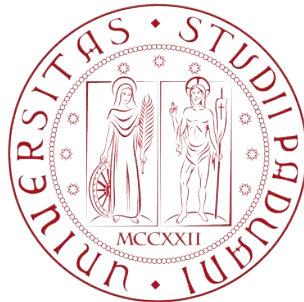


UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA
DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale



TESI DI LAUREA MAGISTRALE

**Studio dell'aerodinamica della struttura alare di un
aeromobile ultraleggero tramite simulazioni CFD**

Relatore Prof. Francesco Picano
Correlatore Ing. Federico Dalla Barba

Laureando Mattia Berton
Matricola N 1129208

Anno Accademico 2017/2018

Alla mia famiglia

Sommario

Il presente lavoro di tesi ha come obiettivo lo studio del veicolo ultraleggero dimensionato in via preliminare nell'ambito del progetto Learn to Fly . Sono state utilizzate simulazioni CFD 2D sui profili scelti con due modelli di turbolenza e si sono confrontati i coefficienti ottenuti con quelli risultanti da Xfoil. In seguito si sono fatte anche simulazioni 3D sulla geometria dell'ala con lo scopo di verificarne i coefficienti rispetto a quelli ottenuti tramite il dimensionamento preliminare. Dopo aver svolto queste simulazioni si é proceduto a simulare diverse geometrie dell'estremitá alare con lo scopo di ottenere la massima efficienza possibile. Infine si sono svolte simulazioni 3D dell'involuppo di volo comprendenti anche il piano di coda con lo scopo di studiare le interazioni tra ala e piano di coda.

Indice

Elenco delle figure	vii
Elenco delle tabelle	xi
Introduzione	1
Lavori precedenti	1
Scopi del seguente lavoro	1
1 Richiami Teorici	3
1.1 Cenni riguardo la CFD	3
1.1.1 Equazioni RANS	4
1.1.2 Modello Spalart-Allmaras	6
1.1.3 Modello $K-\omega$ SST	8
1.1.4 Caratteristiche delle mesh	10
1.2 L'ala finita	14
2 Simulazioni 2D	23
2.1 L'involuppo di volo	23
2.2 Geometria e validazione della mesh	27
2.3 Simulazioni 2D dell'involuppo di volo e confronto con XFOIL	33
2.4 Confronto modelli SA- $K-\omega$ SST	39
3 Simulazioni 3D	43
3.1 Geometria e validazione della mesh	43
3.2 Simulazioni 3D dell'involuppo di volo	54
3.3 Confronto dei dati preliminari con i risultati delle simulazioni	55
3.4 Wake refinement	58
4 Studio sulle wing tips	67
4.1 Introduzione	67
4.2 Geometrie e mesh	67
4.2.1 Rounded tip	68
4.2.2 Sharp tip	69
4.2.3 Hoener tip	71

4.2.4	Upswept tip	73
4.2.5	Drooped tip	75
4.2.6	End plate	76
4.3	Risultati delle simulazioni con variazione dell'apertura alare .	78
4.4	Risultati simulazioni con apertura alare invariata	84
5	Interazioni tra ala e piano di coda	95
5.1	Introduzione	95
5.2	Geometria e mesh	95
5.3	Risultati delle simulazioni	96
	Conclusioni	107
	A Coordinate dei profili	109
	B Elenco comandi usati in Xfoil	111
	Bibliografia	113

Elenco delle figure

1.1	Tipologie di mesh a confronto, a sinistra una mesh strutturata, al centro non strutturata e a destra ibrida. Immagini tratte da [10] [11]	11
1.2	Sviluppo dello strato limite da laminare a turbolento, a destra si può vedere indicato anche il viscous sublayer. Immagine tratta da [14]	13
1.3	Rappresentazione dei vortici d'estremità per un'ala finita. Immagine tratta da [17]	15
1.4	Componenti di velocità e forze nella sezione di un'ala finita. Immagine tratta da [18]	16
1.5	Linea portante di Prandtl. Immagine tratta da [19]	17
1.6	Effetto del rapporto d'aspetto sul vortice d'estremità alare. Immagine tratta da [22]	19
1.7	Effetto delle wing tips sul vortice d'estremità alare. Immagine tratta da [24]	20
2.1	L'involuppo di volo definito nella DPR n.133 [27] per velivoli ultraleggeri.	24
2.2	Esempio di geometria nel caso bidimensionale	27
2.3	Disposizione dei nodi prima (a sinistra) e dopo (a destra) la redistribuzione al bordo d'uscita	29
2.4	Esempio di mesh nel caso bidimensionale in prossimità del leading edge del profilo	30
2.5	Valori dell'aspect ratio vicino alla parete (a sinistra) e distanti da essa (a destra)	32
2.6	Valori della skewness equiangle al bordo d'attacco (sinistra) e d'uscita (destra)	33
2.7	Valori della skewness equiarea al bordo d'attacco (sinistra) e d'uscita (destra)	33
2.8	Andamento del wall y^+	34
2.9	Esempio di output di XFOil	35
2.10	Confronto tra l'andamento delle velocità per il punto G con i modelli $k-\omega$ <i>SST</i> e <i>Spalart-Allmaras</i>	40

3.1	Disegno dell'ala in cui sono riportati i parametri noti	43
3.2	Geometria nel caso tridimensionale	44
3.3	Mesh non strutturata al bordo di attacco dell'ala	45
3.4	Mesh dopo il primo refinement	46
3.5	Mesh al bordo di attacco dopo aver proceduto alla ridistribuzione dei nodi	47
3.6	Mesh strutturata al bordo di uscita	47
3.7	Definizione delle condizioni al contorno per la mesh 3D	49
3.8	Confronto tra i valori della skewness equiangole nelle due mesh. A sinistra si ha la mesh con growth rate pari a 1.2 a destra quella con 1.09	50
3.9	Confronto tra i valori della skewness equiarea nelle due mesh. A sinistra si ha la mesh con growth rate pari a 1.2 a destra quella con 1.09	50
3.10	Esempio andamento dei residui con il modello $k-\omega$ SST (a sinistra) e con lo <i>Spalart-Allmaras</i> (a destra)	55
3.11	Andamento della portanza lungo l'apertura alare per diversi valori del rapporto di rastremazione. Immagine tratta da [31]	57
3.12	Andamento di coefficienti di portanza rispetto all'angolo di attacco per un'ala infinita e finita. Immagine tratta da [35]	57
3.13	Sezione della mesh 3D con il wake refinement	60
3.14	Confronto tra l'andamento della velocità senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto G	61
3.15	Confronto tra l'andamento della velocità senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto A	61
3.16	Confronto tra l'andamento della pressione statica senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto A	62
3.17	Confronto tra l'andamento della velocità senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto E	62
3.18	Confronto tra l'andamento della pressione statica senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto E	63
4.1	Tipologie di wing tips. Immagine tratta da [31]	68
4.2	Geometria della rounded tip	69
4.3	Geometria della sharp tip	70
4.4	Mesh della sharp tip	71
4.5	Geometria della Hoener tip	72
4.6	Geometria del bordo d'attacco della Hoener tip una volta importata nel meshatore	72

4.7	Mesh della Hoener tip	73
4.8	Geometria e direzioni notevoli della upswept tip	74
4.9	Mesh della upswept tip	75
4.10	Geometria della drooped tip	76
4.11	Mesh della drooped tip	76
4.12	Esempio reale di geometria dell'end plate. Immagine tratta da [36]	77
4.13	Geometria dell'end plate	77
4.14	Mesh dell'end plate, a sinistra mesh sulla superficie dell'end plate, a destra dettaglio sulla mesh strutturata creata sui bordi	78
4.15	Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria standard	87
4.16	Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con la rounded tip	88
4.17	Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con la sharp tip	89
4.18	Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con la Hoener tip	90
4.19	Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con upswept tip	91
4.20	Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con la drooped tip	92
4.21	Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con end plate	93
5.1	Posizionamento relativo tra ala e piano di coda	96
5.2	Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto <i>A</i> dell'involuppo di volo	99
5.3	Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto <i>C</i> dell'involuppo di volo	100
5.4	Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto <i>C_{bis}</i> dell'involuppo di volo	101
5.5	Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto <i>D</i> dell'involuppo di volo	102
5.6	Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto <i>E</i> dell'involuppo di volo	103
5.7	Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto <i>G</i> dell'involuppo di volo	104
5.8	Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto <i>S</i> dell'involuppo di volo	105

Elenco delle tabelle

1.1	Valore delle costanti usate nel modello <i>Spalart-Allmaras</i>	8
1.2	Valore dei coefficienti usati nel modello <i>K-ω</i>	9
1.3	Valore dei coefficienti usati nel modello <i>K-ϵ</i>	10
2.1	Riepilogo delle proprietà dei punti dell'inviluppo di volo calcolati attraverso l'utilizzo delle polari, della formula di Raymer e della DPR n. 133	27
2.2	Risultati delle simulazioni del Naca 4412	31
2.3	Tempo impiegato per ogni simulazione	32
2.4	Coefficienti risultanti dalle simulazioni per i punti dell'inviluppo di volo	34
2.5	Numeri di Reynolds per i vari punti dell'inviluppo di volo	35
2.6	Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell'inviluppo di volo	36
2.7	Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell'inviluppo di volo con numero critico pari a 7	37
2.8	Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell'inviluppo di volo con numero critico pari a 5	37
2.9	Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell'inviluppo di volo con numero critico pari a 3	38
2.10	Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell'inviluppo di volo con numero critico pari a 3 e punto di transizione modificato	38
2.11	Coefficienti risultanti dalle simulazioni con modello <i>Spalart-Allmaras</i> per i punti dell'inviluppo di volo	39
2.12	Confronto tra i tempi richiesti per svolgere le simulazioni con il modello <i>k-ω SST</i> e il modello <i>Spalart-Allmaras</i>	41
3.1	Confronto tra le due mesh con differente growth rate	51
3.2	Variazioni di portanza e resistenza al cambiare delle dimensioni del blocco nella direzione dell'apertura alare	52
3.3	Variazioni di portanza e resistenza al cambiare dell'allungamento posteriore del blocco	52

3.4	Variazioni di portanza e resistenza al cambiare delle dimensioni del blocco nella direzione perpendicolare all'allungamento alare	53
3.5	Sensibilità al numero di celle della mesh dei valori di portanza e resistenza	54
3.6	Coefficienti risultanti dalle simulazioni 3D per i punti dell'inviluppo di volo	56
3.7	Coefficienti di portanza per i punti dell'inviluppo di volo calcolati nella sezione 2.1	56
3.8	Coefficienti per i punti dell'inviluppo di volo ottenuti supponendo una distribuzione di portanza ellittica e usando la formula (2.2)	58
3.9	Coefficienti risultanti dalle simulazioni 3D per i punti dell'inviluppo di volo con l'utilizzo del wake refinement	60
3.10	Confronto tra i tempi impiegati per la simulazione dei punti dell'inviluppo di volo in assenza e in presenza del wake refinement	63
3.11	Valori del fattore di carico n ottenuti tramite le simulazioni CFD	64
3.12	Riepilogo delle proprietà dei punti dell'inviluppo di volo ottenuti tramite le simulazioni CFD	65
4.1	Elenco delle versioni della upswept tip create con le relative dimensioni	74
4.2	Confronto del rapporto L/D tra la geometria standard e le rounded, sharp e Hoener tip	79
4.3	Confronto del rapporto L/D tra la geometria standard e upswept tip	80
4.4	Confronto del rapporto L/D tra la geometria standard e drooped tip	81
4.5	Confronto del rapporto L/D tra la geometria standard e con gli end plate	81
4.6	Confronto dei coefficienti di resistenza e portanza tra le varie tip	83
4.7	Confronto del rapporto L/D tra le varie geometrie con l'apertura alare invariata	85
4.8	Confronto dei coefficienti di resistenza e portanza tra le varie tip con apertura alare invariata	86
5.1	Valori di portanza e resistenza e relativi coefficienti per il piano di coda in presenza dell'ala	97
5.2	Valori di portanza e resistenza e relativi coefficienti per il piano di coda in assenza dell'ala	97

A.1	Coordinate profilo HQ 3.5/14	109
A.2	Coordinate profilo HQ 0/10	110

Introduzione

Il lavoro esposto in questa tesi è legato al progetto Learn to Fly dell'Università degli Studi di Padova. Nell'ambito di questo progetto studenti coadiuvati dai professori Ugo Galvanetto, Mirco Zaccariotto, Francesco Picano e Marco Sambin hanno fatto un dimensionamento preliminare di un piccolo velivolo ultraleggero chiamato "*Merlo*". Il "*Merlo*" è stato concepito per essere un velivolo ultraleggero monoposto dal peso ridotto rispetto ai velivoli oggi presenti sul mercato, sicuro e facile da manovrare e facilmente assemblabile [1].

Lavori precedenti

Esistono già altre tesi riguardanti il "*Merlo*". Per gli scopi del seguente lavoro si è fatto riferimento solo all'elaborato di Matteo Scalchi[1] essendo gli altri lavori o non inerenti all'oggetto di studio o essendo stati superati a livello di design. In ogni caso per completezza si riassumono brevemente anche questi altri lavori qui di seguito. Un primo dimensionamento dell'ala attraverso simulazioni CFD e FEM è stato svolto da Ferus [2]. Baldon [3] ha esaminato la struttura della fusoliera, usando simulazioni FEM e ha proposto diverse soluzioni per essa. Infine Gori [4] ha analizzato la struttura di alcune parti dell'aereo come il carrello d'atterraggio, il sistema di controllo e ha analizzato diverse configurazioni per il fissaggio del motore.

Scopi del seguente lavoro

Lo scopo principale di questo lavoro riguarda la validazione dei risultati ottenuti in via preliminare con teorie semplificate analitiche fatto per valutare il valore dei coefficienti di portanza e resistenza dell'ala del "*Merlo*" nei vari punti dell'involuppo di volo.

Nel primo capitolo si è fatto un riepilogo di tutte le conoscenze teoriche di base utilizzate nel proseguo del lavoro.

Nel secondo capitolo ci si è occupati delle simulazioni 2D dei profili scelti per l'ala e si è esposta brevemente la normativa vigente riguardo i parametri da soddisfare da un aereo ultraleggero, ottenendo così i punti dell'involuppo

di volo che sono stati simulati successivamente. Una volta ottenuti i punti dell'inviluppo si è proceduto alla costruzione della geometria simulata, per la costruzione del profilo e del dominio attorno ad esso si è utilizzato il software CAD Rhinoceros 5. Creata la geometria, si è proceduto a creare una mesh con cui si è discretizzato il dominio fluido, ciò è stato fatto per gradi partendo da una mesh di primo tentativo a cui è seguito un processo di mesh refinement e validazione della mesh. Infine sono state condotte le simulazioni CFD utilizzando il modello $K-\omega$ *SST* e il modello *Spalart-Allmaras* e si è fatto un confronto dei risultati ottenuti con XFOil.

Nel terzo capitolo ci si è occupati delle simulazioni 3D dell'ala, si è proceduto in maniera analoga a quanto fatto nel caso bidimensionale costruendo inizialmente il modello geometrico sempre tramite Rhinoceros 5, procedendo poi con la discretizzazione del dominio e infine simulando la mesh ottenuta nei vari punti di volo.

Nel quarto capitolo sono state provate diverse geometrie alternative all'estremità alare note come wing tips con lo scopo di incrementare l'efficienza dell'ala.

Nel quinto e conclusivo capitolo si è svolto un lavoro preliminare atto a determinare le interazioni tra ala e piano di coda, interazioni che qualora trovate potrebbero avere effetti notevoli sulla manovrabilità del velivolo.

Come già detto in questo lavoro di tesi si è usato come software CAD Rhinoceros 5, mentre per fare le mesh e le simulazioni CFD si sono usati rispettivamente i software Pointwise 17.3 e ANSYS Fluent 18.1, infine per la stesura della tesi si è utilizzato L^AT_EX.

Capitolo 1

Richiami Teorici

1.1 Cenni riguardo la CFD

La fluidodinamica computazionale, nota anche come CFD, è nata nei primi anni '70s. Una prima limitazione all'utilizzo di questo strumento fu data dalla potenza di calcolo dei computer allora disponibili e la sua diffusione è aumentata negli anni in corrispondenza dei miglioramenti continui in questo ambito. Le prime applicazioni della CFD furono sulla simulazione di flussi transonici basati sulla soluzione dell'equazione potenziale non lineare. All'inizio degli anni '80 si cominciarono a fare le prime simulazioni bidimensionali e tridimensionali basate sulle equazioni di Eulero. A metà degli anni '80 si cominciarono a simulare i primi flussi viscosi governati dalle equazioni di Navier-Stokes e, contemporaneamente a questo, cominciarono ad svilupparsi i primi modelli di turbolenza, che si differenziarono per grado di complessità ed accuratezza [5].

Attualmente esistono tre approcci principali per la risoluzione di un problema fluidodinamico tramite la CFD, che vengono elencati qui di seguito:

- **DNS** o Direct Numerical Simulation, in cui si procede alla risoluzione numerica delle equazioni di Navier-Stokes. Queste equazioni rappresentano tutta la fisica dei flussi turbolenti, fino alle scale più piccole in cui avviene la dissipazione dell'energia, per questo nella simulazione è necessario catturare tutti i processi fisici che si sviluppano nella turbolenza e questo comporta dei grossi requisiti in termini di costo computazionale. I vantaggi di questa tecnica risiedono nella precisione delle soluzioni, riconosciuti validi al pari di una prova sperimentale e nell'ottenimento del campo vettoriale di velocità istante per istante, cosa praticamente impossibile da ottenere per via sperimentale [6];
- **LES** o Large Eddy Simulation, in cui vengono simulate solo le strutture vorticosi di dimensioni maggiori, che risentono della particolare geometria del flusso mentre per quanto riguarda le scale più piccole,

avendo caratteristiche universali per ogni flusso considerato, vengono rappresentate tramite un opportuno modello. Con questa tecnica assume un ruolo centrale la scala di filtraggio Δ sotto alla quale l'effetto delle piccole scale va modellato, tale scala deve essere scelta in modo che il modello risulti indipendente dal flusso simulato. Il costo computazionale di questa tecnica risulta inferiore alla DNS essendo la scala Δ di grandezza superiore rispetto alle scale dove avviene la dissipazione dell'energia [6] ;

- **RANS** o Range Average Navier-Stokes, in cui vengono risolte le equazioni mediate, ottenendo un profilo medio di velocità, queste equazioni non risultano essere chiuse e quindi risulta necessario utilizzare un modello di turbolenza. In questa tecnica viene definito il tensore degli sforzi di Reynolds che deve modellare l'intero effetto delle scale del moto sul campo medio. Questa tecnica, utilizzata per i flussi di interesse ingegneristico, ha un costo computazionale inferiore alle due descritte sopra [6].

Nel caso in esame sono state utilizzate le equazioni di tipo RANS per le simulazioni fluidodinamiche, per questo motivo qui di seguito vengono trattate in maggior dettaglio le equazioni mediate e due modelli di turbolenza che sono stati utilizzati nel lavoro. In tali trattazioni ci si basa sul lavoro di Blazek [5], andando a citare opportunamente altri fonti qualora utilizzate.

1.1.1 Equazioni RANS

Partendo quindi dalle equazioni di Navier-Stokes per un fluido newtoniano non comprimibile vediamo come sia possibile arrivare alla formulazione delle equazioni RANS.

Scriviamo quindi innanzitutto il sistema di equazioni da cui si parte per ottenere le RANS:

$$\begin{cases} \frac{\partial v_i}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial v_i}{\partial t} + v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \nabla^2 v_i \\ \frac{\partial T}{\partial t} + v_j \frac{\partial T}{\partial x_j} = k \nabla^2 T \end{cases}$$

Dove con v_i e v_j si indicano le componenti della velocità in un sistema di riferimento cartesiano le cui coordinate sono indicate con x_i e x_j , con p si indica la pressione statica, con ρ e ν si indicano rispettivamente la densità e la viscosità cinematica (definita come $\nu = \mu/\rho$) e con il termine ∇^2 si indica il laplaciano. L'equazione per la temperatura T per il caso in esame risulta disaccoppiata dalle equazioni di continuità e della quantità di moto e quindi d'ora in poi non viene più riportata.

Le equazioni scritte sopra vanno risolte per i valori medi, per fare ciò si usa la decomposizione di Reynolds che si basa sulla scomposizione delle

variabili del flusso in una parte mediata e in una fluttuante. Si procede quindi a scrivere le componenti della velocità e la pressione come:

$$v_i = \bar{v}_i + v'_i, \quad p = \bar{p} + p', \quad (1.1)$$

dove il valore medio è indicato tramite il trattino e le fluttuazioni turbolente tramite l'apice. I valori medi sono ottenuti tramite la seguente relazione:

$$\bar{v}_i = \lim_{N \rightarrow \infty} \frac{1}{N} \sum_{m=1}^N v_i \quad (1.2)$$

E si ottiene che il valore medio \bar{v}_i rimane una funzione sia del tempo che delle coordinate spaziali. Se si provasse a fare la media della parte fluttuante si otterrebbe che risulta pari a zero, ovvero $\overline{v'_i} = 0$, mentre lo stesso non si può dire per i termini $\overline{v'_i v'_i}$ e $\overline{v'_i v'_j}$ che risultano essere diversi da zero.

Sostituendo le grandezze con le decomposizioni di Reynolds e mediando nelle equazioni di Navier Stokes per fluidi incomprimibili si ottengono le seguenti relazioni:

$$\begin{cases} \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_i} = 0 \\ \rho \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial t} + \rho \bar{v}_j \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{v'_i v'_j} \right) \end{cases}$$

Che sono note come equazioni *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS). Come si può vedere rispetto alle precedenti la differenza risiede nel termine addizionale:

$$\tau_{ij}^R = -\rho \overline{v'_i v'_j} = -\rho (\overline{v_i v_j} - \bar{v}_i \bar{v}_j) \quad (1.3)$$

Che risulta essere legato alle fluttuazioni turbolente e che costituisce il tensore degli sforzi di Reynolds. A differenza degli sforzi viscosi, che possono essere rappresentati secondo la seguente relazione:

$$\bar{\tau}_{ij} = 2\mu \bar{S}_{ij} = \mu \left(\frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_i} \right) \quad (1.4)$$

Gli sforzi di Reynolds si presentano nella seguente forma:

$$\rho \overline{v'_i v'_j} = \begin{bmatrix} \rho \overline{(v'_1)^2} & \rho \overline{v'_1 v'_2} & \rho \overline{v'_1 v'_3} \\ \rho \overline{v'_2 v'_1} & \rho \overline{(v'_2)^2} & \rho \overline{v'_2 v'_3} \\ \rho \overline{v'_3 v'_1} & \rho \overline{v'_3 v'_2} & \rho \overline{(v'_3)^2} \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

Come si può vedere il tensore presenta sei componenti indipendenti e calcolando la traccia di questo tensore, dividendola per la densità, si ottiene l'energia cinetica turbolenta:

$$K = \frac{1}{2} \overline{v'_i v'_i} = \frac{1}{2} \left[\overline{(v'_1)^2} + \overline{(v'_2)^2} + \overline{(v'_3)^2} \right] \quad (1.6)$$

Risulta evidente come il sistema scritto sopra presenti più incognite che equazioni, si hanno infatti quattro equazioni (una di continuità e le altre tre della quantità di moto) e dieci incognite (le tre componenti della velocità, la pressione e le sei componenti del tensore degli sforzi di Reynolds) e quindi il problema così scritto risulta non essere chiuso. In realtà le incognite risultano essere nove e non dieci, infatti delle sei componenti indipendenti del tensore degli sforzi di Reynolds se ne possono considerare come tali solo cinque essendo per questo studio necessario conoscere solo la parte deviatorica di tale tensore, in quanto quella sferica può essere inglobata in un termine indicato come pressione modificata [6].

Per risolvere il problema della chiusura si potrebbe pensare di scrivere le equazioni di evoluzione per le varie componenti degli sforzi di Reynolds, ma in ognuna di queste componenti compare il termine $\overline{v'_1 v'_2 v'_3}$ che risulta essere incognito. Quindi l'unica strada per risolvere questo problema risulta essere modellizzare opportunamente il termine degli sforzi di Reynolds, in questo processo un grande contributo è stato dato da Boussinesq, la cui ipotesi era che il tensore di Reynolds avesse una struttura simile a quella degli sforzi molecolari. Possiamo scrivere allora:

$$\tau_{ij}^R = -\rho \overline{v'_i v'_j} = 2\mu_T \overline{S_{ij}} - \frac{2}{3}\rho K \delta_{ij} \quad (1.7)$$

Dove con K si indica l'energia cinetica turbolenta, con μ_T si indica la viscosità turbolenta, con δ_{ij} il delta di Kronecker (pari a uno se $i = j$, altrimenti nullo) e con $\overline{S_{ij}}$ il tensore velocità di deformazione mediato, definito come:

$$\overline{S_{ij}} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \overline{v_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{v_j}}{\partial x_i} \right) \quad (1.8)$$

Si vuole precisare come, a differenza della viscosità molecolare μ , la viscosità turbolenta μ_T non rappresenti caratteristiche fisiche del fluido ma dipenda dallo stato di moto del flusso, risultando nulla in caso di flusso laminare [6].

Attraverso l'ipotesi di Boussinesq è possibile riscrivere le equazioni RANS in modo da avere cinque incognite e quattro equazioni. Per chiudere il problema risulta necessario definire una relazione opportuna per μ_T in modo che il sistema sia risolvibile numericamente. Per la definizione della viscosità turbolenta esistono diversi modelli, in particolare per i nostri scopi ne sono stati utilizzati due, ovvero lo *Spalart-Allmaras* e il *K- ω SST* che vengono trattati più nel dettaglio qui di seguito.

1.1.2 Modello Spalart-Allmaras

Il modello *Spalart-Allmaras* è basato sull'utilizzo di una singola equazione di trasporto per la definizione della variabile viscosità turbolenta, tale equazione, scritta per la grandezza $\tilde{\nu}$ definita opportunamente nel proseguo

del lavoro, è riportata qui di seguito:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\tilde{v}v_j) &= C_{b1}(1 - f_{t2})\tilde{S}\tilde{v} \\ &+ \frac{1}{\sigma} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] + C_{b2} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} \\ &- \left[C_{w1}f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2}f_{t2} \right] \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \end{aligned} \quad (1.9)$$

Dove a destra dell'uguale si ha nell'ordine un termine di produzione, un termine di trasporto, un termine di distruzione. Con d si indica la distanza dalla parete più vicina mentre analogamente a quanto già definito in precedenza ν indica la viscosità cinematica. La viscosità turbolenta è legata alla relazione:

$$\mu_T = f_{v1}\rho\tilde{v} \quad (1.10)$$

Dove:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \quad \text{con} \quad \chi = \frac{\tilde{v}}{\nu}$$

Nel termine di produzione si possono individuare le relazioni legate ai termini \tilde{S} e f_{v2} , tratte da [7]:

$$\begin{aligned} \tilde{S} &= S + \frac{\tilde{v}}{\chi^2 d^2} f_{v2}, \\ f_{v2} &= 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}, \\ S &= \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad \text{con} \quad \Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_i} \right) \end{aligned}$$

Dove S rappresenta la grandezza della velocità di rotazione media e con Ω_{ij} si indica la parte antisimmetrica del tensore gradiente di velocità media.

Nel termine di distruzione sono presenti le seguenti relazioni:

$$\begin{aligned} C_{w1} &= \frac{C_{b1}}{\chi^2} + \left(\frac{1 + C_{b2}}{\sigma} \right), \\ f_w &= g \left(\frac{1 + C_{w3}^3}{g^6 + C_{w3}^3} \right)^{1/6}, \\ g &= r + C_{w2}(r^6 - r), \quad r = \frac{\tilde{v}}{\tilde{S}\chi^2 d^2}, \\ f_{t2} &= C_{t3} \exp(-C_{t4}\chi^2) \end{aligned}$$

Si nota come l'equazione di f_{t2} compaia anche nel termine di produzione, ma per semplicità è stato riportato solo una volta essendo identico nei due termini.

C_{b1}	C_{b2}	C_{v1}	σ	κ	C_{w2}	C_{w3}	C_{t3}	C_{t4}
0.1355	0.622	7.1	2/3	0.41	0.3	2	1.3	0.5

TABELLA 1.1 – Valore delle costanti usate nel modello *Spalart-Allmaras*

Il resto dei termini indicati nell'espressione del modello *Spalart-Allmaras* e nelle seguenti relazioni sono costanti e vengono riportate nella tabella 1.1. In conclusione si vogliono indicare i motivi che spingono all'utilizzo di questo modello, tra i principali ci sono sicuramente la sua robustezza, la sua velocità a raggiungere la convergenza (nel lavoro sviluppato in seguito questo aspetto è fondamentale) e la risoluzione della griglia vicino alla parete del corpo simulato, che risulta essere inferiore rispetto a quella necessaria per altri modelli.

1.1.3 Modello K - ω SST

Il modello di turbolenza K - ω SST è un modello a due equazioni che si può considerare come un modello composto, infatti la formulazione di base di questo modello prevede l'utilizzo del modello K - ω di Wilcox nella regione vicino alla parete (inner region dello strato limite), e del modello K - ϵ distante da quest'ultima (outer region e free shear flow). In tal modo si riescono a combinare opportunamente le caratteristiche dei due modelli, infatti l'utilizzo del K - ω vicino alla parete comporta una stabilità numerica superiore a parità di accuratezza rispetto al K - ϵ , che d'altro canto viene usato nella regione più esterna dello strato limite poiché nella zona di interfaccia tra flusso irrotazionale e turbolento il modello K - ω diventa sensibile al valore di ω in ingresso e nella regione del flusso irrotazionale dove rappresenta un buon compromesso in termini di accuratezza.

Le due equazioni che costituiscono il modello vengono riportate qui di seguito:

$$\frac{\partial \rho K}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho v_j K) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_K \mu_T) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] + P - \beta^* \rho \omega K \quad (1.11)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho v_j \omega) = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{\gamma \rho}{\mu_T} P \\ & - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - f_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (1.12)$$

Dove i termini a destra dell'uguale delle equazioni 1.11 e 1.12 sono rispettivamente i termini di diffusione, produzione e dissipazione. In particolare il termine di produzione P può essere scritto, in accordo con [8], come:

$$P = \tau_{ij} \frac{\partial v_i}{\partial x_j}, \quad (1.13)$$

Dove il termine τ_{ij} è espresso tramite la relazione 1.7.

Nell'equazione 1.12 compare la funzione f_1 , che assume i valori da uno a zero all'allontanarsi dalla parete e permette il passaggio graduale dal modello $K-\omega$ al $K-\epsilon$, questa funzione viene definita come:

$$f_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (1.14)$$

$$\arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{K}}{0.09\omega d}, \frac{500\mu}{\rho\omega d^2} \right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}K}{CD_{K\omega}d^2} \right]$$

Dove con d si indica la distanza rispetto alla parete più vicina mentre $CD_{K\omega}$ è descritto dalla relazione:

$$CD_{K\omega} = \max \left(2 \frac{\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right)$$

La viscosità turbolenta in questo modello è ottenuta tramite la relazione:

$$\mu_T = \frac{\rho a_1 K}{\max(a_1 \omega, f_2 \Omega)} \quad (1.15)$$

Dove a_1 è una costante, Ω è la norma del rotore del vettore velocità e f_2 è la seguente funzione:

$$f_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad (1.16)$$

$$\arg_2 = \max \left(\frac{2\sqrt{K}}{0.09\omega d}, \frac{500\mu}{\rho\omega d^2} \right)$$

Le costanti proprie del modello sono tre, per la precisione a_1 , β^* , κ che rispettivamente valgono 0.31, 0.09 e 0.41.

Per quanto riguarda i coefficienti β , σ_K , σ_{ω} e γ essi sono ottenuti attraverso un'opportuna relazione usando i coefficienti del modello $K-\omega$ e del modello $K-\epsilon$. La relazione usata viene riportata qui di seguito, in particolare si vuole evidenziare come con ϕ_1 e ϕ_2 si indichino rispettivamente i coefficienti appartenenti al modello $K-\omega$ e $K-\epsilon$ e con ϕ si indichino i coefficienti derivati, usati nel $K-\omega$ SST.

$$\phi = f_1 \phi_1 + (1 - f_1) \phi_2 \quad (1.17)$$

I valori dei coefficienti usati nel modello $K-\omega$ vengono riportati nella tabella 1.2, mentre quelli usati nel $K-\epsilon$ vengono riportati nella tabella 1.3.

β_1	σ_{K1}	$\sigma_{\omega 1}$	γ_1
0.075	0.85	0.5	0.533

TABELLA 1.2 – Valore dei coefficienti usati nel modello $K-\omega$

β_2	σ_{K2}	$\sigma_{\omega 2}$	γ_2
0.828	1	0.856	0.440

TABELLA 1.3 – Valore dei coefficienti usati nel modello $K-\epsilon$

1.1.4 Caratteristiche delle mesh

Nelle sezioni precedenti si sono descritte le equazioni usate nelle simulazioni CFD ed i modelli di turbolenza usati per risolvere le equazioni. Un altro aspetto fondamentale nelle simulazioni CFD è la creazione delle mesh. Le simulazioni CFD, che siano 2D o 3D, si svolgono considerando un dominio fluido, detto anche dominio computazionale, questo dominio viene opportunamente discretizzato attraverso il processo della generazione della mesh. Con il processo di creazione della mesh vengono creati dei nodi all'interno del dominio fluido su cui vengono calcolate le variabili del problema e l'area (o il volume nel caso di simulazione 3D) del dominio fluido viene divisa in parti più piccole dette celle. Questo processo di creazione della mesh, che può rivelarsi molto dispendioso in termini di tempo per giungere ad un risultato soddisfacente, è di fondamentale importanza, con ricadute sulla correttezza e sulla stabilità della simulazione [9]. In linea generale si può assumere che aumentando il numero di celle utilizzate per discretizzare il dominio fluido la soluzione ottenuta sia più precisa, ma questo aumento delle celle ha delle ricadute nel tempo impiegato per svolgere la simulazione. Inoltre la mesh è legata anche al modello che si sta simulando e potrebbe essere caratterizzata da zone del dominio dove il numero di celle è maggiore, questo avviene per le zone dove si ha una grande variazione nelle grandezze del flusso e per descrivere compiutamente i fenomeni che avvengono c'è bisogno di una densità maggiore di celle, e da zone caratterizzate da una minor presenza di celle visto che le variazioni nelle grandezze sono minori. Le mesh si possono dividere in tre categorie:

- **mesh strutturata;**
- **mesh non strutturata;**
- **mesh ibrida.**

Nella mesh strutturata ogni nodo è univocamente definito dai suoi indici (due nel caso bidimensionale, tre in quello tridimensionale) e dalle corrispondenti coordinate cartesiane. Nel caso 2D le celle che formano una mesh strutturata sono quadrilateri, mentre nel caso 3D sono esaedri [9].

