

POLITECNICO DI TORINO

Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Analisi aerodinamica  
della riduzione di resistenza mediante  
i dispositivi di estremità alari**



**Relatore:**

Prof.ssa Manuela Battipede

**Correlatore:**

Prof. Renzo Arina

**Candidato:**

Mariya Verkhovodova

Aprile 2020

# Ringraziamenti

Desidero ringraziare il professore Renzo Arina, del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, per avermi seguito con dedizione durante il percorso di svolgimento della tesi e per avermi sempre saputo consigliare. Nonostante le numerose difficoltà riscontrate, la sua conoscenza e la sua disponibilità hanno reso possibile il raggiungimento di tale risultato. Inoltre, ringrazio la professoressa Manuela Battipede per avermi dato la possibilità di svolgere questo lavoro.

L'affetto e il supporto degli amici e dei colleghi, mi hanno accompagnato durante gli anni universitari, contribuendo nel piccolo ad affrontare le varie sfide.

Ringrazio di cuore i miei genitori e la mia famiglia per i tanti sacrifici, per il sostegno economico e soprattutto per il grande appoggio ed incoraggiamento datomi negli anni. Ringrazio in particolar modo il nonno Felix, per avermi trasmesso la sua infinita curiosità verso il mondo ed avermi sempre spronato a non fermarmi di fronte alle difficoltà.

Dedico infine, un ringraziamento speciale alla persona che più di tutte crede nelle mie potenzialità e mi resta a fianco nel bene e nel male, insegnandomi che insieme tutto è possibile.

# Sommario

Data l'importanza della riduzione dei consumi di carburante nell'industria aeronautica, sia per motivi economici che per scopi ambientali, gli ultimi anni sono stati caratterizzati da una diffusione sempre più grande dei dispositivi di estremità alari come mezzo per aumentare l'efficienza aerodinamica.

Questo lavoro di tesi presenta e studia alcune geometrie delle alette di estremità nelle diverse condizioni di volo, valutando l'impatto di certi parametri aerodinamici sulla portanza e sulla resistenza, in particolare il contributo alla resistenza indotta.

Innanzitutto, viene fatta una breve panoramica sui dispositivi di estremità, la loro evoluzione fino ad oggi e le attuali ricerche in quest'ambito. Successivamente, vengono introdotti i principi fisici che descrivono il fenomeno dei vortici e della resistenza, nonché i concetti teorici alla base della modellizzazione CFD.

L'analisi del comportamento del flusso attorno all'ala, con il profilo di riferimento NACA 0012, viene eseguita attraverso delle simulazioni fluidodinamiche computazionali RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) in condizioni stazionarie mediante l'utilizzo del software Simscale, ed applicando il modello di turbolenza  $k - \omega SST$ . I risultati ottenuti vengono poi confrontati tra di loro.

Dallo studio numerico emerge che: per bassi valori di  $C_L$  è più conveniente utilizzare geometrie semplici di ala con il bordo di estremità dritto oppure arrotondato; mentre all'aumentare della portanza, i dispositivi di winglet basso e in particolare quello alto, risultano i più vantaggiosi in termini di efficienza e riduzione della resistenza indotta. Inoltre, osservando graficamente il fenomeno dei vortici, è possibile notare che, le configurazioni con il bordo di estremità dritto ed arrotondato non mostrano grandi differenze riguardanti la distribuzione e l'intensità di vorticità. Al contrario, nel caso di winglet basso la vorticità risulta essere meno intensa ma di dimensioni più estese. Utilizzando il winglet alto invece, il nucleo del campo vorticoso si trova spostato sulla punta del dispositivo ed è caratterizzato da una maggior intensità e da un'estensione più ridotta. In conclusione si può affermare che quest'ultima configurazione è la migliore per le prestazioni aerodinamiche, in quanto produce meno disturbo al flusso alare.

Le considerazioni finali fungono da spunto per le future ricerche numeriche e sperimentali.

# Indice

Ringraziamenti

Sommario

Indice II

Elenco delle Figure V

Elenco delle Tabelle VI

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>1</b>
1.1	Vortici alari di estremità . . . . .	1
1.2	Stato dell'arte . . . . .	3
1.2.1	Alette di estremità: i primi progetti . . . . .	3
1.2.2	Whitcomb e la ricerca sui winglet . . . . .	4
1.2.3	Dispositivi di estremità nel XXI secolo . . . . .	7
1.2.4	Contesto socio-economico . . . . .	10
1.2.5	Normativa . . . . .	12
1.3	Obiettivo della tesi . . . . .	14
<b>2</b>	<b>Aerodinamica</b>	<b>15</b>
2.1	Resistenza di un'ala finita . . . . .	16
2.1.1	Resistenza parassita . . . . .	17
2.1.2	Resistenza indotta . . . . .	18
<b>3</b>	<b>Teoria di modellazione</b>	<b>20</b>
3.1	Equazioni di Navier-Stokes . . . . .	20
3.2	Equazioni RANS . . . . .	22
3.3	Modelli di turbolenza . . . . .	24
3.3.1	Differenza tra LES e RANS . . . . .	24
3.4	Modelli RANS . . . . .	26
3.4.1	Modello della lunghezza di miscelazione . . . . .	26
3.4.2	Spalart-Allmaras . . . . .	27
3.4.3	$k - \epsilon$ (Standard) . . . . .	29
3.4.4	$k - \omega$ (Wilcox) . . . . .	30
3.4.5	SST (Menter) . . . . .	31
3.4.6	Modello dello sforzo di Reynolds . . . . .	33
3.5	Discretizzazione . . . . .	33
3.5.1	Discretizzazione spaziale (Metodo dei volumi finiti) . . . . .	33
3.5.2	Discretizzazione temporale . . . . .	37
<b>4</b>	<b>Software SimScale</b>	<b>39</b>
4.1	Introduzione . . . . .	39
4.2	Preparazione/caricamento CAD . . . . .	41
4.3	Tipologie di analisi . . . . .	42

---

4.4	Output dei dati . . . . .	43
4.5	Setup della simulazione . . . . .	46
4.5.1	Impostazioni generali . . . . .	46
4.5.2	Meshing . . . . .	47
4.5.3	Condizioni iniziali . . . . .	51
4.5.4	Condizioni al contorno . . . . .	51
4.5.5	Metodo di risoluzione . . . . .	52
4.5.6	Controllo della simulazione . . . . .	52
4.6	Post - processing . . . . .	53
<b>5</b>	<b>Simulazione numerica</b>	<b>54</b>
5.1	Creazione geometria 3D . . . . .	54
5.2	Impostazione della mesh . . . . .	57
5.2.1	Definizione dominio . . . . .	57
5.2.2	Dimensionamento della mesh . . . . .	57
5.2.3	Condizioni al contorno . . . . .	60
5.3	Simulazione CFD . . . . .	64
<b>6</b>	<b>Analisi dei risultati</b>	<b>68</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>100</b>

# Elenco delle figure

1.1	Visualizzazione dei vortici di estremità alari, [8]	1
1.2	Schema di confronto della riduzione dei vortici all'estremità alari [13]	2
1.3	Biplano di Somerville dotato di dispositivi di estremità tipo winglet, [15]	3
1.4	Alette di Hoerner installate sul velivolo Cessna, [16]	4
1.5	Test dei winglet sul velivolo Learjet, [19]	4
1.6	Blended Winglet, [30]	8
1.7	Elliptical Winglet, [31]	8
1.8	Dispositivi Sharklet sull'A350, [32]	8
1.9	Split Scimitar winglet, [34]	9
1.10	Aletta fence, [36]	9
1.11	Alette raked, [39]	10
1.12	Aletta spiroide, [37]	10
1.13	Mappa schematica per la riduzione delle emissioni $CO_2$ , IATA [43]	12
2.1	Carichi aerodinamici su un profilo	15
2.2	Fonti di resistenza su un'ala	16
2.3	Distribuzione delle componenti della resistenza, [44]	16
2.4	Linee di flusso, [53]	18
2.5	Formazione dei vortici, [54]	18
2.6	Effetto dei vortici di estremità sull'angolo di attacco, [52]	19
3.1	Confronto metodi di simulazione, [61]	25
3.2	Suddivisione strato limite turbolento, [71]	35
3.3	Legge di parete, velocità orizzontale in prossimità della parete nel modello della lunghezza di miscelazione	36
4.1	Pannello delle impostazioni generali	46
4.2	Pannello impostazioni della mesh	47
4.3	Impostazioni dello strato limite	49
4.4	Confronto mesh con finezza 1 - più grossolana (sinistra) e 5 - più fine (destra)	50
4.5	Confronto mesh con tasso di crescita 2 (sinistra) e 0.2 - più graduale (destra)	50
4.6	Strato limite prismatico	50
4.7	Affinamento locale sulle superfici di contatto	50
5.1	Ala finita con bordo di estremità dritto	55
5.2	Vista 3D di ala finita con bordo di estremità arrotondato	55
5.3	Vista in dettaglio di ala finita con bordo di estremità arrotondato	55
5.4	Caratteristiche geometriche del winglet	55
5.5	Vista 3D di ala con il winglet di estremità alto	56
5.6	Caratteristiche geometriche dell'ala con il winglet, vista frontale	56
5.7	Vista 3D di ala con il winglet di estremità basso	56
5.8	Dimensioni del dominio computazionale e le relative condizioni al contorno	57
5.9	Spaccato della mesh 3D dell'ala, circa 2.7 milioni di celle	58
5.10	Regioni di raffinamento bordo d'attacco e bordo di fuga	59

5.11	Esempio spessore dello strato limite pari al 40% (0.4) della dimensione della mesh locale . . . . .	59
5.12	Strato limite attorno al profilo nel dettaglio . . . . .	60
5.13	Vista 3D dell'ala con estremità dritta . . . . .	62
5.14	Vista dall'alto dell'ala con estremità dritta . . . . .	62
5.15	Vista 3D dell'ala con estremità arrotondata . . . . .	63
5.16	Vista 3D dell'ala con il winglet alto . . . . .	63
5.17	Vista 3D dell'ala con il winglet basso . . . . .	63
6.1	Tipico andamento di convergenza dei residui di simulazione . . . . .	68
6.2	Andamento di $C_L - \alpha$ per $U = 50 \text{ m/s}$ . . . . .	70
6.3	Andamento di $C_D - \alpha$ per $U = 50 \text{ m/s}$ . . . . .	70
6.4	Andamento di $C_L - \alpha$ per $U = 220 \text{ m/s}$ . . . . .	72
6.5	Andamento di $C_D - \alpha$ per $U = 220 \text{ m/s}$ . . . . .	72
6.6	Polare $C_L - C_D$ per $U = 50 \text{ m/s}$ . . . . .	73
6.7	Polare $C_L - C_D$ per $U = 220 \text{ m/s}$ . . . . .	73
6.8	Confronto delle percentuali di area frontale per le varie configurazioni . . . . .	74
6.9	Polare $C_L - C_D$ per l'ala con l'estremità arrotondata . . . . .	74
6.10	Polare $C_L - C_D$ per l'ala con il winglet alto . . . . .	75
6.11	Andamento $C_L - C_{D_i}$ per $U = 50 \text{ m/s}$ . . . . .	76
6.12	Andamento $C_L - C_{D_i}$ per $U = 220 \text{ m/s}$ . . . . .	78
6.13	Andamento $E - C_L$ per $U = 50 \text{ m/s}$ . . . . .	79
6.14	Andamento $E - C_L$ per $U = 220 \text{ m/s}$ . . . . .	79
6.15	Confronto $E - C_L$ per l'ala con l'estremità dritta . . . . .	80
6.16	Confronto $E - C_L$ per l'ala con l'estremità arrotondata . . . . .	80
6.17	Confronto $E - C_L$ per l'ala con il winglet basso . . . . .	81
6.18	Confronto $E - C_L$ per l'ala con il winglet alto . . . . .	81
6.19	Confronto di efficienza per $U = 50 \text{ m/s}$ . . . . .	82
6.20	Confronto di efficienza per $U = 220 \text{ m/s}$ . . . . .	82
6.21	Distribuzione della densità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet alto . . . . .	83
6.22	Distribuzione della densità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet alto . . . . .	83
6.23	Distribuzione della temperatura ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet alto . . . . .	83
6.24	Distribuzione della densità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet alto . . . . .	84
6.25	Coefficiente di pressione ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Round . . . . .	84
6.26	Coefficiente di pressione ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 220 \text{ m/s}$ , Round . . . . .	84
6.27	Coefficiente di pressione ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet basso . . . . .	84
6.28	Coefficiente di pressione ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet basso . . . . .	84
6.29	Coefficiente di pressione ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet alto . . . . .	85
6.30	Coefficiente di pressione ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet alto . . . . .	85
6.31	Pressione lungo la semiapertura ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Normal . . . . .	85
6.32	Pressione lungo la semiapertura ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Round . . . . .	86
6.33	Pressione lungo la semiapertura ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet basso . . . . .	86
6.34	Pressione lungo la semiapertura ad $\alpha = 5^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet alto . . . . .	86
6.35	Variazione dell'angolo indotto per $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet alto . . . . .	87
6.36	Variazione dell'angolo indotto per $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , Round . . . . .	87
6.37	Distribuzione delle linee di iso-pressione ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet basso . . . . .	88
6.38	Distribuzione delle linee di iso-pressione ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet alto . . . . .	88
6.39	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , sul piano $x/c = 1.2$ , geometria Normal . . . . .	89
6.40	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , sul piano $x/c = 1.2$ , geometria Round . . . . .	89
6.41	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50 \text{ m/s}$ , sul piano $x/c = 1.2$ , Winglet basso . . . . .	90

6.42	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50\text{ m/s}$ , sul piano $x/c = 1.2$ , Winglet alto . . . . .	90
6.43	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 220\text{ m/s}$ , sul piano $x/c = 1.2$ , geometria Normal . . . . .	90
6.44	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 220\text{ m/s}$ , sul piano $x/c = 1.2$ , geometria Round . . . . .	91
6.45	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50\text{ m/s}$ , sul piano $x/c = 1.2$ , Winglet basso . . . . .	91
6.46	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50\text{ m/s}$ , sul piano $x/c = 1.2$ , Winglet alto . . . . .	91
6.47	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50\text{ m/s}$ , sui piani $x/c = (1.2, 1.8, 2.4)$ , Normal . . . . .	92
6.48	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50\text{ m/s}$ , sui piani $x/c = (1.2, 1.8, 2.4)$ , Round . . . . .	93
6.49	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50\text{ m/s}$ , sui piani $x/c = (1.2, 1.8, 2.4)$ , Winglet basso . . . . .	93
6.50	Distribuzione ed intensità della vorticità ad $\alpha = 10^\circ$ ed $U = 50\text{ m/s}$ , sui piani $x/c = (1.2, 1.8, 2.4)$ , Winglet alto . . . . .	93

