala Verticale				Raccordo Inferiore	
	$c_{root}[m]$	$c_{tip}[m]$	$c_{root}[m]$	$c_{tip}[m]$	$\Lambda[\circ]$	$\theta[\circ]$	$c_{root}[m]$	$c_{tip}[m]$
1	1	1	1	1	66	0	1	1
2	1.1	1.1	1.1	0.8	65	28	0.8	0.8
3	1	1	1	0.65	60	46	0.65	0.65
4	1	1	1	0.65	54	46	0.65	0.65
5	1	1	1	0.65	64	46	0.65	0.65

Tabella 4.10: Confronto delle configurazioni wingbox: dati geometrici, ala verticale e raccordi

I parametri riportati sono stati scelti per garantire la miglior continuità geometrica possibile in zone cruciali del modello: si sottolinea a tal proposito la scelta di rastremare la superficie alare verticale, per far sì che i raccordi abbiano corda costante e uguale alla corda di estremità della superficie orizzontale di interesse.

Si riportano infine (tabella 4.11) i parametri comuni a tutte le configurazioni analizzate.

Profilo Alare delle Superfici Orizzontali	NACA 65-415
Profilo Alare di Raccordi e Ala Verticale	NACA 0008
Apertura Alare dei Raccordi $b_{raccordi}$	0.1[m]
Angolo Diedro dei Raccordi $\theta_{raccordi}$	45°

Tabella 4.11: Confronto delle configurazioni wingbox: dati geometrici comuni

I parametri utilizzati per la discretizzazione dei modelli sono quelli ottenuti dallo studio parametrico (cf. Sezioni 4.3 e 4.4). I valori geometrici di riferimento utilizzati per l'adimensionalizzazione delle forze aerodinamiche sono stati calcolati con le seguenti formule:

$$S_{ref} = (c_{root,1} + c_{tip,1}) * \frac{b_1}{2} + (c_{root,2} + c_{tip,2}) * \frac{b_2}{2}$$
(4.15)

$$b_{ref} = \frac{b_1 + b_2}{2} \tag{4.16}$$

$$c_{ref} = \frac{c_{root,1} + c_{tip,1} + c_{root,2} + c_{tip,2}}{4}$$
(4.17)

Dunque la superficie di riferimento è pari alla somma delle superfici orizzontali, l'apertura di riferimento è data dalla media delle aperture delle superfici orizzontali e la corda di riferimento è data dalla media delle corde delle superfici orizzontali. Si riassumono di seguito (tabella 4.12) i valori ottenuti per le varie configurazioni analizzate.

Configurazione	$S_{ref}[m^2]$	$b_{ref}[m]$	$c_{ref}[m]$
1	15	6	1.25
2	15.025	6.5	1.1375
3	15.35	7	1.0625
4	15.35	7	1.0625
5	15.35	7	1.0625

Tabella 4.12: Confronto delle configurazioni wingbox: dati geometrici di riferimento

Si riportano le viste in pianta e frontali dei modelli realizzati per le varie configurazioni. In figura 4.54 si può osservare come la geometria della prima configurazione studiata sia molto simile al modello di wingbox analizzato fino ad ora e descritto in sezione 4.2, e come sia l'unico modello che presenti un valore nullo dell'angolo diedro della superficie verticale (ossia è l'unico modello caratterizzato da uguale apertura alare delle due superfici orizzontali). La seconda configurazione, riportata in figura 4.55, è caratterizzata da valori minori delle corde alla radice e all'estremità delle ali orizzontali, ma da un'apertura alare della superficie superiore maggiore. Le ultime tre configurazioni, riportate rispettivamente in figura 4.56, 4.57 e 4.58 sono identiche dal punto di vista della geometria delle superfici alari orizzontali, e permettono quindi di valutare gli effetti della distanza longitudinale tra le due ali sulle prestazioni aerodinamiche; sono inoltre caratterizzate dal massimo valore di apertura alare della superficie superiore. L'unico parametro comune a tutte le configurazioni è l'apertura alare della superficie inferiore.