Nella mesh non strutturata non si ha una disposizione dei nodi seguendo gli indici, e quindi è impossibile assumere la vicinanza tra due nodi attraverso l'osservazione degli indici che li caratterizzano. Le celle nel caso bidimensio-

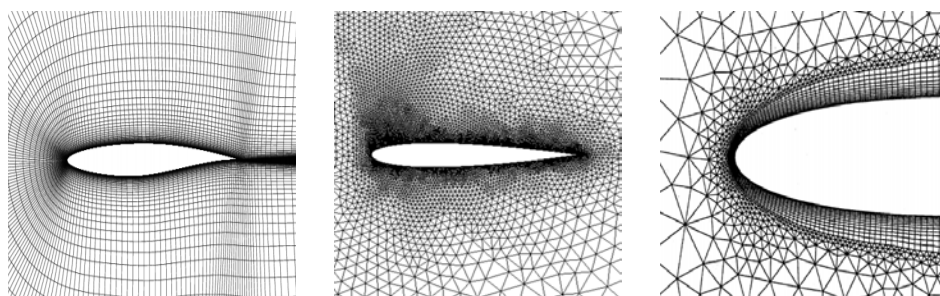


FIGURA 1.1 – Tipologie di mesh a confronto, a sinistra una mesh strutturata, al centro non strutturata e a destra ibrida. Immagini tratte da [10] [11]

nale sono triangolari e nel caso tridimensionale sono tetraedriche o piramidali [9].

Le mesh ibride sono caratterizzate da combinazioni di tipi di celle diverse a seconda delle necessità. Nel caso bidimensionale si possono avere mesh caratterizzate dalla presenza di triangoli e quadrilateri e nel caso tridimensionale da esaedri, tetraedri e piramidi [10].

Esempi delle tre tipologie di mesh attorno a dei profili sono riportate in figura 1.1, dove a sinistra si ha una mesh strutturata, centralmente una mesh non strutturata e a destra ibrida. La scelta dell'utilizzo di una tipologia di mesh rispetto ad un'altra è legata allo specifico problema che si va a studiare, e quindi non è possibile definire delle regole precise per la scelta di tipologia della mesh, tuttavia si possono fare delle considerazioni sui vantaggi o svantaggi delle varie tipologie di mesh.

La mesh strutturata risulta preferibile in caso di geometrie semplici, in questo caso infatti a parità di numero di celle il tempo computazionale risulta essere minore rispetto ad una mesh non strutturata, un limite di questa tipologia di mesh consiste nella difficoltà di aumentare il numero di celle in determinate zone del dominio fluido, a meno che non si scelga di dividere il dominio in più sotto-regioni in ognuna delle quali si va a costruire una mesh (griglie strutturate multiblocco)[9] [10].

La mesh non strutturata presenta un vantaggio nello studio di geometrie complesse non solo per la capacità di seguire in maniera migliore la geometria da studiare ma anche nella generazione vera e propria della mesh, con tempi di generazione notevolmente ridotti rispetto ad una mesh strutturata, inoltre permette più facilmente rispetto ad una mesh strutturata di variare le dimensioni delle celle in una determinata zona del dominio fluido[9].

La mesh ibrida è stata pensata per cercare di combinare i vantaggi delle mesh strutturate con quello delle mesh non strutturate, applicando nelle zone più critiche una mesh strutturata ed una mesh non strutturata nelle regioni del dominio dove le caratteristiche del flusso non cambiano molto.

Una volta creata una mesh è importante definirne la qualità, per fare ciò si sono definiti dei parametri che assolvono a questa funzione. I parametri

definiti per questo scopo sono vari, qui di seguito si è deciso di riportarne solo tre e per le loro definizioni di usare quelle date nel manuale del solutore [12] usato nel lavoro seguente. I parametri sono:

- **Skewness**
- **Smoothness**
- **Aspect ratio**

La skewness in particolare è definita attraverso vari metodi, nel caso in esame definiremo la skewness equiangle, equiarea ed equivolume.

La equiangle skewness è definita come il massimo rapporto tra l'angolo incluso nella cella rispetto ad un angolo di una cella equilatera. Questo tipo di skewness si applica ad ogni tipo di cella ed è disponibile sia per domini bidimensionali che tridimensionali, in particolare assume dei valori che vanno da 0 ad 1 dove con 0 sia hanno delle celle con ottima qualità e con 1 pessima. I valori raccomandati di questo parametro per avere una buona mesh sono sotto 0.8 anche se sono accettabili valori attorno a 0.9. La skewness equiangle è calcolata come segue:

$$\max \left[\frac{Q_{max} - Q_e}{180 - Q_e}, \frac{Q_e - Q_{min}}{Q_e} \right]$$

Dove Q_{max} , Q_{min} e Q_e sono rispettivamente l'angolo più grande nella cella, il più piccolo, entrambi espressi in gradi, e l'angolo di un elemento equilatero, ovvero 60° per un triangolo, 90° per un quadrilatero e così via.

Le skewness equiarea ed equivolume vengono rappresentate come un rapporto tra l'area o il volume della cella con il valore di area o volume per una cella dalle caratteristiche ottimali. Si applicano solo ai triangoli e ai tetraedri e similmente a quanto detto per la skewness equiangle i valori raccomandati sono sotto 0.8, anche se posso ritenersi validi anche valori pari a 0.9. Queste skewness sono calcolate secondo la seguente relazione:

$$\frac{(\text{Dimensione della cella ottimale} - \text{Dimensione della cella ottenuta})}{(\text{Dimensione della cella ottimale})}$$

Dove con *Dimensione della cella ottimale* si intendono l'area (il volume) di una cella equilatera inscritta in una circonferenza (sfera) con lo stesso raggio della circonferenza che circoscrive la cella ottenuta.

La smoothness da una misura della variazione di dimensione tra celle adiacenti, tale variazione deve essere la più graduale possibile per evitare grossi errori di troncamento.

L'aspect ratio è una misura dell'allungamento di una cella ed è calcolato come il rapporto tra il valore massimo ed il valore minimo di una qualsiasi delle seguenti distanze: le distanze tra il baricentro della cella e i baricentri delle facce e le distanze tra il baricentro della cella ed i nodi. Questa definizione può essere applicata ad ogni tipo di mesh.

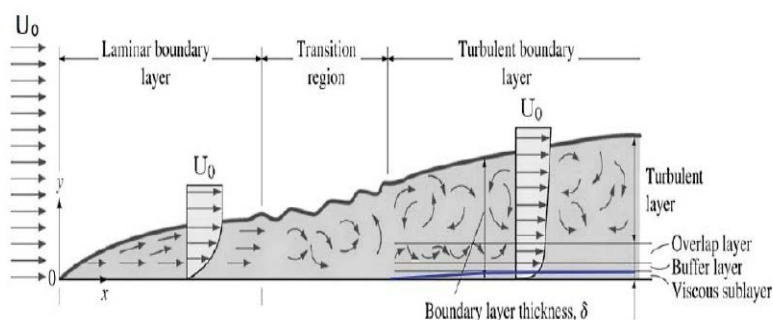


FIGURA 1.2 – Sviluppo dello strato limite da laminare a turbolento, a destra si può vedere indicato anche il viscous sublayer. Immagine tratta da [14]

Nello studio di flussi turbolenti, per avere delle simulazioni numeriche valide, si deve procedere con attenzione alla definizione dello strato limite durante la generazione della mesh. La trattazione completa dello strato limite risulta essere lunga e per essere svolta adeguatamente andrebbe dedicata una sezione teorica apposita, per i nostri scopi quindi risulta sufficiente esporre le nozioni necessarie per inquadrare il problema e per il proseguo del lavoro, mentre per una trattazione più completa si fa riferimento al lavoro di Pope [13].

Per un flusso viscoso la velocità all'interfaccia con la parete è nulla, questa condizione è definita in inglese come no-slip condition. All'allontanarsi della parete la velocità aumenta fino a raggiungere il valore della velocità del flusso indisturbato, lo strato limite è definito come la regione dello spazio entro cui il flusso ha recuperato il 99 % del valore della velocità indisturbata. Per bassi numeri di Reynolds, dove con tale numero si indica il rapporto tra forze inerziali e viscosi, lo strato limite si presenta laminare poi all'aumentare di tale numero si ha prima una zona di transizione e poi uno strato limite turbolento, vedi fig 1.2. Lo strato limite laminare genera una resistenza minore rispetto ad uno turbolento ma risulta meno stabile e più incline al distacco. Lo strato limite turbolento risulta più spesso di quello laminare e si può dividere in due regioni, l'inner layer e l'outer layer [15].

All'interno dell'inner layer si possono distinguere la log-law region, il buffer layer e il viscous sublayer, in particolare quest'ultimo comprende la zona più vicina alla parete, dove dominano gli effetti viscosi [15]. Per avere una risoluzione opportuna dello strato limite, in modo tale da descrivere tutti i fenomeni che avvengono in quella zona, è importante controllare l'altezza del primo layer della mesh nella direzione normale alle superfici del corpo e fare sì che sia tale da far ricadere il layer all'interno del viscous sublayer [9]. Per ottenere questo risultato nella generazione della mesh si deve porre attenzione al valore assunto dall' y^+ , dove con y^+ si definisce una distanza

adimensionale definita tramite la relazione:

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu}$$

Dove y è la distanza dalla parete, u_τ è la velocità di attrito, definita tramite la relazione $u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho}$ con τ_w sforzo a parete, e ν similmente a quanto detto nelle sezioni precedenti rappresenta la viscosità cinematica. Sono da considerare come valori accettabili dell' y^+ tutti i valori minori di 1, soddisfare questo requisito può essere molto dispendioso in termini di costo computazionale soprattutto all'aumentare del numero di Reynolds, portando all'utilizzo di un numero notevole di celle e nel caso non possa essere soddisfatto porta a dover usare le funzioni di parete[15].

Le funzioni di parete "collegano" il valore delle grandezze nella prima cella a parete senza la necessità di risolvere lo strato limite nel dettaglio, ma generalmente danno previsioni per eccesso della resistenza viscosa, peggiorando quindi i risultati[9].

Tutto quello esposto qui sopra è stato utilizzato nei prossimi capitoli sia nella formazione delle mesh bidimensionali che tridimensionali, in particolare nella formazione delle mesh si è fatto attenzione ai valori dell' y^+ , dell'aspect ratio e di alcuni parametri della skewness esposti che sono stati opportunamente riportati di caso in caso.

1.2 L'ala finita

Nel seguente lavoro di tesi si è fatto riferimento sia all'aerodinamica di un'ala infinita (simulazioni bidimensionali) che di un'ala finita (simulazioni tridimensionali). Per questioni di brevità si considera nota la teoria per il caso bidimensionale, per il quale verranno richiamate di volta in volta le relazioni opportune, facendo riferimento al lavoro di Navarro [16], mentre per quanto riguarda il caso tridimensionale qui di seguito è riportato un riepilogo delle relazioni e delle conclusioni usate nel seguente lavoro, basandosi inizialmente sempre sul [16] ed indicando opportunamente altri riferimenti quando presenti.

Consideriamo un'ala finita investita da un flusso, all'estremità alare la differenza di pressioni tra la zona dell'intradosso dell'ala, caratterizzata da un'alta pressione, e la zona dell'estradosso dell'ala, caratterizzata da una bassa pressione, provoca un moto dell'aria dalla regione ad alta pressione a quella a bassa pressione attorno all'estremità alare generando un vortice, vedi figura 1.3. Nelle sezioni intermedie dell'ala si nota come sull'intradosso si formi un campo di pressioni crescente partendo dall'estremità alare(dove la sovrappressione è nulla) verso la mezzaria, in quanto allontanandosi dall'estremità alare il comportamento della sezione tende ad avvicinarsi al comportamento bidimensionale. L'effetto di questo fenomeno è la formazione di un campo di moto tridimensionale con una componente di velocità diretta

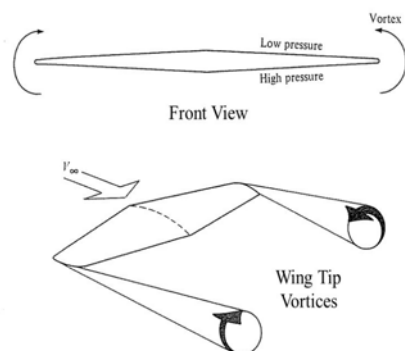


FIGURA 1.3 – Rappresentazione dei vortici d'estremità per un'ala finita. Immagine tratta da [17]

dalla base dell'ala all'estremità, quindi le linee di corrente risultano deviate verso l'esterno nel loro procedere dal bordo d'attacco a quello d'uscita. Sull'estradosso si assiste ad un fenomeno contrario, si ha infatti un campo di depressione crescente procedendo dall'estremità alare alla base e quindi le linee di corrente risultano deviate verso l'interno. Quando le linee di velocità provenienti dall'intradosso e dall'estradosso giungono al bordo d'uscita tendono ad arrotolarsi tra loro per via di queste componenti di velocità opposte e formano vortici che ruotano nello stesso senso dei vortici alle estremità alari e che presentano intensità via via crescenti spostandosi dalla base dell'ala verso l'estremità. Tali vortici, che normalmente procederebbero in maniera rettilinea a valle dell'ala, vengono attratti dai vortici formatisi all'estremità alare, che risultano essere caratterizzati da un'intensità maggiore e trascinati in rotazione formando due trecce vorticoso molto intense dette vortici d'estremità. La presenza di questi vortici d'estremità alare ha come effetto la creazione di una piccola componente di velocità rivolta verso il basso (downwash, indicata con ω) nella zona racchiusa tra di essi e l'ala, questa componente, combinata con la velocità indisturbata v produce un flusso locale che risulta ruotato verso il basso in prossimità di ciascun profilo (dove con profilo si intende ciascuna sezione dell'ala), ciò risulta chiaro osservando la figura 1.4. Gli effetti della downwash sono essenzialmente due:

- l'angolo di attacco del profilo locale è quello tra la corda ed il flusso locale, che viene definito come angolo di attacco effettivo ed indicato con α_e e che risulta essere minore dell'angolo di attacco geometrico che si avrebbe con lo stesso profilo con un'ala infinita;
- il vettore della portanza locale essendo perpendicolare al flusso locale si presenta inclinato dell'angolo α_i rispetto alla verticale della velocità v e quindi appare evidente come una componente del vettore portanza

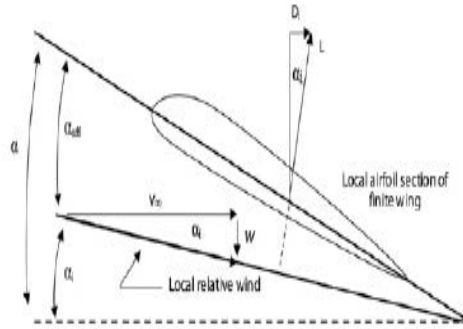


FIGURA 1.4 – Componenti di velocità e forze nella sezione di un'ala finita. Immagine tratta da [18]

risulta essere nella stessa direzione della velocità, questa componente è una componente di resistenza e viene indicata come resistenza indotta.

Ora che si sono descritte le principali caratteristiche di un flusso attorno ad un'ala finita si può procedere ad una descrizione teorica del fenomeno.

Per la descrizione teorica di un'ala finita si è fatto riferimento alla teoria della linea portante di Prandtl, in cui l'ala viene sostituita da una linea portante perpendicolare alla direzione di volo. Tale linea portante è costituita da un vortice confinato di circuitazione variabile, che consente la variazione di portanza lungo l'apertura alare. Per via della variazione di portanza lungo l'apertura, ed in rispetto delle leggi di Helmholtz sui vortici, dalla linea portante si formano dei vortici che proseguono a valle dell'ala. Le cause aerodinamiche della formazione di questi vortici sono considerate come piccole perturbazioni, così facendo le linee di corrente a monte e nella zona dell'ala giacciono su piani paralleli alla direzione di avanzamento, ed i vortici liberi che si sviluppano seguono traiettorie rettilinee e parallele alla direzione di avanzamento e non tendono ad attorcigliarsi alle estremità. Il flusso attorno alla sezione alare risulta determinato quindi dalla soluzione bidimensionale di Kutta-Joukowski. Tutte le condizioni espresse qui sopra sono soddisfatte da una sovrapposizione di vortici a ferro di cavallo caratterizzati da un'asse coincidente con la direzione di avanzamento e da un valore diverso della circuitazione, in modo tale da garantire la variazione di portanza lungo l'apertura alare, vedi figura 1.5.

Come abbiamo visto uno dei principali effetti del downwash dovuto ai vortici d'estremità alare è la comparsa del cosiddetto angolo d'attacco indotto α_i . Tale angolo è definibile tramite la relazione:

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi e AR} \quad (1.18)$$

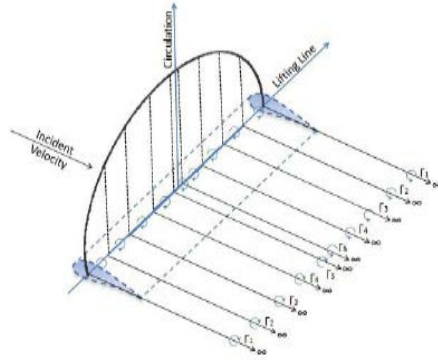


FIGURA 1.5 – Linea portante di Prandtl. Immagine tratta da [19]

Dove con e si indica il fattore di efficienza di Oswald e con AR si indica il rapporto d'aspetto dell'ala, definito tramite la relazione:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (1.19)$$

Dove b rappresenta l'apertura alare e S la superficie alare. Per ali caratterizzate da una distribuzione di portanza ellittica e senza un angolo di freccia e assume un valore unitario e l' α_i è costante per tutte le sezioni dell'ala. Per ali che non presentano una distribuzione di portanza ellittica il valore di e risulta sempre minore di 1, ed in particolare il valore varia tra 0.7 e 0.85 nella maggioranza dei casi [20]. Questo fattore si può calcolare con diversi metodi, considerando l'ala oggetto di studio si riporta la relazione più opportuna da usare in questo caso [20], ovvero quella per ali con angoli di freccia:

$$e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})(\cos \Lambda)^{0.15} - 3.1 \quad (1.20)$$

Dove con AR si indica sempre il rapporto d'aspetto e con Λ l'angolo di freccia dell'ala. Per quanto riguarda l' α_i è stato verificato come per la maggioranza delle ali di interesse risulti costante lungo tutta la lunghezza dell'apertura alare.

Il coefficiente di portanza per un'ala finita secondo la teoria della linea portante si può scrivere come:

$$C_L = a_0(\alpha - \alpha_0 - \alpha_i) \quad (1.21)$$

Dove con a_0 si indica la pendenza della curva C_l su α per la sezione alare e con α_0 si indica, sempre per la sezione, l'angolo di attacco a cui corrisponde una portanza nulla. Sostituendo opportunamente la 1.18 nell'espressione appena scritta si ottiene:

$$C_L = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi e AR}} (\alpha - \alpha_0) = a(\alpha - \alpha_0) \quad (1.22)$$

Dove con a si indica la pendenza della curva C_L su α , ovvero la pendenza per l'ala finita:

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi e AR}} \quad (1.23)$$

Il calcolo del coefficiente di resistenza merita un discorso più approfondito, in quanto la resistenza può essere scomposta in diverse componenti, per la precisione in:

- **resistenza d'attrito**
- **resistenza di pressione**
- **resistenza indotta**
- **resistenza d'onda**

La resistenza d'attrito, legata agli sforzi di taglio che si instaurano tra fluido e parete del corpo, è considerabile come la conseguenza della viscosità dell'aria. Questa resistenza assume un ruolo importante nel caso in cui i corpi studiati siano sottili o affusolati, poiché sono caratterizzati da un valore notevole di superficie bagnata (superficie esposta al fluido) al contrario di quanto avviene per i corpi tozzi, in cui questa resistenza fornisce un piccolo contributo alla resistenza complessiva [20].

La resistenza di pressione, legata ad una distribuzione asimmetrica tra le pressioni a prua e a poppa del corpo studiato, risulta essere particolarmente rilevante per i corpi tozzi dove arriva a costituire gran parte della resistenza complessiva, risulta invece avere un effetto modesto per i corpi affusolati [21].

La resistenza indotta, legata alla distribuzione di velocità indotte dai vortici di scia che si distaccano dalla zona posteriore del velivolo, si può considerare come un effetto della generazione di portanza [20].

La resistenza d'onda si genera a velocità elevate, ed è dovuta alla presenza di onde d'urto nel campo di moto[20].

Tra tutte queste componenti assume particolare importanza per il lavoro successivo il concetto di resistenza indotta, per questo si procede a trattare più nel dettaglio questa componente della resistenza. Il coefficiente di resistenza indotta viene definito come il prodotto tra il coefficiente di portanza indotta C_L e l'angolo d'attacco indotto α_i [20]. Ricordando che α_i è definito dalla relazione 1.18, si ottiene che il coefficiente di resistenza indotta risulta pari a:

$$C_{D_i} = C_L \frac{C_L}{\pi e AR} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (1.24)$$

Calcolato il valore del coefficiente di resistenza indotta si può procedere al calcolo del coefficiente totale di resistenza, che si può scrivere come:

$$C_D = C_d + C_{D_i} \quad (1.25)$$



FIGURA 1.6 – Effetto del rapporto d'aspetto sul vortice d'estremità alare. Immagine tratta da [22]

Dove con C_d si indica il coefficiente di resistenza dovuto ai contributi della resistenza d'attrito e di pressione.

Per quanto espresso finora risulta come l'effetto dei vortici d'estremità sia di fondamentale importanza per l'ala finita, questi vortici possono essere molto intensi e possono provocare problemi di stabilità ed efficienza per il velivolo. In condizioni particolarmente critiche, come al decollo, oppure durante il volo di crociera la resistenza indotta legata alla presenza questi vortici può essere molto elevata, fino ad essere pari alla metà della resistenza totale[23]. Considerando che una parte sostanziale del lavoro di tesi consiste nel trovare un modo per aumentare l'efficienza dell'ala studiata risulta quindi di fondamentale importanza andare ad intervenire su questa componente della resistenza.

La prima considerazione che sorge dall'osservazione della relazione 1.24 riguarda il rapporto d'aspetto, in particolare risulta evidente come all'aumentare del valore di questo parametro il coefficiente di resistenza indotta cali. Ricordando la definizione data in precedenza del rapporto d'aspetto, si può vedere come per ali molto allungate i vortici che si vanno a generare all'estremità alare hanno un'intensità minore e anche la resistenza indotta risulta essere minore, vedi figura 1.6. D'altro canto un aumento dell'apertura alare ha delle conseguenze importanti a livello strutturale sul velivolo ed a livello di manovrabilità e potrebbe non essere in linea con i requisiti del sistema, questo ha spinto a cercare un'alternativa all'allungamento alare.

L'alternativa all'aumento del rapporto d'aspetto risiede nell'utilizzo delle wing tips, tali dispositivi vanno a ridurre l'effetto dei vortici d'estremità, con riduzioni della resistenza che vanno ad influire positivamente sul valore dell'efficienza raggiunta senza dover procedere ad un allungamento dell'apertura alare. Un esempio dell'effetto di una wing tip è mostrata in figura 1.7.

Per avere una rappresentazione grafica delle strutture vorticose ottenute

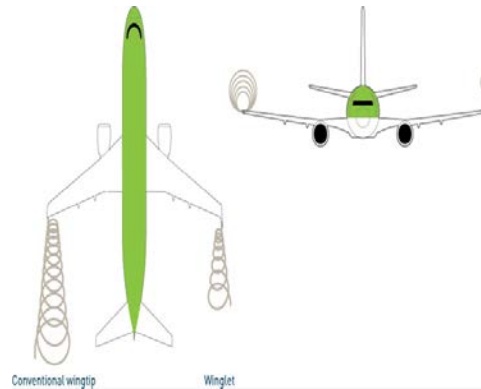


FIGURA 1.7 – Effetto delle wing tips sul vortice d'estremità alare. Immagine tratta da [24]

all'estremità alare tramite le simulazioni sono state utilizzate sia le superfici ad isovorticità che il Q-criterion. La seguente trattazione teorica di questi due metodi di visualizzazione si basa sul lavoro di Holmén [25].

La vorticità è definita come il rotore del vettore velocità e corrisponde al doppio del vettore velocità di rotazione angolare di una particella di fluido. Un flusso caratterizzato da un valore della vorticità nullo si dice irrotazionale mentre in caso contrario è detto rotazionale. Per via della sua definizione la vorticità può essere usata direttamente per identificare i vortici, anche se con questo metodo non risulta possibile distinguere tra moti vorticosi e di taglio. Come si è detto la vorticità può essere rappresentata attraverso iso superfici, ma questo può essere fonte di problemi poiché a seconda del valore che si decide di usare per la rappresentazione delle iso superfici si ottengono strutture geometriche dei vortici diverse. Inoltre se è presente un gradiente della velocità nella stessa direzione della vorticità si ha il fenomeno del vortex stretching che causa uno stiramento del vortice ed un corrispettivo aumento della vorticità.

Il Q-criterion fa parte di una serie di metodi per la visualizzazione dei vortici basati sul tensore gradiente di velocità. Il tensore gradiente di velocità si può decomporre in una parte simmetrica ed una antisimmetrica definite rispettivamente come S_{ij} e Ω_{ij} . S_{ij} è definito come il tensore velocità di deformazione, ed è stato già riportato nel caso mediato nell'equazione 1.8, mentre Ω_{ij} è definito come tensore vorticità ed è stato già riportato durante la discussione del modello di turbolenza Spalart-Allmaras. L'equazione caratteristica del ∇v è data da:

$$\lambda^3 + P\lambda^2 + Q\lambda + R = 0$$

Dove P, Q ed R sono tre invarianti del tensore gradiente di velocità. Nel caso in esame risulta importante la definizione del termine Q che riportiamo qui

di seguito:

$$Q = \frac{1}{2} \|\bar{\Omega}\|^2 - \|\bar{S}\|^2 \quad (1.26)$$

Il Q-criterion definisce un vortice come una regione fluida con il secondo invariante di ∇v positivo, ovvero $Q > 0$. Questo criterio richiede come condizione aggiuntiva che la pressione sia più bassa di quella ambiente nel vortice. Dalla definizione di Q risulta evidente come questo invariante rappresenti il bilancio tra la velocità di deformazione di taglio e la vorticità (vorticity magnitude) e come un vortice sia definito come un'area dove la vorticità è maggiore rispetto alla grandezza della velocità di deformazione.

Nel capitolo 4 si sono confrontate varie tipologie di wing tips procedendo al calcolo dei coefficienti di portanza e resistenza applicando opportunamente quanto detto finora.

Capitolo 2

Simulazioni 2D

2.1 L'involuppo di volo

L'ala di un velivolo in moto risulta soggetta a carichi che in alcune situazioni possono risultare molto intensi, quindi risulta necessario verificarne la resistenza strutturale all'applicazione di tali azioni. Nella descrizione delle possibili condizioni di carico incontrate da un velivolo durante il volo assume fondamentale importanza il diagramma $v - n$, che può essere pensato come l'insieme delle condizioni entro le quali l'aereo deve essere in grado di volare in sicurezza [1]. I valori v ed n utilizzati rispettivamente in ascissa ed ordinata del diagramma indicano la velocità ed il fattore di carico, con quest'ultimo che è definito come il rapporto tra la portanza generata dall'aereo L e il peso W dello stesso.

Normalmente non si studiano tutti i punti dell'involuppo di volo, dato che costituirebbe una mole di lavoro notevole, ma solo alcuni, ovvero quelli associati alle condizioni di carico peggiori, infatti se l'aereo riesce a resistere a queste condizioni di carico non avrà problemi nei punti interni dell'involuppo[1]. Anche in questo lavoro si è seguito questo approccio, e quindi sono stati simulati solo alcuni punti particolari del grafico $v - n$. Come si può vedere dal grafico i punti dell'involuppo sono definiti dalle due coordinate $(v_i; n_i)$ e questi punti sono dati in base al tipo di velivolo e di utilizzo dalle opportune normative.

In Italia la normativa, che si basa sulle regole della FAR [26] (American Federal Aviation Regulations), è la DPR n. 133 [27], ed in particolare l'involuppo di volo è definito nei paragrafi 321-341.

Nel caso in esame, assumendo che il velivolo non vada ad altitudini molto elevate, la normativa prevede che venga analizzato solo l'involuppo ad un'altezza di 0 m, infatti l'involuppo di volo viene definito per un'altitudine specifica e se il velivolo operasse a differenti altitudini andrebbero esaminati più involuppi di volo. Facendo riferimento alla figura 2.1 sono stati analizzati i punti A, D, E, G, S, C e C_{bis} .

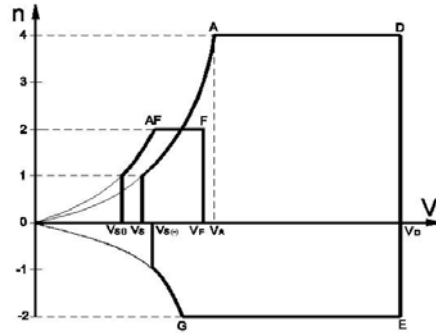


FIGURA 2.1 – L’involucro di volo definito nella DPR n.133 [27] per velivoli ultraleggeri.

Dato che i punti dell’involucro sono stati analizzati tramite simulazioni CFD si sono dovuti fornire come input alle simulazioni i giusti parametri, che sono stati opportunamente calcolati. Mentre la velocità è un input di una simulazione CFD altrettanto non si può dire per n , ma si può cercare di legarlo all’angolo di attacco, che è un’altra variabile di input controllabile[1]. La conoscenza di un angolo di attacco e del corrispondente numero di Reynolds definiscono un valore del C_L e di conseguenza si ottiene un valore della portanza tramite la relazione:

$$L = \frac{1}{2}\rho C_L S v^2 \quad (2.1)$$

E da questa relazione ricordando come già detto che $n = L/W$ si ottiene il fattore di carico. Per conoscere la relazione tra C_L e angolo di attacco si può pensare di seguire un approccio sperimentale oppure si può pensare di usare un software che, dato il profilo da studiare, restituisca le polari della portanza e della resistenza. Un esempio di questi software è Profili[©][28], ma strumenti simili sono disponibili anche in internet, un esempio importante in questo senso è airfoil tools[29], che si basa sul software utilizzato in XFOil[30]. Nel caso in esame si è deciso di seguire questo ultimo approccio ottenendo i grafici delle polari per vari numeri di Reynolds attraverso Profili[©].

Il profilo scelto sia per la base che per l’estremità alare trova largo impiego nell’aeromodellismo ed è l’HQ 3.5/14, per le due sezioni considerate si sono trovati due C_l , che sono stati indicati come C_{lr} (per la base dell’ala) e C_{lt} (per l’estremità dell’ala). Il C_L presente nell’equazione (2.1) è stato ottenuto come una media tra C_{lr} e C_{lt} utilizzando la seguente relazione proposta da Raymer [31]:

$$C_L = 0.9 \frac{C_{lr} + C_{lt}}{2} \cos(\Lambda_{0.25c}) \quad (2.2)$$

dove $\Lambda_{0.25c}$ è l’angolo di freccia nel quarto di corda ed assume un valore di circa 2.64° .

Per la definizione di alcuni dei punti dell'inviluppo di volo la normativa [27] prevede l'uso del $C_{L,max}$, ovvero del massimo coefficiente di portanza dell'ala, per questo nella (2.2) si sono sostituiti i valori di $C_{lr,max}$ e $C_{lt,max}$ che, trovati attraverso l'uso delle polari, sono stati definiti pari a 1.45 e 1.38 per un angolo pari a 10.38° , così facendo si è ottenuto un $C_{L,max}=1.2721$. Trovato il valore di $C_{L,max}$ si è potuto procedere al calcolo delle caratteristiche dei vari punti dell'inviluppo di volo del diagramma $v - n$, si tiene a precisare come tutti i calcoli svolti qui di seguito siano stati riportati per completezza, essendo già stati riportati in lavori precedenti, in particolare in questa trattazione si è fatto riferimento alla trattazione svolta da Scalchi[1], aggiornando opportunamente i valori rispetto al suo lavoro.

Partendo dall'origine il primo punto incontrato lungo la curva è il punto S a cui corrisponde una velocità v_S che è definita come la velocità di stallo dell'aereo ovvero la velocità minima in cui si ha $L = W$. In questo punto il $C_{L,max}$ è ottenuto tramite un angolo di attacco dal valore molto elevato e la normativa prevede che la v_S sia calcolata tramite la seguente relazione:

$$v_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{L,max} S}} \quad (2.3)$$

Assumendo che la massa dell'aereo sia pari a 200 kg quindi $W=1962$ N, sostituendo il $C_{L,max}$ sopra ottenuto e definendo S e ρ rispettivamente come l'area di riferimento totale delle superfici alari pari a 4.7263 m² e la densità, assunta pari a 1.2417 kg/m³, si è ottenuto $v_S=22.926$ m/s. Si noti infine come essendo $W = L$ in questo caso sia $n = 1$.

Dopo il punto S alla fine del tratto quadratico si ha il punto A . In questo punto la normativa prescrive di usare un $n=4$, ma nel caso in esame per questioni di sicurezza si è preferito porre $n=4.5$. La formula data per calcolare la v_A risulta essere simile a quella usata per lo stallo, con l'unica differenza che $L = nW$.

$$v_A = \sqrt{\frac{2nW}{\rho C_{L,max} S}} \quad (2.4)$$

Sostituendo opportunamente si è ottenuto $v_A=48.634$ m/s.

Anche se non riportato nell'inviluppo di volo può essere utile studiare il punto C , che corrisponde alla velocità di crociera, in quanto è la condizione in cui il velivolo si verrà a trovare nella maggior parte del tempo. La normativa definisce la velocità di crociera v_C rispetto a v_S mediante la seguente relazione:

$$v_C = 2.2 v_S \quad (2.5)$$

E quindi nel caso in esame si è ottenuto $v_C=50.437$ m/s. Ricordando che, durante il volo livellato, l'angolo di attacco risulta nullo, si è ottenuto, dalle polari e usando (2.2), un C_L pari a 0.4287 che sostituito opportunamente nella (2.1) ci ha fornito un valore di L pari a 3200.073 N da cui è risultato un

2. Simulazioni 2D

$n=1.63$. Si è notato quindi come la formula data dalla norma sovrastimasse v_C . Assumendo un $n = 1$ si è ottenuta quindi la velocità di crociera minima, che è stata indicata con v_{Cbis} :

$$v_{Cbis} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_L S}} \quad (2.6)$$

Nel caso in esame $v_{Cbis}=39.493$ m/s.

Dopo aver calcolato i punti riguardanti il volo livellato si è proseguito lo studio dei punti dell'involuppo con il punto D . In questo punto viene raggiunta la massima velocità di design e la normativa impone un $n = 4.5$. La formula per calcolare la v_D è la seguente:

$$v_D = 1.5 v_C \quad (2.7)$$

Quindi si è ottenuto $v_D=75.655$ m/s e calcolando il coefficiente di portanza del punto D attraverso la seguente relazione:

$$C_L = \frac{2nW}{\rho v_D^2 S} \quad (2.8)$$

È risultato essere pari a 0.526 e, confrontato con i valori ottenuti dalle polari, si è determinato come corrispondesse ad una configurazione con angolo di attacco pari a 0.965° .

Eventuali carichi negativi sul velivolo vengono rappresentati tramite la parte inferiore del grafico, e di questa parte si sono studiati i punti E e G .