# Elenco delle tabelle

5.1	Condizioni al contorno su inlet . . . . .	61
5.2	Condizioni al contorno su outlet . . . . .	61
5.3	Condizioni al contorno sull'ala . . . . .	61
5.4	Condizioni al contorno su top, bottom e front . . . . .	62
5.5	Condizioni di simulazione . . . . .	64
5.6	Parametri dell'aria . . . . .	64
5.7	Parametri di rilassamento . . . . .	65
5.8	Controllo sui residui . . . . .	65
5.9	Definizione dei risolutori . . . . .	66
5.10	Definizione degli schemi numerici . . . . .	66
5.11	Controllo sui tempi della simulazione e i tempi di scrittura dei risultati . . . . .	67
6.1	Parametri nel caso di flusso incomprimibile . . . . .	69
6.2	Coefficienti aerodinamici ad $\alpha = 0^\circ$ . . . . .	69
6.3	Coefficienti aerodinamici ad $\alpha = 5^\circ$ . . . . .	69
6.4	Coefficienti aerodinamici ad $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	69
6.5	Coefficienti aerodinamici ad $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	69
6.6	Parametri nel caso di flusso comprimibile . . . . .	70
6.7	Coefficienti aerodinamici ad $\alpha = 0^\circ$ . . . . .	71
6.8	Coefficienti aerodinamici ad $\alpha = 5^\circ$ . . . . .	71
6.9	Coefficienti aerodinamici ad $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	71
6.10	Coefficienti aerodinamici ad $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	71
6.11	Percentuale di area frontale delle varie configurazioni . . . . .	74
6.12	Coefficienti di resistenza ad $\alpha = 0^\circ$ . . . . .	75
6.13	Coefficienti di resistenza ad $\alpha = 5^\circ$ . . . . .	76
6.14	Coefficienti di resistenza ad $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	76
6.15	Coefficienti di resistenza ad $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	76
6.16	Coefficienti di resistenza ad $\alpha = 0^\circ$ . . . . .	77
6.17	Coefficienti di resistenza ad $\alpha = 5^\circ$ . . . . .	77
6.18	Coefficienti di resistenza ad $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	77
6.19	Coefficienti di resistenza ad $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	77
6.20	Efficienza aerodinamica per $U = 50 \text{ m/s}$ . . . . .	78
6.21	Efficienza aerodinamica per $U = 220 \text{ m/s}$ . . . . .	79

# Capitolo 1

## Introduzione

### 1.1 Vortici alari di estremità

Il fenomeno dei vortici alari di estremità si origina a partire dalla differenza di pressione tra la superficie superiore e quella inferiore di un'ala finita che opera ad incidenze positive. Si tratta essenzialmente di movimenti circolari rotanti del flusso d'aria, i quali si sviluppano all'estremità e si propagano a valle dell'ala. Dal punto di vista aerodinamico, questi vortici vengono associati alla resistenza indotta, al fenomeno del downwash e rappresentano una conseguenza inevitabile della generazione della portanza tridimensionale. I fattori più importanti che li caratterizzano sono le alte velocità di turbolenza [1], le basse pressioni nel nucleo del vortice [2], il contributo alla resistenza indotta [3], il deficit di velocità assiale rispetto al flusso circostante [4] ed infine la persistenza nell'atmosfera per tempi più o meno lunghi [5, 6].

L'aumento della resistenza complessiva del velivolo, a causa della resistenza indotta, comporta una riduzione dell'efficienza aerodinamica, ovvero del rapporto portanza su resistenza  $L/D$ , e quindi un peggioramento delle prestazioni di volo [7]. Una minor efficienza determina maggiori consumi di carburante, maggiori emissioni e costi.

I vortici di estremità non si fondono insieme, in quanto circolano in direzioni opposte, si dissipano lentamente e rimangono nell'atmosfera per molto tempo dopo il passaggio di un velivolo. Essi infatti, formano la componente principale della turbolenza di scia generata da un aereo e per questo motivo possono rappresentare un pericolo non indifferente per gli altri velivoli, soprattutto durante le fasi di decollo e atterraggio.



Figura 1.1: Visualizzazione dei vortici di estremità alari, [8]

L'intensità del vortice dipende dalle dimensioni, dalla velocità e dalla configurazione del velivolo (impostazione del flap, ecc.), ad esempio i vortici più forti sono quelli prodotti da aerei pesanti, che volano lentamente. Quando un velivolo di piccole dimensioni entra nella scia lasciata da un aereo più grande, potrebbe subire un rolling indotto con il rischio di perdere il controllo, o in casi più gravi subire dei danni strutturali. A basse quote, in particolare durante il decollo e l'atterraggio, il fenomeno dei vortici può generare una turbolenza dalla quale non è più possibile il recupero. Per queste ragioni, i controllori del traffico aereo cercano di garantire un'adeguata separazione tra i velivoli in partenza e quelli in arrivo emettendo degli avvisi di turbolenza di scia ai piloti [7, 9].

Mentre i vortici stessi possono causare dei rischi durante alcune fasi del volo, la resistenza indotta può rappresentare fino all'80-90% della resistenza totale durante il decollo o fino al 50% nella fase di crociera di un aereo di linea [10]. Un metodo per ridurre i vortici e i loro effetti consiste nell'utilizzo dei dispositivi winglet, progettati per essere installati sulle estremità alari e tutt'ora presenti sulla maggior parte degli aerei moderni. Si stima che una riduzione della resistenza del 10% su un grande aereo da trasporto militare consenta di risparmiare fino a 13 milioni di litri di carburante [11], che corrisponde ad un risparmio fino a circa \$10 miliardi. Oltre agli evidenti vantaggi della riduzione dei costi operativi, si riesce a diminuire la vorticità e, quindi, la resistenza indotta, nonché le emissioni. I velivoli a reazione commerciali infatti, sono responsabili della produzione di più di 600 milioni di tonnellate di  $CO_2$  all'anno nel mondo [12].

Al giorno d'oggi è presente un'ampia gamma di dispositivi alari di estremità impiegati nei velivoli per il volo subsonico. I principali effetti sulla performance e non solo possono essere riassunti nei punti seguenti:

- riduzione della resistenza indotta associata ai vortici di estremità sul bordo di fuga
- aumento della portanza generata
- riduzione del consumo di carburante
- aumento della portata e del carico utile
- riduzione dell'inquinamento acustico dovuto ai vortici
- riduzione delle emissioni di carbonio
- utilità nel controllo del traffico aereo

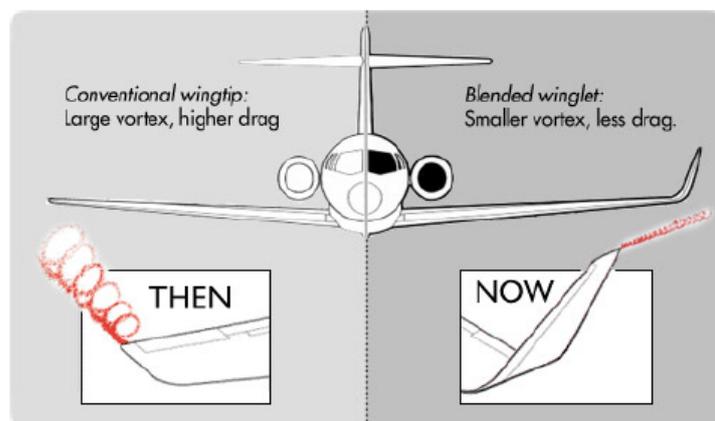


Figura 1.2: Schema di confronto della riduzione dei vortici all'estremità alari [13]

Le alette di estremità possono essere più o meno lunghe, di geometrie diverse ed orientate verso l'alto o verso il basso con un certo angolo. Questi dispositivi interferiscono con la circolazione del flusso, che si sposta dalla regione di alta pressione (sul ventre) alla regione

di bassa pressione (sul dorso), e diminuiscono così l'intensità dei vortici di estremità costringendoli ad apparire più a valle. Ciò si traduce in una riduzione diretta della resistenza indotta ed un aumento della portanza, con un flusso più smussato alle estremità ed una scia più uniforme. Nonostante i numerosi vantaggi aerodinamici, questo tipo di soluzione deve essere completata con uno studio strutturale adeguato ed un'analisi di manovrabilità.

Nel corso degli anni la ricerca delle forme e delle strutture più appropriate ha portato a diverse soluzioni, che sono tutt'oggi oggetto di discussione. Il motivo principale è che i requisiti dei velivoli e le prestazioni sono molto diverse a seconda delle fasi di volo e dei regimi di flusso, quindi aggiungono numerose variabili e complessità durante la fase di progettazione dei dispositivi di estremità [14].

## 1.2 Stato dell'arte

### 1.2.1 Alette di estremità: i primi progetti

I primi dispositivi alari per la riduzione della resistenza indotta appaiono all'inizio del XX secolo, tuttavia iniziano ad essere ampiamente utilizzati nell'industria aeronautica soltanto negli ultimi decenni.

L'ingegnere britannico Frederick W. Lanchester, conosciuto soprattutto per i suoi numerosi contributi al campo della meccanica del volo, è considerato un pioniere nell'ambito delle alette di estremità, avendo progettato nel 1897 le prime piastre alari con lo scopo specifico di controllare i vortici di estremità. I primi winglet installati su un vero velivolo, furono brevettati nel 1910 da William E. Somerville ed incorporati in alcuni dei suoi modelli, che però non ebbero un riscontro a livello industriale negli anni a seguire.



Figura 1.3: Biplano di Somerville dotato di dispositivi di estremità tipo winglet, [15]

I primi dispositivi di estremità funzionanti vengono impiegati nel mercato dell'aviazione a partire dagli anni '30. Il successivo periodo della Seconda Guerra Mondiale, favorisce la ricerca nell'ambito dell'aeronautica, producendo nuovi e significativi progressi nel giro di pochi anni. In questo contesto, l'ingegnere tedesco Alexander M. Lippisch, in futuro noto per i suoi studi sulle ali a delta e l'effetto suolo, è artefice di una serie di piastre alari orientate verso il basso, chiamate *Lippisch-Ohren* (le orecchie di Lippisch). Sebbene lo scopo di questi dispositivi non era prettamente aerodinamico, ma piuttosto essi miravano a compensare l'insoddisfacente stabilità dinamica del velivolo, si sono dimostrati piuttosto utili nella riduzione della resistenza indotta. Questo fenomeno viene ampiamente studiato negli anni successivi alla guerra dal dott. Sighard F. Hoerner, che propone una configurazione con alette inclinate ancora oggi utilizzate negli alianti.

Nella figura seguente è possibile osservare tale aletta con l'estremità smussata e il bordo superiore affilato, il quale forza i vortici di estremità ad apparire più a valle.



Figura 1.4: Alette di Hoerner installate sul velivolo Cessna, [16]

### 1.2.2 Whitcomb e la ricerca sui winglet

Dopo la crisi petrolifera del 1973, il forte aumento dei prezzi del carburante ha portato l'industria aeronautica a dare la priorità al ruolo dell'efficienza aerodinamica nella progettazione degli aeromobili. Per questo motivo, negli anni '70 sono state condotte ricerche approfondite al fine di massimizzare il rapporto portanza su resistenza e ridurre il più possibile i costi del carburante.

Seguendo questa direzione, l'ingegnere della NASA (National Aeronautics and Space Administration) Richard T. Whitcomb sviluppa il concetto di Hoerner e realizza i primi winglet funzionanti, posizionati verticalmente all'estremità ed inclinati di un certo angolo  $\Theta$  con un profilo aerodinamico, che sono in grado di migliorare l'efficienza aerodinamica e fornire una significativa riduzione della resistenza indotta mantenendo i valori del momento flettente simili a quelli di un'ala standard. Il lavoro di Whitcomb si è basato principalmente sui test nella galleria del vento e test di volo reali [17, 18]; i suoi progetti vengono successivamente perfezionati ed impiegati su diversi velivoli Lockheed e McDonnell Douglas fabbricati negli anni '80 e '90.

Nello stesso periodo, anche altre agenzie iniziano ad indagare sulle potenzialità dei winglet su velivoli commerciali e quelli business. Ad esempio, la compagnia Learjet era nota in quegli anni per aver sviluppato il proprio concetto di aletta, implementata poi in diversi modelli di jet, che ha portato ad un aumento di efficienza del 6.5%. La compagnia della Boeing invece, era riuscita ad ottenere un aumento del 3.5% installando alette su velivoli già operativi (in particolare il B747-300). Oltre agli evidenti vantaggi aerodinamici, è stato osservato che i dispositivi di estremità erano utili ad aumentare anche la stabilità direzionale.



Figura 1.5: Test dei winglet sul velivolo Learjet, [19]

I vortici di estremità e il fenomeno della resistenza indotta sono stati oggetto di numerosi studi teorici, sperimentali ed indagini computazionali.

Nel report di McAlister e Takahashi del 1991 [20], sono stati analizzati i valori della pressione sulla superficie dell'ala e le caratteristiche della velocità media attraverso il vortice di estremità a valle. Per l'esperimento è stato utilizzato un profilo NACA 0015, collocato all'interno di una galleria del vento a bassa velocità, ovvero per numeri di Reynolds compresi tra  $1 \cdot 10^6$  e  $3 \cdot 10^6$ . L'impiego di un laser velocimetro a due componenti, ha permesso la misurazione dei vari profili di velocità attraverso il vortice ed in prossimità di stazioni caratteristiche a valle del bordo di fuga. Inoltre, l'ala è stata simulata in diverse configurazioni geometriche e per varie condizioni di volo. Queste condizioni includono tre valori dell'aspect ratio  $\lambda$ , due geometrie dell'estremità, una quadrata ed una arrotondata, presenza o assenza dello strato limite e differenti angoli di attacco compresi tra  $4^\circ$  e  $12^\circ$ . È stato osservato un eccesso di velocità assiale, presente nel nucleo del vortice, di  $1.5U_\infty$  ed una velocità tangenziale massima di  $0.84U_\infty$  a valle dell'ala. In riferimento alla velocità del flusso indisturbato a monte, è stato possibile affermare che la velocità verticale massima del vortice dipende direttamente da  $\alpha$ , ma non è invece influenzata dal numero di Reynolds.

Nel documento di Dacles e Mariani del 1995 [21], è stato condotto uno studio numerico e sperimentale, incentrato sul campo di flusso del vortice di estremità immediatamente a valle del bordo di fuga. Le misurazioni sono state effettuate su un'ala finita con il profilo di tipo NACA 0012, mediante una sonda di pressione a sette fori. L'approccio computazionale prevedeva l'uso del metodo della compressibilità artificiale per risolvere le equazioni tridimensionali, incomprimibili di Navier-Stokes con condizioni al contorno determinate sperimentalmente ed un modello di turbolenza di Baldwin-Barth modificato. La distribuzione della velocità nel core del vortice, ottenuta dalla simulazione numerica, è risultata ben correlata con i dati dell'esperimento (con una differenza del 3%), mentre i parametri di turbolenza non erano accurati.