(a) Vista in pianta



(b) Vista frontale

Figura 4.54: Altre configurazioniwingbox: configurazione 1



(b) Vista frontale

Figura 4.55: Altre configurazioni $\mathit{wingbox}:$ configurazione 2



(b) Vista frontale

Figura 4.56: Altre configurazioniwingbox: configurazione 3





Figura 4.57: Altre configurazioni $\mathit{wingbox}:$ configurazione 4



(b) Vista frontale

Figura 4.58: Altre configurazioniwingbox: configurazione 5

4.11.2 Confronto delle prestazioni aerodinamiche

I risultati delle simulazioni effettuate tramite VSPAero sono stati utilizzati per valutare le prestazioni aerodinamiche delle varie configurazioni studiate, sia per determinare quale configurazione presenti le migliori prestazioni in assoluto, sia per capire quali parametri influiscano sull'andamento dei coefficienti aerodinamici. Si riportano di seguito (figure 4.59, 4.60 e 4.61) gli andamenti di $C_L(\alpha)$, $C_{D,i}(\alpha) \in C_L(C_{D,i})$ ottenuti. Si può notare come gli andamenti delle ultime tre configurazioni siano praticamente sovrapponibili in tutti i grafici riportati, e come queste tre configurazioni siano caratterizzate dalle migliori prestazioni aerodinamiche: presentano infatti la maggior pendenza della curva di portanza (ossia hanno il valore più alto di $C_{L,\alpha}$), i valori più bassi del coefficiente di resistenza indotta (a parità di angolo di incidenza) e di conseguenza i minori valori del coefficiente di resistenza indotta per un dato valore del coefficiente di portanza. Questi risultati possono essere giustificati dal fatto che queste configurazioni sono caratterizzate dal massimo valore della superficie alare superiore, nonostante presentino la superficie alare inferiore più piccola: la minore influenza della superficie inferiore sulle prestazioni aerodinamiche può essere giustificata dal fenomeno del downwash descritto in precedenza (cf. sezione 4.10). È quindi di interesse valutare quale di queste tre configurazioni presenti le migliori prestazioni aerodinamiche in senso assoluto: si ricorda che l'unica differenza tra i tre modelli è la distanza longitudinale tra le due superfici orizzontali, che è minima per la configurazione 4 e massima per la configurazione 5; è logico aspettarsi che le prestazioni aerodinamiche migliorino all'aumentare della distanza longitudinale tra le due ali, e quindi ci si aspetta di trovare le migliori prestazioni per la configurazione 5. Viste le piccole differenze in valore assoluto dei coefficienti aerodinamici relativi a queste tre configurazioni, il confronto viene fatto per tre casi specifici.

- Caso 1: $\alpha = 0^{\circ}$.
- Caso 2: $\alpha = 5^{\circ}$.
- Caso 3: $C_L = 0.7$.

Nei primi due casi vengono valutati i valori dei coefficienti di portanza e di resistenza indotta, mentre nel terzo caso si ricava il valore dell'angolo di incidenza tale per cui C_L assuma il valore indicato e viene valutato il valore di $C_{D,i}$ relativo all'assetto considerato. Si riportano di seguito i risultati ottenuti (figure 4.62, 4.63 e 4.64).

I confronti effettuati a parità di angolo di incidenza (caso 1 e caso 2) evidenziano lo stesso andamento: la configurazione 5 è caratterizzata da un coefficiente di portanza maggiore (figure 4.62a e 4.63a) ma anche da un maggiore coefficiente di resistenza indotta (figure 4.62b e 4.63b); da qui si giustificano gli andamenti delle polari, praticamente sovrapponibili per queste tre configurazioni come si può vedere in figura 4.61.

Il confronto a parità di assetto di volo (caso 3) mostra come la configurazione 5 garantisca un valore di $C_L = 0.7$ per il minore angolo di incidenza (figura 4.64a), e come sia di conseguenza caratterizzata dal minimo valore del coefficiente di resistenza indotta a parità di assetto (figura 4.64b).

Il caso 3 in particolare conferma dunque le aspettative riportate in precedenza: nonostante le minime differenze in termini prestazionali, la configurazione 5 è la migliore, in quanto presenta il minimo valore del coefficiente di resistenza indotta a parità di assetto volo (cioè di coefficiente di portanza) e di conseguenza il migliore andamento della polare inviscida $C_L(C_{D,i})$ nell'intorno dell'assetto di crociera.

 $Studio\ della\ configurazione\ wingbox$



Figura 4.59: Altre configurazioni wingbox, confronto delle prestazioni aerodinamiche: coefficiente di portanza $C_L(\alpha)$



Figura 4.60: Altre configurazioni wingbox, confronto delle prestazioni aerodinamiche: coefficiente di resistenza indotta $C_{D,i}(\alpha)$



Figura 4.61: Altre configurazioni wingbox, confronto delle prestazioni aerodinamiche: polare inviscida $C_L(C_{D,i})$



Figura 4.62: Configurazioniwingbox3, 4 e 5, confronto delle prestazioni aerodinamiche: caso 1 $(\alpha=0^\circ)$