Nel punto E si ha la stessa velocità del punto D e si ha un $n=-2$. Si è calcolato anche in questo caso il C_L con la formula 2.8 sostituendo il valore opportuno di n e ottenendo un $C_L=-0.234$, corrispondente ad un angolo di attacco pari a -6.55° .

Infine nel punto G devono essere soddisfatte sia le condizioni di stallo negativo che il fattore carico negativo, anche in questo caso pari a $n = -2$. La normativa, in questo caso, permette di assumere $C_{L,max}=-0.68$, essendo difficile trovare un valore accurato per lo stallo negativo. Si è quindi calcolato il v_G tramite la relazione:

$$v_G = \sqrt{\frac{-2nW}{\rho C_{L,max} S}} \quad (2.9)$$

Da cui, sostituendo opportunamente si è ottenuto $v_G=44.346$ m/s.

Arrivati a questo punto può essere utile, per facilità di visualizzazione, fare un riepilogo delle velocità e degli angoli di attacco dei punti studiati e per questo si fa riferimento alla tabella 2.1.

<i>Punto</i>	<i>n</i>	<i>v</i> <i>m/s</i>	α <i>deg</i>
<i>A</i>	4.5	48.634	10
<i>C</i>	1.63	50.437	0
<i>C_{bis}</i>	1	39.493	0
<i>D</i>	4.5	75.655	0.965
<i>E</i>	-2	75.655	-6.55
<i>G</i>	-2	44.346	-13
<i>S</i>	1	22.926	10.38

TABELLA 2.1 – Riepilogo delle proprietà dei punti dell’inviluppo di volo calcolati attraverso l’utilizzo delle polari, della formula di Raymer e della DPR n. 133

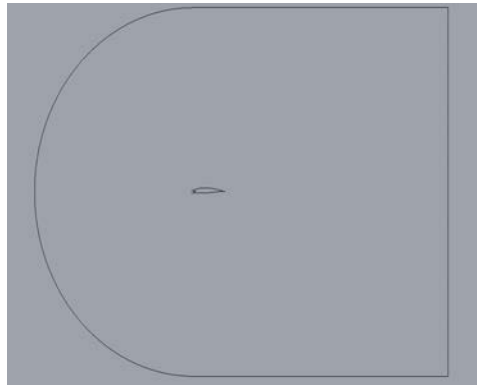


FIGURA 2.2 – Esempio di geometria nel caso bidimensionale

2.2 Geometria e validazione della mesh

Le caratteristiche geometriche dell’ala sono note ed in particolare per quanto riguarda le simulazioni 2D le informazioni necessarie riguardo la geometria dell’ala riguardano la misura della corda alla base e all’estremità dell’ala che risultano essere 1088 mm e 555 mm. Il modello CAD del profilo è stato generato tramite uno script di Rhinoceros 5 che procede all’interpolazione dei punti costituenti il profilo, tali punti vengono riportati nell’appendice A. Dopo aver ottenuto il profilo e averlo opportunamente scalato alle misure sopra citate si è proceduto alla creazione della superficie attorno al profilo necessaria per la successiva creazione della mesh. Si è scelto di creare un superficie a C, in modo da ridurre le boundary conditions da definire successivamente. Tale superficie si estende per una lunghezza di cinque corde a monte e dieci a valle del profilo, dove con lunghezza della corda si intende quella alla base dell’ala. Un esempio della geometria così ottenuta è rappresentata nella figura 2.2, dove il profilo presenta un angolo di attacco nullo.

Una volta creata la geometria in Rhinoceros 5 si è pensato di poter passare a Pointwise per creare una prima mesh su cui poi effettuare un primo lavoro di mesh refinement, ma ci si è presentato un problema legato all'utilizzo dell'HQ 3.5/14: non esistono dati sperimentali per questo tipo di profilo utilizzabili per validare la mesh. Per questo si è cercato un profilo simile all'HQ 3.5/14 di cui esistesse una documentazione. Alla fine la scelta, dopo aver consultato i volumi Summary of low-speed airfoil data[32] disponibili on-line in cui sono raccolte le caratteristiche di un gran numero di profili, è ricaduta sul Naca 4412 su cui erano disponibili anche dati sperimentali grazie ad un report della NACA[33].

I dati sperimentali trovati per il Naca 4412 erano ottenuti per un numero di Reynolds pari a 900000, del quale qui di seguito diamo la definizione:

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} \quad (2.10)$$

In cui ρ e μ rappresentano la densità e la viscosità dinamica, L la lunghezza della corda e v la velocità. In questo lavoro la densità è stata definita come:

$$\rho = \left(\frac{8314.472(273.15 + T_a)}{M_m P_a} \right)^{-1} \quad (2.11)$$

Dove con T_a si indica la temperatura dell'aria, M_m la massa molecolare, P_a la pressione atmosferica. Sostituendo nell'equazione sopra i seguenti valori: $T_a=20^\circ$; $M_m=29.87$ kg/kmol; $P_a=101325$ Pa si è ottenuto il valore della ρ già riportato nella sezione precedente durante il calcolo dei punti dell'involuppo di volo, ovvero 1.2417 kg/m³. Il valore di μ usato è $1.81e^{-5}$ Pa s, mentre per L si è usato, per questioni di semplicità, il valore di 1 m. Sostituendo tutti questi valori nella equazione (2.10) ed invertendo opportunamente si è ottenuto $v=13.0775$ m/s che risulta essere uno dei valori di input usati nelle simulazioni.

Si è quindi proceduto a creare la geometria con al posto dell'HQ 3.5/14 il Naca 4412 in modo analogo a quanto riportato sopra e poi, sotto forma di file IGS, si è importata nel meshatore per fare la prima mesh.

Nel caso in esame si è scelto di fare una mesh ibrida, con elementi rettangolari vicino al profilo per risolvere efficacemente lo strato limite ed elementi triangolari lontano dallo stesso.

In primo luogo ci si è occupati della definizione del numero appropriato di nodi lungo l'estradosso e l'intradosso del profilo per definire in maniera sufficientemente accurata la geometria, per fare ciò si è definita la distanza tra i nodi, ponendola pari a 1 mm, ottenendo così un numero di nodi pari a 2048 equamente distribuiti tra le due curve costituenti il profilo. Nonostante l'elevato numero di nodi presente, si è voluto fare in modo che il bordo di attacco e di uscita del profilo presentassero dei nodi più ravvicinati in modo da definire maggiormente queste zone critiche, quindi si è imposta la

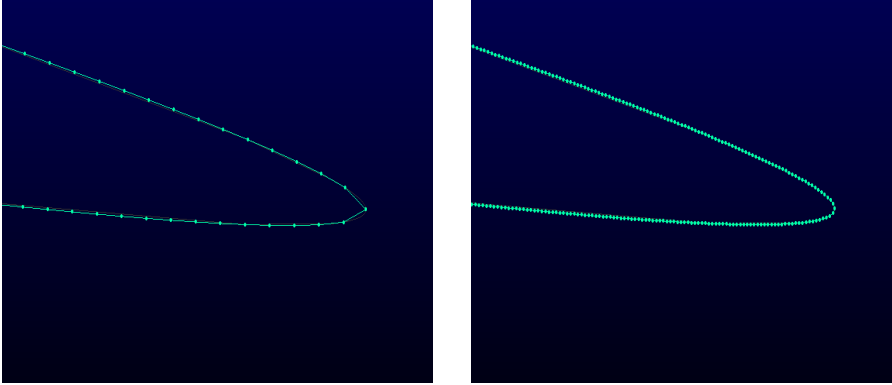


FIGURA 2.3 – Disposizione dei nodi prima (a sinistra) e dopo (a destra) la redistribuzione al bordo d’uscita

distanza tra i nodi in queste due zone pari a 0.15 mm. Il miglioramento ottenuto nella definizione della geometria è mostrato, per il bordo di uscita nella figura 2.3. Definito il numero di nodi ci si è occupati della creazione della mesh strutturata attorno al profilo usata per descrivere lo strato limite. I valori usati per la creazione di questa mesh sono stati individuati dopo innumerevoli prove e rappresentano un risultato soddisfacente, tra questi valori assume particolare importanza l’altezza del primo layer dal profilo. Nel caso in esame si è scelto un valore di questo parametro pari a 0.006 mm. Ricordando che per una definizione ottimale della zona dello strato limite sarebbe opportuno avere un valore dell’ y^+ minore di 1 ed usando un calcolatore disponibile online[34] si è calcolato come per il caso in esame ad un y^+ unitario corrispondesse un’altezza del primo layer pari a 0.026 mm, quindi ben superiore a quello utilizzato in questo studio. Ciò è stato fatto in previsione delle simulazioni dell’involucro di volo, nelle quali le velocità sono maggiori e calcolando l’altezza del primo layer per i punti dell’involucro si è ottenuto, nel caso peggiore, un valore comparabile a quello utilizzato e quindi questo ha garantito l’ottenimento di un valore dell’ y^+ vicino ad 1 in tutti i casi di studio. Il numero di layer creati per questa mesh è 60 con un valore del growth rate pari a 1.07. Dopo aver creato la mesh strutturata attorno al profilo si è creata la mesh non strutturata nel resto del dominio. In questo processo ha assunto grande importanza il valore assegnato al boundary decay, che è stato fatto variare dal valore 0.8 al valore 0.9993 in modo da ottenere mesh che andavano da 200000 a 1000000 di celle. Un esempio della mesh ottenuta al bordo di attacco del profilo è rappresentato nella figura 2.4, dove si possono vedere il boundary layer in prossimità del profilo e la mesh non strutturata che occupa il resto del dominio fluido.

Dopo aver terminato la creazione delle mesh si sono introdotte le condizioni al contorno, che in questo caso sono:

- **velocity inlet**: usata per imporre la condizione in ingresso del flui-

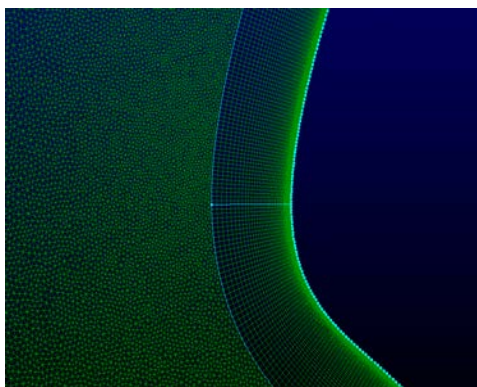


FIGURA 2.4 – Esempio di mesh nel caso bidimensionale in prossimità del leading edge del profilo

do, definita sul bordo a C del dominio;

- **pressure outlet**: usata per imporre il valore della pressione specifica al flusso in uscita, definita sul bordo verticale della mesh;
- **wall**: usata per definire la presenza di un oggetto solido dentro il dominio, nel caso in esame viene usata sulla geometria del profilo;
- **fluid**: usata sia sullo strato limite sia sul resto del dominio esterno allo strato limite, in questo modo si specifica al solutore dove è presente il flusso d'aria.

Dopo aver fatto ciò si è esportata la mesh, sotto forma di file CAS, per poi simularla in Fluent. Importata la mesh, si è dovuto procedere ad impostare correttamente il solutore, inserendo opportunamente tutti i parametri trovati. Appena importata la mesh attraverso le impostazioni generali si è dovuto scalarla opportunamente, poiché le sue dimensioni risultavano essere errate. In seguito su models si è inserito il modello di turbolenza utilizzato nella simulazione, in questo caso il $K-\omega$ SST. Le proprietà del fluido sono state definite su materials, dove si sono sostituiti i valori di ρ e μ con quelli ricavati in precedenza, mentre la velocità e la direzione del flusso sono state definite nel velocity inlet. In particolare la velocità è stata definita tramite le sue componenti rispetto al sistema di riferimento assoluto, facendo attenzione nel porre la componente x pari alla v ricavata sopra mentre la componente lungo y nulla. Per quanto riguarda il pressure outlet si è definito il valore della pressione nelle condizioni operative, in questo caso pari alla pressione atmosferica di 101325 Pa. Il metodo di risoluzione delle equazioni si basa su uno schema accoppiato, per quanto riguarda la discretizzazione della pressione si è scelto uno schema standard mentre per tutte le altre variabili del flusso si è scelto uno schema First order Upwind. Per avere una convergenza

<i>N.celle</i>	C_l	C_d
200K	0.40174	0.018498
400K	0.40336	0.013158
600K	0.40402	0.012700
800K	0.40432	0.012466
1M	0.40449	0.012377
Xfoil	0.4481	0.00696

TABELLA 2.2 – Risultati delle simulazioni del Naca 4412

più rapida sono stati modificati i valori di default del Flow Courant Number e dei fattori di rilassamento di momento e pressione che hanno assunto valori pari a 120, 0.6 e 0.65. Per quanto riguarda tutti gli altri fattori di sotto-rilassamento sono stati lasciati con il valore di default. I valori dei residui sono stati posti pari a $1e^{-06}$. Infine l’inizializzazione della soluzione è stata fatta usando l’inizializzazione ibrida seguita da quella FMG, in cui si sono usate tutte le impostazioni di default.

I risultati delle simulazioni sono espressi nella tabella 2.2. I valori di C_l e C_d nella tabella 2.2 sono stati ricavati invertendo opportunamente le seguenti relazioni:

$$L = \frac{1}{2}\rho C_l L v^2 \quad (2.12)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho C_d L v^2 \quad (2.13)$$

Essendo L e D rispettivamente la portanza e la resistenza ottenute dalle simulazioni utilizzando il comando Reports Forces, in cui si è inserito l’asse lungo cui si voleva misurare la forza. Nell’ultima riga della tabella sono stati riportati anche i valori ottenuti tramite XFOil ed in seguito si è proceduto a discutere meglio le differenze riscontrate.

Nella scelta della mesh da utilizzare si potrebbe considerare anche un altro parametro oltre alla correlazione con i dati sperimentali, ovvero il costo computazionale espresso in minuti per ogni singola simulazione. I tempi misurati per le varie simulazioni vengono riportati nella tabella 2.3. Come si può vedere non essendoci differenze troppo marcate (dell’ordine di ore) tra un mesh e quella successiva si è deciso di mettere in secondo piano questo aspetto nella scelta della mesh, privilegiando la massima accuratezza dei risultati.

Osservando il grafico dell’andamento del C_l rispetto all’angolo di attacco ricavato sperimentalmente [33], si è visto come ci sia un buon accordo con i dati ottenuti tramite le simulazioni, mentre per quanto riguarda il valore del C_d , non essendo stati riportati i valori ricavati sperimentalmente non è stato possibile fare un confronto con i dati ottenuti tramite le simulazioni, l’unica considerazione possibile riguardo al coefficiente di resistenza è legata

<i>N.celle</i>	<i>Tempo min</i>
200K	10
400K	36
600K	61
800K	99
1M	125

TABELLA 2.3 – Tempo impiegato per ogni simulazione

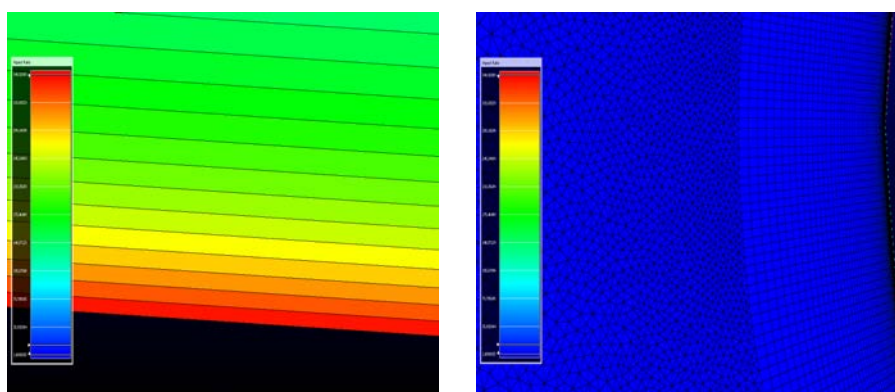


FIGURA 2.5 – Valori dell’aspect ratio vicino alla parete(a sinistra) e distanti da essa (a destra)

alla sua sensibilità rispetto alla mesh utilizzata, che risulta essere molto maggiore rispetto al coefficiente di portanza.

La scelta tra le varie mesh è stata effettuata considerando che lo scarto massimo nei risultati dei coefficienti tra la mesh meno fitta e la più fitta successiva doveva essere dell’1% per entrambi i coefficienti e quindi la scelta finale è ricaduta sulla mesh da 800000 celle.

Per questa mesh si è voluto fare un controllo dei parametri definiti nel primo capitolo per descriverne le caratteristiche, in modo da vedere se fosse in linea con i valori espressi in precedenza. In particolare per la mesh bidimensionale si sono osservati i valori dell’aspect ratio e delle skewness equiangle ed equiarea, ottenendo valori massimi rispettivamente di 349.92, 0.5915 e 0.6442. Si è notato come per l’aspect ratio i valori massimi siano stati ottenuti in prossimità della parete, nei primi layer dello strato limite, mentre distanziandosi dal profilo si assisteva ad una progressiva diminuzione dei valori ottenuti fino a raggiungere valori prossimi all’unità, vedi figura 2.5. Per quanto riguarda invece i valori skewness equiangle ed equiarea, rappresentati al bordo d’attacco e d’uscita del profilo nelle figure 2.6 e 2.7, si è visto come i valori soddisfacessero ampiamente i requisiti descritti nel primo

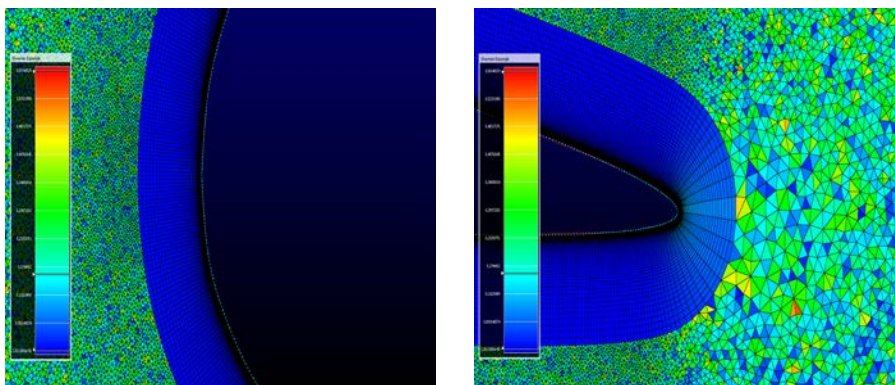


FIGURA 2.6 – Valori della skewness equiangle al bordo d'attacco (sinistra) e d'uscita (destra)

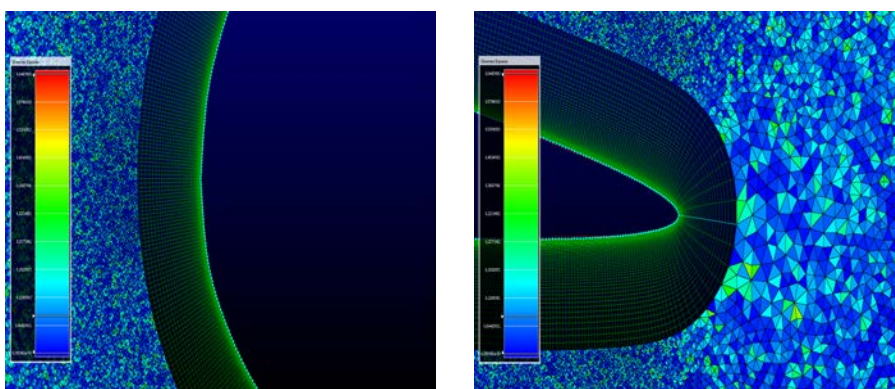


FIGURA 2.7 – Valori della skewness equiarea al bordo d'attacco (sinistra) e d'uscita (destra)

capitolo, rendendo non necessari ulteriori interventi per migliorare la mesh.

Si è voluto infine, per completezza, verificare come la mesh scelta avesse effettivamente un valore dell' y^+ minore di 1 come assunto in precedenza. Per fare ciò si è dovuto utilizzare il comando Plots, selezionare la voce xy plot e indicare come Y axis function il wall y^+ e X axis function il direction vector, ponendo attenzione al fatto di aver selezionato la zona di studio opportuna, nel nostro caso indicata con wing. Il grafico ottenuto è riportato in figura 2.8.

2.3 Simulazioni 2D dell'involuppo di volo e confronto con XFoil

Dopo aver scelto e validato la mesh per il Naca 4412 si è potuto procedere alla simulazione dell'HQ 3.5/14 per i vari punti dell'involuppo di volo ricavati

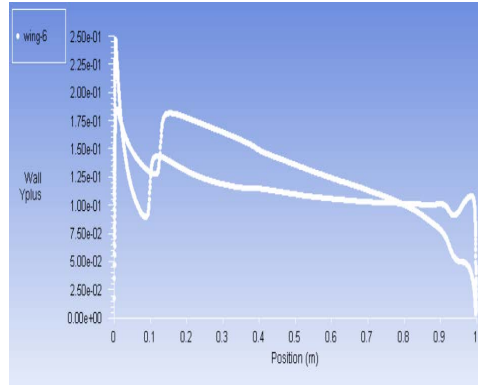


FIGURA 2.8 – Andamento del wall $y+$

<i>Punto</i>	C_{lr}	C_{dr}	C_{lt}	C_{dt}
<i>A</i>	1.4497	0.0259	1.3934	0.0263
<i>C</i>	0.4449	0.0107	0.4319	0.0115
<i>C_{bis}</i>	0.4431	0.0111	0.4304	0.0119
<i>D</i>	0.5533	0.0108	0.5394	0.0114
<i>E</i>	-0.2762	0.0116	-0.2739	0.0135
<i>G</i>	-0.8655	0.0309	-0.7172	0.0490
<i>S</i>	1.4499	0.0289	1.3811	0.0305

TABELLA 2.4 – Coefficienti risultanti dalle simulazioni per i punti dell'involuppo di volo

sopra. Nelle simulazioni dei punti dell'involuppo di volo si è simulato il profilo sia con corda pari a 1088 mm che 555 mm, in modo da simulare sia la base che l'estremità alare.

I risultati ottenuti dalle simulazioni vengono riportati nella tabella 2.4, dove si ricorda come con i pedici r e t si indichino rispettivamente i coefficienti all'estremità e alla base dell'ala. Questi valori ottenuti per i coefficienti sono stati confrontati con quelli ottenuti tramite XFOil, in modo tale da evidenziare eventuali differenze tra i due metodi.

Per calcolare i valori dei coefficienti tramite XFOil sono stati calcolati i numeri di Reynolds dei vari punti dell'involuppo tramite l'equazione (2.10). I vari numeri di Reynolds ottenuti per i punti dell'involuppo sono riportati nella tabella 2.5, dove con Re_r e Re_t si indicano rispettivamente il numero di Reynolds alla base e all'estremità dell'ala. Dopo aver calcolato i vari numeri di Reynolds si è potuto procedere con il calcolo dei coefficienti.

L'elenco dei vari comandi inseriti in XFOil sono riportati nell'appendice B. Dopo aver inserito i comandi l'output di XFOil, di cui un esempio è fornito

Punto	Re_r	Re_t
A	3629928.429	1851663.858
C	3764502.914	1920311.689
C_{bis}	2947726.100	1503665.428
D	5646829.010	2880505.607
E	5646829.010	2880505.607
G	3316667.688	1691866.330
S	1710954.483	872775.4945

TABELLA 2.5 – Numeri di Reynolds per i vari punti dell'involuppo di volo

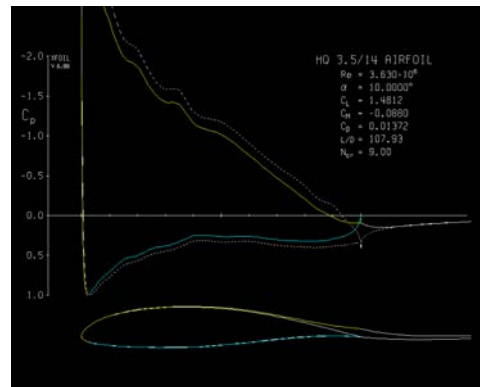


FIGURA 2.9 – Esempio di output di XFOil

nella figura 2.9, restituisce i valori dei coefficienti di portanza e resistenza desiderati. L'elenco completo di questi valori è fornito nella tabella 2.6.

Come si può vedere la differenza tra i risultati ottenuti tramite simulazioni CFD e XFOil risulta evidente, in particolare sembrerebbe che le simulazioni CFD sottostimino il coefficiente C_l mentre sovrastimino considerevolmente il C_d . Vista la differenza tra i due metodi, si è voluta studiare l'eventuale variazione dei risultati ottenuti tramite XFOil al cambiare di due parametri, più precisamente il numero critico e la posizione della transizione tra strato limite laminare e turbolento.

Il numero critico in XFOil è legato alla transizione tra strato limite laminare e turbolento ed una diminuzione di questo parametro fa sì che la transizione avvenga prima, per una trattazione più completa dell'argomento si rimanda comunque alla guida di XFOil[30], in cui sono indicati anche i valori consigliati per ogni condizione. Il valore di default nel software è pari a 9, ma nel caso in esame sono stati provati più valori ed in particolare il parametro è stato posto pari a 7, 5, 3. I risultati ottenuti al variare del parametro sono riportati nelle tabelle 2.7, 2.8 e 2.9.

2. Simulazioni 2D

<i>Punto</i>	C_{lr}	C_{dr}	C_{lt}	C_{dt}
<i>A</i>	1.4812	0.0137	1.4737	0.0142
<i>C</i>	0.4893	0.0054	0.4928	0.0054
C_{bis}	0.4932	0.0051	0.4916	0.0057
<i>D</i>	0.5996	0.0054	0.5963	0.0059
<i>E</i>	-0.2562	0.0068	-0.2547	0.0077
<i>G</i>	-0.9522	0.0141	-0.9256	0.0168
<i>S</i>	1.4941	0.0152	1.4594	0.0174

TABELLA 2.6 – Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell’inviluppo di volo

Facendo un confronto tra queste tabelle e le 2.6 e 2.4 si vede come al diminuire del numero critico i punti *A*, *C*, C_{bis} , *D*, *E* ed *S* presentino valori del coefficiente di portanza via via più simili a quelli ottenuti tramite le simulazioni CFD. Un discorso a parte merita il punto *G* che al calare del numero critico vede aumentare la differenza con il valore del C_l riscontrato nelle simulazioni, questo andamento è legato all’elevato angolo di attacco del punto *G* e al diverso modo di descrivere il distacco dello strato limite tra i due metodi. Per quanto riguarda il coefficiente di resistenza si può vedere come le differenze riscontrate tra XFOil e simulazioni CFD, per tutti i punti dell’inviluppo, siano molto più consistenti rispetto ai coefficienti di portanza e anche la riduzione del numero critico non porta a benefici consistenti.

Dopo aver studiato l’influenza del numero critico sui risultati si è provato ad intervenire sulla posizione della transizione tra strato limite laminare e turbolento andando a ridurre l’ascissa del punto in cui avviene rispetto alla corda. XFOil infatti ad ogni iterazione fornisce questo parametro, indicato tramite la dicitura Side free transition at x/c dove con 1 e 2 si indicano l’estradosso e l’intradosso del profilo. Trovati i valori a cui avviene la transizione ad ogni punto si è deciso di imporla ad un valore di x/c pari a 0.001 mantenendo il numero critico pari a 3.

I risultati ottenuti sono riportati nella tabella 2.10, dove è apprezzabile come i risultati per il coefficiente di portanza siano più vicini a quelli ottenuti tramite le simulazioni CFD per i punti *A*, *C*, C_{bis} , *D* e *G* mentre i punti *E* ed *S* presentino un andamento diverso, con il primo che vede un allontanamento dei coefficienti di portanza da quelli ottenuti tramite la CFD ed il secondo che vede un valore ottenuto per la base dell’ala inferiore a quello della simulazione e per l’estremità un valore simile a quello ottenuto tramite le simulazioni. Anche in questo caso si può vedere come le differenze maggiori coinvolgano ancora una volta i coefficienti di resistenza. Si vuole infine sottolineare come siano state provate ulteriori riduzioni dell’ascissa in cui avviene la transizione ma ciò non ha dato risultati significativi, dando risultati del tipo nan (not a

2.3. Simulazioni 2D dell'involuppo di volo e confronto con XFOIL

<i>Punto</i>	C_{lr}	C_{dr}	C_{lt}	C_{dt}
<i>A</i>	1.4777	0.0144	1.4557	0.0151
<i>C</i>	0.4866	0.0062	0.4896	0.0057
C_{bis}	0.4846	0.0059	0.4894	0.0059
<i>D</i>	0.5937	0.0061	0.5936	0.0062
<i>E</i>	-0.2573	0.0069	-0.2562	0.0078
<i>G</i>	-0.9540	0.0142	-0.9314	0.0168
<i>S</i>	1.4709	0.0165	1.4538	0.0178

TABELLA 2.7 – Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell'involuppo di volo con numero critico pari a 7

<i>Punto</i>	C_{lr}	C_{dr}	C_{lt}	C_{dt}
<i>A</i>	1.4731	0.0147	1.4381	0.0165
<i>C</i>	0.4853	0.0067	0.4805	0.0070
C_{bis}	0.4835	0.0069	0.4808	0.0066
<i>D</i>	0.5915	0.0070	0.5910	0.0065
<i>E</i>	-0.2587	0.0071	-0.2576	0.0079
<i>G</i>	-0.9549	0.0144	-0.9364	0.0169
<i>S</i>	1.4572	0.0173	1.4403	0.0186

TABELLA 2.8 – Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell'involuppo di volo con numero critico pari a 5

number) che quindi non sono stati riportati.

Esposti tutti i risultati ottenuti si possono fare delle considerazioni finali riguardo il confronto tra questi due metodi. Osservando i dati delle tabelle riportate si possono vedere delle differenze che in alcuni casi possono risultare anche marcate, in questa situazione risulta lecito porsi la domanda su quali siano i dati che approssimano meglio il risultato che si otterrebbe con una prova sperimentale. La risposta a tale domanda non risulta banale, in quanto, in assenza di dati sperimentali, risulta impossibile stabilire a priori quali dati, tra tutti quelli esposti, risultino essere quelli corretti. In questa situazione, si possono comunque assumere come maggiormente indicativi i risultati ottenuti tramite le simulazioni CFD, a favore di questa scelta si può portare la seguente motivazione: è stato detto più volte come i valori del C_d ottenuti nelle simulazioni CFD siano molto maggiori rispetto a quanto trovato tramite XFOil, questo porta a dire che se si svolgesse tutta la progettazione del velivolo basandosi su questi dati si procederebbe ad un dimensionamento in sicurezza rispetto alla resistenza, e quindi tutti quei componenti del velivo-

<i>Punto</i>	C_{lr}	C_{dr}	C_{lt}	C_{dt}
<i>A</i>	1.4610	0.0155	1.4300	0.0172
<i>C</i>	0.4766	0.0076	0.4771	0.0078
C_{bis}	0.4749	0.0078	0.4752	0.0081
<i>D</i>	0.5890	0.0073	0.5829	0.0080
<i>E</i>	-0.2611	0.0074	-0.2597	0.0082
<i>G</i>	-0.9569	0.0148	-0.9379	0.0173
<i>S</i>	1.4506	0.0183	1.4107	0.0208

TABELLA 2.9 – Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell’involuppo di volo con numero critico pari a 3

<i>Punto</i>	C_{lr}	C_{dr}	C_{lt}	C_{dt}
<i>A</i>	1.4533	0.0159	1.4111	0.0184
<i>C</i>	0.4607	0.0095	0.4515	0.0107
C_{bis}	0.4576	0.0099	0.4478	0.0112
<i>D</i>	0.5735	0.0091	0.5642	0.0102
<i>E</i>	-0.2594	0.0078	-0.2574	0.0087
<i>G</i>	-0.9508	0.0156	-0.9296	0.0183
<i>S</i>	1.4315	0.0195	1.3823	0.0228

TABELLA 2.10 – Coefficienti risultanti da XFOil per i punti dell’involuppo di volo con numero critico pari a 3 e punto di transizione modificato

Punto	C_{lr}	C_{dr}	C_{lt}	C_{dt}
<i>A</i>	1.5100	0.0260	1.4559	0.0260
<i>C</i>	0.4573	0.0111	0.4391	0.0120
C_{bis}	0.4567	0.0116	0.4388	0.0125
<i>D</i>	0.5654	0.0112	0.5461	0.0119
<i>E</i>	-0.2716	0.0119	-0.2750	0.0136
<i>G</i>	-0.9154	0.0278	-0.8407	0.0369
<i>S</i>	1.5306	0.0290	1.4687	0.0294

TABELLA 2.11 – Coefficienti risultanti dalle simulazioni con modello *Spalart-Allmaras* per i punti dell'involuppo di volo

lo in cui la resistenza rivolge un ruolo fondamentale durante la progettazione (come per esempio il motore) risulterebbero nel caso peggiore (simulazioni CFD) dimensionati correttamente, mentre nel caso migliore (risultati di XFOil) dimensionati in sicurezza.

Simulati tutti i punti dell'involuppo si è voluta indagare la possibilità di svolgere queste simulazioni cambiando il modello di turbolenza, ed in particolare nel caso in esame si è deciso di utilizzare il modello *Spalart-Allmaras*.

2.4 Confronto modelli SA-K- ω SST

La necessità del confronto tra questi due modelli è nata dalla prospettiva di un suo eventuale uso nelle simulazioni 3D, il cui costo in termini di tempo è sicuramente maggiore rispetto alle simulazioni bidimensionali e quindi una buona corrispondenza tra i dati ottenuti avrebbe avallato l'uso di questo modello nelle fasi successive del lavoro.

Il set-up della simulazione col modello *Spalart-Allmaras* è risultato simile a quello delle simulazioni descritte precedentemente sia per quanto riguarda la definizione delle proprietà del fluido, della velocità, della direzione del flusso e delle condizioni del pressure outlet che per quanto riguarda gli schemi scelti per la risoluzione delle equazioni. Anche i valori del Flow Courant Number, dei residui e il processo di inizializzazione sono stati definiti in modo analogo a quanto fatto in precedenza.