In una ricerca del 1996, condotta da Devenport [22], è stata analizzata un'ala finita con l'obiettivo di studiare la struttura dei vortici di estremità e capire il fenomeno dell'interazione di una coppia di vortici controrotanti. Per l'esperimento è stata adoperata una sonda a filo caldo con quattro sensori per la misurazione; studi preliminari hanno dimostrato che i vortici sono insensibili all'introduzione della sonda e sono soggetti solo a piccoli movimenti erranti trascurabili. Il profilo di riferimento è il NACA 0012 con corda  $c = 0.203\text{ m}$ , il bordo di estremità alare è dritto e il numero di Reynolds è pari a  $2.6 \cdot 10^5$ . L'evoluzione del flusso a valle dell'ala è stata studiata andando a misurare la velocità su piani caratteristici posti a distanze di  $5 < x/c < 30$  dal bordo di fuga. Questo esperimento risulta interessante in quanto permette di capire la differenza di comportamento tra il vortice singolo ed una coppia di vortici, oltre che la natura diversa del vortice in base alla forma. Nel caso dell'interazione dei due vortici, è stato osservato che, ad una distanza di  $x/c = 10$ , i nuclei del vortice sono laminari. I livelli di turbolenza al loro interno sono bassi e variano poco con il raggio. La turbolenza attorno ai nuclei invece, è organizzata ma apparentemente non prodotta dai campi di velocità media circolanti nei vortici. Alla distanza di  $x/c = 30$  i nuclei del vortice diventano turbolenti. La regione turbolenta che circonda i nuclei è raddoppiata e i livelli di turbolenza al loro interno sono maggiori rispetto a prima in quanto aumentano rapidamente con il raggio. Anche la distribuzione della turbolenza è cambiata, le spirali di scia sono state sostituite da un campo di turbolenza molto più centrato sul nucleo. Questo cambiamento nella struttura del flusso contrasta nettamente con ciò che si vede nel vortice di estremità isolato equivalente, prodotto quando viene rimossa una delle semiali. In questo caso il nucleo del vortice rimane laminare e la turbolenza che lo circonda decade rapidamente con la distanza a valle. Ciò implica che, la transizione alla turbolenza nei nuclei, nel caso della coppia di vortici, è stimolata dall'interazione tra essi. Infine, l'esperimento ha evidenziato che, all'aumentare dell'incidenza del profilo aerodinamico, l'incremento della portanza comporta un aumento lineare della forza del vortice e dei valori di picco della velocità e della vorticità tangenziali. Per quanto riguarda il contributo della resistenza indotta, è stato calcolato in base alla vorticità.

Un esperimento simile, svolto però su un'ala con bordo di estremità arrotondato, è stato effettuato da Chow nel 1997 [23]. Le caratteristiche di progetto sono: profilo NACA 0012

con corda  $c = 1.22\text{ m}$ , semiapertura  $b = 0.91\text{ m}$  e  $Re = 4.6 \cdot 10^6$ . Come nei casi precedenti, i dati sono stati acquisiti da una sonda di pressione a sette fori ed una sonda a triplo filo caldo (per la misurazione di tutti i componenti dello stress di Reynolds), poste all'interno della galleria del vento. L'obiettivo era determinare i valori della portanza ed i parametri della turbolenza in prossimità del bordo di fuga.

L'evoluzione del campo di flusso tridimensionale del vortice di estremità, nella scia più vicina al bordo di fuga di un'ala rettangolare posta ad una certa incidenza, è stata studiata in dettaglio da Ramapriyan e Zheng [24] nel 1997, utilizzando il velocimetro laser Doppler a tre componenti. Le quantità di flusso misurate erano i tre componenti della velocità istantanea, usati per ottenere la distribuzione di velocità, vorticità e circolazione attraverso il vortice in diverse posizioni assiali nel flusso e per diversi angoli di incidenza. I dati sono stati poi impiegati per comprendere il processo di rollup nel vortice nella scia più vicina, così come la sua struttura cinematica. E' stato osservato che, il rollup si verifica abbastanza rapidamente e la parte interna del vortice tridimensionale diventa quasi asimmetrica entro una distanza di circa due lunghezze di corda a valle del bordo di fuga. Anche se il comportamento del vortice nella scia più vicina è, in generale, fortemente dipendente dalle condizioni iniziali, la traiettoria del vortice viene descritta bene dalla portanza complessiva generata dalle ali e dalla velocità del flusso libero.

Nel 2006, Gerontakos e Lee [25] analizzano il comportamento del vortice di estremità di un'ala (profilo NACA 0015) con il bordo dritto ed arrotondato, concentrandosi sull'effetto dell'angolo di attacco e della distanza a valle sulla velocità assiale e sulle distribuzioni di vorticità. Le due configurazioni di ala presentano lo stesso valore di portanza e  $Re = 1.81 \cdot 10^5$ . E' stato dimostrato che, la velocità assiale del nucleo era simile a quella della scia per  $\alpha \leq 8^\circ$  e variabile tra  $0.64U_\infty$  e  $0.86U_\infty$ . La velocità tangenziale invece cresceva con l'aumentare dell'incidenza e diminuiva all'aumentare della distanza a valle.

In termini di modellistica computazionale invece, il lavoro di Churchfield e Blaisdell [26], ha permesso di capire l'influenza della scelta dei modelli di turbolenza di tipo RANS nel calcolo della formazione di un vortice di estremità. Sono stati valutati quattro modelli di turbolenza e gli effetti degli schemi numerici di ordine superiore sull'accuratezza della soluzione, rispetto ad un maggior numero di nodi nella griglia. Il modello di Spalart Allmaras è risultato il più adatto ad ottimizzare la curvatura e la rotazione per prevedere il flusso medio in modo più accurato. Per quanto riguarda gli schemi numerici di ordine superiore, si sono dimostrati meno efficienti dell'aggiunta di più nodi alla mesh.

Tra gli studi più recenti, è interessante ricordare la ricerca di Gavrilovic del 2015 [27] sull'utilizzo dei winglets per migliorare le prestazioni degli aerei commerciali. Il lavoro proposto in questa tesi è stato condotto in modo simile al documento sopra citato, in cui l'ala è stata simulata in diverse condizioni con differenti dispositivi di estremità confrontati tra di loro. Dal punto di vista numerico, Gavrilovic analizza cinque configurazioni di alette per capire le loro prestazioni aerodinamiche e, utilizzando un software avanzato di ottimizzazione, determina la configurazione ottimale dell'ala che minimizza contemporaneamente la resistenza e massimizza la portanza. Come geometria rappresentativa, è stato scelto un tipico velivolo commerciale di medie dimensioni, per il quale i parametri di consumo sono di grande importanza. Le caratteristiche del velivolo in esame sono: apertura alare di  $38\text{ m}$ , altezza della coda, lunghezza e superficie alare di  $13.5\text{ m}$ ,  $47\text{ m}$  e  $194\text{ m}^2$  rispettivamente. I risultati ottenuti alla fine vengono confrontati con quelli di un'ala priva di winglet. Lo studio si concentra sulla determinazione delle principali caratteristiche aerodinamiche che includono il coefficiente di pressione, il coefficiente di resistenza  $C_D$ , il coefficiente di portanza  $C_L$  e il rapporto portanza su resistenza  $L/D$ . Inoltre, viene analizzato l'andamento delle linee di flusso, in particolare nei vortici. La simulazione è stata eseguita per vari angoli di attacco  $\alpha$  e numero di Mach pari a 0.8.

A seguito della ricerca sono stati evidenziati i seguenti benefici:

- miglior generazione di portanza con un  $C_L$  complessivamente maggiore nella curva  $C_L - \alpha$
- riduzione della resistenza totale
- aumento del rapporto portanza-resistenza, fino ad un massimo di 15%

- ritardo nella separazione del flusso
- maggiore range del velivolo
- miglioramento delle prestazioni di decollo e atterraggio
- tempi di ascesa più brevi
- riduzione delle emissioni del motore
- riduzione della turbolenza a valle

Mentre gli svantaggi sono:

- aumento della resistenza parassita a causa di una maggior superficie bagnata
- aumento del peso dovuto alla presenza del dispositivo stesso di estremità
- necessità di effettuare un nuovo studio strutturale dell'ala

Alcuni studi hanno dimostrato che le alette di estremità consentono di ridurre la resistenza indotta senza dover aumentare troppo l'allungamento alare per avvicinarsi il più possibile alla condizione di ala infinita; è il caso della ricerca svolta da Ilias, Mashud e Selim [28]. L'esperimento è stato condotto all'interno di una galleria del vento subsonica di sezione rettangolare, per varie geometrie dell'ala e a diversi numeri di Reynolds. Nel corso dei test, sono state valutate e confrontate le caratteristiche aerodinamiche delle ali dotate di alette rettangolari, triangolari e circolari, costruite in lega di alluminio e con un profilo di riferimento NACA 4315. I risultati sperimentali ottenuti mostrano che, il modello di ala con il winglet, presenta una resistenza indotta minore del 26.4% - 30% rispetto al caso di ala senza il dispositivo di estremità.

Un'altra analisi aerodinamica è stata condotta su un'ala finita tridimensionale con diverse configurazioni delle alette di estremità, per comprendere l'effetto di tale dispositivo sulla formazione della resistenza indotta. I calcoli numerici sono stati eseguiti su un profilo NACA 0012, la cui scelta è motivata dalla vasta disponibilità di dati sperimentali di portanza e resistenza. I coefficienti di portanza, resistenza e pressione sono stati calcolati con il modello di turbolenza  $k - \omega SST$  ad alti numeri di Reynolds di  $6 \cdot 10^6$ , e sono stati confrontati con i dati sperimentali per convalidare l'accuratezza della simulazione degli approcci numerici. I risultati mostrano che, il coefficiente di pressione lungo il profilo nella sezione intermedia dell'ala è in buon accordo con i dati sperimentali, mentre quello nella sezione di estremità risulta essere piuttosto diverso. Inoltre, la dimensione massima dei vortici si verifica nel caso di aletta inclinata di  $45^\circ$  verso l'alto rispetto alla superficie dell'ala, tuttavia all'aumentare dell'angolo di attacco, tale dimensione tende a diminuire. I risultati indicano quindi che, la formazione di vortici alari è considerevolmente ridotta superata l'inclinazione di  $45^\circ$  dell'aletta e, considerando solo i coefficienti di portanza e pressione, l'aletta inclinata verso l'alto può essere considerata più efficiente di quella inclinata verso il basso e la massima efficienza aumenta di circa 4 e 6% [29].

### 1.2.3 Dispositivi di estremità nel XXI secolo

A partire dagli inizi del XXI secolo, la maggior parte dei velivoli e dei jet commerciali, così come anche alcuni aerei di tipo militare, hanno incorporato diverse tipologie di dispositivi di estremità alari nei loro progetti. Ad esempio la compagnia Airbus ha impiegato i winglet nel modello A320 Enhanced ed ha incorporato alette doppie (fence), ovvero dei winglet sottili e verticali che si estendono sia sopra che sotto la superficie dell'ala, nella maggior parte dei suoi aeromobili commerciali come l'A320, A350 e A380; mentre la Boeing ha aggiunto

circa 1.8 milioni di winglet alla maggior parte dei suoi velivoli B747-400. Anche i modelli più recenti di business jet di Gulfstream Aerospace, Gruppo Dassault e altre società simili, hanno iniziato a seguire questa tendenza.

Negli ultimi anni sono stati ottenuti significativi miglioramenti rispetto ai primi winglet proposti da Whitcomb negli anni '70. Un esempio è quello di Aviation Partners Boeing, che ha proposto il concetto di Blended Winglets™, attualmente installato su tutti i modelli di B737 Next Generation. Questo tipo di dispositivo presenta un ampio raggio ed è progettato con una variazione di raccordo regolare nell'area di transizione in cui l'ala si unisce al winglet, permettendo così di ridurre la resistenza di interferenza normalmente originata da questo giunto. Ciò consente inoltre, di avere un carico aerodinamico ottimale ed evitare concentrazioni di vortici che producono resistenza [30].

Il velivolo Cessna Citation X, mostrato in Figura 1.7, è equipaggiato con Elliptical Winglets™ progettati da Winglet Technology, che favoriscono una distribuzione di portanza quasi ellittica in tutta l'ala e di conseguenza minimizzano la resistenza indotta. Questa forma dell'ala permette di avere migliori prestazioni per una vasta gamma di numeri di Mach e condizioni operative [31].

Nel 2009 invece, Airbus ha presentato una propria tecnologia simile ai Blended Winglets™ della Boeing, chiamata Sharklet, che fornisce una riduzione del 3.5% del consumo di carburante [32].



Figura 1.6: Blended Winglet, [30]



Figura 1.7: Elliptical Winglet, [31]



Figura 1.8: Dispositivi Sharklet sull'A350, [32]

Nel corso degli anni, vengono introdotte ulteriori modifiche al tradizionale winglet di Whitcomb con lo scopo di creare geometrie sempre più efficienti ed innovative. Ad esempio, le

alette doppie 'fence', concepite sulle stesse basi dei winglet, consentono di ridurre in modo efficace la resistenza indotta e allo stesso tempo evitare l'aumento dell'apertura alare, che può diventare problematico ai fini operativi. Grazie a questo vantaggio, i dispositivi fence sono stati ampiamente utilizzati nella maggior parte dei modelli di velivoli commerciali Airbus tra gli anni '90 e 2000 [33].

Di recente sono state proposte altre tipologie di design, come per esempio le ali con il doppio winglet. La parte superiore è una classica superficie di Whitcomb o di tipo blended winglet, mentre quella inferiore è un winglet semplice orientato verso il basso, che può essere simmetrico oppure con un angolo più ampio rispetto alla sua controparte. L'obiettivo principale di questa soluzione è quello di utilizzare la parte superiore per aumentare l'aspect ratio effettivo e quindi la portanza, prevenendo anche il ricircolo del flusso e lo spostamento dei vortici di estremità più a valle mediante la superficie inferiore; è stato anche pensato per aumentare la stabilità dinamica del velivolo. I winglet Split Scimitar<sup>TM</sup> invece, sviluppati da Aviation Partners Boeing e installati su diversi modelli B737, rappresentano un'evoluzione successiva dei dispositivi doppi [34].

Oltre al winglet di tipo Whitcomb e ai relativi design, esistono diversi concetti dei dispositivi di estremità alari che hanno dimostrato di essere utili nel ridurre la resistenza indotta. Le alette inclinate (raked), rappresentano una superficie di estensione lungo l'apertura con un certo angolo di freccia maggiore di quello dell'ala stessa, e sono stati una caratteristica tipica dei velivoli commerciali della Boeing per molti anni, tutt'ora utilizzati in molti modelli sia commerciali che militari. Nonostante questa configurazione permetta di avere un miglioramento significativo delle prestazioni, in particolare rispetto al winglet convenzionale in fase di crociera, una maggior apertura alare determina l'aumento del momento flettente che agisce sull'ala. Il loro particolare design ha permesso di migliorare le prestazioni del velivolo riducendo la lunghezza della pista di decollo, aumentando l'efficienza e dimostrando di avere buone prestazioni in salita. Questo tipo di dispositivo è attualmente utilizzato su diversi velivoli a lungo raggio commerciali e militari [35].