Figura 4.63: Configurazioniwingbox3, 4 e 5: confronto delle prestazioni aerodinamiche, Caso 2 $(\alpha=5^\circ)$



Figura 4.64: Configurazioniwingbox3, 4 e 5: confronto delle prestazioni aerodinamiche, Caso 3 $\left(C_L=0.7\right)$

4.12 Conclusioni

Si ritiene che il lavoro riportato in questa tesi soddisfi gli obiettivi prefissati, ossia lo studio dell'aerodinamica dell'ala chiusa e il progetto preliminare di un velivolo UAM caratterizzato da questa configurazione alare. L'ordine dei capitoli del documento rispecchia i passaggi seguiti per arrivare alla configurazione definitiva: inizialmente sono stati analizzati i vantaggi aerodinamici dell'ala chiusa ed è stata studiata la teoria di riferimento, e in seguito è stata fatta una ricerca sullo stato dell'arte di questa configurazione; una volta acquisite le nozioni teoriche, è stato possibile iniziare la fase di progetto, partendo dalla scelta del profilo alare e arrivando alla definizione dei parametri geometrici tipici di questa configurazione. Per arrivare alle conclusioni riportate, è stato inoltre necessario studiare e comprendere il software utilizzato attraverso studi parametrici e validare i risultati numerici tramite il confronto con valori teorici e sperimentali di riferimento. L'analisi del carico alare e del fenomeno del downwash hanno permesso al contempo di approfondire lo studio della configurazione e di porre le basi per le fasi di progetto più avanzato. Si può concludere che l'ala chiusa presenti dei vantaggi prestazionali rispetto a configurazioni più tradizionali (quali il biplano), e che in particolare, tra le geometrie analizzate, la migliore sia la numero 5: le prestazioni aerodinamiche superiori sono giustificate dai valori della superficie alare complessiva e della distanza longitudinale tra le due superfici orizzontali, che sono i massimi considerati nello studio.

Gli eventuali sviluppi del lavoro di progetto preliminare descritto in questa tesi sono molteplici: restando in ambito aerodinamico, è possibile portare avanti il lavoro di studio e progetto, realizzando un modello CAD della configurazione alare scelta ed effettuando simulazioni fluidodinamiche con codici CFD commerciali, per definire con la massima precisione la geometria della configurazione alare e per tenere conto di tutti i fenomeni che non è possibile analizzare con i software utilizzati per questo lavoro di tesi: in particolare, le sezioni di raccordo potrebbero essere definite in modo più accurato, e conseguentemente analizzate con maggiore precisione. Un lavoro di validazione sperimentale dei risultati tramite test in galleria del vento è sicuramente richiesto. Inoltre, la configurazione è di interesse anche sotto altri punti di vista ingegneristici: uno studio della meccanica del volo, che comprenda l'analisi della stabilità statica e dinamica e il dimensionamento delle superfici di controllo sarebbe particolarmente interessante, vista la peculiarità della configurazione alare, così come uno studio strutturale che analizzi l'influenza dei segmenti alari verticali sulle caratteristiche meccaniche della configurazione.

Bibliografia

- Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff, Theory of Wing Sections, Including a Summary of Airfoil Data, Dover Publications Inc, 1959.
- [2] W.A. Timmer, An overview of NACA 6-digit airfoil series characteristicswith reference to airfoils for large wind turbine blades, Delft University Wind Energy Research Institute, 2009.
- [3] S. Abdallah, K. Cohen, Use of XFOIL in design of camber-controlled morphing UAVs, Department of Aerospace Engineering, University of Cincinnati, 2009.
- [4] L. Payne, VSPAERO: Verification Testing, Empirical Systems Aerospace, Inc., 2017.
- [5] S.F. Hoerner, H.V. Borst Fluid-Dynamic Lift: Practical Information on Aerodynamic and Hydrodynamic Lift, 1985.
- [6] L.Prandtl, Induced Drag of Multiplanes NACA-TN-182, NACA, 1924.
- [7] M. Nita, D. Scholz, Estimating the Oswald Factor from Basic Aircraft Geometrical Parameters, Hamburg University of Applied Sciences, 2012.
- [8] K. Abu Salem, V. Binante, V. Cipolla, M. Maganzi, PARSIFAL Project, A Breakthrough Innovation in Air Transport, Aerotecnica Missili & Spazio, 2018.
- [9] PARSIFAL Project, Newsletter 2020/3, parsifalproject.eu, 2020.
- [10] R. Arina, Fondamenti di Aerodinamica, Levrotto & Bella, 2015.
- [11] M. Drela, XFoil: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils, MIT, 1989.
- [12] J.D. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, Second Edition, McGraw-Hill, 2011.