I risultati ottenuti per i punti dell'involuppo di volo vengono riportati nella tabella 2.11. Dal confronto tra le tabelle 2.4 e 2.11 si può vedere come per i punti *A*, *C*, C_{bis} , *D* ed *E* le differenze sia per quanto riguarda il C_l che per il C_d risultino minime e mai superiori al 5.5%, quindi per questi punti si può ritenere soddisfacente la correlazione tra i dati ottenuti con i due modelli. Per il punto *G* si vede come si abbiano differenze maggiori rispetto

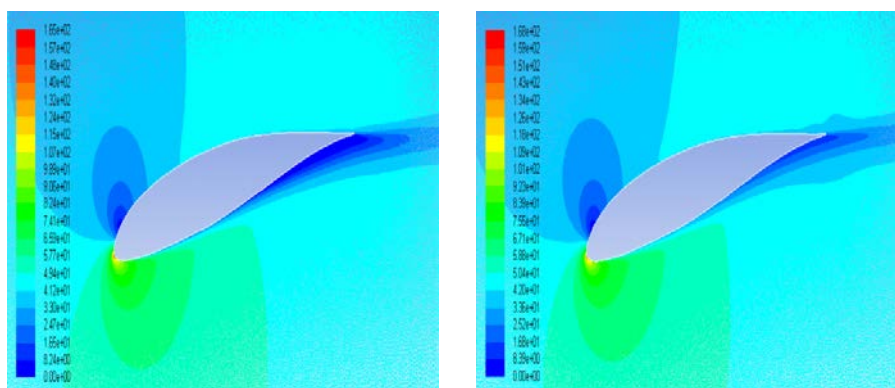


FIGURA 2.10 – Confronto tra l'andamento delle velocità per il punto G con i modelli $k-\omega$ *SST* e *Spalart-Allmaras*

agli altri punti sia per il valore del coefficiente di portanza che per quello di resistenza, in particolare risulta notevole la differenza per la simulazione dell'estremità alare, con differenze per i due coefficienti rispettivamente del 17.2% e del 24.7%. Per cercare di trovare una spiegazione a questo fenomeno si è deciso di evidenziare l'andamento delle velocità attorno al profilo nelle due simulazioni. Per fare ciò in Fluent si è usato il comando `graphics` seguito da quello `contours`, nel quale si è fatto attenzione a definire il dominio su cui si voleva che fosse rappresentato l'andamento delle velocità, quindi nel caso in esame quello che era stato definito con la condizione al contorno `fluid`. Il confronto tra l'andamento delle velocità per il punto G alla base dell'ala è rappresentato nella figura 2.10, dove si può vedere come con il modello $k-\omega$ *SST* il distacco dello strato limite risulti maggiore rispetto a quanto avviene col modello *Spalart-Allmaras*, e ciò spiega la differenza tra i risultati, soprattutto per quanto riguarda la resistenza. Infine per il punto S si può vedere come le differenze si attestino tra il 5.6 % e quasi il 6.4% per i coefficienti di portanza, mentre per quanto riguarda i coefficienti di resistenza le differenze risultino minori e dell'ordine dei pochi punti percentuali.

Analizzate le differenze tra i risultati ottenuti, si può verificare se l'utilizzo dello *Spalart-Allmaras* comporta un'effettiva riduzione dei tempi di simulazione, i valori sono riportati nella tabella 2.12. Come si può vedere il modello *Spalart-Allmaras* comporta un risparmio di tempo per quasi tutte le simulazioni dell'involucro di volo, con la sola eccezione del punto E , con un risparmio massimo percentuale del 59.33%.

Il confronto tra i risultati ottenuti con i due modelli rende chiaro come per piccoli angoli d'attacco ci sia una buona correlazione tra i risultati e che il modello *Spalart-Allmaras* comporti generalmente un risparmio di tempo, quindi per i punti A, C, C_{bis}, D, E ed S si può considerare l'utilizzo del secondo modello come una valida alternativa. Per angoli grandi si vede come la correlazione tra i due modelli non si possa più considerare buona,

2.4. Confronto modelli SA-K- ω SST

<i>Punto</i>	<i>K</i> - ω <i>Tempo</i> _{root} min	<i>K</i> - ω <i>Tempo</i> _{tip} min	<i>S</i> - <i>A</i> <i>Tempo</i> _{root} min	<i>S</i> - <i>A</i> <i>Tempo</i> _{tip} min
<i>A</i>	196	209	113	131
<i>C</i>	93	108	85	75
<i>C_{bis}</i>	96	113	71	75
<i>D</i>	78	96	76	73
<i>E</i>	80	97	88	102
<i>G</i>	359	597	146	331
<i>S</i>	237	301	116	154

TABELLA 2.12 – Confronto tra i tempi richiesti per svolgere le simulazioni con il modello *k*- ω SST e il modello *Spalart-Allmaras*

ciò porta a non considerare più valido l'utilizzo del modello *Spalart-Allmaras* per il punto *G*. Complessivamente, visto che il punto che si rivela essere critico nella correlazione tra i dati è uno, si è deciso di provare ad utilizzare il modello *Spalart-Allmaras* anche per le simulazioni tridimensionali, ponendo particolare attenzione nella valutazione dei risultati del punto *G*.

Capitolo 3

Simulazioni 3D

3.1 Geometria e validazione della mesh

Similmente a quanto detto per il caso bidimensionale, anche in questo caso la geometria risulta perfettamente nota, il processo che ha portato alla definizione di tale geometria esula dalle competenze di questo lavoro e quindi non viene riportato, si riporta però come al termine di tale processo siano stati ottenuti i vari parametri necessari alla costruzione della geometria. L'insieme di tali parametri viene riportato nella figura 3.1. Più nel dettaglio, sempre con riferimento alla figura 3.1, la costruzione dell'ala si è basata sui parametri C_R e C_T che sono le corde alla base e all'estremità alare che assumono i valori già indicati nel capitolo precedente, sull'angolo di freccia che assume il valore di 5.29° e sul valore della semiapertura alare L_{RT} pari a 2870 mm. Tramite Rhinoceros 5 si è creata quindi la geometria usando l'accortezza di troncare il bordo di uscita del profilo a 0.5 mm dalla sua estremità, il motivo di questa scelta è legato alla successiva formazione della mesh, infatti con la troncatura del bordo si va ad evitare la formazione di

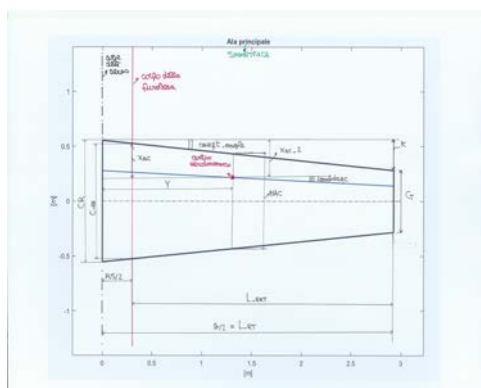


FIGURA 3.1 – Disegno dell'ala in cui sono riportati i parametri noti

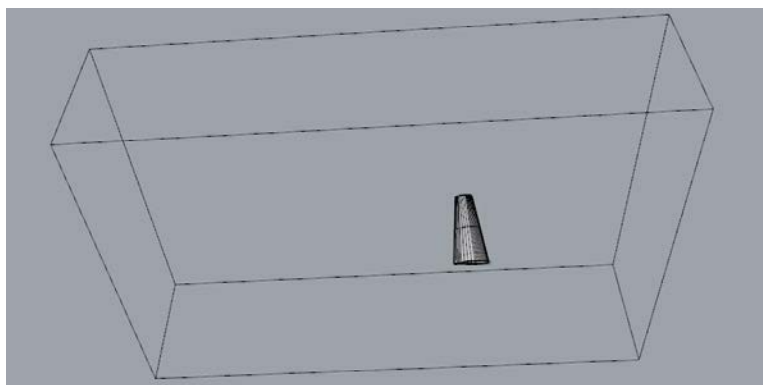


FIGURA 3.2 – Geometria nel caso tridimensionale

celle caratterizzate un aspect ratio troppo elevato e da valori della skewness equiangole ed equiarea vicini ad 1. Questo troncamento del bordo d'uscita ha portato alla formazione di un'altra superficie, di forma rettangolare, oltre a quelle dell'intradosso, dell'estradosso e dell'estremità alare. Per semplicità di esposizione si è deciso di riferirsi a questa nuova superficie come superficie del bordo d'uscita ed è così che viene indicata in tutto il proseguo del lavoro. Formato il modello dell'ala si è proceduto a creare un blocco rettangolare che fungesse da base per la creazione del volume fluido. Inizialmente si è scelto di prendere come misure del blocco le stesse usate nel caso 2D, ovvero una lunghezza pari a cinque corde a monte e dieci a valle dell'ala, invece per la profondità si è scelta una lunghezza pari ad una volta e mezza la lunghezza della semiapertura alare. La geometria così ottenuta è riportata in figura 3.2. Terminata la creazione del blocco si è potuta esportare la geometria, similmente a quanto fatto nel caso bidimensionale, per poi importare tutto nel meshatore.

Il processo che ha portato alla costruzione della mesh volumetrica può essere diviso in più fasi. Innanzitutto si è creato un modello geometrico dell'ala all'interno del software e quindi si sono selezionate tutte le superfici dell'ala importate dal disegno CAD e si è formato il modello. In questo processo si è dovuto fare attenzione alla formazione di gap tra le superfici, infatti la loro presenza indica che le quattro superfici che definiscono l'ala non hanno i bordi perfettamente coincidenti e quindi sono presenti fori nel modello. Nel caso che questi fori siano piccoli si può variare la tolleranza usata nel software, che di default è 0.001, facendo in modo che gli eventuali gap tra i bordi siano più piccoli della stessa e quindi non vengano rilevati altrimenti si deve ricostruire la geometria sul software CAD. Nella fase successiva il modello geometrico creato è usato come base per la creazione di una prima mesh superficiale dell'ala. La mesh costruita è di tipo non strutturato con un Average Δs pari a 10, dove con questa grandezza si va ad influire sulla grandezza media di tutte le celle della mesh, ed il valore 10 usato in

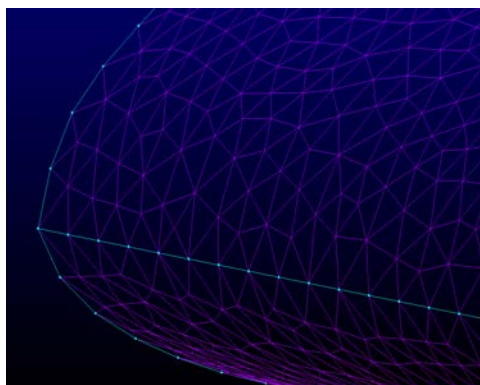


FIGURA 3.3 – Mesh non strutturata al bordo di attacco dell'ala

questo caso rappresenta un valore, trovato dopo alcuni tentativi, accettabile per la prima creazione di una mesh. Un esempio di questa prima mesh, in particolare della zona del bordo di attacco alla base dell'ala, è riportata in figura 3.3. Questa prima mesh è risultata essere molto grossolana e quindi si sono dovuti rifinire i bordi di attacco e di uscita delle mesh dell'intradosso e dell'estradosso, per fare ciò si sono dovuti creare dei layers anisotropi formati da celle triangolari in queste zone, in modo da ottenere una mesh più fine. Questo processo, considerabile come un refinement della mesh, è stato svolto definendo un valore del boundary decay pari a 0.95, dove con questo parametro si va ad influire sul numero di celle che si formano nelle superfici dove si è fatto il refinement, più questo valore è vicino ad 1 più il numero totale delle celle è elevato. Dopo aver impostato il boundary decay sono state definite le condizioni al contorno per i bordi delle superfici su cui si è applicato il refinement, ovvero l'intradosso e l'estradosso. Le tipologie di condizioni al contorno definibili sono varie, ma nel caso in esame ne sono state usate solo due, ovvero:

- **condizione di tipo wall** usata per i bordi nei quali si vuole che vengano creati i layer anisotropi, in questa condizione va specificato un Δs che rappresenta l'altezza del primo layer che si va a creare;
- **condizione di tipo match** utilizzata nei bordi adiacenti a spigoli con la condizione wall, svolge un ruolo fondamentale nella corretta formazione dei layer, permettendo che la distribuzione dei nodi su questi bordi possa essere modificata a seconda delle necessità della mesh.

Nel caso in esame si è usata la condizione wall sui bordi di attacco e di uscita, con Δs rispettivamente di 1 e 0.6, mentre per i bordi dei profili alla base e all'estremità dell'ala si è usata una condizione di tipo match. Infine si sono definiti il numero massimo di layer, pari a 15 ed il rispettivo growth rate, pari a 1.2. Il risultato ottenuto attraverso questo refinement è mostrato

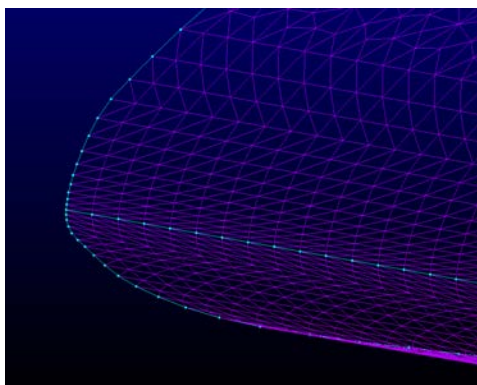


FIGURA 3.4 – Mesh dopo il primo refinement

in figura 3.4. Si fa notare come, rispetto alla 3.3, il bordo di attacco risulti maggiormente definito, risultino evidenti i layer formati e si nota anche come in seguito all'utilizzo della condizione match la distribuzione dei nodi nei bordi alla base dell'ala sia cambiata. Il risultato ottenuto è migliore del precedente ma ancora non soddisfacente, per migliorarlo si è intervenuto sul numero e sulla distribuzione dei nodi presenti sul bordo di attacco e di uscita. Per fare ciò si sono definiti dei nuovi valori delle spaziature tra i nodi alle estremità dei bordi di attacco e di uscita, rispettivamente 1 e 0.6 e due growth rate entrambi pari a 1.2 in modo tale che i nodi risultassero più vicini tra loro alle estremità dell'ala e più diradati nella parte centrale dell'apertura alare, inoltre il software permette di settare il numero ottimale di nodi per i bordi considerati, così facendo si è ottenuto il numero giusto di nodi per soddisfare adeguatamente sia la spaziatura voluta che il growth rate. Nella figura 3.5 si può notare come la distribuzione dei nodi al bordo d'attacco sia cambiata dopo questi ultimi accorgimenti. Fatto quest'ultimo passaggio si è potuta considerare conclusa la formazione della mesh sulle superfici dell'intradosso e dell'estradosso. Per quanto riguarda invece la mesh della superficie del bordo d'uscita si è scelto di fare una mesh strutturata ponendo tre nodi nel lato più corto della superficie, vedi figura 3.6, mentre il numero di nodi presenti sul lato più lungo è vincolato dai passaggi fatti in precedenza per ottenere i layer sui bordi d'uscita. Fatti tutti questi passaggi si è considerata conclusa la creazione della mesh sull'ala. A questo punto ci si è dedicati alla creazione della mesh volumetrica. Per fare ciò innanzitutto si sono create le mesh non strutturate delle superfici del blocco con un Average Δs pari a 500, una volta create si è potuti procedere alla formazione del blocco selezionando tutte le mesh superficiali fatte. Il blocco che si è andato a creare era un blocco vuoto, per creare la mesh volumetrica si è dovuto procedere in maniera analoga a quanto fatto durante il processo di refinement della mesh sull'ala, andando a definire un boundary decay e delle condizioni al contorno per le varie superfici del blocco. Similmente a quanto fatto in

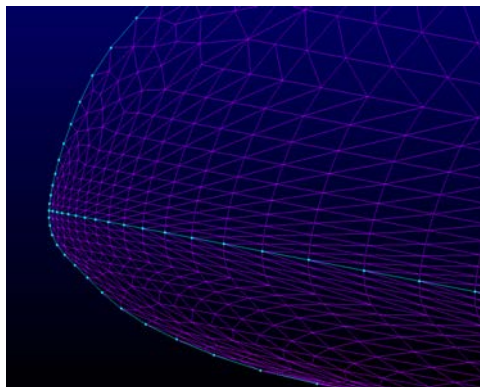


FIGURA 3.5 – Mesh al bordo di attacco dopo aver proceduto alla redistribuzione dei nodi

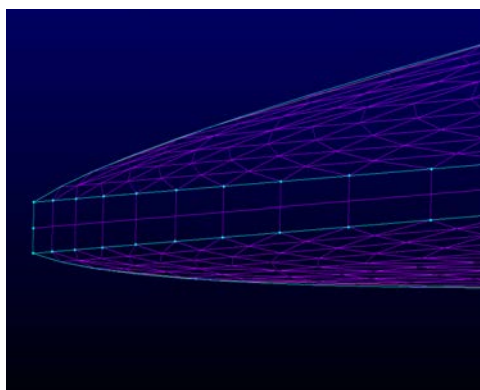


FIGURA 3.6 – Mesh strutturata al bordo di uscita

precedenza il boundary decay ha assunto un valore pari a 0.95, mentre per quanto riguarda le condizioni al contorno se ne sono definite sempre due, una per l'intera superficie alare di tipo wall ed una di tipo match che è stata usata per il piano di simmetria del blocco. La definizione della condizione al contorno sull'ala è di fondamentale importanza, in particolare per quanto riguarda la definizione del Δs , questo infatti risulta essere l'altezza del primo layer sull'ala che viene usato per definire lo strato limite e quindi risulta importante anche per avere una definizione del wall $y+$ intorno ad uno. Per essere sicuri che il wall $y+$ fosse al massimo pari ad uno e quindi scegliere l'altezza opportuna del primo layer si è usato ancora una volta il calcolatore definito nel capitolo precedente [34] in cui si è assunto di avere un valore di wall $y+$ unitario per i vari punti dell'involuppo di volo trovando così diversi valori dell'altezza. Trovati tutti questi valori possibili si è scelto di prendere il valore minore così da essere in sicurezza rispetto a tutti i punti dell'involuppo di volo, il valore scelto quindi è risultato essere 0.00513 mm. Dopo aver proceduto a definire le condizioni al contorno sono stati definiti il numero massimo di layer, stavolta pari a 10 ed il growth rate, sempre pari a 1.2. Attraverso questo procedimento si è ottenuta una mesh da 4.6 milioni di celle.

Anche in questo caso una volta creata la mesh si è dovuto procedere alla definizione delle condizioni al contorno utilizzate successivamente nel solutore (Fluent) similmente al caso bidimensionale, in particolare si sono definiti:

- **Inlet**, in cui si è considerata la sezione frontale del blocco, definito utilizzando la condizione velocity inlet;
- **Outlet**, in cui si è considerata la sezione finale del blocco, definito utilizzando la condizione pressure outlet;
- **Far field**, in cui si è considerato il dominio fluido distante dall'ala, in questo caso si sono volute provare più condizioni al contorno per vedere eventuali differenze e quindi si sono utilizzate il velocity inlet, il pressure outlet e la symmetry;
- **Symmetry**, con cui si è indicato il piano di simmetria dell'aereo, in cui si è usata la condizione symmetry;
- **Wing**, che comprende la geometria dell'ala e in cui la condizione usata è di tipo wall;
- **Air** in cui si è compreso l'intero volume fluido, denominata con la condizione fluid.

Le varie condizioni al contorno definite vengono illustrate nella figura 3.7, dove ad ogni colore è associato una condizione al contorno diversa. In particolare in arancione si indica l'Inlet, in blu il piano Symmetry ed in giallo

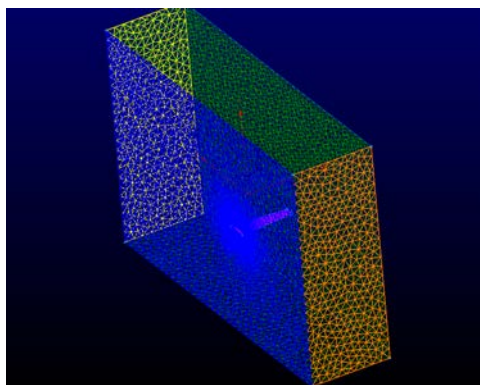


FIGURA 3.7 – Definizione delle condizioni al contorno per la mesh 3D

il Pressure outlet. Il Far field è indicato col colore verde e si applica alle superfici rimanenti del blocco mentre in viola si può vedere la condizione di tipo wall definita per l'ala.

Creata questa prima mesh si è voluto verificarne le caratteristiche attraverso l'aspect ratio, la skewness equiangle e la skewness equiarea considerati sulla superficie dell'ala, ciò, che a prima vista potrebbe non risultare molto chiaro poiché si va a studiare le proprietà di una mesh superficiale e non della mesh tridimensionale, è giustificato dal fatto che la qualità della mesh superficiale influisce sulla qualità della mesh volumetrica e quindi un miglioramento della qualità della prima comporta un corrispettivo aumento della qualità della seconda[9]. I valori massimi trovati per questa mesh sono rispettivamente di 37.33, 0.9382 e 0.9007, per questo motivo si è cercato di modificare la mesh creata sopra in modo da averne una migliore. I parametri su cui si è agito per avere una mesh migliore sono i growth rate utilizzati durante la redistribuzione dei nodi sui bordi di attacco e di uscita, i nuovi valori assunti, ovvero 1.09 hanno portato ad un aumento considerevole del numero di nodi in questi bordi dell'ala, passando da un valore di 209 ad uno di 806 per il bordo di attacco e da 333 a 1334 per il bordo d'uscita, generando una mesh più fitta su tutta la superficie dell'ala. Per via di questa mesh sull'ala molto più fitta si è dovuto abbassare il numero massimo di layer usati durante la creazione della mesh volumetrica, passando da un valore di 10 ad uno di 4 per avere una mesh volumetrica che fosse di 4.7 milioni di celle. Analizzando i tre parametri considerati per la nuova mesh si è potuto notare come i valori assunti fossero 8.87, 0.7443 e 0.8023, risultando quindi decisamente migliori. Un confronto tra i due risultati al bordo di attacco, che risulta essere una delle zone più critiche, è visualizzabile nelle figure 3.8 e 3.9 dove si possono notare in maniera più chiara le differenze appena descritte tra le due mesh.

Ottenute le due mesh si è deciso di simularle entrambe per valutarne la differenza in termini di risultati e tempo impiegato per la simulazione.

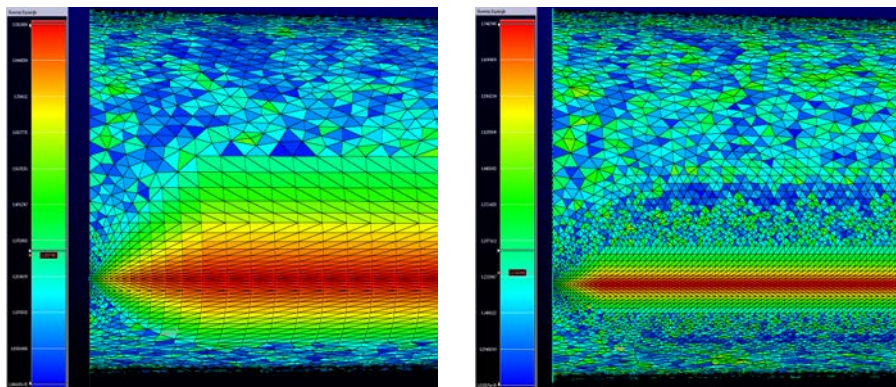


FIGURA 3.8 – Confronto tra i valori della skewness equiangolo nelle due mesh. A sinistra si ha la mesh con growth rate pari a 1.2 a destra quella con 1.09

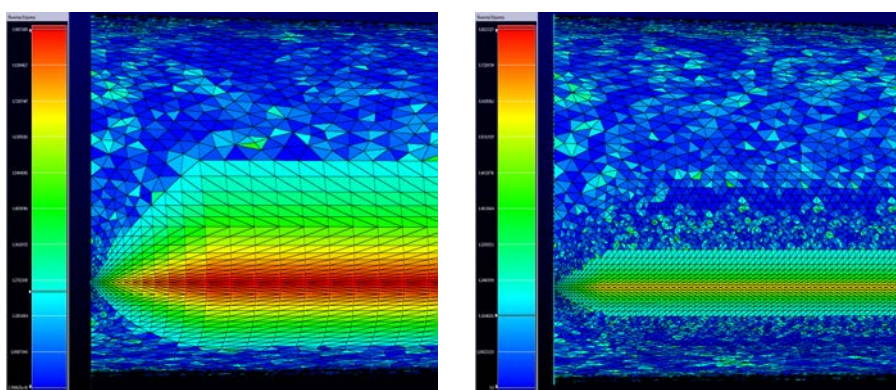


FIGURA 3.9 – Confronto tra i valori della skewness equiarea nelle due mesh. A sinistra si ha la mesh con growth rate pari a 1.2 a destra quella con 1.09

<i>Mesh1</i>	<i>L</i> <i>N</i>	<i>D</i> <i>N</i>	<i>Tempo</i> <i>min</i>
<i>Mesh1_v</i>	1442.2390	70.2984	357
<i>Mesh2_v</i>	1401.8263	72.6823	644
<i>Mesh1_s</i>	1421.6578	70.1844	389
<i>Mesh2_s</i>	1402.3425	72.5428	592

TABELLA 3.1 – Confronto tra le due mesh con differente growth rate

Per effettuare la simulazione di confronto si è deciso di simulare l'ala nella condizione del punto *C* dell'involuppo di volo, ovvero con ala con angolo di attacco nullo e velocità pari a 50.437 m/s. In queste simulazioni si è utilizzato un modello di turbolenza *k- ω SST* e si usato un set up analogo a quello delle simulazioni 2D presentate nel capitolo precedente tranne che nei valori dei residui che sono stati posti pari a $1e^{-05}$. I risultati delle due mesh sono riportati nella tabella 3.1, in cui sono riportati i dati delle simulazioni anche con le diverse condizioni al contorno per il Far field(indicate con il pedice *v* e *s* che indicano rispettivamente velocity inlet e symmetry), si vuole precisare anche come i dati riguardanti la condizione pressure outlet non sono riportati in quanto la simulazione con questa condizione non è arrivata a convergenza. Dal confronto tra le due mesh si può vedere come, mentre per la portanza si abbiano differenze abbastanza piccole, al massimo del 3%, le differenze per la resistenza risultino leggermente maggiori, ma questa differenza non è tale da rendere giustificabile l'utilizzo della mesh con i growth rate modificati poiché il costo computazionale di quest'ultima risulta essere molto superiore rispetto alla prima mesh. Infine si nota come la differenza nei risultati tra l'utilizzo al Far field della condizione velocity inlet o symmetry sia trascurabile, quindi nelle simulazioni fatte in seguito sul Far field è stata posta la condizione velocity inlet poiché facendo un confronto tra i tempi di simulazione della prima mesh si è osservato come con questa condizione i tempi risultassero minori.

Una volta determinata la mesh si è deciso di studiare l'influenza delle dimensioni del blocco sui risultati ottenuti, in questo studio assumono un'importanza secondaria i tempi delle simulazioni ma vengono riportati lo stesso per completezza.

La prima dimensione ad essere studiata è stata la direzione dell'apertura alare. In questa dimensione come già detto la lunghezza del blocco è 1.5 la lunghezza della semiapertura alare. Si è deciso quindi di creare più blocchi con lunghezze di questa dimensione pari a 2, 2.5,3, 3.5 volte la semiapertura alare. In tabella 3.2 si riportano i risultati di queste simulazioni, ponendo attenzione al fatto che il blocco base finora considerato è denominato Blocco 1 e così via per i blocchi con dimensioni maggiori. Dalla tabella si può notare

3. Simulazioni 3D

<i>Blocco</i>	<i>L</i> <i>N</i>	<i>D</i> <i>N</i>	<i>Tempo</i> <i>min</i>
<i>Blocco1</i>	1442.2390	70.2984	357
<i>Blocco2</i>	1387.9875	70.6163	363
<i>Blocco3</i>	1354.4424	75.0806	340
<i>Blocco4</i>	1340.9190	72.3867	349
<i>Blocco5</i>	1337.0970	70.2439	427

TABELLA 3.2 – Variazioni di portanza e resistenza al cambiare delle dimensioni del blocco nella direzione dell'apertura alare

<i>Blocco</i>	<i>L</i> <i>N</i>	<i>D</i> <i>N</i>	<i>Tempo</i> <i>min</i>
<i>Blocco3</i>	1354.4424	75.0806	340
<i>Blocco3</i> ₁₅	1372.0059	70.4289	400
<i>Blocco3</i> ₂₀	1368.4333	71.6956	366

TABELLA 3.3 – Variazioni di portanza e resistenza al cambiare dell'allungamento posteriore del blocco

come la portanza cali dal Blocco 1 al Blocco 5 e si può vedere anche come la differenza percentuale tra la portanza ricavata con l'utilizzo di un blocco e quella ricavata con il blocco successivo diminuisca al progressivo allargarsi del blocco, risultando pari all'1% tra il Blocco 3 e il Blocco 4. Nella tabella si sono riportati anche i valori della resistenza ottenuti per ogni simulazione, si può vedere come anch'essa vari non seguendo però un andamento preciso al contrario di quanto visto per la portanza, per questo motivo, si è deciso di basare la scelta del blocco sui dati della portanza. Si è scelto in modo analogo a quanto fatto col caso 2D di avere uno scarto massimo dell'1% nella portanza tra due mesh consecutive, perciò la scelta è ricaduta sul Blocco 3.

Determinata la lunghezza nella direzione dell'apertura alare si è deciso di studiare l'influenza della lunghezza del blocco a valle dell'ala. Per fare ciò si sono costruiti altri due blocchi allungati posteriormente l'ala con lunghezze pari a quindici e venti volte la lunghezza della corda alla base dell'ala. Si sono simulati anche questi blocchi e i risultati ottenuti sono riportati nella tabella 3.3 dove i blocchi modificati vengono indicati come Blocco 3₁₅ e Blocco 3₂₀. Dalla tabella non è possibile trovare un andamento comune per i valori di portanza e resistenza al variare delle dimensioni del blocco quindi la scelta della geometria inevitabilmente potrebbe sembrare arbitraria. Si nota come le differenze tra i valori della portanza nelle tre simulazioni siano abbastanza piccole e dell'ordine dell' 1%, lo stesso non si può dire per la resistenza, ed in particolare si vede come il Blocco 3 abbia un valore della resistenza più

<i>Blocco</i>	<i>L</i> <i>N</i>	<i>D</i> <i>N</i>	<i>Tempo</i> <i>min</i>
<i>Blocco3</i> ₁₅	1372.0059	70.4289	400
<i>Blocco3</i> _{15^{allarg.}}	1367.3494	71.2019	388

TABELLA 3.4 – Variazioni di portanza e resistenza al cambiare delle dimensioni del blocco nella direzione perpendicolare all’allungamento alare

grande sia rispetto alle simulazioni della tabella 3.3 che rispetto a quelle in tabella 3.2 che invece presentano valori simili tra loro. Avendo quindi una serie di simulazioni caratterizzate da geometrie del blocco diverse il cui valore della resistenza si presenta simile, in assenza di un dato sperimentale che permetta di fare un confronto reale, si è ritenuto che il valore reale della resistenza fosse più vicino a questi valori rispetto a quello indicato dal Blocco 3. Per questo tra i tre valori riportati in tabella 3.3 si sono considerati solo gli ultimi due ed essendo le differenze tra loro minime si è scelto di utilizzare il Blocco 3₁₅.

A questo punto dopo aver studiato l’influenza della lunghezza del blocco nella direzione dell’apertura alare e della corda, è rimasta da studiare solamente l’influenza delle dimensioni del blocco nella direzione perpendicolare all’apertura alare. Anche in questo caso si è costruito un altro blocco, con dimensioni nella direzione dell’allungamento pari a sette volte e mezzo la dimensione della corda (il valore standard è cinque volte la dimensione della corda). Il risultato di questa simulazione è riportato nella tabella 3.4. Come si può vedere le differenze percentuali tra i valori trovati risultano minime e quindi si è deciso di mantenere il blocco determinato in precedenza. Fatta questa ultima considerazione si è potuto ritenere concluso lo studio dell’influenza delle dimensioni del blocco sui risultati della simulazione.

Per completezza si è voluta vedere anche la dipendenza dei risultati delle simulazioni dal numero di celle della stessa. Per fare ciò si sono usate la mesh e il blocco trovati nella trattazione precedente e si è proceduto solamente a modificare il boundary decay della mesh volumetrica in modo da cambiare il numero di celle totali. Si sono create così tre mesh con 5.3, 4.2 e 3.7 milioni di celle. In questa trattazione assume una particolare importanza anche il tempo impiegato per ogni simulazione per risultati delle simulazioni comparabili. I risultati delle simulazioni sono riportati in tabella 3.5. Come si può vedere, prevedibilmente, al diminuire del numero di celle si ha un risparmio in termini di tempo per ogni simulazione anche abbastanza marcato, si vede anche come al diminuire del numero di celle la portanza abbia un andamento calante mentre la resistenza cresce. Inoltre si nota anche che mentre le differenze nei valori della portanza sono piccoli, dell’ordine dei pochi punti percentuali lo stesso non si possa dire per la resistenza, che risulta avere differenze ben più marcate dell’ordine della decina di punti percentuali. Proprio

3. Simulazioni 3D

<i>Blocco</i>	<i>L</i> <i>N</i>	<i>D</i> <i>N</i>	<i>Tempo</i> <i>min</i>
<i>Blocco3</i> ₁₅	1372.0059	70.4289	400
<i>Blocco3</i> ₁₅ _{4.2M}	1368.3159	77.6287	322
<i>Blocco3</i> ₁₅ _{3.7M}	1349.0467	88.8072	279
<i>Blocco3</i> ₁₅ _{5.3M}	1380.6765	69.9619	502

TABELLA 3.5 – Sensibilità al numero di celle della mesh dei valori di portanza e resistenza

per questo motivo, pur avendo un risparmio di tempo significativo si è scelto di continuare ad usare la mesh trovata all’inizio, che per via dell’aumento delle dimensioni del blocco è passata dall’averne 4.6 milioni di celle ad averne 4.9. Infine nell’ultima riga della tabella si è riportato anche quanto ricavato con una simulazione con 5.3 milioni di celle, risulta chiaro dai dati ottenuti come l’aggravio di tempo rispetto alla simulazione da 4.9 milioni di celle non risulta giustificato visto le differenze trascurabili riscontrate tra i risultati delle due simulazioni.

Riepilogando brevemente in questa sezione si sono determinate le dimensioni del blocco e dei valori della mesh, la scelta è ricaduta su una mesh da 4.9 milioni di celle e il blocco è caratterizzato da un allungamento a valle dell’ala e nella direzione dell’apertura alare rispettivamente di quindici volte la dimensione della corda e due volte e mezzo la semiapertura alare a fronte di un blocco di partenza caratterizzato da dimensioni pari a dieci volte la dimensione della corda e una volta e mezzo la semiapertura alare.

3.2 Simulazioni 3D dell’inviluppo di volo

In questa sezione si è proceduto a riportare tutti i risultati ottenuti per i vari punti dell’inviluppo di volo. Ovviamente per i dati riguardanti le mesh e il blocco utilizzato si è fatto riferimento al lavoro precedente, per quanto riguarda il set up del solutore si è utilizzato sempre il modello di turbolenza $k-\omega$ *SST* mentre per gli altri valori ci si è basati su quanto detto nella sezione precedente.