Figura 1.9: Split Scimitar winglet, [34]



Figura 1.10: Aletta fence, [36]

Un altro vantaggio in termini aerodinamici, dato dall'aggiunta dei dispositivi di estremità, è l'aumento del range del velivolo.

L'Airbus sostiene di aver incrementato di 100 *nm* (miglia nautiche) il range dei velivoli A320 equipaggiati con la tecnologia Sharklet; l'Aviation Partners Boeing menziona un aumento di 65 *nm* per i modelli B737-700 dotati di Split Scimitar Winglets e di 180 *nm* per quelli con i Blended Winglets, grazie alla complessiva riduzione della resistenza; la Winglet Technology invece dimostra di aver ottenuto dei miglioramenti nel range tra i 220 *nm* e i 550 *nm* per i velivoli Cessna Citation X che includono i winglet ellittici.

Inoltre, è stato dimostrato che gli aeromobili equipaggiati con i winglet migliorano in modo significativo le loro prestazioni al decollo, in quanto operano meglio ad elevata portanza ed in condizioni di bassa velocità. Per lo stesso motivo, hanno un impatto positivo anche sulle prestazioni di salita, migliorando il gradiente di salita e riducendo il tempo di ascesa fino al 60%. La Winglet Technology per esempio, ha registrato una diminuzione dei tempi di salita da 84 a 27 minuti per il FL450 in condizioni ISA e per il Citation X con winglet ellittici al MTOW.

Infine, è interessante menzionare alcuni progetti sperimentali non ancora implementati sugli aeromobili certificati. Ad esempio le alette spiroide mostrate in Figura 1.12, sono state testate da Aviation Partners con moderato successo e consistono di una forma ad anello chiuso all'estremità dell'ala [37]. Questi dispositivi permettono di ridurre non solo la resistenza indotta ma anche il rumore associato ai vortici di estremità. La riduzione della resistenza indotta infatti, consente di incrementare le velocità a quote più elevate e di migliorare il controllo sulla formazione dei vortici alari, agendo positivamente sulla stabilità dinamica del velivolo.

Esistono anche delle configurazioni che presentano sezioni di ala consecutive, con angoli di inclinazione variabili, che formano ali non planari con crescente diedro. Inoltre, la ricerca è stata rivolta verso i progetti di multi-winglet [38], per cercare di imitare le lunghe piume alari presenti negli uccelli rapaci. Le tendenze future prevedono l'impiego di winglet in grado di attivarsi e cambiare la loro forma o posizione a seconda dei requisiti di volo, ma questo campo è ancora in fase di sviluppo.



Figura 1.11: Alette raked, [39]



Figura 1.12: Aletta spiroide, [37]

## 1.2.4 Contesto socio-economico

Dall'inizio del XXI secolo, l'industria aeronautica ha dedicato le sue ricerche al miglioramento dell'efficienza nei velivoli commerciali, al fine di ottenere voli più lunghi con la stessa quantità di carburante o ridurre i consumi per un determinato tragitto. Sono stati fatti diversi passi in questa direzione, tra cui la progettazione di motori a basso consumo di carburante, miglioramenti nella gestione e nel controllo del traffico aereo, ottimizzazione aerodinamica ed iniziative internazionali come ad esempio il progetto Clean Sky.

La riduzione dei costi rappresenta tutt'ora un fattore economico di grande importanza per le compagnie aeree: nel 2016 ad esempio l'American Airlines ha speso circa \$4.712 milioni in carburanti per un totale di 3.578 milioni di galloni, ad un prezzo di \$1.32 per gallone [40]. Altrettanto importante è la diminuzione delle emissioni di  $CO_2$  nell'atmosfera. Per questo motivo la IATA promuove ed applica l'obiettivo di ridurre le emissioni nette di anidride carbonica nell'industria aeronautica del 50% entro il 2050. I principali produttori di aeromobili, come Airbus o Boeing, stanno già diventando progressivamente più impegnati in queste iniziative.

Secondo la IATA [41], l'industria dell'aviazione commerciale è responsabile del 2% delle emissioni globali di  $CO_2$ . Sebbene sono stati fatti significativi progressi dall'inizio dell'era dei motori a reazione, è necessarie comunque adottare misure più rigorose per ridurre al minimo le emissioni dei gas serra per gli anni futuri.

A tal proposito, nel 2007 è stata sviluppata una strategia da parte di IATA, basata su quattro pilastri fondamentali:

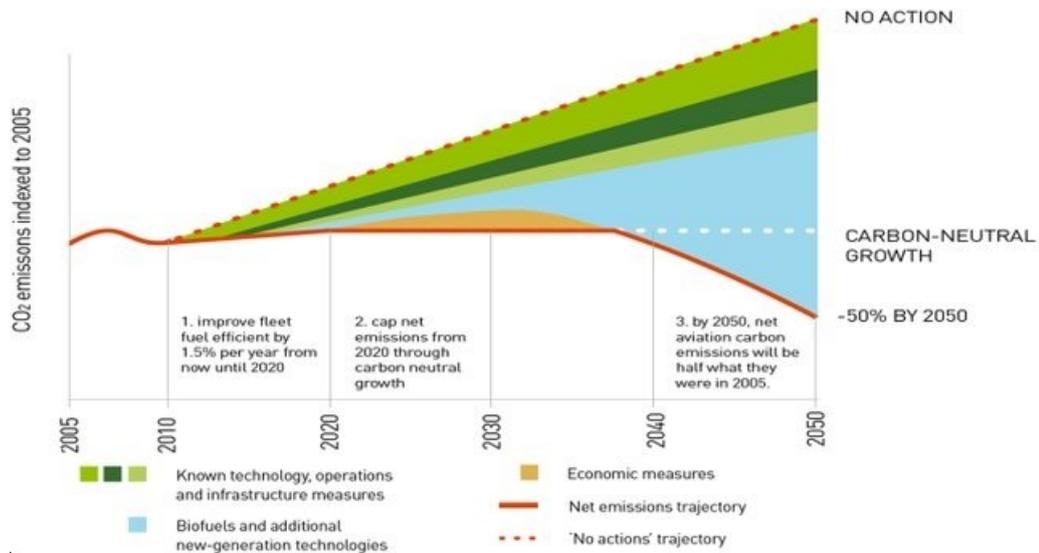
- Tecnologia: impiego di aeromobili, motori ed attrezzature più efficienti; più investimenti nelle fonti di energia rinnovabili come l'energia solare o i biocarburanti.
- Operazioni: devono essere incentrate sulla riduzione del peso e sulla massima efficienza operativa.
- Infrastruttura: rotte ottimizzate, migliore gestione del traffico aereo e delle procedure aeroportuali.
- Misure economiche

Tra i vari punti elencati, la tecnologia è indiscutibilmente l'aspetto più rilevante su cui è necessario concentrarsi. I progressi tecnologici raggiunti fin'ora, hanno permesso nel tempo di ridurre del 70% il consumo di carburante da parte degli aeromobili e si prevede una maggior diminuzione nei prossimi anni.

Inoltre, le iniziative attualmente in fase di sviluppo comprendono diversi accorgimenti per i futuri progetti nell'ambito aeronautico, tra cui:

- miglioramenti strutturali, come la riduzione del carico, un maggior utilizzo di materiali compositi, tecnologie ed attuatori per le ali smart e le ali trasformabili
- per il sistema sono previsti cambi o sostituzioni del carrello di atterraggio ed installazioni di unità di potenza intelligenti per la raccolta di energia
- in termini aerodinamici, si pensa di dotare il velivolo di rivestimenti per la riduzione della resistenza, ali con freccia variabile, dispositivi che aumentano la portanza ed altri dispositivi alari per l'ottimizzazione

Numerosi studi sono incentrati anche sul miglioramento dell'efficienza dei motori aeronautici. Una serie di tecnologie innovative sono state proposte come opzioni praticabili per l'aviazione futura, ad esempio l'Hybrid Wing Body (HWB) proposto dalla NASA. Questo prototipo consiste di un'ala che si fonde perfettamente con il corpo del velivolo, il quale è costituito da alcuni motori elettrici collegati direttamente con due generatori a turbina a gas montati sull'estremità alare. Lo scopo di questo progetto è di concentrarsi sull'ottimizzazione aerodinamica, attraverso l'aumento della portanza che agisce sul velivolo e la riduzione della resistenza direttamente correlata al consumo di carburante, inquinamento acustico ed emissioni [42].


 Figura 1.13: Mappa schematica per la riduzione delle emissioni  $CO_2$ , IATA [43]

Per quanto riguarda la riduzione dei consumi, la Winglet Technology sostiene che i suoi dispositivi abbiano portato ad una riduzione del 6% nei velivoli con alta velocità di crociera. L'Aviation Partners Boeing afferma di aver risparmiato il 7% del carburante nel 2010, ovvero oltre 2 miliardi di galloni, con i Blended Winglets e si potrebbe risparmiare circa 5 miliardi di galloni di carburante entro pochi anni, con la conseguente riduzione delle emissioni di  $CO_2$  ed  $NO_x$  [44]. Nel caso dell'Airbus, le alette Sharklet hanno determinato una riduzione fino al 4% sui modelli A320, corrispondente a 700 tonnellate di emissioni di carbonio in meno per ogni aereo all'anno [45]. Airbus ha inoltre aggiunto che, i velivoli dotati di questa tecnologia, potrebbero volare senza difficoltà con un peso maggiore. Nel caso delle alette spiroidi, è stato effettuato un test di volo su Gulfstream II nel 1993, il quale è riuscito a raggiungere oltre il 10% di efficienza in più durante le condizioni di crociera; queste alette inoltre, sarebbero in grado di disperdere gli effetti dei vortici in un breve lasso di tempo e quindi ridurre il tempo di decollo e atterraggio [46]. alette raked Questo tipo di dispositivo potrebbe ridurre il consumo del 2%, con un risparmio di carburante di 1.3 milioni all'anno e 3.9 milioni all'anno in termini di emissioni di  $CO_2$ .

Anche i livelli di rumore, che si verificano al decollo, potrebbero essere ridotti attraverso le alette di estremità, come nel caso dei velivoli della Boeing, in cui è stata registrata una diminuzione dell'area affetta da rumore del 6.5%, grazie all'utilizzo dei Blended Winglets [13].

In conclusione, progettare nuovi design dei dispositivi di estremità è diventato un punto chiave nella ricerca globale per avere velivoli sempre più efficienti ed ecologici in un prossimo futuro.

### 1.2.5 Normativa

Nell'industria aeronautica, sia gli operatori che i produttori di aeromobili sono chiamati a rispettare una serie di regole e normative generalmente stabilite da agenzie nazionali o internazionali. Queste regolazioni dipendono dal paese in cui il velivolo è stato prodotto o in cui sta operando, nonché dal suo tipo: velivoli commerciali, aerei militari, business jet, ecc.

Le principali agenzie responsabili del quadro giuridico sono:

- EASA: l'Agencia Europea per la Sicurezza Aerea, ovvero un'organizzazione dell'Unione Europea che fornisce certificazioni, regolamenti e supporto agli aeromobili fabbricati o in funzione nel territorio europeo. Si assicura di far rispettare la politica del mercato unico per l'industria aeronautica civile all'interno dell'UE e garantisce il mantenimento degli standard ambientali e di sicurezza. Gli aerei civili che operano sul territorio europeo sono soggetti alle Specifiche di Certificazione (CS).
- FAA: la Federal Aviation Administration, è la controparte dell'EASA negli Stati Uniti d'America. Questo ente fornisce i Regolamenti Federali di Aeronavigabilità (FAR), che sono applicati negli USA ma anche come riferimento in tutto il mondo. Le specifiche FAR sono in genere uguali o molto simili a quelle dell'EASA, al fine di facilitare la standardizzazione a livello globale.
- Il Dipartimento della Difesa degli Stati Uniti, è responsabile della redazione degli standard di difesa (MIL-STD o MIL-SPECS) ai quali sono soggetti gli aerei militari che operano negli USA. Sono generalmente impiegati come riferimento per tutti i velivoli militari, in particolare le norme che riguardano la manovrabilità e la qualità di gestione.
- NATO, Organizzazione del Trattato del Nord Atlantico, i cui accordi di standardizzazione (STANAG) comprendono alcuni argomenti relativi all'aviazione militare come le procedure di rifornimento air-to-air o UAV.
- Il Ministero della Difesa del Regno Unito, in particolare l'Autorità dell'Aviazione Militare, le cui norme di difesa DEF-STAN 00-970 (requisiti di progetto ed aeronavigabilità per i velivoli di servizio) rappresentano un riferimento europeo per i requisiti degli aeromobili militari.
- A livello nazionale, l'AESA (Agenzia Europea per la Sicurezza Aerea) è l'organizzazione pubblica incaricata di garantire la corretta applicazione delle norme europee ed internazionali.

I dispositivi di estremità solitamente non rappresentano un elemento chiave nelle normative sugli aerei civili o militari. I regolamenti che appaiono spesso sono quelli che fanno riferimento ai vincoli aeroelastici o strutturali. Alcuni tra questi sono:

- Specifica di Certificazione CS 25.445, che riguarda i bordi di estremità dei velivoli di grandi dimensioni [47]
- frequenze e forme modali dei dispositivi come winglet o flap, regolamentati in MIL-A-8867C (AS) [48]
- circolare AC 23.1419-2D della Federal Aviation Administration, che concerne i margini di flutter per i winglet [49]
- requisiti di aeronavigabilità dei sistemi UAV (STANAG 4671) [50]
- i winglet compaiono nell'elenco dei dispositivi che possono intaccare la vita a fatica della struttura [51]

E' possibile osservare che la vibrazione aeroelastica, il flutter, la fatica, i carichi verticali e la stabilità dinamica sono le problematiche principali relative all'aggiunta di dispositivi di estremità nella geometria dell'ala.

Solitamente, il processo di certificazione per i velivoli civili e militari, prevede almeno tre documenti: Type Certificate (TC), documento principale di certificazione per ogni modello di aeromobile; Supplemental Type Certificate (STC), Amended Type Certificate (ATC) o Approved Design Change Certificate (ADCC), i quali approvano dei cambiamenti specifici

nella progettazione di un determinato aeromobile; infine ci sono i certificati di aeronavigabilità, che dichiarano che un dato aeromobile è idoneo al volo.

L'introduzione dei dispositivi di estremità nel progetto di nuovi aeromobili non richiede ulteriori certificazioni, in quanto la loro presenza è già considerata all'interno del Type Certificate; questo non vale per i winglet di nuova concezione come quelli Sharklet, i quali necessitano di uno specifico Supplementary Type Certificate.

### 1.3 Obiettivo della tesi

Tra la vasta gamma di miglioramenti che hanno portato allo sviluppo di un'industria aeronautica sempre più efficiente, questa tesi ha lo scopo di concentrarsi sullo studio della potenziale riduzione della resistenza indotta e il conseguente aumento dell'efficienza aerodinamica ottenibile mediante l'uso dei dispositivi alari di estremità. A tal proposito, sono state modellate ed analizzate le ali con diverse forme dei dispositivi di estremità attraverso l'utilizzo della dinamica fluidocomputazionale. Le differenti configurazioni includono: ala semplice rettangolare con l'estremità dritta, ala con il bordo di estremità arrotondato, ala dotata di winglet di tipo blended in un caso rivolto verso l'alto e nell'altro caso rivolto verso il basso.

A causa delle limitazioni di natura computazionale, non è stato possibile eseguire uno studio completo in grado di prendere in considerazione gli effetti di molti parametri geometrici che possono influenzare il comportamento del flusso. Per questo motivo, la ricerca si è limitata agli effetti dell'angolo di incidenza  $\alpha$  e della velocità del flusso  $U_\infty$ , nonché al confronto tra i diversi modelli.

Inoltre, per analizzare gli effetti dei dispositivi di estremità selezionati sul flusso attorno ad una data ala, e quindi sulle forze e sull'efficienza aerodinamica della stessa, sono state simulate due condizioni di volo: la fase di decollo e quella di crociera. Per avere un quadro completo, sarebbero necessari molti più punti operativi, tuttavia questo progetto vuole essere un approccio preliminare al complesso problema della progettazione dei dispositivi di estremità e vuole impostare le basi e gli strumenti necessari a condurre, nei progetti futuri, indagini più dettagliate.

Gli obiettivi della tesi si focalizzano principalmente sulla stima qualitativa e quantitativa del comportamento e dell'impatto dei dispositivi di estremità sull'aerodinamica di un'ala:

- Osservare gli effetti di alcuni dispositivi di estremità sulle prestazioni del velivolo, attraverso le variazioni che questi causano sull'efficienza aerodinamica, e determinare il ruolo e l'importanza dei parametri coinvolti nelle varie condizioni di volo, attraverso simulazioni CFD.
- Trovare o suggerire una possibile configurazione ottimale che permette di massimizzare l'efficienza aerodinamica in ogni fase di volo.
- Investigare la validità del software SimScale, utilizzato per la creazione della mesh e per l'analisi, nonché l'adeguatezza del modello di turbolenza applicato al fenomeno di interesse.
- Confrontare, dove è possibile, i risultati ottenuti con i dati sperimentali a supporto delle procedure numeriche.

Gli obiettivi secondari invece, includono prendere confidenza con i software per la realizzazione dei modelli CAD e con i concetti teorici alla base della dinamica fluidocomputazionale.

## Capitolo 2

# Aerodinamica

Un corpo qualsiasi immerso in un fluido è soggetto ad una forza sulla sua superficie, che viene esercitata dagli effetti della pressione e dello stress di taglio. Quando il corpo si trova inclinato di un certo angolo di attacco  $\alpha$  rispetto al vettore della corrente, la componente perpendicolare della forza è chiamata *portanza*, mentre la componente parallela al flusso prende il nome di *resistenza*.

Dalla teoria aerodinamica è noto che, la portanza è causata da una differenza di pressione che si crea tra la superficie superiore e quella inferiore. La superficie superiore infatti, presenta un valore di pressione minore rispetto alla superficie inferiore, il che permette di contrastare il peso dell'ala. Per quanto riguarda la resistenza invece, non può essere spiegata come il risultato di un singolo fenomeno, è necessario infatti, considerare diverse fonti a seconda delle caratteristiche del velivolo e del regime del flusso.

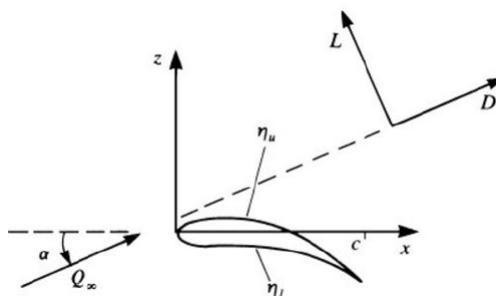


Figura 2.1: Carichi aerodinamici su un profilo

I carichi aerodinamici sono in genere adimensionati per mezzo della pressione dinamica del flusso indisturbato a monte,  $q_\infty = \frac{1}{2}\rho U_\infty^2$ , ed una superficie di riferimento,  $S$ , che rappresenta l'area dell'ala bagnata dalla corrente. I coefficienti di portanza e resistenza sono quindi definiti come:

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

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S} \quad (2.2)$$

Questa notazione viene impiegata per definire i coefficienti di un'ala finita. Nel caso di ala infinita invece, si utilizzano  $c_l$  e  $c_d$  e si considera  $C_L = c_l$ .

## 2.1 Resistenza di un'ala finita

Per comprendere e determinare la resistenza che si genera su un'ala, è necessario definire tre componenti principali: resistenza parassita, resistenza indotta e resistenza d'onda. In un aereo da trasporto civile per esempio, la resistenza d'attrito e quella indotta contribuiscono insieme per oltre l'80% al valore della resistenza totale, come evidenziato nella Figura 2.3 [44]; allo stesso tempo però, le altre forme di resistenza non possono essere trascurate.

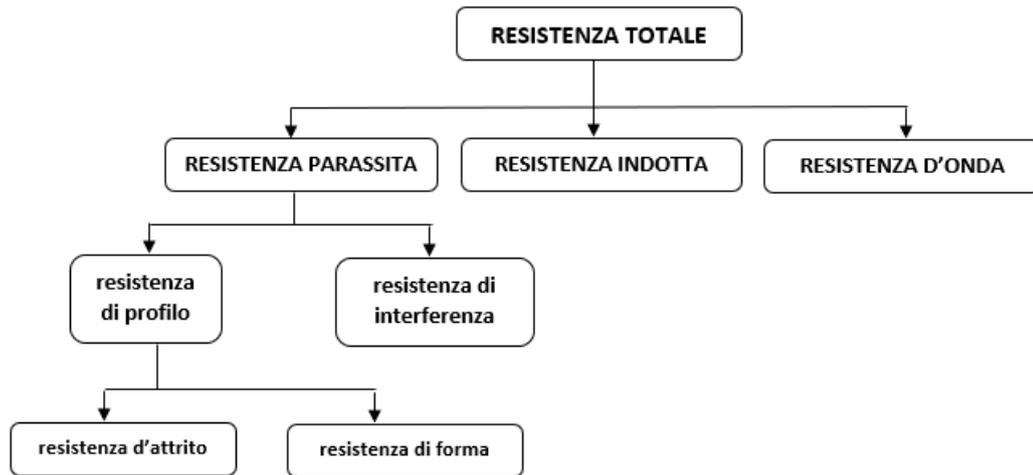


Figura 2.2: Fonti di resistenza su un'ala

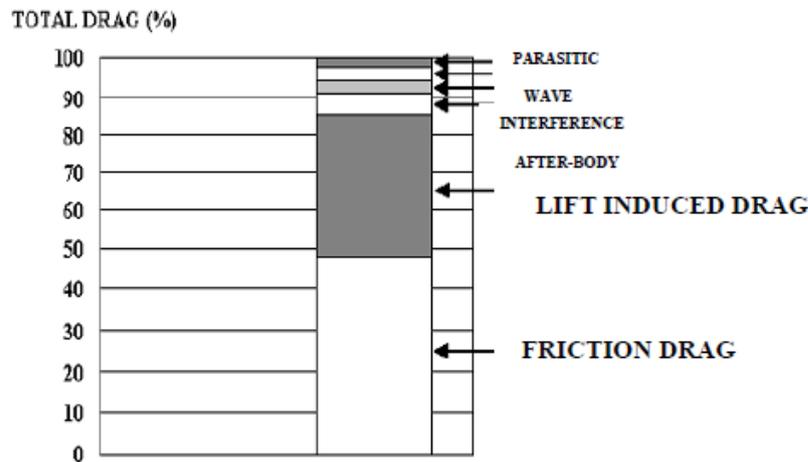


Figura 2.3: Distribuzione delle componenti della resistenza, [44]

La resistenza d'onda è causata dalla presenza delle onde d'urto che nascono quando si raggiungono velocità transoniche e supersoniche, si presenta come parte della resistenza di pressione dovuta agli effetti di compressibilità. Sebbene le onde d'urto siano tipicamente associate al flusso supersonico, possono formarsi anche a velocità subsoniche nelle aree del corpo in cui il flusso locale accelera fino alla velocità supersonica.

Per quanto riguarda la resistenza parassita e quella indotta, esse sono contenute all'interno

del coefficiente di resistenza totale, definito come

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (2.3)$$

### 2.1.1 Resistenza parassita

La resistenza parassita è una forza intrinseca a ciascun velivolo, in quanto, diversamente dalla resistenza indotta, non dipende da altre forze e momenti aerodinamici che agiscono sul corpo. Nel diagramma della Figura 2.2, è possibile notare che la resistenza parassita è suddivisa in resistenza del profilo e resistenza d'interferenza. La resistenza del profilo è a sua volta suddivisa nelle componenti di resistenza d'attrito e quella di forma.

La resistenza d'attrito è dovuta alla viscosità, cioè allo sforzo di taglio del fluido in movimento sulla superficie dell'ala; risulta quindi direttamente proporzionale all'area bagnata dal flusso. Generalmente viene espressa in termini del numero di Reynolds, che è il rapporto tra la forza inerziale e la forza viscosa. Questa resistenza viene ricavata moltiplicando l'area per il coefficiente di attrito

$$C_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \quad (2.4)$$

Il coefficiente inoltre, può essere approssimato come funzione del numero di Reynolds [52]:

- $C_f = \frac{1.328}{Re^{1/2}}$  per flussi laminari
- $C_f = \frac{0.074}{Re^{1/5}}$  per flussi turbolenti

Per ridurre la resistenza d'attrito solitamente si cerca di minimizzare le rugosità superficiali attraverso dei trattamenti, dei rivestimenti o un'attenta manutenzione, al fine di ritardare la transizione da laminare a turbolento.

La resistenza di forma, d'altra parte, è causata dagli squilibri di pressione che appaiono a causa della separazione dello strato limite su una determinata regione dell'ala e dipende principalmente dalla sua forma; per questo motivo, il modo più efficace per ridurre questa forza è andare a modificare la geometria del corpo. I corpi con una sezione frontale maggiore presentano una resistenza più grande, mentre quelli di forma più affusolata generano meno resistenza. È difficile ottenere una stima adeguata della resistenza di forma, il cui contributo è racchiuso all'interno del coefficiente  $K$ .

La resistenza di profilo dipende quindi dalle caratteristiche geometriche dell'ala e si ricava dalla seguente espressione

$$C_{D_p} = KC_f S_{wet} \quad (2.5)$$

Infine, la resistenza di interferenza è dovuta alla combinazione delle linee di flusso, che si generano su differenti superfici del velivolo e interferiscono tra di loro (ad esempio alafusoliera o fusoliera-coda). Questo contributo viene solitamente ridotto andando a smussare ed arrotondare le zone di contatto, permettendo in questo modo di avere una miglior miscelazione del flusso.

La resistenza parassita totale dunque, è data dalla somma della resistenza d'attrito, della forma e dell'interferenza ed è rappresentata nell'equazione (2.3) dal parametro  $C_{D_0}$ , ovvero il coefficiente di resistenza del velivolo nelle condizioni a portanza nulla.

### 2.1.2 Resistenza indotta

La resistenza indotta è una forza che appare nei flussi tridimensionali su ali con dimensione finita. Lo squilibrio di pressione tra la superficie superiore e quella inferiore, che spiega la presenza della portanza, provoca una “fuoriuscita” del flusso attorno alle estremità alari che tende ad equilibrare le pressioni. Si genera infatti una componente del flusso, lungo l’apertura alare, che viaggia dalla radice all’estremità sulla superficie inferiore, ed una che viaggia inversamente sulla superficie superiore: le linee di corrente si arriciano verso l’alto e appaiono i cosiddetti vortici di estremità, caratterizzati da un nucleo a bassa pressione.

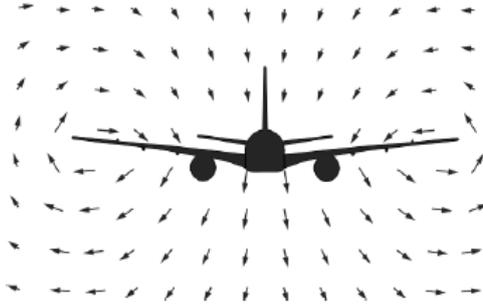


Figura 2.4: Linee di flusso, [53]

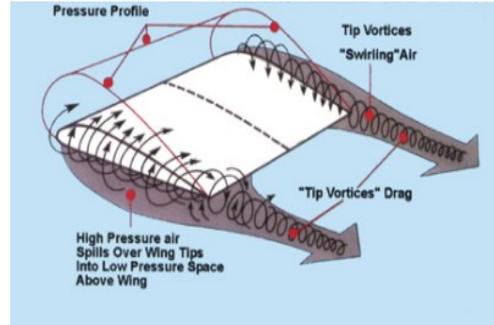


Figura 2.5: Formazione dei vortici, [54]

I vortici di estremità sul bordo di fuga hanno due conseguenze principali: contribuiscono alla regione di bassa pressione sulla superficie superiore dell’ala, favorendo così la portanza, e allo stesso tempo causano il fenomeno del *downwash*. Quest’ultimo genera una componente di velocità verso il basso la quale, sommata alla velocità del flusso indisturbato a monte  $U_\infty$ , crea una componente di vento relativo locale in ogni sezione dell’ala. Come risultato si ha che, l’angolo d’attacco dell’ala si riduce, ed il nuovo angolo d’attacco effettivo si ottiene sottraendo  $\alpha_i$ , l’angolo indotto del vento relativo sulla sezione del profilo, in modo che

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (2.6)$$

Siccome le forze aerodinamiche sono definite perpendicolari e parallele al flusso, il vettore locale della portanza in ciascuna sezione del profilo aerodinamico è inclinato all’indietro di un angolo  $\alpha_i$ . Come mostrato nella Figura 2.6, una componente di questa portanza locale è orientata nella direzione del vettore velocità  $U_\infty$ ; andando a sommare le componenti orizzontali locali di ogni sezione del profilo si ottiene la resistenza indotta  $D_i$ .

La teoria della linea portante di Prandtl fornisce un’espressione per il coefficiente di resistenza indotta:

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2.7)$$

dove è possibile notare un legame direttamente proporzionale con il quadrato del coefficiente di portanza ed un legame inversamente proporzionale con l’aspect ratio  $AR$ . Le ali con un alto valore di  $AR$ , come quelle che si trovano negli alianti, permettono di ridurre meglio la resistenza indotta.

Il fattore di efficienza di Oswald,  $e$ , tiene conto della forma dell’ala; per un’ala con una distribuzione ellittica di portanza,  $e = 1$  e si ha una minima resistenza indotta, mentre la

maggior parte di ali progettate per i regimi subsonici presentano un fattore di efficienza variabile tra 0.7 e 0.85.

La resistenza indotta inoltre, influenza non solo la magnitudo della portanza e della resistenza, ma anche la proporzionalità tra il coefficiente di portanza e l'angolo di attacco.