Si vuole evidenziare fin da subito come non siano stati riportati i dati riguardanti le simulazioni svolte col modello *Spalart-Allmaras*, che come visto per le simulazioni 2D si era rivelato particolarmente conveniente in termini risparmio temporale per la maggioranza delle simulazioni, in quanto le simulazioni 3D svolte con questo modello hanno presentato problemi di divergenza, invalidando i risultati ottenuti. Il confronto tra l’andamento dei residui con il modello $k-\omega$ *SST* con quello *Spalart-Allmaras*, disponibile

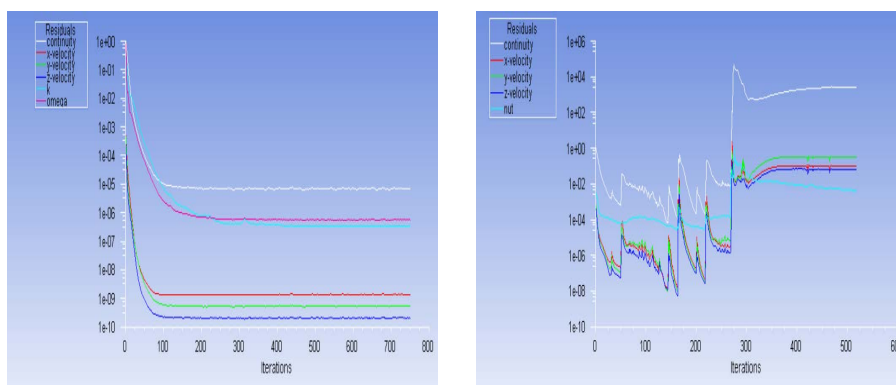


FIGURA 3.10 – Esempio andamento dei residui con il modello $k-\omega$ SST (a sinistra) e con lo Spalart-Allmaras (a destra)

in figura 3.10, rende evidente il problema di divergenza riscontrato con il secondo modello e giustifica il non utilizzo dei dati ottenuti.

Nel calcolo dei coefficienti 3D si è dovuto prestare attenzione al fatto che le formule a cui si faceva riferimento non erano più le (2.12) e (2.13), ma la (2.1) e la sua corrispettiva per la resistenza, quindi si è dovuto usare il valore della superficie alare definito durante lo studio dell'involuppo di volo, ponendo però attenzione al fatto che mentre in quello studio si considerava tutto l'aereo e quindi la superficie era rappresentativa di tutte e due le ali nel caso in esame si è considerata una sola ala e quindi S ha assunto un valore pari a 2.36315 m^2 .

I risultati ottenuti sono espressi nella tabella 3.6, in cui vengono riportati sia i valori delle forze in gioco che quello dei coefficienti ottenuti. Tali risultati vanno confrontati con quanto ottenuto nella sezione 2.1 attraverso l'uso delle polari e delle relazioni definite dalla DPR n. 133 in modo tale da vedere l'accuratezza delle simulazioni rispetto a quei risultati. Il confronto tra i risultati e le valutazioni ricavate da tale comparazione sono sviluppati in maniera esaustiva nella prossima sezione.

3.3 Confronto dei dati preliminari con i risultati delle simulazioni

I risultati ottenuti per il coefficiente di portanza nella sezione 2.1 sono già stati riportati punto per punto durante lo studio dell'involuppo di volo, ma per semplicità di lettura si è deciso di riportarli anche qui nella tabella 3.7.

Come si può vedere dal confronto con i dati riportati nella tabella 3.6 si hanno delle differenze che risultano non essere trascurabili, in particolare i punti che presentano le maggiori differenze sono i punti E e G , con E che

3. Simulazioni 3D

<i>Punto</i>	<i>L</i> N	<i>D</i> N	<i>C_L</i>	<i>C_D</i>
<i>A</i>	4080.6606	317.1463	1.1757	0.0914
<i>C</i>	1372.0059	70.4289	0.3676	0.0189
<i>C_{bis}</i>	839.8026	43.5578	0.3670	0.0190
<i>D</i>	3784.4154	181.4203	0.4507	0.0216
<i>E</i>	-1364.5527	216.9841	-0.1625	0.0258
<i>G</i>	-1657.6383	234.0852	-0.5722	0.0808
<i>S</i>	926.2056	74.0771	1.2014	0.0960

TABELLA 3.6 – Coefficienti risultanti dalle simulazioni 3D per i punti dell'inviluppo di volo

	<i>A</i>	<i>C</i>	<i>C_{bis}</i>	<i>D</i>	<i>E</i>	<i>G</i>	<i>S</i>
<i>C_L</i>	1.2721	0.4287	0.4287	0.526	-0.234	-0.680	1.2721

TABELLA 3.7 – Coefficienti di portanza per i punti dell'inviluppo di volo calcolati nella sezione 2.1

presenta la massima differenza percentuale tra i valori con quasi il 31 % di differenza, seguito dal punto *G* con quasi il 16 % di differenza rispetto ai dati ottenuti nella sezione 2.1. I punti *C*, *C_{bis}* e *D* presentano differenze simili attorno al 14 % mentre i punti *A* ed *S* presentano differenze minori, pari rispettivamente al 7.5% e al 5.5%.

Visti i risultati ottenuti dal confronto, non in linea con le aspettative, si è voluto calcolare il valore dei coefficienti anche attraverso altri metodi, così da vedere se era possibile ottenere accordi migliori rispetto ai valori dei coefficienti trovati tramite le simulazioni CFD.

Il primo metodo considerato consisteva nell'utilizzo della formula (2.2), usando al posto dei valori di C_{lr} e C_{lt} i valori riportati nella tabella 2.4 e per il valore di $\Lambda_{0.25c}$ quello ricavato dal disegno dell'ala.

Il secondo metodo si basava sull'uso della relazione 1.22, dove si è supposta una distribuzione di portanza ellittica anche per l'ala oggetto di studio, ciò rappresenta una buona approssimazione in quanto osservando il grafico dell'andamento della portanza rispetto alla posizione dell'apertura alare per diversi valori del rapporto di rastremazione, figura 3.11, si può vedere come per un'ala caratterizzata da un rapporto di rastremazione vicino a 0.5 il fattore e sia sempre vicino alla curva con e unitario. Nel caso in esame per calcolare i valori dei vari C_L si sono dovuti trovare gli a_0 per ogni punto dell'inviluppo di volo. L'andamento del coefficiente di portanza rispetto all'angolo d'attacco è riportato sia per il caso bidimensionale che tridimen-

3.3. Confronto dei dati preliminari con i risultati delle simulazioni

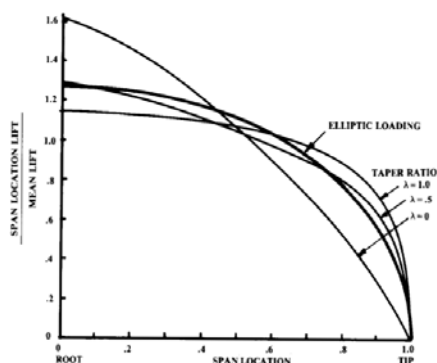


FIGURA 3.11 – Andamento della portanza lungo l’apertura alare per diversi valori del rapporto di rastremazione. Immagine tratta da [31]

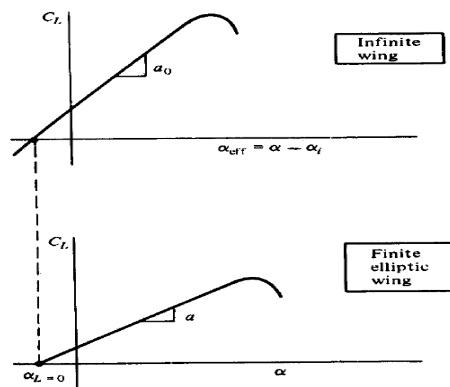


FIGURA 3.12 – Andamento di coefficienti di portanza rispetto all’angolo di attacco per un’ala infinita e finita. Immagine tratta da [35]

sionale con distribuzione di portanza ellittica in figura 3.12, dove sono stati evidenziati i termini a e a_0 , che compaiono nella relazione 1.22 e si è potuto notare come $l'\alpha_{L=0}$ sia uguale nei due casi. Per calcolare gli a_0 è risultato necessario trovare due punti appartenenti alla curva del grafico C_l vs α per ogni punto dell’involuppo di volo. Uno di questi due punti era già noto ed era ricavato dalle simulazioni 2D già fatte per l’involuppo, se ne è dovuto calcolare un altro per ogni caso e per fare ciò è bastato, a parità di numero di Reynolds, di corda e dei parametri usati per definire le caratteristiche dell’aria, fare un’altra simulazione del profilo ad un angolo di attacco diverso da quello usato nell’involuppo di volo, purché fosse nella zona dove esiste una relazione lineare tra C_l ed α . Fatto questo si è potuto calcolare la pendenza della retta, che era pari al coefficiente angolare della stessa, grazie ai due punti trovati e si potuto anche trovare $l'\alpha_{L=0}$ trovando l’intersezione della retta passante per i due punti con l’asse delle ascisse. Una volta trovati questi valori si è proceduto a sostituirli nella (1.22) ponendo attenzione a sostituire

al posto di α il valore dell'angolo di attacco nel punto dell'involuppo di volo. I valori trovati tramite questi due metodi sono riportati nella tabella 3.8.

	A	C	C_{bis}	D	E	G	S
$C_{L_{Raymer}}$	1.2780	0.3941	0.3927	0.4912	-0.2473	-0.7115	1.2726
$C_{L_{Elliptical}}$	1.4694	0.4342	0.4319	0.538	-0.2392	-0.8613	1.4432

TABELLA 3.8 – Coefficienti per i punti dell'involuppo di volo ottenuti supponendo una distribuzione di portanza ellittica e usando la formula (2.2)

Dai risultati si può vedere come il metodo basato su una distribuzione di portanza ellittica sovrastimi il valore del C_L rispetto a quelli riportati nella tabella 3.7 per ogni punto dell'involuppo di volo ed in particolare i punti A , G ed S risultino essere pesantemente sovrastimati. Essendo tutti i valori del C_L trovati superiori rispetto a quanto ottenuto durante la trattazione dell'involuppo di volo, risulta evidente come attraverso questo metodo l'accordo con le simulazioni numeriche risulti peggiore rispetto a quanto ottenuto finora.

La formula (2.2) invece da risultati più complessi da interpretare, infatti nei punti A , E, G ed S i coefficienti ottenuti sono maggiori di quelli riportati nella tabella 3.7 e quindi l'accordo con le simulazioni numeriche risulta peggiore rispetto a quello ottenuto con la tabella 3.7, mentre per i punti C , C_{bis} e D i coefficienti sono minori di quelli della tabella 3.7 e quindi l'accordo con le simulazioni risulta migliore.

Visti i risultati ottenuti e le differenze riscontrate si è pensato di poter migliorare l'accordo tra i dati della sezione 2.1 e risultanti dalle simulazioni tramite un aumento del numero delle celle nella zona della scia dell'ala in modo da descrivere meglio quella zona del volume fluido molto critica, questo processo di rifinitura della mesh, noto in inglese come wake refinement è esposto nella prossima sezione.

3.4 Wake refinement

Il processo di wake refinement, utile per risolvere la scia in modo migliore, si può effettuare tramite vari metodi, qui ne riporteremo tre:

- tramite un **attached wake sheet** ovvero tramite la creazione di un piano, attaccato al bordo di uscita, su cui si costruisce una mesh ibrida, strutturata vicino al bordo di uscita e non strutturata lontano da esso. Poi si sfrutta questa superficie, caratterizzata da una mesh più fitta rispetto alle superfici vicine per creare una zona a valle dell'ala caratterizzata da celle più piccole rispetto alle celle del volume fluido circostante tramite un processo di estrusione;

- tramite una **detached wake sheet**, che si presenta in modo molto simile al metodo descritto sopra, con la differenza che il piano non è attaccato al bordo di uscita e si deve avere l'accortezza di porlo ad una distanza tale da garantire che il boundary layer che si va a creare sull'ala non intersechi questo piano. Sul piano va creata una mesh non strutturata e la risoluzione della scia si ha tramite un processo di estrusione analogo al caso precedente;
- tramite un **blocco**, in cui un blocco caratterizzato da una mesh strutturata viene posto a valle dell'ala.

Si tende a precisare che nello studio qui effettuato tutti e tre i metodi sono stati provati ma i primi due non hanno portato a risultati poiché le simulazioni non hanno raggiunto la convergenza, mentre l'ultimo è l'unico che ha dato effettivamente dei risultati e per questo si descrive il processo di creazione della mesh in modo più dettagliato.

Il processo di creazione della mesh risulta identico a quello descritto precedentemente per la formazione della mesh sull'ala. A valle dell'ala, ad una distanza tale da essere al di fuori della regione occupata dal boundary layer, si è creato un blocco caratterizzato da una larghezza pari alla dimensione dell'apertura alare, da un'estensione a valle dell'ala di tre metri e da un'altezza pari a 250 mm. Una volta creato il blocco si è assegnato il numero di nodi per ogni lato del blocco facendo attenzione che il numero di nodi fosse uguale per tutti i lati con la medesima lunghezza e che fossero equidistanti tra loro. In particolare si sono posti 125 nodi sui lati lunghi tre metri, 80 su quelli lunghi come l'apertura alare e 7 su quelli lunghi 250 mm. A questo punto si sono create le mesh strutturate su ogni superficie del blocco e successivamente si è proceduto alla formazione del blocco, che è risultato essere costituito da 58776 celle.

Creato il blocco si è proceduto a traslarlo opportunamente per fare in modo che la descrizione della zona della scia fosse ottimale. Per ogni punto si è traslato il blocco in maniera opportuna lungo la direzione perpendicolare all'apertura alare mentre lungo la direzione dell'apertura si è traslato il blocco di 200 mm in modo tale che il refinement della mesh coinvolgesse anche la zona del vortice di estremità alare.

Fatto tutto questo si è proceduto alla creazione del blocco esterno costituente il volume fluido comprendendo il blocco appena creato, nella creazione della mesh volumetrica successiva si sono usati tutti i valori già espressi nelle sezioni precedenti e si è ottenuta una mesh il cui numero di celle oscillava tra 6 e 6.2 milioni di celle al variare del punto dell'involuppo considerato.

La definizione delle condizioni al contorno utilizzate nel solutore è stata analoga a quanto fatto in precedenza e l'unica differenza si è avuta nella definizione della condizione fluid, che è stata applicata ad entrambi i blocchi presenti nella mesh in modo da indicare che entrambi erano attraversati dal flusso d'aria.

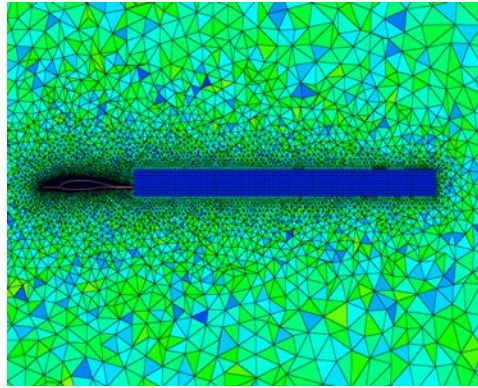


FIGURA 3.13 – Sezione della mesh 3D con il wake refinement

<i>Punto</i>	<i>L</i> N	<i>D</i> N	C_L	C_D
<i>A</i>	4189.3200	361.1433	1.2073	0.1041
<i>C</i>	1380.7127	70.5541	0.3700	0.0189
C_{bis}	845.8263	43.6711	0.3696	0.0191
<i>D</i>	3824.9871	182.6248	0.4555	0.0218
<i>E</i>	-1405.8034	218.9564	-0.1674	0.0261
<i>G</i>	-1781.7868	244.3478	-0.6150	0.0844
<i>S</i>	931.6271	74.7845	1.2084	0.0970

TABELLA 3.9 – Coefficienti risultanti dalle simulazioni 3D per i punti dell’involuppo di volo con l’utilizzo del wake refinement

Il risultato di questo processo viene illustrato nella figura 3.13 dove si può vedere più nel dettaglio la zona della mesh dove si è operato il wake refinement mentre per quanto riguarda i risultati numerici, essi sono riportati nella tabella 3.9.

Confrontando i risultati ottenuti nella tabella 3.9 con quelli della 3.7 ed analizzando le differenze riscontrate tra le due tabelle rispetto a quanto ottenuto per le simulazioni senza il wake refinement si può vedere come tutti i punti presentino un miglioramento dell’accordo tra quanto ottenuto nella sezione 2.1 e quanto ottenuto per via numerica con l’utilizzo del wake refinement. In particolare l’accordo del punto *G* è quello che presenta il miglioramento più grande, anche se la differenza con quanto ottenuto nel capitolo precedente risulta ancora abbastanza significativa.

Per cercare di spiegare il motivo di questo miglioramento si è deciso di studiare l’andamento delle velocità su un piano che interseca l’ala a metà della sua apertura alare, il confronto è rappresentato in fig 3.14. Si può notare come con il wake refinement si abbia un andamento delle velocità

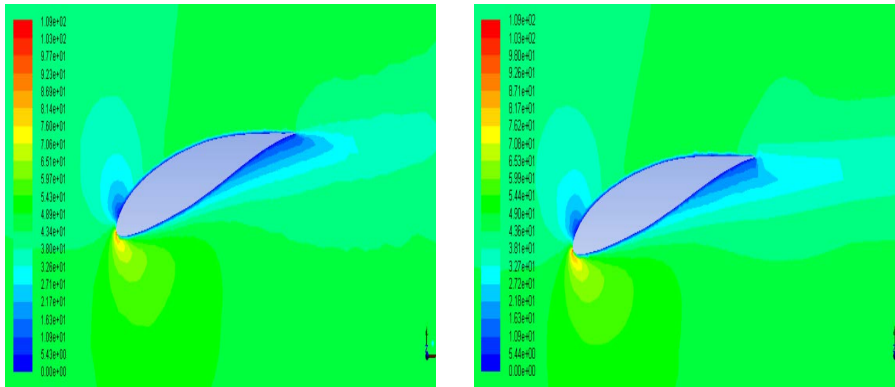


FIGURA 3.14 – Confronto tra l'andamento della velocità senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto G

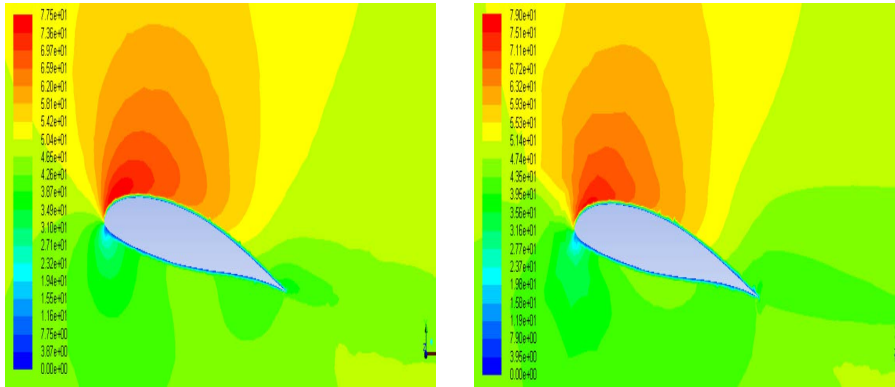


FIGURA 3.15 – Confronto tra l'andamento della velocità senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto A

attorno al profilo differente rispetto al precedente ed in particolare risulti minore il distacco dello stato limite.

Anche il punto A presenta un miglioramento con l'utilizzo del wake refinement, un confronto analogo a quanto fatto per il punto G è svolto in figura 3.15, in questo caso si può notare come l'andamento delle velocità tra le due simulazioni sia simile, ma si nota anche come le velocità attorno al profilo risultino essere più elevate nel caso col wake refinement. Per completezza si è deciso di osservare anche l'andamento della pressione statica nei due casi, figura 3.16. Osservando tale figura si nota come ci sia una differenza al bordo d'uscita tra i due casi e si nota anche come i valori massimi della pressione registrati siano più alti nel caso con il wake refinement, mentre per quanto riguarda il valore a fondo scala le differenze risultino minime.

Il punto E , pur rimanendo molto distante dal valore riportato nella tabella 3.7, presenta un piccolo miglioramento dell'accordo con i dati ottenuti numericamente attraverso l'utilizzo del wake refinement. Anche in questo

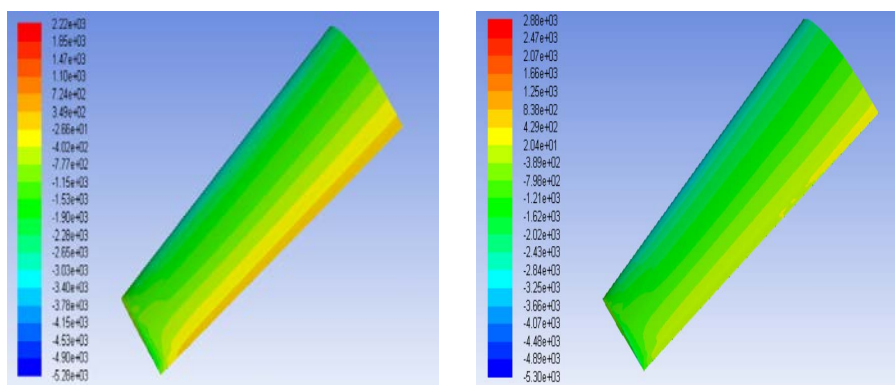


FIGURA 3.16 – Confronto tra l'andamento della pressione statica senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto A

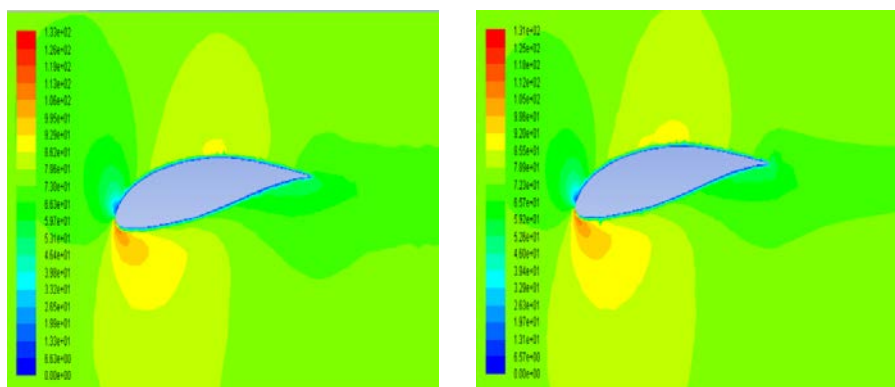


FIGURA 3.17 – Confronto tra l'andamento della velocità senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto E

caso si è fatto un confronto tra gli andamenti delle velocità nelle due simulazioni e, similmente a quanto visto nel punto A si vede un andamento delle velocità analogo tra i due casi studiati. L'andamento delle pressioni per i due casi è riportato in figura 3.18 in cui si possono notare le differenze sia per quanto riguarda l'andamento all'intradosso che per quanto riguarda i valori massimi delle pressioni raggiunti.

Infine per quanto riguarda i punti C, C_{bis}, D ed S si può vedere come la presenza del wake refinement ha comportato variazioni minime del valore dei coefficienti di portanza e quindi l'utilizzo o meno di questo strumento non ha modificato sostanzialmente la concordanza con i dati ottenuti nella sezione 2.1.

Per fare un'analisi completa su questo strumento si riporta anche in questo caso un confronto tra i tempi impiegati con l'utilizzo o meno del wake refinement, vedi tabella 3.10, tenendo a mente che in questo studio l'obiettivo è la massima precisione della simulazione e quindi il costo computazionale

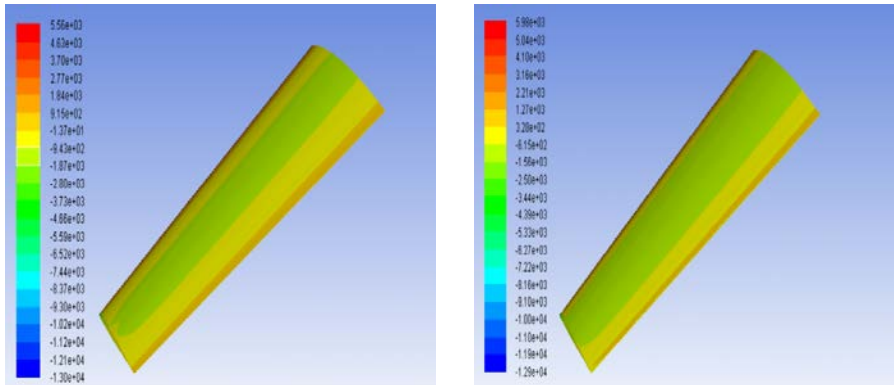


FIGURA 3.18 – Confronto tra l'andamento della pressione statica senza il wake refinement (a sinistra) e con wake refinement (a destra) per il punto E

<i>Punto</i>	<i>Tempo</i> min	<i>Tempo_{ref.}</i> min
<i>A</i>	423	688
<i>C</i>	400	619
<i>C_{bis}</i>	430	545
<i>D</i>	412	589
<i>E</i>	443	679
<i>G</i>	482	697
<i>S</i>	413	557

TABELLA 3.10 – Confronto tra i tempi impiegati per la simulazione dei punti dell'involuppo di volo in assenza e in presenza del wake refinement

passa in secondo piano. Per questo motivo anche a fronte di piccole variazioni del valore dei coefficienti ricavati l'utilizzo di questo strumento risulta giustificato.

Si è visto come il confronto tra le tabelle 3.9 e 3.7 ci restituisca dei valori dei coefficienti ottenuti con la CFD minori rispetto a quanto preventivato per tutti i punti dell'involuppo. Risulta quindi evidente come non sia possibile garantire i coefficienti n , appartenenti al grafico v - n , definiti nel capitolo precedente per ogni punto dell'involuppo. In questa situazione può risultare utile ricavare i valori risultanti di n con i dati ottenuti dalle simulazioni CFD e confrontarli sia con i valori da imposti durante lo studio dell'involuppo di volo che con i valori imposti dalla DPR n. 133.

Ricordando la semplice relazione $L = nW$ e ricordando che $W=1962$ N, dai valori di L ottenuti dalla tabella 3.9, facendo attenzione a raddoppiare i valori della portanza perché nello studio si considera il velivolo nella sua completezza, ed invertendo semplicemente si ottengono i nuovi valori di n che per brevità vengono riportati nella tabella 3.11.

3. Simulazioni 3D

	<i>A</i>	<i>C</i>	C_{bis}	<i>D</i>	<i>E</i>	<i>G</i>	<i>S</i>
<i>n</i>	4.27	1.41	0.86	3.90	-1.43	-1.82	0.95

TABELLA 3.11 – Valori del fattore di carico *n* ottenuti tramite le simulazioni CFD

Facendo il confronto con quanto detto nel capitolo precedente si vede come per il punto *A* non si riesca a soddisfare il valore di *n* pari a 4.5 assunto per ragioni di sicurezza ma si riesca a soddisfare il valore assunto dalla normativa che prescrive un valore pari a 4. La stessa cosa non si può dire per i punti *D*, *E*, *G* ed *S* che non riescono a soddisfare i valori imposti dalla normativa, rispettivamente di 4,-2,-2 e 1. Per punti *C* e C_{bis} , che non vengono riportati in figura 2.1 si può vedere come i valori siano minori a quelli calcolati nella sezione 2.1 ed in particolare per il C_{bis} sia minore di 1, questo implica che la portanza generata in questa condizione non sia sufficiente a sostenere il peso dell'aereo durante il volo e che quindi questa non sia la velocità di crociera minima.

Questi risultati indicano chiaramente che per essere in grado di soddisfare la DPR n. 133 si debba intervenire modificando l'angolo d'attacco dei punti che non riescono a soddisfare la normativa. In particolare, per il punto *D* si è trovato che per un angolo pari a 1.5° il coefficiente *n* assume il valore 4.28, che non soddisfa gli standard imposti nel capitolo 2 ma riesce a soddisfare la normativa, per il punto *E* si deve aumentare l'angolo di attacco a -7.5° , in modo tale da ottenere un valore di *n* pari a 2.09 mentre per il punto *S* l'angolo di attacco deve essere aumentato fino a 11.5° in modo tale da ottenere un valore di *n* pari a 1.01. Per il punto C_{bis} si è dovuto procedere ad un cambio di velocità e non di angolo di attacco, ed in particolare si è visto che con una velocità pari a 43 m/s il coefficiente *n* assume il valore 1.02, che soddisfa i requisiti stabiliti. Infine anche per il punto *G* si è provato a variare l'angolo di attacco in modo da soddisfare i requisiti della normativa, in particolare si sono studiate varie configurazioni con angoli a partire da -12.5° fino a -14° , ma nessuna di esse ha dato i risultati sperati, rendendo impossibile il raggiungimento del valore di *n* pari a -2. Tra tutte le varie configurazioni studiate si è verificato come effettivamente quella con angolo di attacco pari a -13° presentasse il valore del C_L maggiore, per questo motivo si è pensato di mantenere questa configurazione variando la velocità v_G per vedere se era possibile ottenere un valore di *n* pari a -2 mantenendo il valore del C_L minore del massimo imposto dalla normativa, ovvero -0.68. Per una velocità pari a 46.75 m/s si è ottenuto un *n* pari a -2.01 ed il corrispettivo C_L è risultato essere -0.615, cioè minore del limite massimo imposto dalla normativa.

Risulta evidente dal lavoro svolto che le proprietà dell'involuppo di volo riportate in tabella 2.1 devono essere aggiornate per soddisfare i valori impo-

sti dalla DPR n.133. Tali valori aggiornati sono riportati nella tabella 3.12 e sono stati utilizzati per impostare le simulazioni dei capitoli seguenti.

<i>Punto</i>	<i>n</i>	<i>v</i> <i>m/s</i>	<i>α</i> <i>deg</i>
<i>A</i>	4.27	48.634	10
<i>C</i>	1.41	50.437	0
<i>C_{bis}</i>	1.02	43	0
<i>D</i>	4.28	75.655	1.5
<i>E</i>	-2.09	75.655	-7.5
<i>G</i>	-2.01	46.75	-13
<i>S</i>	1.01	22.926	11.5

TABELLA 3.12 – Riepilogo delle proprietà dei punti dell’involuppo di volo ottenuti tramite le simulazioni CFD

Capitolo 4

Studio sulle wing tips

4.1 Introduzione

Nel seguente capitolo si è voluta studiare la possibilità di aumentare l'efficienza tramite alcune modifiche geometriche all'ala studiata finora. Si ricorda come per efficienza si intenda il rapporto tra portanza e resistenza e l'aumento di questo rapporto risulta essere di fondamentale importanza, poiché una maggiore efficienza porta ad un minor consumo di carburante, allungando i tratti percorribili dal velivolo ed avendo anche ricadute a livello economico legato ai costi del carburante.

Visto che l'aereo passa gran parte del tempo di volo a velocità di crociera si è pensato che questo studio andasse effettuato in questa condizione di volo e quindi le simulazioni svolte nel seguente capitolo fanno riferimento al punto C dell'involuppo.

4.2 Geometrie e mesh

Per la scelta delle geometrie da studiare si è fatto riferimento al lavoro di Raymer[31], vedi figura 4.1, e tra le wing tips mostrate sono state scelte le seguenti:

- cut-off tip;
- rounded tip;
- sharp tip;
- hoener tip;
- upswept tip;
- drooped tip;
- end plate.

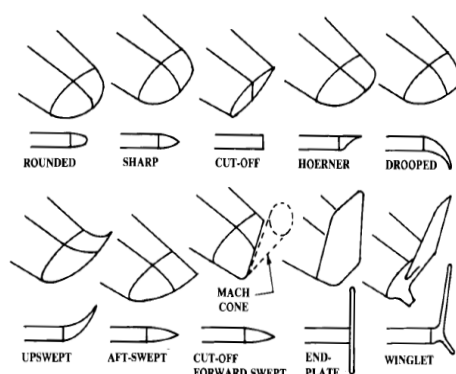


FIGURA 4.1 – Tipologie di wing tips. Immagine tratta da [31]

Si vuole precisare come la geometria usata finora per l'ala ricada nella categoria delle cut-off tip e che i dati ottenuti con questa estremità alare sono stati usati per confrontare l'efficacia delle altre tips.

In questo studio si è seguito un doppio approccio: prima si è studiata l'efficienza di ogni soluzione sull'ala aggiungendo semplicemente all'estremità alare la geometria della tip considerata, poi dopo aver trovato le geometrie più promettenti per ogni singola tipologia di estremità alare si è proceduto ad usare queste geometrie ottenute sull'ala mantenendo però l'apertura alare inalterata, questo per studiare il caso in cui gli ingombri dell'ala fossero fissati da altre esigenze, come ad esempio problemi legati all'immagazzinamento dell'ala, per via di dimensioni ridotte del luogo di deposito.

Qui di seguito sono descritte la costruzione delle geometrie e delle mesh per ogni tipologia di wing tip e sono evidenziate le eventuali differenze presentatesi rispetto a quanto fatto finora.

4.2.1 Rounded tip

La creazione della geometria della rounded tip è la più semplice tra tutte quelle considerate. Partendo dalla geometria base, dopo aver trovato la lunghezza del lato minore della superficie del bordo d'uscita, si è creato un semicerchio su questo bordo e poi tramite il comando di Rhinoceros 5 sweep su due binari si è creata la superficie arrotondata all'estremità alare selezionando come curva base il semicerchio creato e selezionando come binari le curve dell'estradosso e dell'intradosso del profilo. Dopo aver fatto ciò si è creata una piccola superficie semicircolare per chiudere il gap creatosi al bordo di uscita per via della nuova superficie circolare ed una volta fatto ciò la geometria si è potuta considerare conclusa. La geometria così formata viene illustrata in figura 4.2, dove a sinistra si ha una vista dall'alto della tip mentre a destra si ha un dettaglio sulla superficie semicircolare creata al bordo d'uscita.

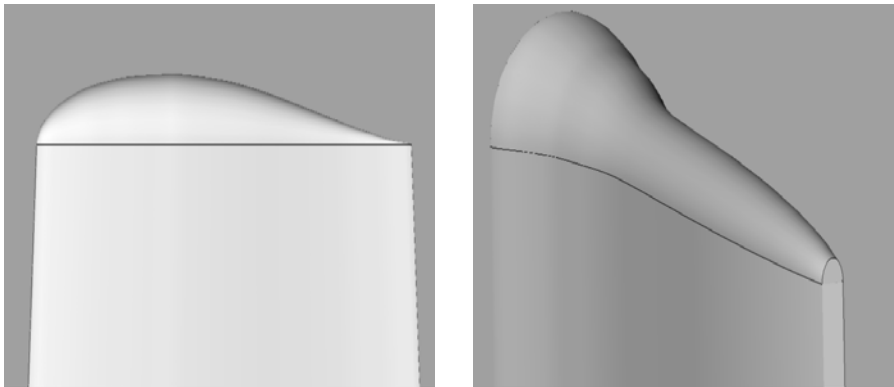


FIGURA 4.2 – Geometria della rounded tip

Il processo di creazione della mesh si è svolto in maniera analoga a quanto fatto in precedenza, la differenza più rilevante ha riguardato la superficie della tip appena creata. Infatti dopo aver creato la prima mesh non strutturata con un Average Δs di 10 si è applicato il refinement sulla mesh della tip modificando il valore del boundary decay portandolo da 0.95 a 0.999, in modo tale da avere più celle in quell'area per descrivere meglio la curvatura di quella superficie. In questo caso nel refinement su questa superficie non si è definita nessuna condizione al contorno per i bordi d'attacco e d'uscita, ma solamente una di tipo match che si è applicata nel bordo di congiunzione tra estremità alare e tip. Per quanto riguarda la superficie semicircolare, su di essa si è utilizzata una semplice mesh non strutturata. Per la creazione della mesh volumetrica il procedimento è stato identico a quello indicato nel Capitolo 3, l'unica accortezza tenutasi è stata aggiungere le superfici della tip creata nella condizione al contorno con $\Delta s=0.00513$ mm in modo tale che anche su queste superfici venisse costruito lo strato limite similmente al resto dell'ala. La mesh così formata ha 4.9 milioni di celle.

4.2.2 Sharp tip

Prima di procedere alla descrizione della costruzione della geometria e della mesh si vuole chiarire un aspetto utile anche per le successive geometrie. In questo studio per ogni geometria costruita ne sono state fatte più versioni per vedere l'influenza di determinate dimensioni sui risultati ottenuti. Quindi per ogni geometria sono state scelte delle dimensioni "notevoli" che venivano cambiate di versione in versione, nel caso della sharp tip per esempio la dimensione notevole scelta è stata la lunghezza della tip nella direzione dell'apertura alare. Per fare in modo che le variazioni in queste dimensioni non potessero sembrare arbitrarie e casuali si è scelto di definire un'unità base di cui far variare le geometrie delle varie versioni, e l'unità scelta è l'1% della semiapertura alare. Quindi, visto che la semiapertura

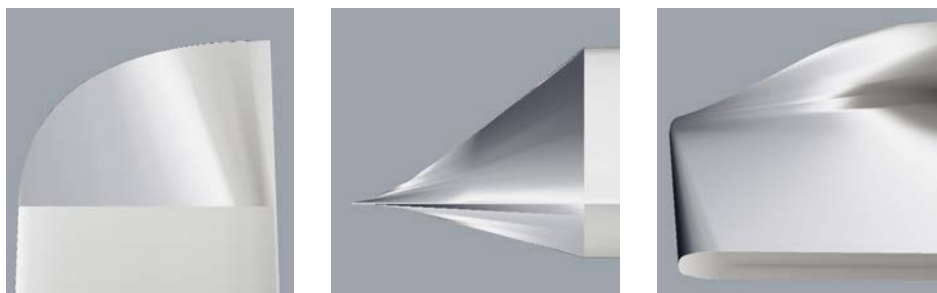


FIGURA 4.3 – Geometria della sharp tip

alare è 2870 mm l'unità scelta è 28.7 mm e quando si parlerà, per esempio, di una sharp tip con lunghezza pari al 2% si intenderà quindi una sharp tip con una lunghezza nella dimensione notevole di 57.4 mm.

Chiarito ciò possiamo passare alla descrizione della creazione della geometria, in questo caso sono state create tre versioni di questa geometria, con lunghezza nella dimensione "notevole" rispettivamente del 3%, 4%,5%. La geometria creata viene riportata, in varie viste, nella figura 4.3, in particolare nelle prime due viste si vedono la tip dall'alto e frontalmente mentre la terza vista è un dettaglio del bordo d'uscita, si vuole far vedere infatti come l'estremità del bordo d'uscita sia stato opportunamente smussato e non presenti spigoli vivi.

Per quanto riguarda la formazione della mesh importando la geometria nel meshatore si sono create cinque superfici nuove che sono andate a costituire la nuova estremità alare, per queste si è creata una prima mesh non strutturata con Average Δs pari a 10 similmente al resto dell'ala e successivamente si è fatto un refinement della mesh sulle superfici superiore ed inferiore della tip seguendo un procedimento simile a quanto fatto per l'intradosso ed l'estradosso dell'ala. Nel refinement della tip le uniche differenze rispetto al processo fatto per il resto dell'ala riguardavano la definizione del boundary decay, posto 0.98 in modo tale da avere una mesh più fitta in quella zona e la definizione delle condizioni al contorno, infatti sono state poste solo due condizioni al contorno di cui una di tipo wall al bordo d'uscita, con un Δs pari a 0.6 e una di tipo match applicata ai bordi che uniscono la tip all'ala. Similmente a quanto fatto in precedenza anche qui si sono redistribuiti i nodi sul bordo d'uscita della tip usando i parametri già definiti per l'ala. Sulla superficie al bordo di uscita della tip si è costruita anche in questo caso una mesh strutturata, in maniera analoga a quanto fatto per il resto dell'ala. Nelle due superfici rimanenti, che chiudevano la geometria creando il bordo curvo esterno si sono create delle mesh non strutturate, facendo attenzione a porre il numero adeguato di nodi lungo i bordi delle superfici, in modo da descrivere ottimamente la geometria, inoltre per cercare di avere una certa uniformità con le dimensioni delle celle appartenenti alle mesh adiacenti si

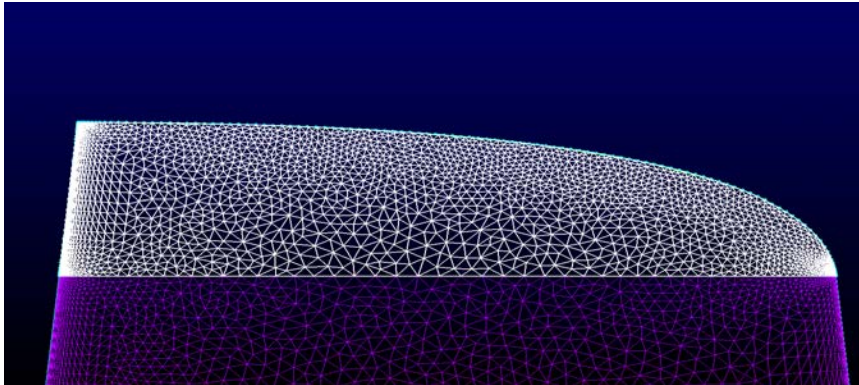


FIGURA 4.4 – Mesh della sharp tip

è imposto che la distanza tra i nodi in questi bordi vicino al bordo d'uscita fosse di 0.6 e vicino al bordo d'attacco fosse 1. In figura 4.4 è mostrato il risultato della mesh costruita sull'estradosso dell'ala, in particolare si può vedere la mesh creata da una vista dall'alto con cui si può apprezzare i layer generati al bordo d'uscita della tip. Svolti tutti i passaggi sopra elencati si è considerata conclusa la creazione della mesh sulla superficie dell'ala e si è passati alla creazione della mesh volumetrica, qui l'unica differenza è consistita nella definizione delle condizioni al contorno, vale infatti quando detto per la rounded tip e quindi per creare il boundary layer su tutta la geometria che si è andati poi a simulare si sono dovute selezionare tutte le superfici dell'ala e della tip nella definizione della condizione al contorno. Le mesh così create presentano un numero di celle pari a 5.3 milioni.

4.2.3 Hoener tip

Anche per la Hoener tip si sono create tre versioni, ed anche questa volta la dimensione "notevole" è la direzione dell'allungamento alare, con le versioni create che hanno una lunghezza del 3%,4%,5%. La geometria della Hoener tip viene rappresentata in figura 4.5, a sinistra si ha la vista dall'alto, che risulta essere molto simile a quella della sharp tip, centralmente si ha la vista frontale ed in questa risultano più evidenti le differenze tra le due tip, si nota infatti come solo l'intradosso sia caratterizzato da un angolo di inclinazione, mentre l'estradosso sia la prosecuzione della geometria dell'ala, diversamente da quanto accadeva nella sharp tip dove sia intradosso che estradosso presentano un'inclinazione, infine a destra è presentato il dettaglio dell'estremità del bordo d'uscita, diversamente da quanto fatto per la sharp tip qui si può notare un bordo con spigoli vivi. Si è fatta questa scelta poiché si è notato nella sharp tip ed è stato verificato anche nella Hoener che la mesh di una superficie curvilinea con un raggio così piccolo richiedeva un numero notevole di celle in quella zona per far sì che la mesh seguisse l'andamento

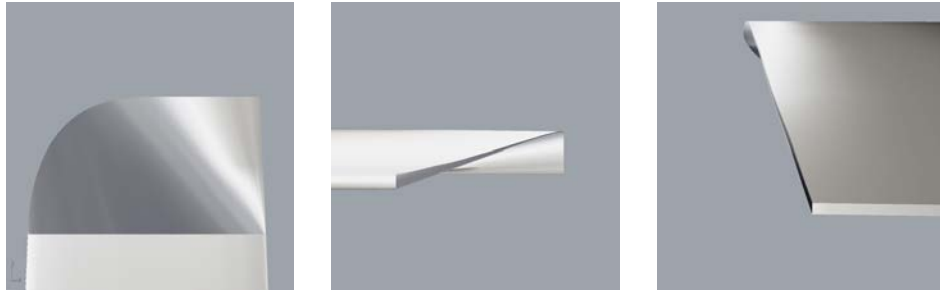


FIGURA 4.5 – Geometria della Hoener tip

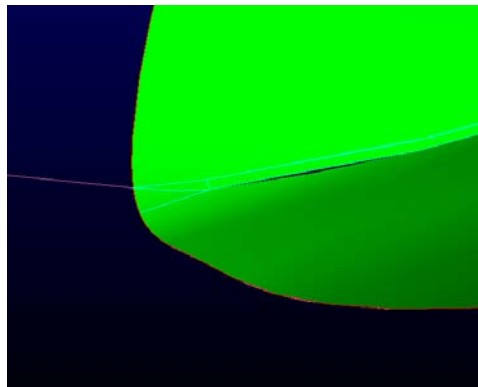


FIGURA 4.6 – Geometria del bordo d’attacco della Hoener tip una volta importata nel meshatore

della superficie in maniera ottimale e ciò comportava un aumento notevole delle celle totali. Inoltre si è verificato anche che i risultati non venivano influenzati significativamente da questo cambio di geometria.

Fatta la geometria si sono formate le mesh sulla superficie alare seguendo un procedimento analogo a quanto fatto per la sharp tip. Durante il processo di importazione della geometria sul meshatore le superfici della tip sono state divise in sei parti, ed in particolare è risultata critica la zona del bordo d’attacco della tip dove si è avuto la formazione di due superfici triangolari e di una rettangolare attraverso le quali veniva costruito il bordo laterale esterno della tip, vedi figura 4.6. Anche in questo caso si è svolto un refinement sulle superfici superiori ed inferiori della tip, con un boundary decay pari a 0.98, e sono state definite le condizioni al contorno in modo analogo a quanto fatto sulla sharp tip. Per la mesh al bordo d’uscita si è usata una mesh strutturata, mentre la principale differenza rispetto al caso precedente si è avuta nella formazione delle mesh sulle tre superfici laterali. Sulla superficie rettangolare infatti si è creata una mesh strutturata, facendo attenzione a distribuire opportunamente i nodi in prossimità del bordo d’attacco e d’uscita in modo da avere una mesh uniforme con quelle circostanti. Sulla due superfici trian-

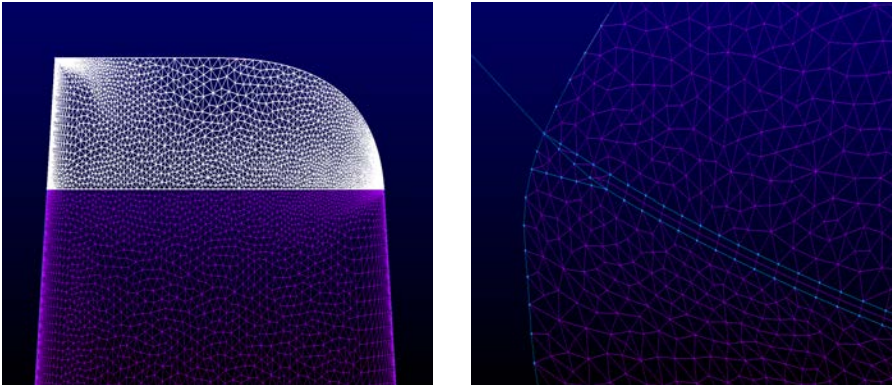


FIGURA 4.7 – Mesh della Hoener tip

golari invece si è creata una mesh non strutturata ed in particolare su tutti i lati di queste superfici è stata imposta una distanza tra i nodi pari ad 1 in maniera analoga a quanto definito per il bordo d'attacco dell'ala, in modo da avere sempre un'uniformità tra mesh. La mesh superficiale creata è mostrata in figura 4.7, dove oltre alla solita vista dall'alto è riportata anche una vista di dettaglio del bordo d'attacco che permette di vedere meglio la distribuzione dei nodi e di apprezzare l'uniformità della mesh. Per la successiva creazione della mesh volumetrica si è fatto riferimento a quanto detto per la sharp tip. Le mesh così create variano a seconda della versione considerata da 5.5 a 5.8 milioni di celle.

4.2.4 Upswept tip

Nella definizione della upswept tip sono state individuate ben tre dimensioni "notevoli". Una, similmente a prima, è la dimensione nella direzione dell'apertura alare, le altre due sono rispettivamente la direzione perpendicolare all'ala, che ci serve per definire l'altezza per le varie versioni di questa tip e l'altra va a definire di quanto l'estremità della tip viene arretrata rispetto al bordo d'attacco dell'ala nella direzione della corda dell'ala. La figura 4.8 mostra in maniera più chiara le tre dimensioni e ci mostra anche la geometria della tip. Di questa geometria sono state fatte diverse versioni, per la precisione dieci, in cui si sono variati uno alla volta uno dei parametri. Per rendere chiare le misure delle varie versioni si è creata la tabella 4.1 in cui sono riportate le varie misure espresse in termini percentuali (si ricordi quanto detto in precedenza riguardo la definizione dell'unità di base per la costruzione delle geometrie) per ogni caso, dove con *Direzione1, 2, 3* si indicano le direzioni "notevoli" riportate anche in figura 4.8. Si può vedere come le prime otto versioni presentino dimensioni simili tra loro, questo perché si è voluta studiare la variazione di portanza e resistenza variando solamente un parametro alla volta, mentre nelle ultime due si è deciso di fare modifiche

4. Studio sulle wing tips

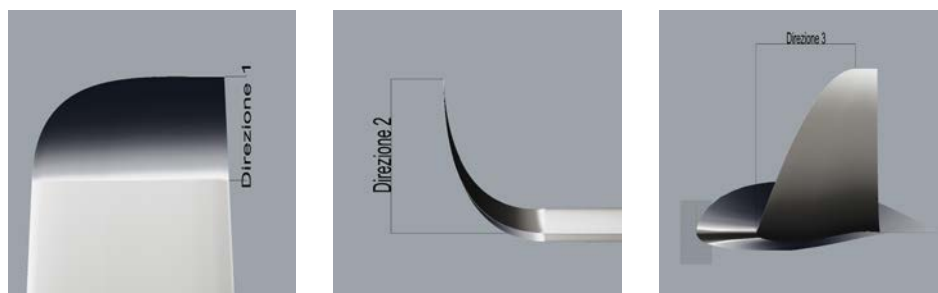


FIGURA 4.8 – Geometria e direzioni notevoli della upswept tip

<i>Versione</i>	<i>Direzione1</i>	<i>Direzione2</i>	<i>Direzione3</i>
<i>Versione1</i>	4%	4%	1%
<i>Versione2</i>	4%	4%	2%
<i>Versione3</i>	5%	4%	1%
<i>Versione4</i>	5%	4%	2%
<i>Versione5</i>	4%	5%	1%
<i>Versione6</i>	4%	5%	2%
<i>Versione7</i>	5%	5%	1%
<i>Versione8</i>	5%	5%	2%
<i>Versione9</i>	5%	9%	15%
<i>Versione10</i>	5%	12.5%	15%

TABELLA 4.1 – Elenco delle versioni della upswept tip create con le relative dimensioni

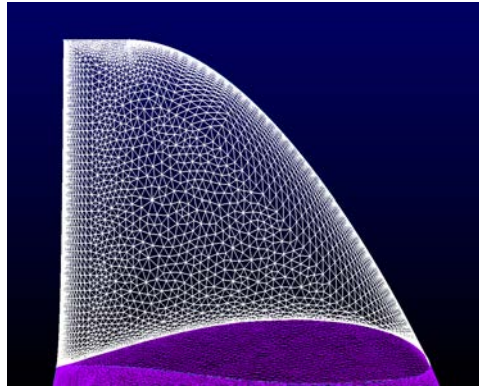


FIGURA 4.9 – Mesh della upswept tip

più sostanziali alla geometria per valutarne l'effetto nel caso le differenze nei risultati fossero minime nei primi otto casi.

Una volta creata la geometria si è proceduto a formare la mesh. Importata in Pointwise la geometria è formata da sei superfici, di queste una è la superficie del bordo di uscita, due sono le superfici superiore e inferiore della tip, una è la superficie che chiude superiormente l'estremità della tip mentre le ultime due superfici modellano il bordo di attacco. Sulle superfici superiore ed inferiore della tip si è creata una mesh non strutturata con lo stesso Average Δs dell'ala, ovvero 10, poi si è eseguito il refinement in maniera analoga a quanto fatto nel capitolo precedente, definendo gli stessi identici valori di set up e definendo le stesse condizioni al contorno nei bordi opportuni, similmente a quanto fatto per l'ala. Per quanto riguarda la mesh del bordo d'uscita se ne è usata una strutturata, mentre per le superfici rimanenti si è usata una mesh non strutturata disponendo opportunamente i nodi nei bordi di queste superfici in modo da avere una dimensione ottimale delle celle su tutta la tip. Il risultato ottenuto è mostrato in figura 4.9 dove si possono apprezzare i layer formati sia al bordo d'uscita che a quello d'entrata della tip. La procedura della mesh volumetrica è risultata analoga a quanto fatto per l'ala nel capitolo precedente, l'unica attenzione ha riguardato la definizione delle giuste superfici nelle condizioni al contorno. Le mesh create per queste versioni vanno dai 5.0 ai 6.0 milioni di celle.

4.2.5 Drooped tip

La drooped tip presenta caratteristiche simili alla upswept, l'unica differenza consiste nella direzione in cui si sviluppa la tip, che nella upswept è verso l'alto, mentre in questo caso è verso il basso. Le versioni create per questa geometria sono dieci, similmente a quanto fatto per la upswept tip e per le dimensioni si può fare riferimento alla tabella 4.1 facendo attenzione a considerare lo sviluppo della tip verso il basso.



FIGURA 4.10 – Geometria della drooped tip

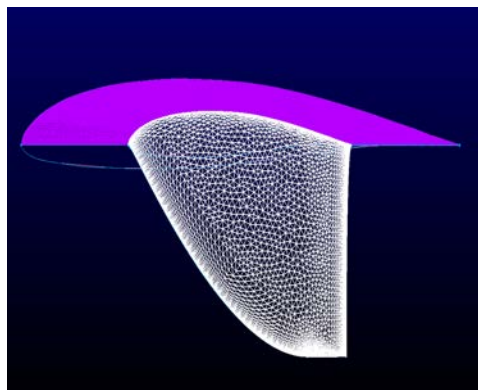


FIGURA 4.11 – Mesh della drooped tip

Per quanto riguarda la mesh vale tutto ciò che è stato detto nella sezione precedente e quindi per questioni di brevità non lo si riporta nuovamente. Un esempio della geometria e della mesh con questo tipo di estremità alare sono riportate nelle figure 4.10 e 4.11. Analogamente a quanto detto sopra per le upswept la dimensione delle mesh varia da 5.0 ai 6.0 milioni di celle.

4.2.6 End plate

Per individuare una forma plausibile con cui costruire l'end plate si è deciso di svolgere un breve ricerca su internet degli end plate usati in realtà su aerei simili a quelli del caso studiato. Si è trovata la geometria visualizzabile in figura 4.12, che si è deciso di replicare nel nostro studio. Di questa geometria si sono fatte tre versioni, le dimensioni "notevoli" in questo caso sono il diametro del tratto semicircolare nella parte anteriore e l'allungamento posteriore rispetto al bordo di uscita alare dell'end plate. Sono stati assunti valori del diametro del 3%,4%,5%, mentre l'allungamento posteriore è stato definito pari al 2% per tutti gli end plate considerati. Oltre alle misure definite sopra è stato determinato anche lo spessore dell'end plate, la misura base dello spessore è di 1 mm ma successivamente, per la versione più promettente in termini di risultati ottenuti sono stati provati anche altri



FIGURA 4.12 – Esempio reale di geometria dell'end plate. Immagine tratta da [36]

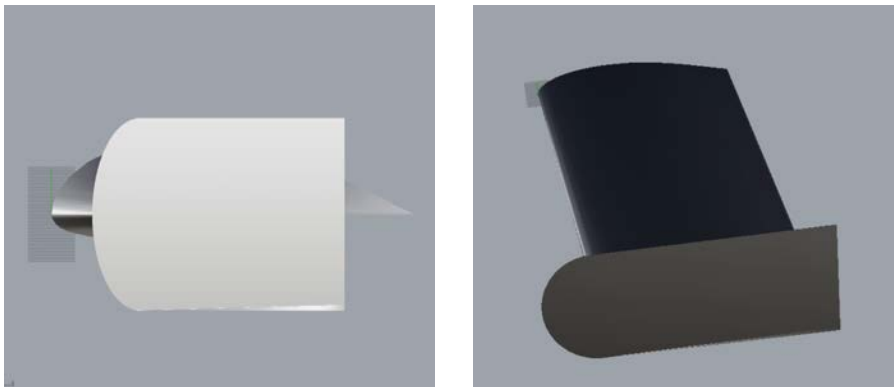


FIGURA 4.13 – Geometria dell'end plate

spessori, in particolare di 1.5 e 5 mm in modo tale da studiare l'influenza dello spessore. La geometria risultante, illustrata in figura 4.13, è abbastanza semplice, l'unica cosa a cui si è prestato attenzione durante la creazione è stata verificare che il centro del semicerchio costituente la parte anteriore dell'end plate coincidesse con il bordo d'attacco all'estremità dell'ala, il resto della geometria si è costruito usando segmenti della giusta lunghezza.

Una volta importata nel meshatore la geometria è costituita da otto superfici, di queste quattro sono i bordi dell'end plate mentre le altre quattro sono le superfici interne ed esterne dell'end plate visto che, rispetto alle due superfici ottenute nel modello CAD, durante il processo di importazione vengono divise in direzione orizzontale. Per le quattro superfici dell'end plate si è usata una mesh di tipo non strutturata con Average Δs pari a 10, poi si è proceduto a definire il numero di nodi per ogni lato della superficie in modo da ottenere delle mesh con elementi più piccoli fino a che il risultato non è stato considerato soddisfacente. Per le superfici del bordo dell'end plate invece si sono definite delle mesh strutturate. Il risultato ottenuto è riportato in figura 4.14. Nella formazione della mesh volumetrica l'unica

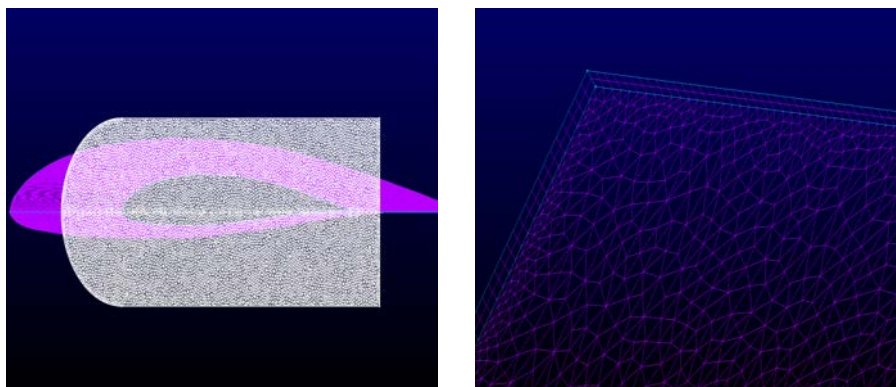


FIGURA 4.14 – Mesh dell’end plate, a sinistra mesh sulla superficie dell’end plate, a destra dettaglio sulla mesh strutturata creata sui bordi

differenza si è avuta nelle condizioni al contorno dove si è definita una nuova condizione per le superfici dell’end plate di tipo wall con il Δs associato pari a 0.00513 mm, in questo modo si è definito il boundary layer che si sarebbe andato a formare e lo si è posto con i medesimi valori utilizzati per l’ala. Le mesh create per le varie versioni di questa geometria hanno dai 5.2 ai 5.9 milioni di celle.

4.3 Risultati delle simulazioni con variazione dell’apertura alare

Dopo aver creato le geometrie e le mesh si è proceduto a simularle. Le simulazioni, svolte con il modello di turbolenza $k-\omega$ SST, presentano un set up analogo a quello dei capitoli precedenti e quindi si fa riferimento a quanto detto negli scorsi capitoli per lo svolgimento di questo processo.

L’obiettivo principale del seguente studio consiste nell’individuazione della geometria caratterizzata dal valore massimo del rapporto L/D. Si ricorda anche come oltre alla geometria con efficienza massima questo studio si è proposto di trovare tra le varie versioni di ogni geometria la migliore, con lo scopo poi di studiarla applicata all’ala mantenendo l’apertura alare con lunghezza pari a 2870 mm. Infine si ricorda che la versione rispetto a cui sono stati fatti i confronti è quella simulata nel capitolo 3 e che corrisponde ad una tip di tipo cut-off, qui di seguito si indica questa versione come standard ed è riportata nella prima riga di ogni tabella così da rendere il confronto tra i dati ottenuti per ogni geometria più semplice.

Nella tabella 4.2 confrontiamo i dati della rounded tip con quelli della sharp e della Hoener tip. Come si può vedere rispetto alla geometria standard tutte le soluzioni provate presentano un aumento del rapporto L/D, anche se nel caso della rounded tip risulta veramente esiguo. Si nota anche

4.3. Risultati delle simulazioni con variazione dell'apertura alare

<i>Geometria</i>	<i>Lift</i> <i>N</i>	<i>Drag</i> <i>N</i>	<i>L/D</i>
<i>Standard</i>	1372.0059	70.4289	19.4807
<i>Rounded</i>	1378.8607	70.3077	19.6118
<i>Sharp3%</i>	1413.7328	68.9923	20.4912
<i>Sharp4%</i>	1425.5607	69.0531	20.6444
<i>Sharp5%</i>	1437.6951	69.2529	20.7601
<i>Hoener3%</i>	1443.4316	71.1620	20.2837
<i>Hoener4%</i>	1461.1485	71.8032	20.3493
<i>Hoener5%</i>	1490.7215	72.9794	20.4266

TABELLA 4.2 – Confronto del rapporto L/D tra la geometria standard e le rounded, sharp e Hoener tip

come il rapporto cresca non in seguito ad una riduzione consistente della resistenza ma in seguito ad un aumento, in alcuni casi anche notevole, della portanza. Ciò, che a prima vista non è in linea con quanto ci aspetteremmo, è legato all'aumento di superficie dell'ala che si ha con l'aggiunta delle tip. Per valutare meglio la questione dopo aver riportato i dati anche per le altre geometrie viene riportato un rapido calcolo dei coefficienti C_D per valutare tramite un coefficiente adimensionale le variazioni da geometria a geometria. Ritornando all'analisi dei dati si può vedere come sia per le sharp che per le Hoener tip, come ci si poteva aspettare, un allungamento dell'estremità alare porti ad un miglioramento delle prestazioni e come il massimo valore dell'efficienza si abbia per la sharp tip 5%.

Nelle tabelle 4.3 e 4.4 sono riportati i risultati ottenuti con le geometrie di tipo upswept e drooped, per semplicità nella individuazione delle diverse versioni delle geometrie si fa riferimento a quanto riportato nella tabella 4.1. Come si può vedere i risultati ottenuti per le upswept delle versioni che vanno dal numero 2 alla numero 8 sono abbastanza simili tra loro, anche se si può intravedere un leggera tendenza al miglioramento del rapporto L/D all'aumentare del numero della versione. Considerando tutte e tre le direzioni "notevoli" definite in precedenza si può vedere come al progressivo aumento di tutte e tre, come era preventivabile, le prestazioni aumentano, se invece consideriamo la variazione di una sola delle direzioni, mantenendo le altre invariate, si ottiene che le variazioni nel valore dell'efficienza da una versione all'altra risultano molto piccole, quasi trascurabili, rendendo evidente che le prime geometrie create presentano variazioni troppo piccole per portare ad una differenza apprezzabile nei risultati. Per quanto riguarda le ultime due versioni esse presentano un valore dell'efficienza nettamente superiore

4. Studio sulle wing tips

<i>Geometria</i>	<i>Lift</i> <i>N</i>	<i>Drag</i> <i>N</i>	<i>L/D</i>
<i>Standard</i>	1372.0059	70.4289	19.4807
<i>Versione1</i>	1445.4254	73.5491	19.6525
<i>Versione2</i>	1458.8705	70.6221	20.6574
<i>Versione3</i>	1468.4465	70.8859	20.7156
<i>Versione4</i>	1471.7492	70.7757	20.7945
<i>Versione5</i>	1466.0034	70.4792	20.8005
<i>Versione6</i>	1466.9843	70.6961	20.7506
<i>Versione7</i>	1478.2938	70.9903	20.8239
<i>Versione8</i>	1478.6742	70.7446	20.9016
<i>Versione9</i>	1502.7853	70.5780	21.2925
<i>Versione10</i>	1528.3868	71.9958	21.2288

TABELLA 4.3 – Confronto del rapporto L/D tra la geometria standard e upswept tip

alle precedenti, si fa notare in particolare come l'efficienza massima sia ottenuta con la versione 9 dove all'aumento della portanza non corrisponde un marcato aumento della resistenza rispetto alle versioni precedenti, cosa invece che si verifica per la versione 10 e che ci suggerisce che ulteriori aumenti della dimensione della tip possano non risultare più vantaggiosi per il raggiungimento di un'efficienza migliore.

Dopo aver discusso i risultati ottenuti per la upswept tip passiamo ora alla discussione di quelli ottenuti per la drooped. In questo caso risulta più difficile trovare un andamento comune tra i risultati delle prime otto simulazioni, inoltre se si cerca di trovare una linea di tendenza nei risultati supponendo di variare una sola delle tre dimensioni "notevoli" si trova che l'unica che fornisce un risultato positivo, ovvero in cui l'efficienza cresce sempre al variare solamente di questa dimensione, è la dimensione 1, ma gli incrementi ottenuti rimangono sempre molto piccoli, quasi trascurabili. Per quanto riguarda le ultime due simulazioni, si ha un guadagno solo per la versione 9, che comunque non risulta essere così marcato come nel caso della upswept. Ancora una volta la versione 10 presenta un valore peggiore del caso 9, in questo caso la differenza tra le due è ancora più marcata e ci suggerisce che un'eventuale ulteriore aumento delle dimensioni della tip potrebbe, similmente a prima, non portare ad un aumento dell'efficienza.

Infine per ultimi vengono riportati i risultati ottenuti tramite la configurazione con l'end plate, tabella 4.5, dove con il pedice per ogni versione si indica lo spessore di quest'ultimo. Guardando i dati ottenuti in questo caso si può vedere come all'aumentare delle dimensioni dell'end plate, mantenendo sempre lo stesso spessore di 1 mm, si ha un miglioramento dell'efficienza, an-

4.3. Risultati delle simulazioni con variazione dell'apertura alare

<i>Geometria</i>	<i>Lift</i> <i>N</i>	<i>Drag</i> <i>N</i>	<i>L/D</i>
<i>Standard</i>	1372.0059	70.4289	19.4807
<i>Versione1</i>	1428.4759	69.8699	20.4448
<i>Versione2</i>	1432.5371	70.1284	20.4273
<i>Versione3</i>	1438.8411	69.6889	20.6466
<i>Versione4</i>	1439.5775	69.5730	20.6916
<i>Versione5</i>	1431.2847	69.8338	20.4956
<i>Versione6</i>	1429.4431	73.8342	19.3602
<i>Versione7</i>	1441.3315	69.5049	20.7371
<i>Versione8</i>	1440.2203	69.7300	20.6542
<i>Versione9</i>	1444.8563	69.2523	20.8637
<i>Versione10</i>	1440.8410	72.6716	19.8267

TABELLA 4.4 – Confronto del rapporto L/D tra la geometria standard e drooped tip

<i>Geometria</i>	<i>Lift</i> <i>N</i>	<i>Drag</i> <i>N</i>	<i>L/D</i>
<i>Standard</i>	1372.0059	70.4289	19.4807
<i>Versione1</i> _{1mm}	1399.4287	76.8526	18.2093
<i>Versione2</i> _{1mm}	1417.3706	69.5185	20.3884
<i>Versione3</i> _{1mm}	1426.2048	69.9187	20.3980
<i>Versione3</i> _{1.5mm}	1428.1780	70.1366	20.3628
<i>Versione3</i> _{5mm}	1431.9478	71.9895	19.8911

TABELLA 4.5 – Confronto del rapporto L/D tra la geometria standard e con gli end plate

che se tra la seconda e la terza versione la variazione risulta minima. Per la terza versione, risultata essere la migliore si è provato a variare lo spessore dell'end plate, per vedere se ciò aveva influenza nelle grandezze studiate. I risultati ottenuti con spessore pari a 1.5 mm indicano un leggero peggioramento dell'efficienza, e con lo spessore pari a 5 mm si ha un peggioramento ancora più marcato dei risultati, indicando chiaramente come all'aumentare dello spessore dell'end plate le prestazioni crollino.

Riportati tutti i risultati, si procede all'analisi dei coefficienti di resistenza ottenuti per ogni geometria. In questo studio assume un'importanza fondamentale la superficie di riferimento usata per ogni tip, nel caso in esame si considera come superficie di riferimento la superficie occupata dall'ala e dalla tip nella vista in pianta. Dai vari disegni CAD si sono ricavati i valori per queste superfici, che poi si sono inseriti opportunamente nell'equazione 4.1.

$$D = \frac{1}{2}\rho C_D S v^2 \quad (4.1)$$

Invertendo la relazione scritta sopra si ottengono i vari coefficienti della resistenza, che vengono riportati nella tabella 4.6, per ogni geometria studiata. Dall'analisi della tabella si può vedere come:

- la **rounded tip** presenti un valore del coefficiente di resistenza leggermente minore dell'ala standard;
- la **sharp tip** presenti un coefficiente che cala all'aumentare della superficie di riferimento e risulti inferiore a quello dell'ala standard;
- la **Hoener tip** presenti un andamento del coefficiente crescente all'aumentare della superficie di riferimento e presenti un valore superiore a quello dell'ala standard per la versione Hoener 5%;
- le **upswept** e **drooped tips** presentino valori dei coefficienti abbastanza simili tra loro, a parte qualche eccezione, e ciò è giustificabile sia con la similitudine tra i valori della resistenza per le simulazioni sia per come è stata scelta la superficie di riferimento, infatti considerando le proiezioni in pianta delle varie tip le differenze geometriche tra le varie versioni risultano minime;
- gli **end plates** presentino valori simili a quelli dell'ala standard, considerando il piccolo aumento di area in pianta per questa geometria si vede come all'aumentare dello spessore dell'end plate si abbia comunque un aumento del coefficiente.

Per quanto riguarda il C_L si nota invece come tutte le tip presentino un valore superiore rispetto all'ala standard.