Nella teoria dei profili sottili, la pendenza della curva  $c_l - \alpha$  è data da  $a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha}$  ed è pari a  $a_0 = 2\pi$ . Per un'ala di dimensioni finite questa espressione deve essere corretta come

$$a = \frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{a_0}{1 + (a_0/\pi AR)(1 + \tau)} \quad (2.8)$$

dove il parametro  $\tau$  risulta essere una funzione dei coefficienti di Fourier  $A_n$ , impiegati nella teoria della linea portante, con valori tipici compresi tra 0.05 e 0.25 [52].

E' importante notare che, l'aspect ratio è un parametro chiave che influenza la distribuzione di portanza e di resistenza sull'ala: all'aumentare di  $AR$ , la pendenza della portanza  $a$  si avvicina a quella della sezione del profilo, imitando così il comportamento di un'ala infinita.

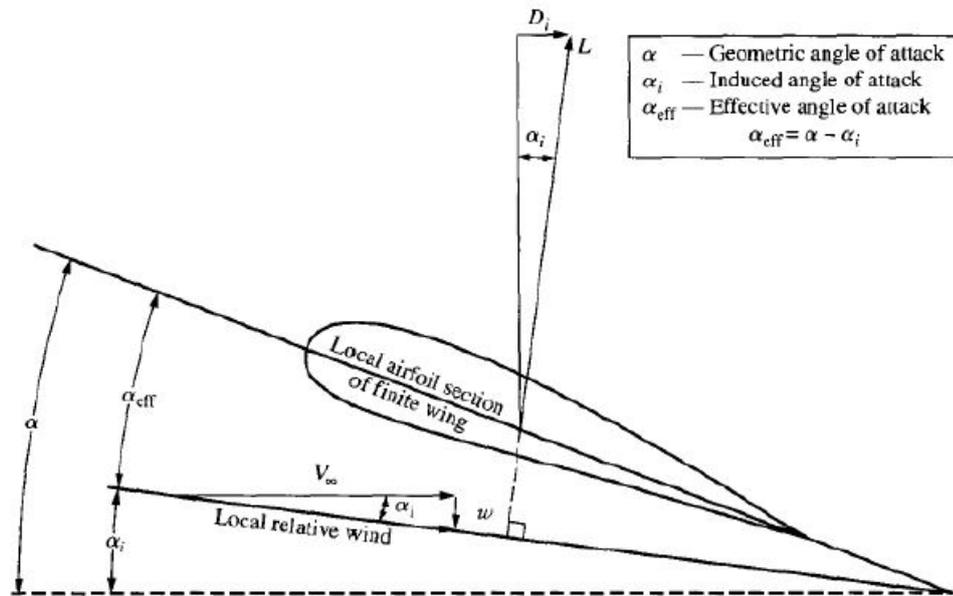


Figura 2.6: Effetto dei vortici di estremità sull'angolo di attacco, [52]

Il coefficiente di resistenza totale dunque, somma i contributi delle varie fonti di resistenza

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2 \quad (2.9)$$

dove  $k = 1/\pi e AR$ .

Il contributo più o meno importante di ciascun coefficiente dipende dalle condizioni di volo e dal regime di flusso.

## Capitolo 3

# Teoria di modellazione

### 3.1 Equazioni di Navier-Stokes

Le equazioni di governo, che descrivono il comportamento di un generico fluido viscoso, si definiscono equazioni di Navier-Stokes (o equazioni di bilancio) e rappresentano un insieme di equazioni differenziali alle derivate parziali, che vengono completate da opportune condizioni al contorno e condizioni iniziali. Sono costituite da:

- equazione di continuità: esprime il principio di conservazione della massa
- equazione di bilancio della quantità di moto: esprime la variazione della quantità di moto dovuta all'azione delle risultanti delle forze esterne
- equazione del bilancio dell'energia: afferma che, la variazione nell'unità di tempo dell'energia totale del fluido, contenuto nel volume di controllo, sommata al flusso netto di energia totale attraverso le facce del volume di controllo, uguaglia la somma della potenza delle forze agenti sull'elemento di fluido e del flusso netto di energia termica trasmessa all'elemento di fluido per conduzione

Se il fluido viene assunto newtoniano, le equazioni in forma differenziale si riducono a:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_i} \quad (3.2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j H) = \frac{\partial}{\partial x_j}(u_i \tau_{ij}) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( k \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \quad (3.3)$$

La variabile spaziale è  $x_i$ ,  $\rho$  è la densità,  $u_i$  è il vettore velocità,  $E$  è l'energia totale,  $H$  è l'entalpia totale,  $k$  è il coefficiente di conducibilità termica,  $\tau_{ij}$  è il tensore dello sforzo viscoso e  $T$  è la temperatura.

Per la derivazione di queste equazioni si fa riferimento a [55].

Le equazioni che definiscono l'energia e l'entalpia sono:

$$E = e + \frac{1}{2}u_i u_i \quad (3.4)$$

$$H = h + \frac{1}{2}u_i u_i \quad (3.5)$$

dove  $e$  è l'energia interna per unità di massa e  $h \equiv$  entalpia.

Il termine  $\sigma_{ij}$  rappresenta invece il tensore dello sforzo, che può essere separato in una parte conservativa e una parte dissipativa.

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \tau_{ij} \quad (3.6)$$

dove  $-p\delta_{ij}$  è il tensore della pressione termodinamica.

Nella maggior parte dei fluidi gli sforzi viscosi dipendono quasi interamente dalla velocità di deformazione. Un fluido in cui il tensore dello sforzo viscoso viene assunto proporzionale a tale parametro si definisce fluido Newtoniano:

$$\tau_{ij} \propto s_{ij}$$

con:

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

Compresi i coefficienti di viscosità e considerando tutti i componenti del tensore dello sforzo viscoso e la velocità del tensore di deformazione, il legame di proporzionalità è indicato come:

$$\tau_{ij} = \tilde{C}_{ijkl} s_{kl}$$

dove  $\tilde{C}_{ijkl}$  è un tensore del quarto ordine contenente i coefficienti di viscosità.

Assumendo l'isotropia del fluido, è possibile affermare che quest'ultimo termine contiene solo due coefficienti ( $\mu$  e  $\lambda$ , del primo e del secondo ordine rispettivamente). Dunque, la precedente relazione costitutiva si semplifica in:

$$\tau_{ij} = 2\mu s_{ij} + \lambda s_{mm} \delta_{ij}$$

con

$$s_{mm} \equiv \frac{\partial u_m}{\partial x_m}$$

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu$$

e quindi

$$\tau_{ij} = 2\mu s_{ij} - \frac{2}{3}(\mu s_{mm})\delta_{ij} \quad (3.7)$$

Nel caso di flussi incomprimibili, la densità  $\rho$  è costante e le equazioni di governo vengono semplificate. Se invece si considera la compressibilità, è necessario tenere in conto l'equazione di stato:

$$\rho = \frac{p}{\frac{R}{M}T}$$

dove la temperatura  $T$  viene ricavata risolvendo l'equazione dell'energia.

### 3.2 Equazioni RANS

Per risolvere le equazioni di governo, al fine di rappresentare statisticamente un fluido, l'approccio tradizionale in CFD è quello di ricorrere alle equazioni semplificate di Reynolds-Averaged-Navier-Stokes (RANS). Le equazioni RANS rappresentano la forma mediata delle equazioni standard di Navier Stokes, dove le grandezze risultano non più istantanee ma mediate in un certo periodo di tempo, sufficientemente piccolo rispetto ai fenomeni che si vogliono seguire e sufficientemente grande rispetto ai disturbi della turbolenza.

Il moto turbolento può essere considerato come la sovrapposizione di un moto medio e di un moto fluttuante nel tempo:

$$\phi(x_i, t) = \Phi(x_i, t) + \phi'(x_i, t)$$

dove  $\Phi(x_i, t)$  è il termine medio e  $\phi'(x_i, t)$  è il termine fluttuante, che solitamente è inferiore di molti ordini di grandezza rispetto al termine medio.

Le equazioni RANS, si ottengono andando ad applicare la decomposizione di Reynolds, ovvero scomponendo le quantità, che dipendono dal tempo, in termini mediati e termini fluttuanti:

$$\Phi_T(x_i) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} \phi(x_i, t) dt$$

Andando quindi a riscrivere le equazioni di Navier-Stokes per un flusso compressibile e sostituendo il termine  $\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \tau_{ij}$ , si ottiene che:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \tag{3.8}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_i} \tag{3.9}$$

Per quanto riguarda l'equazione dell'energia, essa viene risolta in modo disaccoppiato dalle equazioni di conservazione della massa e del momento.

A questo punto, ogni variabile viene sostituita con la sua parte media e la sua parte fluttuante. Se il flusso viene assunto stazionario su una macro scala, le quantità medie delle variabili sono solo funzioni dello spazio:

$$\rho(x_i, t) = \bar{\rho}(x_i) + \rho'(x_i, t) \tag{3.10}$$

$$p(x_i, t) = \bar{P}(x_i) + p'(x_i, t) \tag{3.11}$$

$$\bar{\rho} u_i(x_i, t) = \bar{\rho} U_i(x_i) + \bar{\rho} u'_i(x_i, t) \tag{3.12}$$

Dopodichè, le equazioni (3.10) e (3.12) vengono sostituite all'interno delle equazioni di Navier-Stokes:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} + \rho') + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}U_i + \bar{\rho}u'_i) = 0 \quad (3.13)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}U_i + \bar{\rho}u'_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}U_iU_j + \bar{\rho}u'_iU_j + \bar{\rho}U_iu'_j + \bar{\rho}u'_iu'_j) = -\frac{\partial}{\partial x_i}(P + p') + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\tau}_{ij} + \tau'_{ij}) \quad (3.14)$$

Per completare infine, ogni termine viene mediato rispetto al tempo, ottenendo:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} + \bar{\rho}') + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}U_i + \bar{\rho}u'_i) = 0 \quad (3.15)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}U_i + \bar{\rho}u'_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}U_iU_j + \bar{\rho}u'_iU_j + \bar{\rho}U_iu'_j + \bar{\rho}u'_iu'_j) = -\frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{P} + \bar{p}') + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\tau}_{ij} + \tau'_{ij}) \quad (3.16)$$

La media dei termini composti dalla sola componente fluttuante è pari a zero e vengono quindi semplificati.

Si ottengono le equazioni RANS definite come:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho}U_i) = 0 \quad (3.17)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}U_iU_j + \overline{\rho u'_i u'_j}) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ji}}{\partial x_j} \quad (3.18)$$

Nell'equazione (3.18) è evidente la presenza del nuovo termine  $\overline{\rho u'_i u'_j}$ , che viene comunemente portato a destra dell'equazione introducendo il segno negativo:

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}U_iU_j) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\tau}_{ji} - \overline{\rho u'_i u'_j}) \quad (3.19)$$

Dal punto di vista fisico, questo termine rappresenta la velocità di trasferimento del momento turbolento mediato nel tempo. Esso prende il nome di tensore dello sforzo di Reynolds:

$$\tau_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j} = -\bar{\rho} \begin{bmatrix} \overline{u'^2} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \dots & \overline{v'^2} & \overline{v'w'} \\ \dots & \dots & \overline{w'^2} \end{bmatrix}$$

dove  $u'_i = \langle u' \ v' \ w' \rangle$ .

La media pesata di Reynolds introduce sei nuove incognite nelle equazioni di governo. Siccome sono presenti più incognite che equazioni, è necessario applicare un opportuno modello di turbolenza per poter risolvere le equazioni RANS.

### 3.3 Modelli di turbolenza

La modellizzazione della turbolenza è un processo essenziale per poter descrivere e simulare correttamente il comportamento reale di un fluido. Essa può assumere varie forme e l'accuratezza della rappresentazione è direttamente correlata alla quantità delle risorse computazionali necessarie. Per poter calcolare tutte le proprietà medie del flusso turbolento in esame, è necessario determinare lo sforzo di Reynolds  $-\overline{\rho u'_i u'_j}$ ; ciò è possibile grazie ai modelli di turbolenza.

Dunque, affinché un modello di turbolenza sia adeguato e utile alla risoluzione di un problema fluidodinamico, esso deve essere [56]:

- di ampia applicabilità
- preciso
- semplice
- economico in termini computazionali

Le classi dei modelli di turbolenza sono suddivise in:

- modelli basati su RANS
- LES (Large Eddy Simulations)
- DES (Detached Eddy Simulations) e altri modelli ibridi
- DNS (Direct Numerical Simulations)

In questa tesi verranno applicati soltanto i modelli di turbolenza basati sulle equazioni RANS.

#### 3.3.1 Differenza tra LES e RANS

Generalmente i LES e i DNS permettono di ottenere una più elevata accuratezza nelle simulazioni rispetto ai modelli basati sulle equazioni RANS.

In particolare il DNS risulta essere il metodo di simulazione più raffinato nell'ambito della fluidodinamica. Questo metodo consiste nella risoluzione delle equazioni di Navier-Stokes senza la necessità di un modello di turbolenza ed è in grado di catturare i vortici di tutte le dimensioni.

Tuttavia, la quantità di potenza computazionale richiesta, anche per i flussi semplici, è assai elevata essendo il costo totale (inclusi gli step temporali) intorno al  $Re_L^3$  [57].

Tale metodo non è adatto per applicazioni di tipo industriale, dal momento che attualmente non esistono abbastanza risorse CPU, e viene quindi utilizzato solo come strumento di ricerca [58].

Per quanto riguarda le simulazioni dei vortici su larga scala (LES), ampiamente discusse nel testo di Baurle (2004) [59], il metodo è capace di superare i numerosi svantaggi legati alle simulazioni RANS; in particolare quando si tratta di accuratezza o quando si vuole eseguire una simulazione non stazionaria.

LES fa parte di SRS (Scale Resolving Simulations); in sostanza questo modello risolve i vortici di grandi dimensioni e modella invece i vortici di piccole dimensioni. Ciò che definisce la grandezza dei vortici dipende dalla dimensione fisica della geometria del flusso e dal numero di Reynolds. I vortici più piccoli possono essere spiegati facendo riferimento alla scala di Kolmogorov [60].

Il motivo principale dell'utilizzo dei modelli di tipo LES sta nel fatto che, i vortici di grandi dimensioni sono responsabili del 90% del trasporto di massa, della quantità di moto e dell'energia e vanno quindi ad influire direttamente sul flusso medio. I vortici più piccoli invece vanno solamente a dissipare le fluttuazioni.

Lo svantaggio più grande sta nel fatto che i LES richiedono grandi quantità di potenza computazionale (inferiore rispetto ai DNS ma tuttavia non trascurabile) dovuta alla necessità di una griglia a risoluzione elevata e a step temporali molto piccoli per la simulazione non stazionaria.

Ad esempio, se prendessimo il caso studiato con ANSYS [58] in cui è presente un flusso 3D all'interno di un canale, avente il numero di Reynolds pari a 114.000 e uno spessore dello strato limite pari alla metà della lunghezza del canale, la risoluzione della griglia dovrebbe essere di circa 1.2 milioni di celle e il tempo di esecuzione richiederebbe giorni.

Se invece si utilizzasse il modello di turbolenza basato sulle equazioni di RANS, la risoluzione della griglia sarebbe di 140 celle e il tempo di esecuzione si ridurrebbe a solo pochi minuti.