Dall'analisi dei dati esposti nelle tabelle risulta evidente quindi come con l'aggiunta delle wing tips si abbia un generale aumento dell'efficienza che

4.3. Risultati delle simulazioni con variazione dell'apertura alare

<i>Geometria</i>	C_L	C_D
<i>Standard</i>	0.3676	0.01887
<i>Rounded</i>	0.3681	0.01877
<i>Sharp3%</i>	0.3734	0.01822
<i>Sharp4%</i>	0.3746	0.01814
<i>Sharp5%</i>	0.3758	0.01810
<i>Hoener3%</i>	0.3807	0.01877
<i>Hoener4%</i>	0.3831	0.01883
<i>Hoener5%</i>	0.3886	0.01902
<i>Versione1</i>	0.3782	0.01924
<i>Versione2</i>	0.3817	0.01848
<i>Versione3</i>	0.3819	0.01844
<i>Versione4</i>	0.3828	0.01841
<i>Versione5</i>	0.3813	0.01833
<i>Versione6</i>	0.3815	0.01839
<i>Versione7</i>	0.3844	0.01846
<i>Versione8</i>	0.3843	0.01838
<i>Versione9</i>	0.3913	0.01838
<i>Versione10</i>	0.3979	0.01875
<i>Versione1</i>	0.3738	0.01828
<i>Versione2</i>	0.3748	0.01835
<i>Versione3</i>	0.3742	0.01813
<i>Versione4</i>	0.3744	0.01809
<i>Versione5</i>	0.3722	0.01816
<i>Versione6</i>	0.3718	0.01920
<i>Versione7</i>	0.3748	0.01807
<i>Versione8</i>	0.3743	0.01812
<i>Versione9</i>	0.3762	0.01803
<i>Versione10</i>	0.3752	0.01892
<i>Versione1_{1mm}</i>	0.3750	0.02059
<i>Versione2_{1mm}</i>	0.3798	0.01863
<i>Versione3_{1mm}</i>	0.3821	0.01873
<i>Versione3_{1.5mm}</i>	0.3827	0.01879
<i>Versione3_{5mm}</i>	0.3837	0.01929

TABELLA 4.6 – Confronto dei coefficienti di resistenza e portanza tra le varie tip

risulta essere più o meno consistente a seconda della geometria considerata. Da questo punto di vista la geometria più promettente per il miglioramento delle prestazioni risulta essere la upswept versione 9 che presenta un aumento del rapporto L/D pari al 9.3%, seguita dalla drooped versione 9 con un aumento del 7.1% e dalla sharp 5% con un aumento del 6.6%. La geometria che da i risultati peggiori risulta essere la rounded con un aumento dell'efficienza pari solamente allo 0.7%.

4.4 Risultati simulazioni con apertura alare invariata

Come già detto in precedenza, nello studio condotto sopra si è considerata l'ala usata nel capitolo 3 e si è aggiunto di volta in volta l'estremità della tip voluta, senza preoccuparsi dell'aumento di ingombro dell'ala. Ma la gestione degli ingombri è una voce molto importante in un aereo di questo genere influenzando sulle possibilità di immagazzinamento e trasporto dell'ala. Inoltre considerando che, per quanto riportato nella tesi di Scalchi[1], il progetto prevedeva che le ali potessero essere staccate dalla fusoliera, trasportate separatamente in un furgone e successivamente rimontate nel luogo in cui l'aereo sarebbe decollato, questo aspetto assume ancora maggiore importanza. Si è deciso quindi di vedere gli effetti delle varie tip sull'ala mantenendo l'apertura alare invariata, in modo da non avere ingombri maggiori.

In questo studio si sarebbero potute riprendere tutte le versioni delle varie geometrie e simularle nuovamente dopo averle adattate alle nuove esigenze, ma ciò avrebbe richiesto una grande mole di tempo per simulare tutti questi casi. Per questo motivo si è scelto di prendere le migliori versioni di ogni geometria e simulare solamente queste con l'apertura alare invariata.

Visto che il processo di creazione della geometria e della mesh sono simili a quanto scritto in precedenza non li riportiamo per brevità.

I risultati ottenuti sono riportati nella tabella 4.7. Come si può vedere rispetto alla versione standard si ha un aumento più o meno marcato del rapporto L/D con l'uso delle wing tips. In particolare la tip che da i risultati migliori in questo caso è la upswept tip, con la quale si ha un aumento del 9.3% dell'efficienza, dovuto sia ad un aumento della portanza del 4.7% che ad una diminuzione della resistenza pari al 4.3%. La tip che presenta l'aumento minore dell'efficienza risulta essere la rounded, che pur avendo una resistenza inferiore a quella della tip standard presenta la portanza inferiore rispetto a tutte le geometrie, minore addirittura della geometria standard, e questo ne penalizza inevitabilmente l'efficienza, con un aumento pari al 0.45%. Considerando le altre tipologie di tip si può vedere come la sharp tip presenti una drastica riduzione della resistenza rispetto alla versione standard, in particolare tra tutte le geometrie è quella caratterizzata dalla minor resistenza, non si ha però un incremento considerevole della portanza e quindi l'aumento del-

4.4. Risultati simulazioni con apertura alare invariata

<i>Geometria</i>	<i>Lift</i> <i>N</i>	<i>Drag</i> <i>N</i>	<i>L/D</i>
<i>Standard</i>	1372.0059	70.4289	19.4807
<i>Rounded</i>	1356.8070	69.3366	19.5684
<i>Sharp5%</i>	1376.8796	64.8594	21.2287
<i>Hoener5%</i>	1418.1383	68.4457	20.7192
<i>Upswept_{v,9}</i>	1435.8388	67.4130	21.2991
<i>Drooped_{v,9}</i>	1379.5007	66.3928	20.7779
<i>Endplate</i>	1426.2586	69.9888	20.3784

TABELLA 4.7 – Confronto del rapporto L/D tra le varie geometrie con l'apertura alare invariata

l'efficienza complessiva è da imputare ad una diminuzione consistente della resistenza che porta questa tip ad essere la seconda miglior tip in termini di efficienza, la Hoener tip presenti un discreto aumento della portanza (3.36%), che insieme ad una diminuzione meno importante della resistenza (2.8%) fa sì che comunque l'efficienza aumenti, la drooped presenti un aumento dell'efficienza legato prevalentemente ad una riduzione della resistenza e infine anche la versione con l'end plate sia caratterizzata da un notevole aumento della portanza che comporta il miglioramento dell'efficienza. Per quanto riguarda la geometria con l'end plate risulta importante notare come i valori ricavati siano praticamente identici a quelli ricavati nella sezione precedente, e ciò risulta ovvio considerando le dimensioni dello spessore dell'end plate, che comporta una riduzione minima della lunghezza alare per mantenere invariata l'apertura alare.

Da quanto detto finora risulta evidente come l'aumento dell'efficienza possa essere ottenuto attraverso un aumento della portanza o una diminuzione della resistenza, pur essendo identico il risultato finale, ciò porta a fare delle considerazioni di carattere generale sull'utilizzo di una tip rispetto ad un'altra. Una tip in cui l'aumento dell'efficienza è legato ad una diminuzione della resistenza risulta particolarmente vantaggiosa per aumentare l'autonomia di volo del velivolo mentre una tip caratterizzata da un aumento della portanza può risultare particolarmente vantaggiosa in fasi delicate come quelle del decollo, la scelta di una tip quindi deve prendere in considerazione anche questi aspetti legati alle esigenze del progetto.

Un altro aspetto che si può prendere in considerazione nella scelta della tip è la sua semplicità costruttiva. È evidente infatti come la costruzione della geometria upswept, pur essendo caratterizzata dalle migliori prestazioni, risulti essere anche tra le più complesse, soprattutto se paragonata alla geometria di tipo end plate la cui realizzazione è banale se confrontata alla prima. Proprio per queste motivazioni, pur non essendo la migliore tip

4. Studio sulle wing tips

<i>Geometria</i>	C_L	C_D
<i>Standard</i>	0.3676	0.01887
<i>Rounded</i>	0.3656	0.01868
<i>Sharp5%</i>	0.3718	0.01751
<i>Hoener5%</i>	0.3819	0.01843
<i>Upswept_{v9}</i>	0.3861	0.01813
<i>Drooped_{v9}</i>	0.3709	0.01785
<i>Endplate</i>	0.3821	0.01875

TABELLA 4.8 – Confronto dei coefficienti di resistenza e portanza tra le varie tip con apertura alare invariata

tra quelle simulate la geometria di tipo end plate potrebbe essere presa in considerazione come un'alternativa valida e dalla rapida applicabilità.

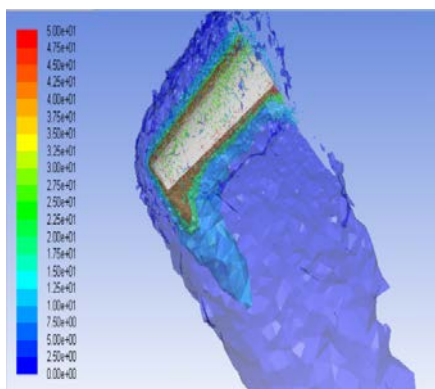
Anche per queste simulazioni si è calcolato il valore del C_D per valutare l'effetto delle tips in maniera adimensionale. Si è proceduto in maniera analoga a quanto fatto precedentemente, definendo le superfici di riferimento e invertendo opportunamente la relazione 4.1.

I risultati ottenuti sono riportati nella tabella 4.8, dove si nota come tutte le tip abbiano valori del C_D inferiori a quella standard.

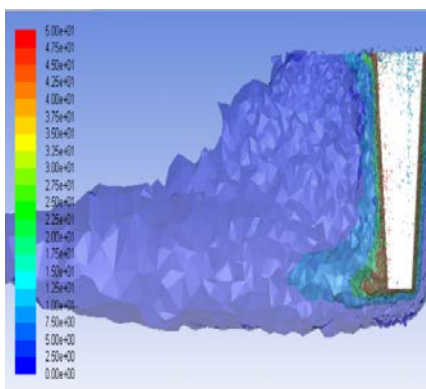
Infine, per comprendere meglio la forma dei vortici formati attorno all'estremità alare sono state rappresentate in diverse viste sia l'andamento della vorticity magnitude con l'uso di iso-superfici del valore di 2,10,27,50 s^{-1} sia l'andamento del Q-criterion su una iso superficie assunta pari a 1.

In conclusione in questo capitolo si sono studiati quindi gli effetti dell'uso di diverse tipologie di estremità alare, con lo scopo di massimizzare il rapporto L/D. Si sono viste le geometrie più promettenti sia considerando la possibilità di aumentare l'apertura alare che di mantenerla invariata e per questo caso si sono forniti i pregi e difetti di alcune di queste sia in termini di risultati ottenuti che di semplicità costruttiva.

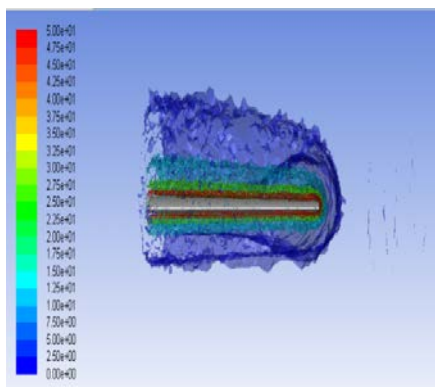
4.4. Risultati simulazioni con apertura alare invariata



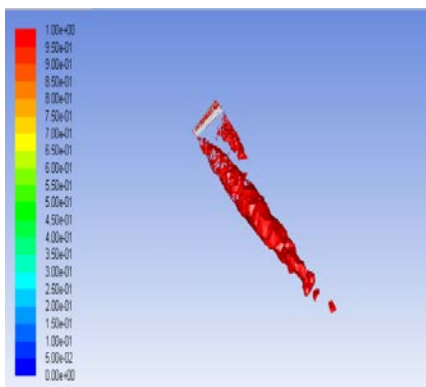
(A) Vista prospettica delle iso-surface di vorticity magnitude



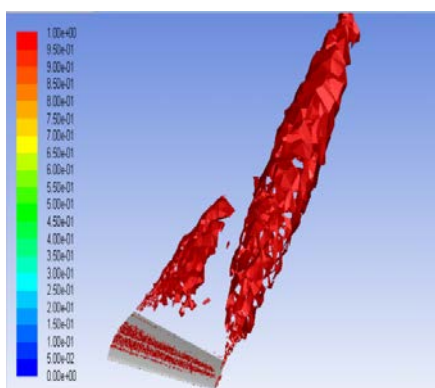
(B) Vista dall'alto delle iso-surface di vorticity magnitude



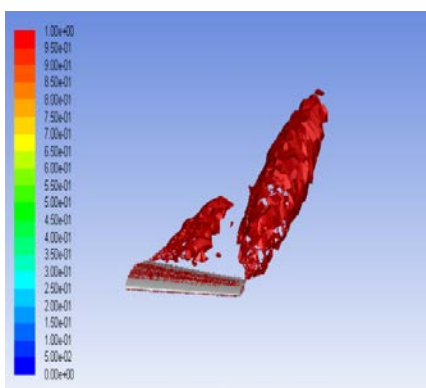
(C) Vista frontale delle iso-surface di vorticity magnitude



(D) Vortice d'estremità alare con il Q-criterion



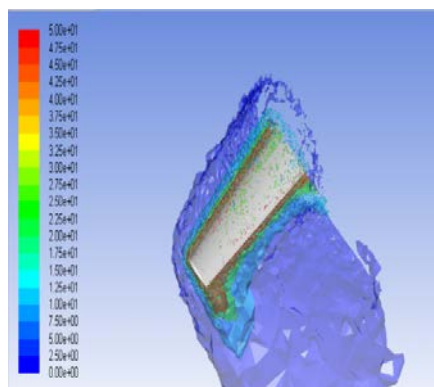
(E) Vista della superficie iso-Q



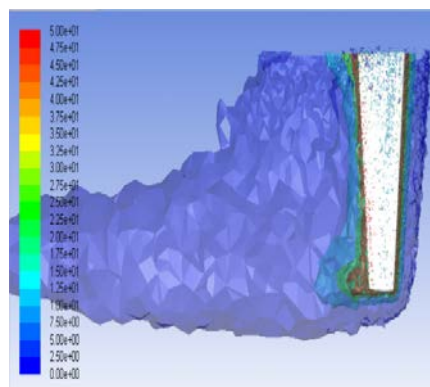
(F) Vista della superficie iso-Q

FIGURA 4.15 – Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria standard

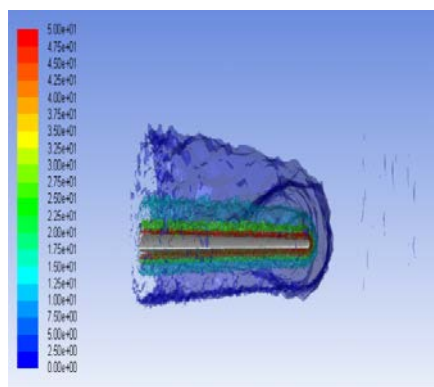
4. Studio sulle wing tips



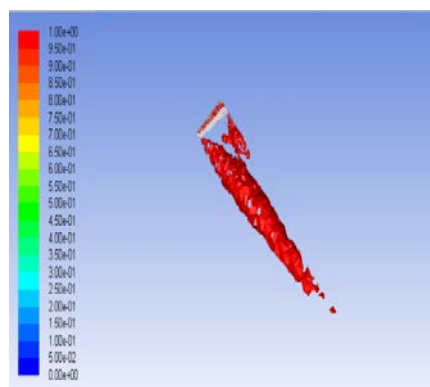
(A) Vista prospettica con l'uso delle iso-surface



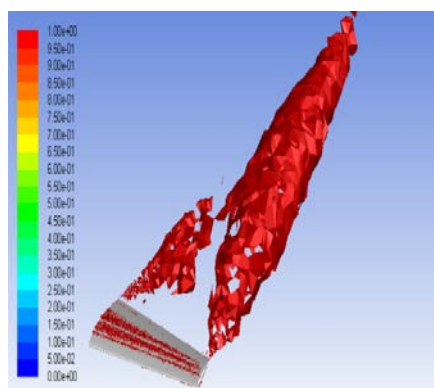
(B) Vista dall'alto con l'uso delle iso-surface



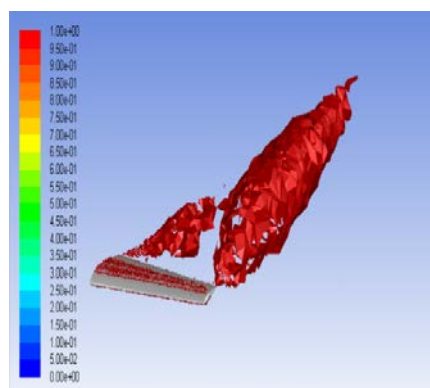
(C) Vista frontale con l'uso delle iso-surface



(D) Vortice d'estremità alare con il Q-criterion



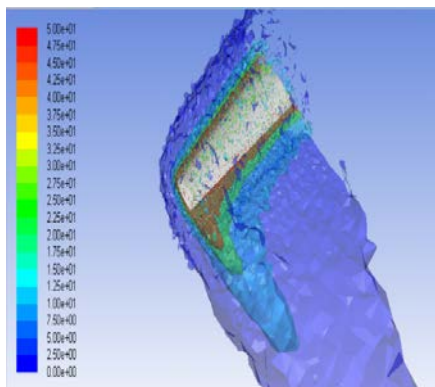
(E) Vista della superficie iso-Q



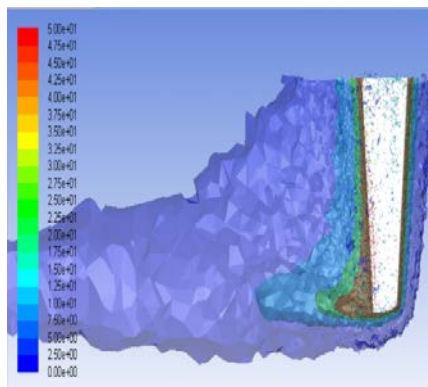
(F) Vista della superficie iso-Q

FIGURA 4.16 – Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con la rounded tip

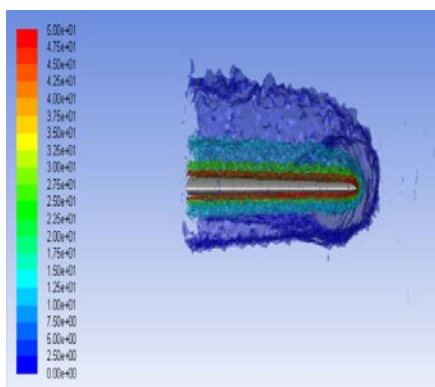
4.4. Risultati simulazioni con apertura alare invariata



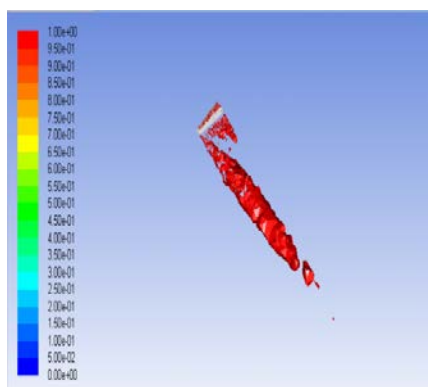
(A) Vista prospettica con l'uso delle iso-surface



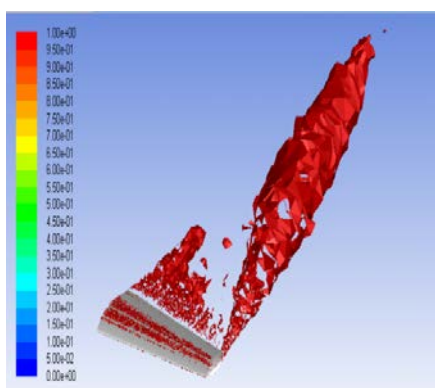
(B) Vista dall'alto con l'uso delle iso-surface



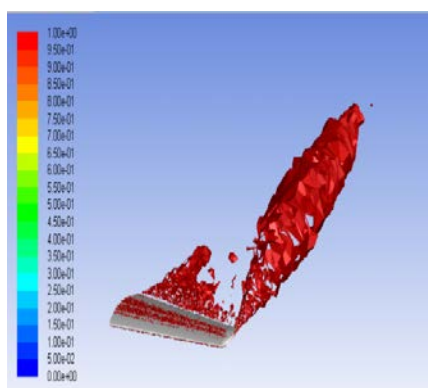
(C) Vista frontale con l'uso delle iso-surface



(D) Vortice d'estremità alare con il Q-criterion



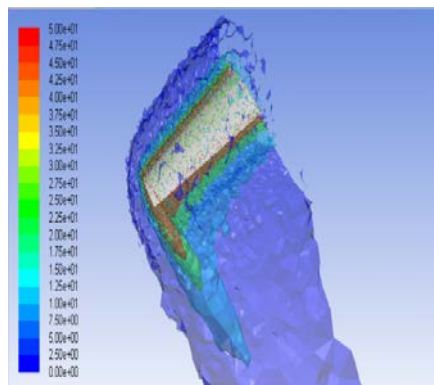
(E) Vista della superficie iso-Q



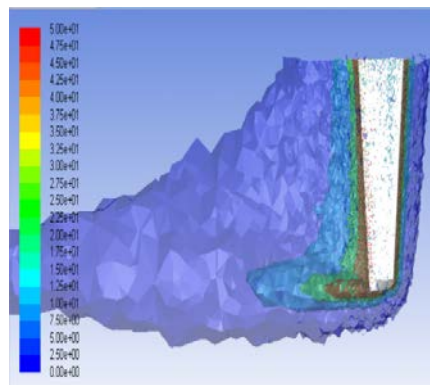
(F) Vista della superficie iso-Q

FIGURA 4.17 – Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con la sharp tip

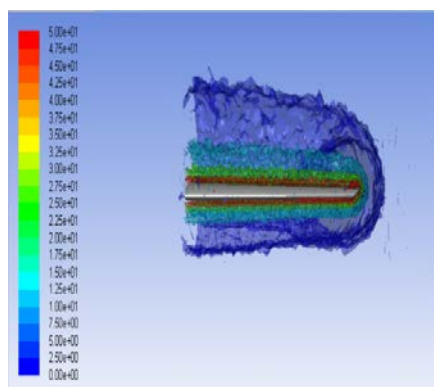
4. Studio sulle wing tips



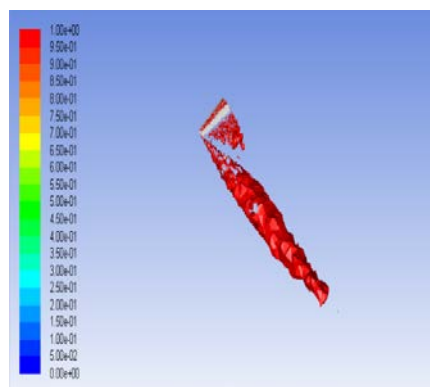
(A) Vista prospettica con l'uso delle iso-surface



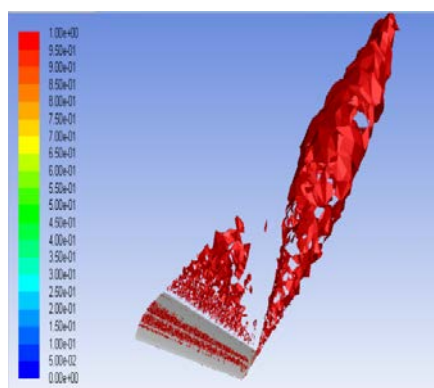
(B) Vista dall'alto con l'uso delle iso-surface



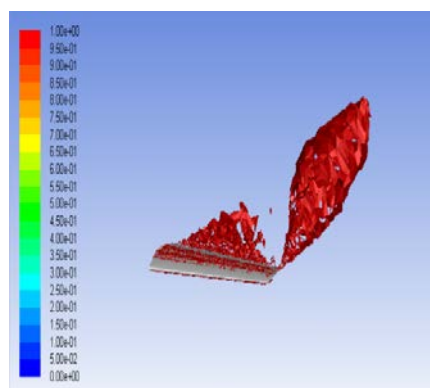
(C) Vista frontale con l'uso delle iso-surface



(D) Vortice d'estremità alare con il Q-criterion



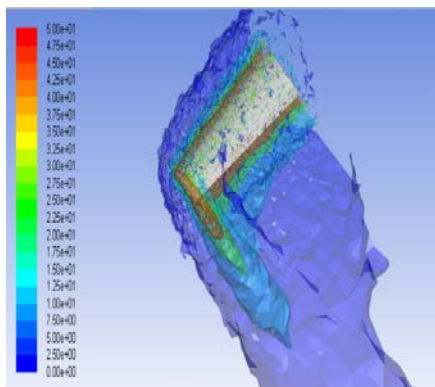
(E) Vista della superficie iso-Q



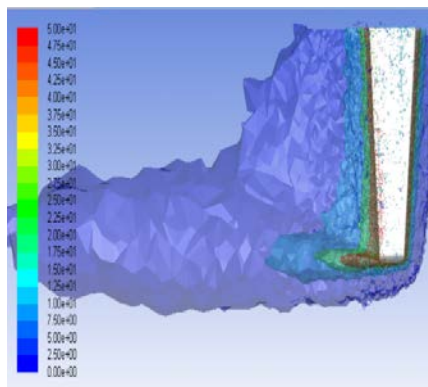
(F) Vista della superficie iso-Q

FIGURA 4.18 – Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con la Hoener tip

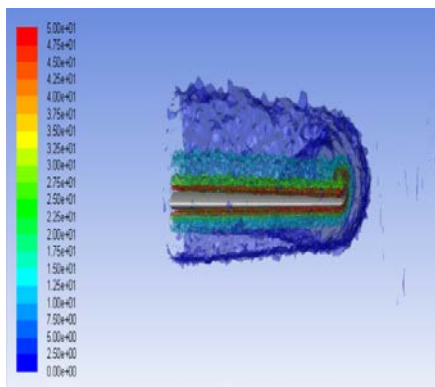
4.4. Risultati simulazioni con apertura alare invariata



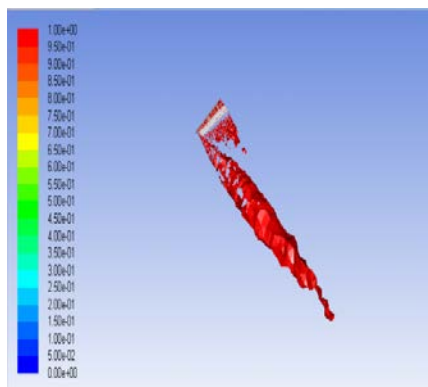
(A) Vista prospettica con l'uso delle iso-surface



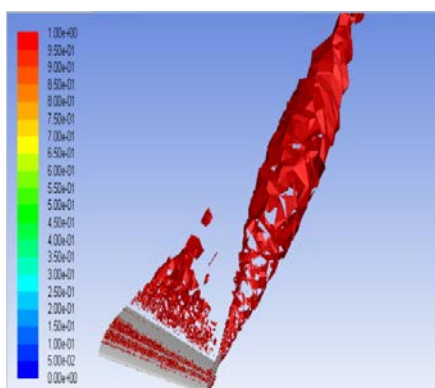
(B) Vista dall'alto con l'uso delle iso-surface



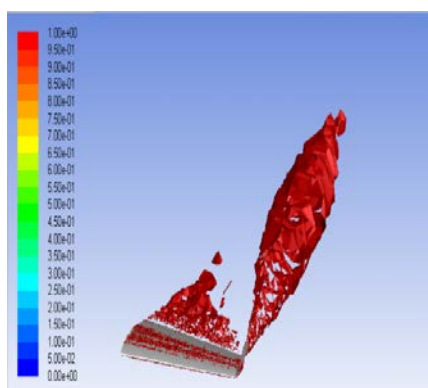
(C) Vista frontale con l'uso delle iso-surface



(D) Vortice d'estremità alare con il Q-criterion



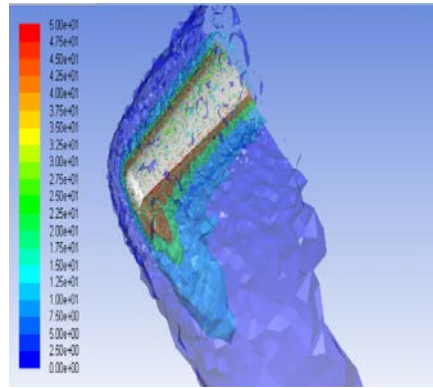
(E) Vista della superficie iso-Q



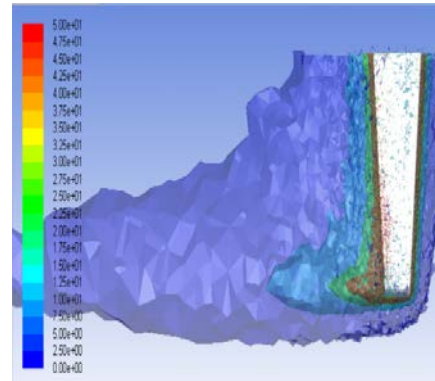
(F) Vista della superficie iso-Q

FIGURA 4.19 – Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con upswept tip

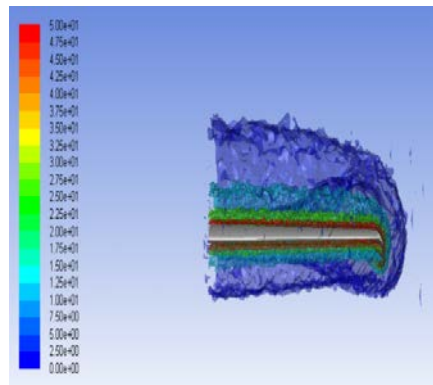
4. Studio sulle wing tips



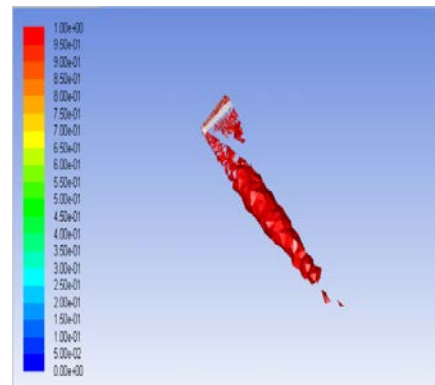
(A) Vista prospettica con l'uso delle iso-surface



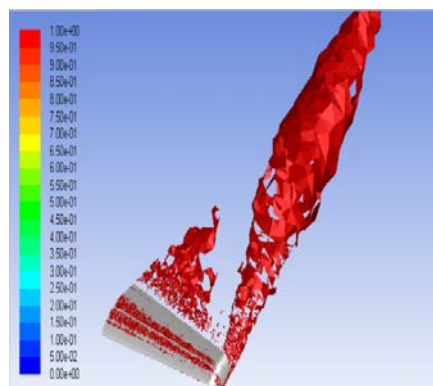
(B) Vista dall'alto con l'uso delle iso-surface



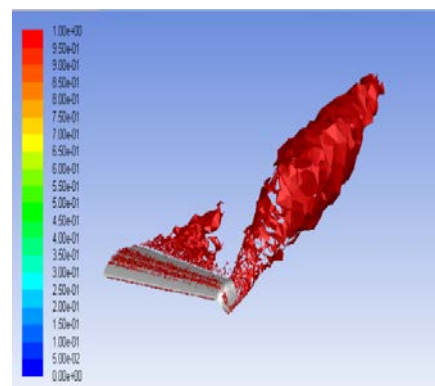
(C) Vista frontale con l'uso delle iso-surface



(D) Vortice d'estremità alare con il Q-criterion



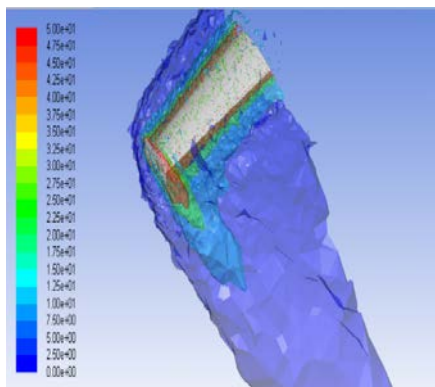
(E) Vista della superficie iso-Q



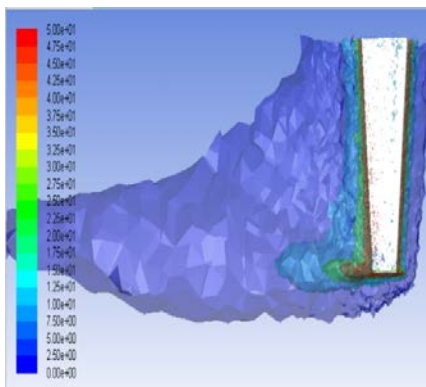
(F) Vista della superficie iso-Q

FIGURA 4.20 – Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con la drooped tip

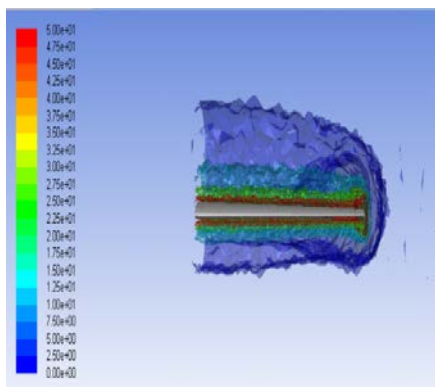
4.4. Risultati simulazioni con apertura alare invariata



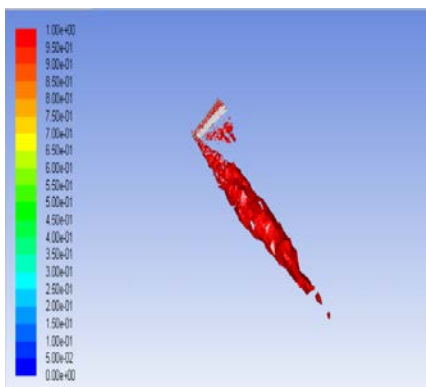
(A) Vista prospettica con l'uso delle iso-surface



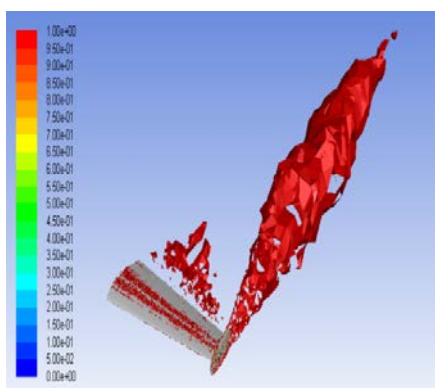
(B) Vista dall'alto con l'uso delle iso-surface



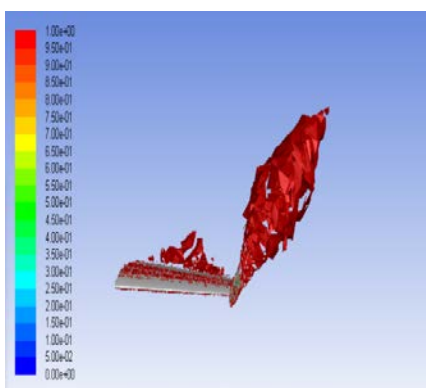
(C) Vista frontale con l'uso delle iso-surface



(D) Vortice d'estremità alare con il Q-criterion



(E) Vista della superficie iso-Q



(F) Vista della superficie iso-Q

FIGURA 4.21 – Andamento della vorticity magnitude e del Q-criterion per la geometria con end plate

Capitolo 5

Interazioni tra ala e piano di coda

5.1 Introduzione

Dopo aver determinato il valore dei coefficienti di portanza e resistenza per i vari punti dell'involucro di volo e aver studiato diverse geometrie alari con lo scopo di aumentarne l'efficienza si è potuto ritenere concluso lo studio dell'ala.

Il passo successivo ha riguardato lo studio delle interazioni tra l'ala ed il resto del velivolo, ed in particolare con il piano di coda e la fusoliera. Questo studio, che avrebbe richiesto una grande mole di tempo e una grande capacità di calcolo, è stato svolto in maniera preliminare ed in particolare ci si è concentrati solo sugli effetti dell'ala sul piano di coda.

La scelta di studiare questo fenomeno è nata da esigenze reali legate al controllo del velivolo, si è voluto infatti verificare che eventuali distacchi dello strato limite sull'ala non andassero ad interessare il piano di coda con conseguenze potenzialmente rischiose per l'aeromobile.

5.2 Geometria e mesh

Il profilo scelto per il piano di coda è un profilo simmetrico, l'HQ 0/10, che presenta una corda di 700 mm alla base della coda e di 420 mm all'estremità. I punti usati per la creazione del profilo tramite interpolazione in Rhinoceros 5 sono riportati, similmente a quanto fatto per l'HQ 3.5/14 nell'appendice A. Il piano di coda presenta un angolo di freccia pari a 5° ed una superficie in pianta pari a 0.9571 m^2 . Nella costruzione della geometria, in previsione della successiva creazione della mesh, si è proceduto a troncatura del bordo di uscita del piano di coda in maniera analoga a quanto fatto con l'ala. Per quanto riguarda il posizionamento relativo tra ala e piano di coda si è fatto riferimento a quanto riportato sulla tesi di Scalchi[1], e quindi si sono

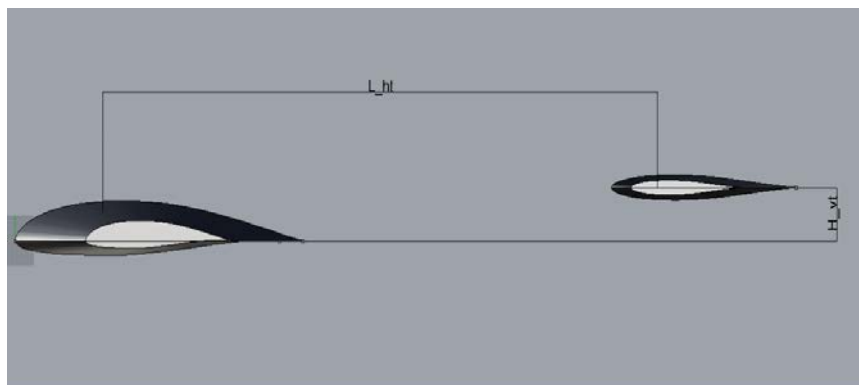


FIGURA 5.1 – Posizionamento relativo tra ala e piano di coda

considerate le misure L_{ht} e H_{vt} , vedi figura 5.1, con le quali sono indicate rispettivamente le distanze orizzontali e verticali tra il centro aerodinamico dell'ala e del piano di coda, che valgono rispettivamente 2.1 e 0.150 metri. Una volta completato il posizionamento relativo si è proceduto alla creazione del blocco, l'unica variazione rispetto al blocco scelto nel capitolo 3 ha riguardato l'allungamento posteriore del blocco, infatti si è deciso di allungare il blocco posteriormente partendo dal bordo di uscita del piano di coda e di considerare anche in questo caso un allungamento di quindici volte la lunghezza del corpo studiato, considerando tale lunghezza come la lunghezza del segmento che univa il bordo di attacco dell'ala con il bordo di uscita del piano di coda. L'allungamento posteriore è risultato essere pari a 44.434 m.

Una volta creata la geometria si è passati alla creazione della mesh superficiale del piano di coda seguendo un procedimento analogo a quanto fatto per l'ala sia per quanto riguarda la procedura sia per quanto riguarda i valori di set up utilizzati nel processo. Successivamente, durante la creazione della mesh volumetrica si è dovuta effettuare una riduzione del boundary decay ad un valore pari a 0.93 in modo tale da non avere una mesh con un numero di celle troppo elevato, che avrebbe richiesto una potenza di calcolo ben oltre le nostre possibilità. Inoltre, si sono assegnate alle superfici del piano di coda le giuste condizioni al contorno in modo da creare anche su queste superfici lo strato limite analogamente a quanto fatto sull'ala. Il numero di celle ottenute attraverso questo processo varia, a seconda del punto dell'involucro studiato, tra 6.2 e 6.5 milioni di celle.

5.3 Risultati delle simulazioni

Una volta completata la mesh si è potuto procedere al settaggio del solutore, con set-up analogo a quanto fatto finora, e poi alle simulazioni.

I risultati di queste simulazioni sono riportati nella tabella 5.1, in cui si riportano solo i risultati relativi al piano di coda. Per valutare l'impatto

<i>Punto</i>	<i>L</i> N	<i>D</i> N	C_L	C_D
<i>A</i>	132.8715	26.7121	0.0945	0.0190
<i>C</i>	-89.8394	5.8620	-0.0594	0.0039
C_{bis}	-65.2216	4.3310	-0.0593	0.0039
<i>D</i>	-120.4759	12.1321	-0.0354	0.0036
<i>E</i>	-629.9335	66.2991	-0.1852	0.0195
<i>G</i>	-381.8798	62.5422	-0.2940	0.0482
<i>S</i>	36.7911	7.8312	0.1178	0.0251

TABELLA 5.1 – Valori di portanza e resistenza e relativi coefficienti per il piano di coda in presenza dell'ala

potenziale dell'ala sul piano di coda si è deciso quindi di simulare solamente il piano di coda, e confrontare i risultati ottenuti. Come si può vedere dal

<i>Punto</i>	<i>L</i> N	<i>D</i> N	C_L	C_D
<i>A</i>	408.5915	42.7777	0.2907	0.0304
<i>C</i>	-0.3782	6.4118	-0.0003	0.0042
C_{bis}	-0.2738	4.7317	-0.0002	0.0043
<i>D</i>	150.0723	15.8350	0.0441	0.0047
<i>E</i>	-747.0785	63.0109	-0.2197	0.0185
<i>G</i>	-478.5968	63.3876	-0.3685	0.0488
<i>S</i>	103.1657	12.2993	0.3303	0.0394

TABELLA 5.2 – Valori di portanza e resistenza e relativi coefficienti per il piano di coda in assenza dell'ala

confronto tra le tabelle 5.1 e 5.2 la presenza dell'ala va ad influenzare in maniera rilevante il piano di coda.

I punti *A* ed *S* vedono diminuire la portanza in presenza dell'ala rispettivamente del 67.5% e del 64.3% ed anche per la resistenza si nota un calo dei valori registrati in presenza dell'ala, queste riduzioni, minori rispetto a quelle ottenute per la portanza, sono pari al 37.6% e al 36.3%.

Un andamento analogo a questi due punti è presentato dal punto *D*, anche se in questo caso la riduzione della portanza è tale da provocare un cambio di segno della grandezza mentre per la resistenza si ha una diminuzione del 23.4%.

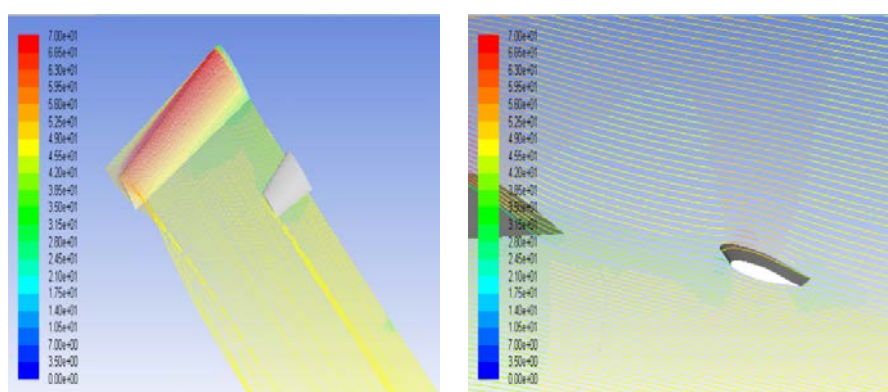
Per i punti *C* e C_{bis} si vede come il piano di coda, essendo il profilo simmetrico e l'angolo di attacco nullo, presenti una portanza praticamente nulla in assenza dell'ala, mentre in presenza dell'ala entrambi i casi presen-

tino valori negativi della portanza. Anche in questo caso si assiste ad una diminuzione della resistenza in presenza dell'ala pari al 8.57% e 8.46%.

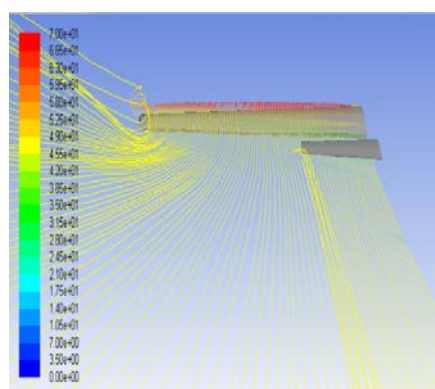
Infine per i punti *E* e *G* si vede come in presenza dell'ala i valori della portanza risultino minori in valore assoluto rispetto a quanto ottenuto simulando i piani di coda isolati rispettivamente del 15.7% e del 20.2%. In questo caso il punto *E* presenta un valore della resistenza maggiore del 5% nelle simulazioni dove è presente l'ala, a differenza di quanto avviene per il punto *G*, che, in maniera analoga agli altri punti presenta una diminuzione della resistenza in presenza dell'ala del 1.3%.

Per visualizzare meglio il moto del flusso d'aria attorno all'ala ed al piano di coda si è proceduto a visualizzare l'andamento delle linee di corrente attorno a questi due corpi per i vari punti dell'involucro di volo, figure 5.2-5.8. Nelle vista prospettica e posteriore è stato studiato l'andamento delle linee di corrente incidenti il bordo d'attacco dell'ala mentre nella vista laterale sono state visualizzate le linee di corrente passanti per un piano parallelo al piano di simmetria e distante 0.5 m da quest'ultimo. Attraverso la vista prospettica e posteriore si può notare l'andamento del flusso attorno all'ala, la formazione del vortice d'estremità alare e le interazioni del flusso con il piano di coda. Si vede come il vortice d'estremità alare sia particolarmente intenso per i punti dell'involucro che presentano gli angoli di attacco maggiori, come il punto *A,G* ed *S* e si può vedere anche come per il punto *A* ed il punto *S* l'interazione tra le linee di flusso incidenti l'ala ed il piano di coda risulti particolarmente intensa, con le linee di flusso che vanno ad incontrare direttamente il piano di coda formando dei vortici d'estremità anche su quest'ultimo. Attraverso la vista laterale sul piano di coda si può vedere quanto il flusso incidente al piano di coda risulti deviato dalla presenza dell'ala rispetto alla condizione di flusso indisturbato.

Da quanto detto finora risulta evidente come l'influenza dell'ala sul piano di coda risulti notevole, i risultati elencati, anche se legati ad uno studio preliminare, potrebbero costituire la base di uno studio più accurato riguardo la stabilità del velivolo, costituendo quindi uno degli sviluppi possibili del seguente lavoro di tesi.

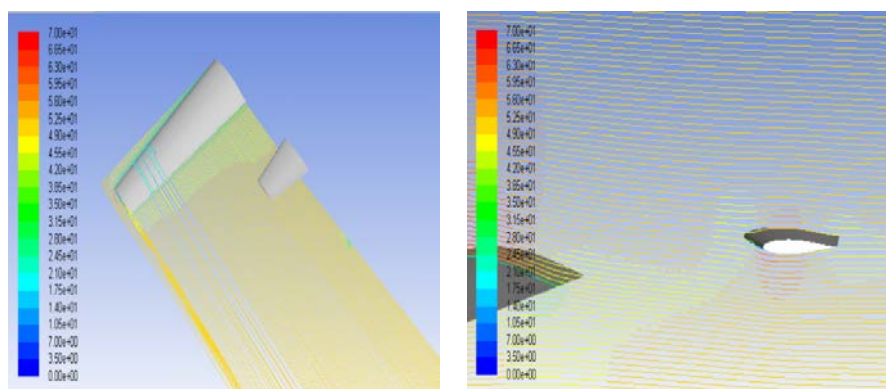


(A) Vista prospettica delle linee di corrente (B) Vista laterale delle linee di corrente

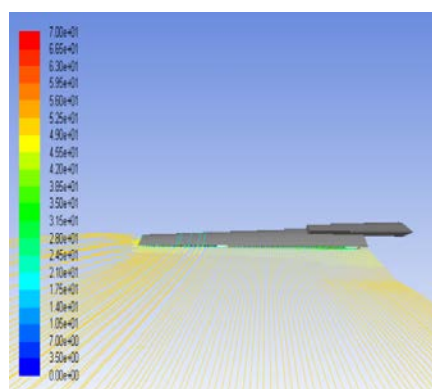


(c) Vista posteriore delle linee di corrente

FIGURA 5.2 – Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto A dell'involuppo di volo

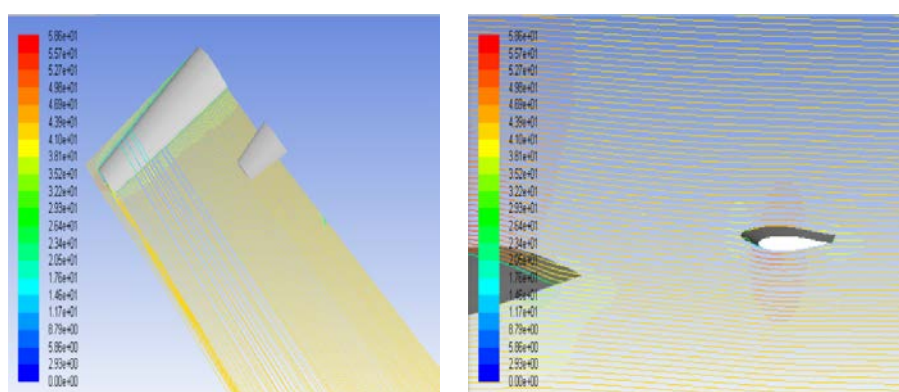


(A) Vista prospettica delle linee di corrente (B) Vista laterale delle linee di corrente

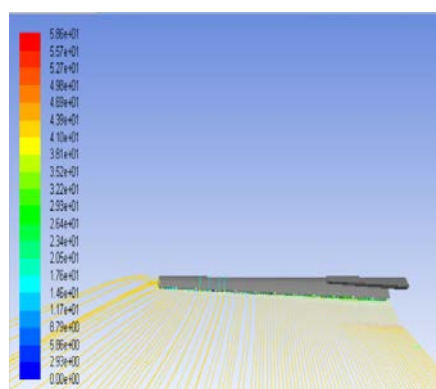


(c) Vista posteriore delle linee di corrente

FIGURA 5.3 – Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto C dell'involucro di volo



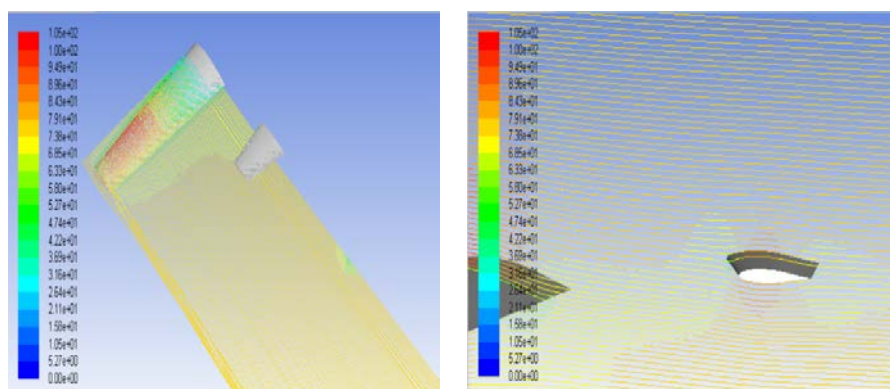
(A) Vista prospettica delle linee di corrente (B) Vista laterale delle linee di corrente



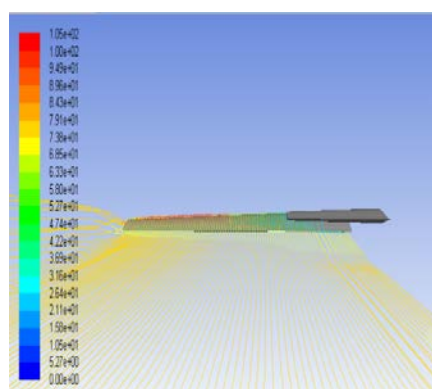
(c) Vista posteriore delle linee di corrente

FIGURA 5.4 – Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto C_{bis} dell'involucro di volo

5. Interazioni tra ala e piano di coda

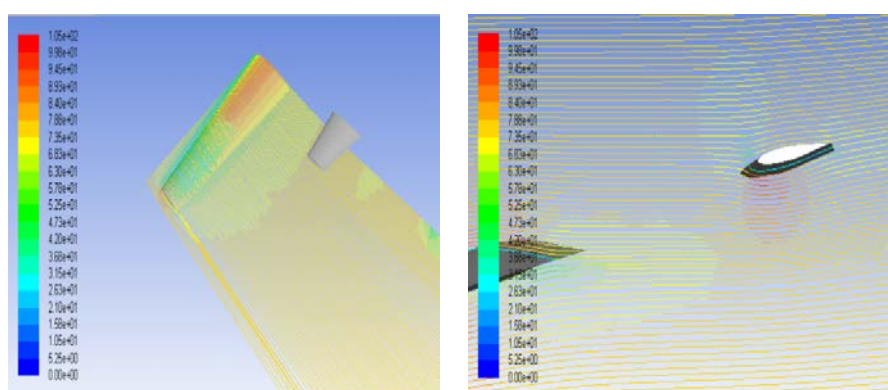


(A) Vista prospettica delle linee di corrente (B) Vista laterale delle linee di corrente

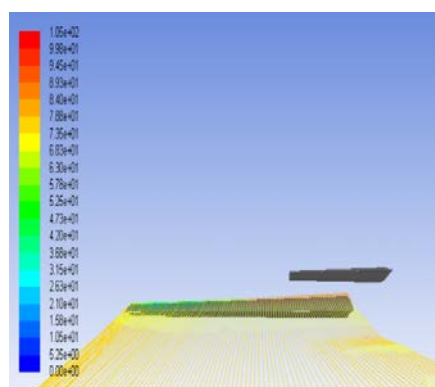


(c) Vista posteriore delle linee di corrente

FIGURA 5.5 – Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto *D* dell'involucro di volo



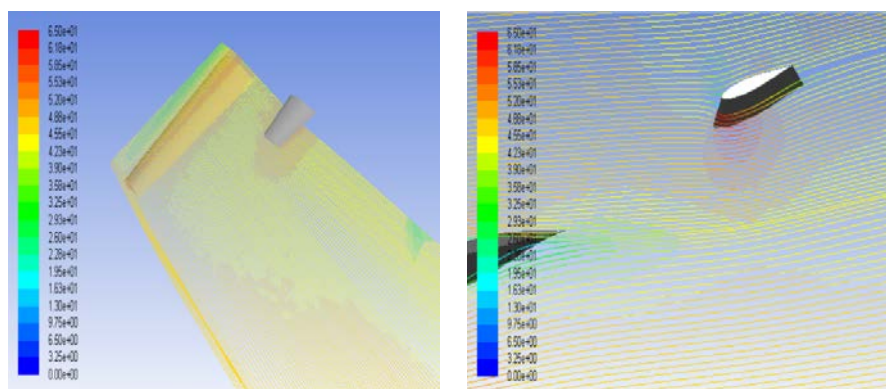
(A) Vista prospettica delle linee di corrente (B) Vista laterale delle linee di corrente



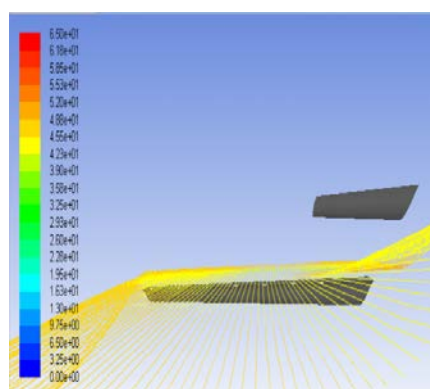
(c) Vista posteriore delle linee di corrente

FIGURA 5.6 – Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto E dell'involuppo di volo

5. Interazioni tra ala e piano di coda

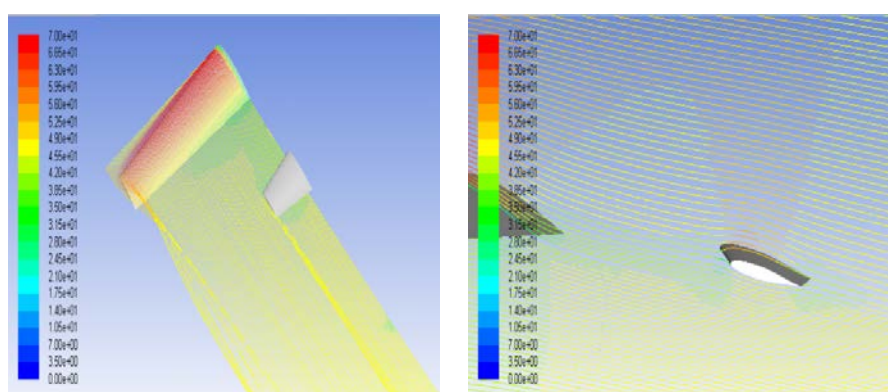


(A) Vista prospettica delle linee di corrente (B) Vista laterale delle linee di corrente

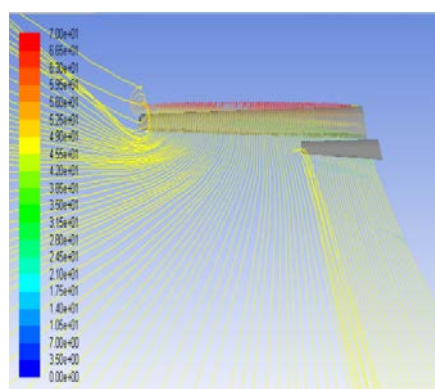


(c) Vista posteriore delle linee di corrente

FIGURA 5.7 – Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto G dell'involucro di volo



(A) Vista prospettica delle linee di corrente (B) Vista laterale delle linee di corrente



(c) Vista posteriore delle linee di corrente

FIGURA 5.8 – Andamento delle linee di corrente attorno all'ala e al piano di coda per il punto S dell'involucro di volo

Conclusioni

Lo scopo principale del lavoro svolto era verificare che attraverso le simulazioni 3D dell'ala si ottenessero dati concordanti con quanto ottenuto nella sezione 2.1 verificando quindi che la geometria dell'ala costruita andasse a rispettare quanto prescritto dalla DPR n. 133. Per raggiungere tale risultato si sono provati ad usare modelli di turbolenza diversi e ad utilizzare un wake refinement in scia dell'ala, ma non si sono riusciti a soddisfare i requisiti richiesti per tutti i punti dell'inviluppo di volo. Constatata l'impossibilità di soddisfare quanto prescritto utilizzando nelle simulazioni gli angoli d'attacco e le velocità trovate per ogni punto dell'inviluppo di volo nella sezione 2.1 si sono proposte delle modifiche ai valori di queste due grandezze e si sono simulate ottenendo dei valori soddisfacenti la DPR n.133.

Nella seconda parte del lavoro sono state provate diverse tipologie di wing tip con lo scopo di aumentare l'efficienza dell'ala e si sono trovati risultati soddisfacenti considerando sia la possibilità di mantenere invariata l'apertura alare che di modificarla, dimostrando in entrambi i casi la particolare efficacia della upswept tip.

Infine si è fatto uno studio preliminare sull'influenza della presenza dell'ala sul piano di coda. Si sono trovati risultati che indicano chiaramente come questa influenza sia notevole e sono stati valutati gli effetti per ogni punto dell'inviluppo di volo, rappresentando anche graficamente l'andamento delle linee di corrente attorno ai due corpi studiati.

Per quanto riguarda i possibili sviluppi futuri si potrebbero usare i risultati delle simulazioni aerodinamiche come punto di partenza per un'analisi strutturale dell'ala e verificare la resistenza dell'ala alle sollecitazioni nei vari punti dell'inviluppo di volo, simulare le varie wing tips in condizioni diverse da quelle del volo di crociera in modo da valutare meglio gli effetti di ogni geometria considerata sui vortici d'estremità alare ed infine si potrebbe simulare la geometria completa del velivolo in modo tale da valutare l'aerodinamica dell'aeromobile nella sua completezza, anche se il costo computazionale di una tale analisi non risulterebbe trascurabile.

Appendice A

Coordinate dei profili

x/c	y/c	x/c	y/c	x/c	y/c
1.00000	0.00000	0.15000	0.08387	0.20000	-0.03521
0.95000	0.01179	0.10000	0.07149	0.25000	-0.03649
0.90000	0.02473	0.05000	0.05118	0.30000	-0.03653
0.85000	0.03647	0.02500	0.03512	0.35000	-0.03640
0.80000	0.04854	0.01250	0.02450	0.40000	-0.03576
0.70000	0.06989	0.00500	0.01536	0.50000	-0.02856
0.60000	0.08724	0.00000	0.00000	0.60000	-0.01934
0.50000	0.09856	0.00500	-0.00742	0.70000	-0.00841
0.40000	0.10284	0.01250	-0.01284	0.80000	0.00000
0.35000	0.10360	0.02500	-0.01808	0.85000	0.00249
0.30000	0.10151	0.05000	-0.02376	0.90000	0.00327
0.25000	0.09809	0.10000	-0.02949	0.95000	0.00255
0.20000	0.09285	0.15000	-0.03383	1.00000	0.00000

TABELLA A.1 – Coordinate profilo HQ 3.5/14

A. Coordinate dei profili

x/c	y/c	x/c	y/c	x/c	y/c
1.00000	0.00000	0.10333	0.03673	0.62944	-0.03534
0.99889	0.00007	0.08422	0.03367	0.66067	-0.03218
0.99567	0.00026	0.06700	0.03046	0.69133	-0.02896
0.99044	0.00059	0.05156	0.02706	0.72111	-0.02580
0.98300	0.00106	0.03811	0.02346	0.75000	-0.02271
0.97344	0.00167	0.02656	0.01967	0.77778	-0.01974
0.96189	0.00245	0.01700	0.01571	0.80433	-0.01689
0.94844	0.00347	0.00956	0.01166	0.82967	-0.01423
0.93300	0.00475	0.00433	0.00755	0.85356	-0.01186
0.91578	0.00627	0.00111	0.00326	0.87589	-0.00980
0.89667	0.00796	0.00000	0.00000	0.89667	-0.00796
0.87589	0.00980	0.00111	-0.00326	0.91578	-0.00627
0.85356	0.01186	0.00433	-0.00755	0.93300	-0.00475
0.82967	0.01423	0.00956	-0.01166	0.94844	-0.00347
0.80433	0.01689	0.01700	-0.01571	0.96189	-0.00245
0.77778	0.01974	0.02656	-0.01967	0.97344	-0.00167
0.75000	0.02271	0.03811	-0.02346	0.98300	-0.00106
0.72111	0.02580	0.05156	-0.02706	0.99044	-0.00059
0.69133	0.02896	0.06700	-0.03046	0.99567	-0.00026
0.66067	0.03218	0.08422	-0.03367	0.99889	-0.00007
0.62944	0.03534	0.10333	-0.03673	1.00000	0.00000
0.59756	0.03833	0.12411	-0.03962		
0.56522	0.04106	0.14644	-0.04220		
0.53267	0.04343	0.17033	-0.04424		
0.50000	0.04539	0.19567	-0.04565		
0.46733	0.04692	0.22222	-0.04697		
0.43478	0.04812	0.25000	-0.04814		
0.40244	0.04910	0.27889	-0.04900		
0.37056	0.04981	0.30867	-0.04964		
0.33933	0.05000	0.33933	-0.05000		
0.30867	0.04964	0.37056	-0.04981		
0.27889	0.04900	0.40244	-0.04910		
0.25000	0.04814	0.43478	-0.04812		
0.22222	0.04697	0.46733	-0.04692		
0.19567	0.04565	0.50000	-0.04539		
0.17033	0.04424	0.53267	-0.04343		
0.14644	0.04220	0.56522	-0.04106		
0.12411	0.03962	0.59756	-0.03833		

TABELLA A.2 – Coordinate profilo HQ 0/10

Appendice B

Elenco comandi usati in Xfoil

In questa appendice sono riportati tutti i comandi usati in Xfoil, a seconda del caso considerato andrà inserito il valore del numero critico ed usato o meno il comando xtr.

```
Load % per caricare il profilo
Pane % con questo comando si interviene sulla geometria
Ppar
n=240 % per aumentare il numero dei pannelli a 240
t=1 % in modo da fare un refinement al bordo di attacco e d'uscita
Oper
visc
Re % si inserisce il numero di Reynolds desiderato
mach % si inserisce il numero di mach (opzionale)
vpar
n=x % per cambiare il numero critico, vengono usati i valori 9,7,5,3
xtr=0.001 %per cambiare l'ascissa della transizione tra strato limite
          %laminare e turbolento e portarla a 0.001
iter % per cambiare il numero di iterazioni che Xfoil ha per
      % convergere(di default sono 10,in questo caso sono state poste
      % pari a 100)
alfa % per inserire il valore dell'angolo di attacco
```


Bibliografia

- [1] SCALCHI M., *Aerodynamic and structural design of some components of an ultralight aircraft*. Tesi di laurea magistrale, Università degli Studi di Padova, 2013.
- [2] FERUS F., *Calcolo dei Carichi Aerodinamici e Verifica Strutturale di un Aereo Ultra-leggero*. Tesi di laurea magistrale, Università degli Studi di Padova, 2013.
- [3] BALDON D., *Design e Validazione Strutturale Fusoliera di Aereo Ultra-leggero*. Tesi di laurea magistrale, Università degli Studi di Padova, 2013.
- [4] GORI L., *Progetto e Verifica di Alcuni Componenti Strutturali di un Velivolo Ultra-leggero*. Tesi di laurea magistrale, Università degli Studi di Padova, 2013.
- [5] BLAZEK J., *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*, 2^a ed. Elsevier, 2001.
- [6] PICANO F., *Cenni di simulazione numerica di flussi turbolenti*, 2017.
- [7] RUMSEY C., *Langley Research Center-Turbulence Modeling Resource-The Spalart Allmaras Turbulence Model*. indirizzo: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>.
- [8] RUMSEY C., *Langley Research Center-Turbulence Modeling Resource-The Menter Shear Stress Transport Turbulence Model*. indirizzo: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/sst.html>.
- [9] KHARE A., SINGH A., NOKAM K. (2015). *Best practices in grid generation for CFD applications using HyperMesh*, indirizzo: altairatc.com.
- [10] GHISU T. (2015). *Introduction to Meshing*, indirizzo: http://people.unica/tizianoghisu/files/2015/03/intro_meshing.pdf.
- [11] FESZTY D., JAKUBIK T., *Grid Generation*, Széchenyi University. indirizzo: https://www.feszty.com/uploads/3/6/7/8/3678219/alkalmazott%C3%81raml%C3%A1stan_week9_eng.pdf.
- [12] ANSYS Inc., *ANSYS Fluent Users's Guide*, 2013.

- [13] POPE S. B., *Turbolents Flows*. Cambridge University press, 2000.
- [14] YUNUS A. CENGEL, *Heat transfer:a practical approach*. MacGraw Hill, 2003.
- [15] GHISU T. (2017). *Corso di Modellazione di Sistemi a Fluido-Introduzione alla Turbolenza*, indirizzo: <http://people.unica.it/tizianoghisu/didattica/materiale-didattico/modellazione-di-sistemi-a-fluido/>.
- [16] NAVARRO G., *Dispense per il corso di Aerodinamica*, 2013.
- [17] KIRK D. R. (2011). *Aerodynamics and flight mechanics- Review of Basic Aerodynamics*, Mechanical e Aerospace Engineering Department Florida Institute of Tecnology, indirizzo: <https://slideplayer.com/slide/7732869/>.
- [18] PINZON S. (2015). *Introduction to Vortex Lattice Theory*, indirizzo: <https://www.publicacionesfac.com/index.php/cienciaypoderaereo/article/view/433/610>.
- [19] GULTEKIN AVCI A., KORKUT E. (2011). *Wake Adapted Propeller Design Applications to Navy Ships*, indirizzo: https://www.researchgate.net/publication/273450664_Wake_Adapted_Propeller_Design_Application_to_Navy_Ships.
- [20] UNIVERSITÀ DI ROMA "LA SAPIENZA". (2014). *Elementi di Meccanica del Volo(Parte 1)*, indirizzo: http://www.ingaero.uniroma1.it/attachments/635_parte_1.pdf.
- [21] DI MARCO P. (2013). *Resistenza e Portanza, slide del corso di termofluidodinamica applicata*, indirizzo: <http://www.den.unipi.it/paolo.dimarco/eps/L-resistenza%20e%20portanza%2013.pdf>.
- [22] Indirizzo: <http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aircraft-systems/how-does-aspect-ratio-affect-a-wing/>.
- [23] BARGSTEN C. , GIBSON M., «*NASA Innovations in Aeronautics:Select Technologies That Have Shaped Modern Aviation*», 2011.
- [24] Indirizzo: <https://aviationbenefits.org/case-studies/wingtip-devices/>.
- [25] HOLMÉN V., *Methods for Vortex Identification*. Master's Theses in Mathematical Sciences, Lund University, 2012.
- [26] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, *Federal Aviation Regulations, Title 14 of the Code of Federal Regulations*.
- [27] *Decreto del Presidente della Repubblica, 9 luglio 2010,n.133. Nuovo regolamento di attuazione della legge 25 marzo 1985, n.106, concernente la Disciplina del Volo da Diporto o Sportivo*.
- [28] PROFILI2 WEBSITE. indirizzo: <http://www.profilo2.com/>.

- [29] AIRFOIL TOOLS WEBSITE. indirizzo: <http://airfoiltools.com/>.
- [30] XFOIL WEBSITE. indirizzo: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.
- [31] RAYMER D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, ser. 4th ed. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics e Astronautics, 2006.
- [32] SELIG M. S. ET AL., *Summary of Low-Speed Airfoil Data*. Soartech Publications, 1995.
- [33] PINKERTON R. M., *The variation with Reynolds number of pressure distribution over an airfoil section*, NACA Technical Report 613. National Advisory Committee for Aeronautics, 1938.
- [34] CFD ONLINE WEBSITE. indirizzo: <https://www.cfd-online.com/Tools/yplus.php>.
- [35] Indirizzo: <http://www.iaa.ncku.edu.tw/~aeromems/Aerodynamics/Ch5.pdf>.
- [36] Indirizzo: <https://aviation.stackexchange.com/questions/26720/where-can-i-find-pictures-of-endplate>.