Il modello RANS viene quindi applicato a problemi per i quali è richiesta una soluzione stazionaria. Inoltre, se la risoluzione della griglia è abbastanza buona, allora anche la precisione risulta sufficientemente alta. Tuttavia, queste considerazioni non sono più valide nel caso in cui si hanno flussi più complessi.

Il confronto tra questi metodi di simulazione può essere osservato nella Figura 3.1.

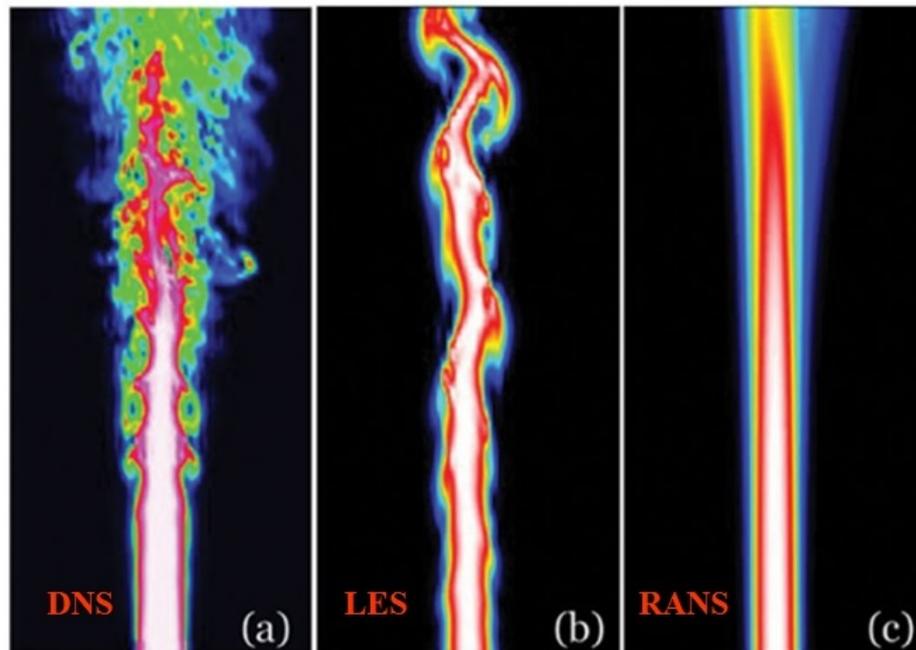


Figura 3.1: Confronto metodi di simulazione, [61]

Il caso presentato nell'immagine di sopra è arbitrario, ciò che si vuole dimostrare è la significativa differenza di precisione tra LES e RANS. Mentre il DNS è in grado di catturare tutti gli effetti di un fenomeno, il metodo LES è capace di catturare i vortici di grandi dimensioni e non quelli più piccoli. La scelta del modello di turbolenza dipende dalla natura del fenomeno e dai requisiti di simulazione.

### 3.4 Modelli RANS

Come già accennato in precedenza, per poter chiudere il sistema delle equazioni RANS, è necessario scegliere un modello di turbolenza in grado di modellare il termine dello sforzo di Reynolds. Di seguito viene riportato un elenco dei modelli classici che saranno esaminati nel dettaglio [62]:

- Modello a zero equazioni: **modello della lunghezza di miscelazione**
- Modello a una equazione: **Spalart-Allmaras**
- Modello a due equazioni:  $k - \varepsilon$  (**standard**),  $k - \omega$  (**Wilcox**), **SST (Menter)**
- Modello a sette equazioni: **modello dello sforzo di Reynolds**

Tutti i modelli, ad eccezione del modello dello sforzo di Reynolds, fanno uso dell'approssimazione di Boussinesq. Joseph Boussinesq infatti, aveva sperimentalmente osservato che, se è presente uno sforzo di taglio nei flussi isotermici incompressibili, allora la turbolenza andrà a decadere. All'aumentare del tasso medio di deformazione aumenta anche la turbolenza. Per poter chiudere il sistema delle equazioni, è necessario collegare lo sforzo di Reynolds al tasso medio di deformazione. L'approssimazione è scritta nella forma:

$$\tau_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left( 2S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\delta u_k}{\delta x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3.20)$$

dove  $S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\delta u_i}{\delta x_j} + \frac{\delta u_j}{\delta x_i} \right)$  è il tasso medio del tensore deformazione,  $k = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_i}$  è l'energia cinetica turbolenta.

Ciò che rende questa un'approssimazione è che la viscosità turbolenta cinematica viene assunta come una quantità scalare isotropica e i diversi modelli cercano di prevedere la viscosità turbolenta [7]. Nella realtà, non importa se viene calcolata la viscosità turbolenta cinematica ( $\nu_t$ ) o la viscosità turbolenta ( $\mu_t$ ) fintanto che è nota la densità.

#### 3.4.1 Modello della lunghezza di miscelazione

La lunghezza di miscelazione è la distanza fino alla quale una particella fluida è in grado di mantenere le sue caratteristiche originarie prima che esse si disperdano nel fluido circostante. Si tratta di un modello che descrive il trasferimento del momento di un fluido newtoniano, mediante gli sforzi turbolenti di Reynolds all'interno dello strato limite, in termini di viscosità turbolenta. Quest'ultima infatti varia in funzione della distanza dalla parete. Perciò si scrive l'equazione (3.21)

$$\nu_t = l_m^2 \left| \frac{\delta u}{\delta y} \right| \quad (3.21)$$

dove  $l_m$  è la lunghezza di miscelazione,  $\frac{\delta u}{\delta y}$  è la derivata parziale della velocità lungo la direzione x del flusso.

I vantaggi di questo modello sono che è di semplice implementazione, i suoi tempi di esecuzione sono rapidi ed è in grado di prevedere flussi semplici con buona precisione. Uno dei svantaggi è che il modello non permette di tenere in considerazione la variazione della lunghezza della turbolenza causata per esempio dalla separazione o dalla circolazione. Inoltre,

non può essere usato come un modello generale di turbolenza. Per questi motivi, viene raramente utilizzato per le simulazioni dal momento che esistono modelli di turbolenza migliori.

### 3.4.2 Spalart-Allmaras

Quando si tratta di modelli di turbolenza a zero equazioni o di modelli di turbolenza algebrica, possono presentarsi due tipi di problemi: l'utilizzo di uno spessore dello strato limite che non è definito correttamente e una previsione inadeguata delle interazioni shock dello strato limite (SBLI); un altro fenomeno non adatto ai modelli a zero equazioni è quello dei flussi altamente separati. Inoltre, poiché i modelli a zero equazioni non sono locali, cioè l'equazione in un punto dipende dalla soluzione in altri punti, essi non possono essere utilizzati per griglie non strutturate. In sostanza, questo tipo di modelli, pur essendo facili da implementare e a basso costo computazionale, sono adatti esclusivamente a problemi di natura semplice.

Per quanto riguarda invece i modelli a due equazioni, essi assicurano una chiusura completa del problema più semplice e sono più sofisticati dal punto di vista matematico, pur avendo anche loro degli svantaggi. Infatti, ad un maggiore sforzo computazionale non corrisponde alcun vantaggio significativo rispetto ai modelli a una equazione nella previsione delle interazioni shock nello strato limite o nella separazione dalle superfici lisce. In termini di maggiore sforzo computazionale, questi modelli richiedono delle griglie vicino alla parete molto più fitte, hanno un termine sorgente molto più forte che svantaggia la convergenza ed inoltre, richiedono condizioni a monte e condizioni di flusso libero per le variabili di turbolenza. Vengono solitamente introdotte anche le funzioni a parete che complicano ulteriormente questi modelli. Tuttavia, a volte è necessario cercare un compromesso tra i vari modelli di turbolenza per poter risolvere un particolare problema di flusso turbolento.

Innanzitutto il modello di Spalart-Allmaras, a differenza degli altri modelli, è locale e quindi è compatibile con le griglie di una qualsiasi struttura (come griglie strutturate e non) e con risolutori di Navier-Stokes nei problemi 2D e 3D. Inoltre, l'accuratezza dei risultati ottenuti è maggiore rispetto ad altri modelli a una equazione. Il modello può essere calibrato su livelli di miscelazione di tipo 2D, vortici e strati limite su una lamina piana. Inoltre, esso fornisce previsioni soddisfacenti dello strato limite quando si hanno dei gradienti di pressione [63].

Il modello di turbolenza Spalart-Allmaras è dunque un modello a una sola equazione, che calcola la viscosità cinematica turbolenta attraverso la risoluzione di un'equazione di trasporto. Prendendo come riferimento il testo di Spalart & Allmaras (1994) [64], l'equazione di trasporto viene definita come

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = C_{b1} [1 - f_{t2}] \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \{ \nabla \cdot [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}] + C_{b2} |\nabla \tilde{\nu}|^2 \} - \left[ C_{w1} f_w - \frac{C_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left( \frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + f_{t1} \Delta U^2 \quad (3.22)$$

La viscosità turbolenta è data da

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1} \quad (3.23)$$

con

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}$$

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$

Le relazioni fondamentali del modello sono espresse nel seguente modo:

$$\begin{aligned}\tilde{S} &\equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v_2} \\ f_{v_2} &= 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v_1}} \\ f_w &= g \left[ \frac{1 + c_{w_3}^3}{g^6 + c_{w_3}^3} \right]^{\frac{1}{6}} \\ g &= r + c_{w_2} (r^6 - r) \\ r &\equiv \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S} \kappa^2 d^2} \\ f_{t_1} &= C_{t_1} g_t \exp \left( -C_{t_2} \frac{\omega_t^2}{\Delta U^2} [d^2 + g_t^2 d_t^2] \right) \\ f_{t_2} &= C_{t_3} \exp(-C_{t_4} \chi^2) \\ S &= \sqrt{2 \Omega_{ij} \Omega_{ij}}\end{aligned}$$

Il tensore di rotazione è

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} (\partial u_i / \partial x_j - \partial u_j / \partial x_i)$$

mentre le costanti del modello sono definite dalle relazioni

$$\begin{aligned}\sigma &= 0.667 \\ \kappa &= 0.41 \\ C_{b_1} &= 0.1355 \\ C_{b_2} &= 0.622 \\ C_{w_1} &= 0.56203 \\ C_{w_2} &= 0.3 \\ C_{w_3} &= 2 \\ C_{v_1} &= 7.1 \\ C_{t_1} &= 1 \\ C_{t_2} &= 2 \\ C_{t_3} &= 1.1 \\ C_{t_4} &= 2\end{aligned}$$

Nel corso degli anni sono state introdotte alcune modifiche nel modello originale e sono spiegate chiaramente nel testo di Allmaras (2012) [65].

Esse coinvolgono le ultime due costanti:

$$C_{t_3} = 1.2$$

$$C_{t_4} = 0.5$$

Infine, per poter adattare il modello ad una condizione in cui si ha un flusso comprimibile, è necessario definire il parametro della viscosità dinamica come

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v_1} \quad (3.24)$$

dove  $\rho$  è il valore della densità locale.

Il termine convettivo dell'equazione per la  $\tilde{\nu}$  si modifica nel seguente modo

$$\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{\nu} u_j) = RHS \quad (3.25)$$

dove RHS rappresenta la parte dell'equazione a destra dell'uguale che rimane invariata.

Questo modello è stato creato per flussi aerodinamici a parete, per i quali si possono ottenere bassi costi computazionali e una buona precisione, e per flussi con moderata separazione/ricircolo. Lo svantaggio è che non si riescono a gestire separazioni forti, flussi senza taglio e turbolenze che decadono.

### 3.4.3 $k - \varepsilon$ (Standard)

Il modello  $k - \varepsilon$  è il modello matematico più comunemente usato nel campo della fluidodinamica computazionale per simulare le caratteristiche medie del flusso in condizioni turbolente. Esso, fa parte dei modelli a due equazioni, e fornisce una descrizione generale della turbolenza utilizzando due equazioni alle derivate parziali per il trasporto di  $k$  (energia cinetica turbolenta) ed  $\varepsilon$  (velocità di dissipazione dell'energia cinetica turbolenta).

Rispetto ai modelli di turbolenza passati, il modello  $k - \varepsilon$  si concentra sui meccanismi che hanno un effetto sull'energia cinetica turbolenta. Questo rende il modello più generale rispetto ai modelli basati sulla lunghezza di miscelazione. L'assunzione che sta alla base è che l'energia cinetica turbolenta sia isotropa, o in altri termini, che il rapporto tra il tensore degli stress di Reynolds e il tensore delle deformazioni medie sia lo stesso in tutte le direzioni.

Il modello contiene al suo interno dei termini non valutabili analiticamente, e che necessitano quindi di modellazione numerica.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu - t E_{ij} E_{ij} - \rho \varepsilon \quad (3.26)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{\varepsilon_1} \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_{\varepsilon_2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3.27)$$

dove  $u_i$  rappresenta la componente della velocità nella direzione corrispondente,  $E_{ij}$  è la componente del tensore di deformazione e  $\mu_t$  è la viscosità turbolenta.

Conoscendo dunque l'energia cinetica turbolenta e la velocità di dissipazione, la viscosità turbolenta si calcola come

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.28)$$

Le equazioni contengono alcune costanti, dette di calibrazione, che derivano da risultati sperimentali; i valori standard utilizzati sono:

$$C_{\varepsilon_1} = 1.44$$

$$C_{\varepsilon_2} = 1.92$$

$$C_{\mu} = 0.09$$

$$\sigma_k = 1.0$$

$$\sigma_{\varepsilon} = 1.3$$

Il modello di turbolenza  $k - \varepsilon$  è facile da implementare, dimostra una buona convergenza grazie a calcoli stabili e previsioni eque per una grande varietà di flussi. La sua applicazione principale riguarda i flussi non confinati con ridotti gradienti di pressione avversi, come i casi confinati dove gli stress di Reynolds risultano preponderanti.

Gli svantaggi di questo modello rispetto ai più semplici modelli basati sulla lunghezza di miscelazione sono legati alla maggiore richiesta in termini di memoria, vista la necessità di risolvere due equazioni aggiuntive. Il modello risulta non appropriato nel caso di presenza di forti gradienti di pressione avversi (come ad esempio nel caso di compressori), flussi con forti separazioni e getti asimmetrici. Il modello inoltre si mostra inaccurato nel caso di strati limite curvi, nel caso di flussi rotazionali, e per flussi in condotti a sezione non circolare.

### 3.4.4 $k - \omega$ (Wilcox)

Il modello di turbolenza  $k - \omega$  è un modello a due equazioni, il cui obiettivo è quello di predire la turbolenza utilizzando due equazioni differenziali parziali. La prima riguarda l'energia cinetica turbolenta  $k$  e la seconda riguarda la velocità di dissipazione specifica  $\omega$ . Nel corso degli anni sono stati fatti diversi aggiornamenti del modello originale, in seguito verrà descritto l'ultimo che fa riferimento al testo di Wilcox (2008) [66].

La viscosità turbolenta, necessaria alle equazioni di RANS, è definita come

$$\nu_t = \frac{k}{\omega} \quad (3.29)$$

mentre l'evoluzione di  $k$  e  $\omega$  è definita dalle equazioni

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \rho P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \sigma_k \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.30)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\alpha \omega}{k} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \sigma_{\omega} \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{\rho \sigma_d}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3.31)$$

dove  $P = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}$ .

Le relazioni corrispondenti sono,

$$\sigma_d = 0 \text{ per } \left( \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \leq 0 \right)$$

$$\sigma_d = \frac{1}{8} \text{ per } \left( \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} > 0 \right)$$

$$\varepsilon = C_\mu \omega k$$

I coefficienti che chiudono il problema sono,

$$\begin{aligned} \sigma_k &= 0.6 \\ \sigma_\omega &= 0.5 \\ C_\mu &= 0.09 \\ k &= 0.4 \end{aligned}$$

Il modello di turbolenza  $k - \omega$  è buono per prevedere il comportamento del flusso sullo strato limite, ma ha prestazioni peggiori rispetto al modello di  $k - \varepsilon$  quando si tratta del flusso libero. Questo è dovuto alla forte dipendenza dei valori iniziali di  $\omega$  nel flusso libero.

### 3.4.5 SST (Menter)

Il modello proposto da Menter consiste nella combinazione del modello  $k - \omega$  con il modello di turbolenza  $k - \varepsilon$ , al fine di superare le carenze della versione originale. Il vantaggio sta nel fatto che, nella regione più interna dello strato limite viene sfruttata la robustezza del modello  $k - \omega$ , mentre si sfrutta l'indipendenza del modello  $k - \varepsilon$  dal flusso libero nelle regioni più esterne [67].

Innanzitutto il modello  $k - \varepsilon$  viene trasformato nella formulazione  $k - \omega$ . Le differenze tra questo modello e quello originale consistono nell'aggiunta del termine diffusivo, che appare nell'equazione di  $\omega$ , e nelle costanti di modellazione. Il modello originale viene poi moltiplicato per la funzione di fusione  $F_1$ , mentre il modello modificato viene moltiplicato per la funzione  $(1 - F_1)$ , dopodichè i due vengono sommati insieme attraverso una combinazione lineare data dalla relazione:

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2$$

dove  $F_1$  ed  $F_2$  sono le funzioni di fusione definite come

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4)$$

$$\arg_1 = \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega_2} k}{CD_{k\omega} d^2} \right]$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2)$$

$$\arg_2 = \max \left( 2 \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right)$$

La funzione di fusione sarà pari ad 1 per  $k - \omega$  vicino alla parete (nel modello originale) ed allontanandosi da essa la funzione sarà pari a 0.

Il parametro  $\phi_1$  rappresenta una qualsiasi costante del modello originale,  $\phi_2$  una qualsiasi costante del modello trasformato ed infine  $\phi$  è la corrispondente costante del modello nuovo. Le due equazioni differenziali parziali che si ottengono (per l'energia cinetica turbolenta e per il tasso specifico di dissipazione) sono

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P - \beta^* \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.32)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_t} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega_2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3.33)$$

Le variabili del modello sono definite come

$$\begin{aligned} P &= \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \\ \tau_{ij} &= \mu_t \left( 2S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \\ S_{ij} &= \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \\ \mu_t &= \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \\ CD_{k\omega} &= \max \left( 2\rho \sigma_{\omega_2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right) \\ \gamma_1 &= \frac{\beta_1}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega_1} k^2}{\sqrt{\beta^*}} \\ \gamma_2 &= \frac{\beta_2}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega_2} k^2}{\sqrt{\beta^*}} \end{aligned}$$

Le costanti che chiudono il problema sono

$$\begin{aligned} \sigma_{k1} &= 0.85 \\ \sigma_{k2} &= 1.0 \\ \sigma_{\omega_1} &= 0.65 \\ \sigma_{\omega_2} &= 0.856 \\ \beta_1 &= 0.075 \\ \beta_2 &= 0.0828 \\ \beta^* &= 0.09 \\ a_1 &= 0.31 \end{aligned}$$

### 3.4.6 Modello dello sforzo di Reynolds

Il modello dello sforzo di Reynolds (RSM) è il modello di turbolenza classico più completo, nel quale viene evitata l'ipotesi della viscosità vorticoso e i singoli componenti del tensore dello stress di Reynolds vengono calcolati direttamente. Nella formulazione del modello si utilizza l'esatta equazione di trasporto dello stress di Reynolds. Il modello RSM è in grado di rappresentare gli effetti direzionali delle sollecitazioni di Reynolds e le complesse interazioni nei flussi turbolenti, inoltre offre una precisione significativamente migliore rispetto ai modelli di turbolenza basati sulla viscosità turbolenta, pur essendo più economico dal punto di vista computazionale rispetto alle simulazioni numeriche dirette (DNS) e alle simulazioni LES [68]. I modelli basati sulla viscosità turbolenta come i modelli  $k - \varepsilon$  e  $k - \omega$  presentano delle carenze significative nei flussi turbolenti reali (più complessi). Ad esempio, nei flussi con curvatura, nella separazione dei flussi, nei flussi con zone di ricircolo o nei flussi influenzati da effetti rotazionali medi, le prestazioni di questi modelli sono insoddisfacenti. I principali vantaggi di questo modello sono:

- A differenza del modello  $k - \varepsilon$ , che utilizza una viscosità turbolenta isotropica, RSM risolve tutti i componenti del trasporto turbolento
- È il più generale di tutti i modelli di turbolenza e funziona abbastanza bene per un gran numero di flussi ingegneristici
- Richiede solo le condizioni iniziali e/o le condizioni al contorno
- Poiché non è necessario modellare i termini di produzione, è possibile attenuare in maniera selettiva le sollecitazioni dovute alla spinta, agli effetti di curvatura ecc.

## 3.5 Discretizzazione

La risoluzione delle equazioni di Navier–Stokes e delle equazioni associate ai modelli di turbolenza avviene attraverso un approccio numerico in quanto le soluzioni analitiche sono ottenibili solo per casi particolarmente semplici. Le equazioni devono quindi essere approssimate attraverso opportune discretizzazioni spaziali e temporali.

### 3.5.1 Discretizzazione spaziale (Metodo dei volumi finiti)

La discretizzazione spaziale avviene attraverso il metodo numerico dei volumi finiti, un approccio molto utilizzato nei codici commerciali vista la relativa flessibilità ed efficienza computazionale.

Tale metodologia consiste nell'integrazione di equazioni differenziali alle derivate parziali su un volume di controllo. L'interno di tale dominio viene suddiviso in tanti volumi elementari (o celle di carico), dalla forma arbitraria, entro cui le equazioni del problema vengono integrate nello spazio. Al centro di questi volumi di controllo, vengono posti i nodi che formano la griglia. L'approssimazione introdotta da questo metodo è quella di calcolare il valore delle funzioni di interesse (genericamente variabili in funzione delle coordinate spaziali), unicamente su tali nodi. L'integrazione delle equazioni del moto su tali volumi di controllo trasforma poi le derivate seconde e prime, rispettivamente, in derivate prime e interpolazioni della funzione stessa.

Il volume di controllo è costruito a partire da una determinata mesh e su cui confini sono imposte le condizioni al contorno. A seconda che la mesh sia strutturata o non strutturata, i volumi di controllo per ciascun nodo della cella sono creati in maniera differente [69, 70]. Per semplicità si espongono i principi generali della discretizzazione ai volumi finiti facendo riferimento ad una equazione di diffusione-transporto per una generica quantità scalare  $\phi(x, t)$ :

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \nabla \cdot J(\phi) = S_\phi \quad (3.34)$$

dove  $J = \rho V\phi - \Gamma\nabla\phi$  è il termine che ingloba i contributi del flusso convettivo e di quello diffusivo,  $V$  è il vettore velocità,  $\Gamma$  è il coefficiente di diffusione per la variabile  $\phi$  e  $S_\phi$  è il termine sorgente.

Integrando l'equazione sul generico volume di controllo  $V_c$ , costituito da  $n_f$  facce, ed applicando il teorema della divergenza (che permette il passaggio da integrali di volume a integrali di superficie), è possibile ricondurre la precedente equazione alla seguente espressione:

$$\int_{V_c} \frac{\partial\rho\phi}{\partial t} dV + \sum_{f=1}^{n_f} \int_{S_f} \rho\phi V_f \cdot n_f dS = \sum_{f=1}^{n_f} \int_{S_f} \Gamma(\nabla\phi)_f \cdot n_f dS + \int_{V_c} S_\phi dV \quad (3.35)$$

Per calcolare gli integrali che compaiono nell'equazione (3.35) viene utilizzata una formula di quadratura del secondo ordine detta del "punto medio", secondo la quale l'integrale di superficie di un generico campo vettoriale  $V$  vale:

$$\int_{S_f} V_f \cdot n_f dS = V_{f_c} \cdot n_f S_f \quad (3.36)$$

dove  $V_{f_c}$  è il valore di  $V_f$  nel centro della faccia  $S_f$  (avente normale esterna  $n_f$ ), mentre l'integrale di volume di un generico campo scalare  $\phi$  assume la forma:

$$\int_{V_c} \phi dV = \phi_0 V_c \quad (3.37)$$

dove  $\phi_0$  è il valore di  $\phi$  nel centro della cella di calcolo.

Per mezzo di queste formule di quadratura numerica l'equazione (3.35) diventa:

$$\frac{\partial\rho\phi}{\partial t} V_c + \sum_{f=1}^{n_f} \rho V_f \cdot n_f S_f = \sum_{f=1}^{n_f} \Gamma_f (\nabla\phi)_f \cdot n_f S_f + S_\phi V_c \quad (3.38)$$

valida qualunque sia il tipo di poliedri che compongono la griglia. L'equazione di trasporto così come è stata discretizzata ha come incognite le variabili scalari  $\phi$  al centro delle celle; per tale motivo sarà necessario esprimere la quantità scalare  $\phi_f$  valutata al centro della faccia, in termini di  $\phi_0$  cioè valori al centro della cella.

Ora l'obiettivo è quello di esprimere il termine  $\phi_f$  sulla faccia, presente nell'espressione (3.38) sopra ricavata, tramite un'interpolazione a partire dal valore di  $\phi$  nel centro delle celle.

Questo è reso possibile dall'uso di uno schema *upwind*, secondo cui il valore di  $\phi_f$  è derivato dal valore delle celle a monte relativamente alla direzione normale della velocità. Esistono diversi schemi *upwind*, ad esempio quelli del primo e del secondo ordine, alle differenze centrate, power-law, quick, muscl del terzo ordine, ecc.

Oltre ai valori delle grandezze incognite, è necessario (nei metodi di discretizzazione spaziale

con ordine superiore al primo) conoscere anche il valore dei loro gradienti in corrispondenza del centro delle celle e del centro delle facce.

Nel metodo ai volumi finiti il gradiente viene ricostruito basandosi sul teorema della divergenza di Gauss e sulla regola del punto medio per l'approssimazione degli integrali:

$$(\nabla\phi)_0 \cong \frac{1}{V_c} \int_{V_c} \nabla\phi dV = \frac{1}{V_c} \int_{S_f} \phi n_f dS_f = \frac{1}{V_c} \sum_{f=1}^{n_f} \bar{\phi}_f n_f S_f \quad (3.39)$$

dove  $(\nabla\phi)_0$  è il gradiente al centro della cella, mentre  $\bar{\phi}_f$  è il valore di  $\phi$  nel centro della faccia, calcolato tramite i metodi di *Green-Gauss Cell-Based* (secondo il quale il valore di  $\bar{\phi}_f$  è calcolato come media aritmetica dei valori nei centri delle celle adiacenti) o *Green-Gauss Node-Based* (secondo il quale il valore di  $\bar{\phi}$  è calcolato come media aritmetica dei valori di  $n_f$  nodi che compongono la faccia).

### Numero CFL

La condizione di Courant-Friedrich-Lewy è un vincolo numerico che determina il passo temporale consentito per una specifica dimensione della griglia. Questo vincolo impone che le informazioni possono propagarsi a non più di una cella di distanza dalla cella precedente. Quando si utilizzano per esempio gli schemi espliciti, questo vincolo è necessario per la convergenza. Se le informazioni si propagano con la velocità  $\tilde{u}$ , allora il numero CFL è dato dalla seguente equazione, valida per il caso monodimensionale.

$$\tilde{u} \frac{\Delta t}{\Delta x} < C \quad (3.40)$$

dove  $C$  è il numero che determina la condizione di CFL. Per gli schemi espliciti è necessario avere  $C < 1$ , mentre il valore può essere maggiore per gli schemi impliciti.

### $y^+$

Ogni corpo immerso in un fluido, presenta sulla propria superficie uno strato sottile di fluido chiamato *strato limite*, all'interno del quale gli effetti viscosi non possono essere trascurati.

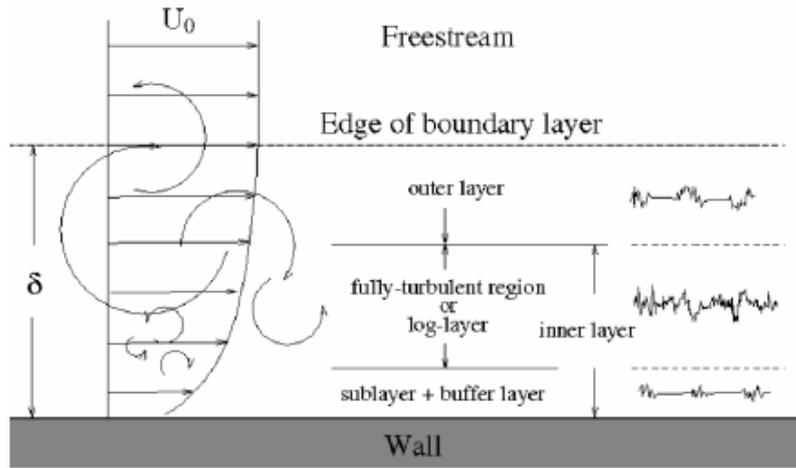


Figura 3.2: Suddivisione strato limite turbolento, [71]

Lo strato limite varia in modo significativo sulla superficie, di un'ala o di un profilo aerodinamico, presentando una regione iniziale laminare, una successiva regione turbolenta ed un'eventuale separazione. Questo fenomeno comporta la necessità di modellizzare la turbolenza nelle zone in prossimità della parete del corpo e viene studiato attraverso la definizione del numero locale di Reynolds  $y^+$ .

Gli studi aerodinamici affermano che, in genere, uno strato limite turbolento può essere suddiviso in due regioni principali: una regione interna, che comprende il 10-20% dello spessore totale dello strato limite ed una regione esterna. La regione interna è formata da due zone differenti: un sottostrato viscoso, in cui il profilo di velocità è condizionato da forze di taglio a parete viscoso, non uniformi e non stazionarie, ed uno strato completamente turbolento, separato da una regione di transizione/buffer layer. Facendo riferimento alla *legge di parete*, il profilo di velocità è dato da  $u^+ = y^+$  nel sottostrato viscoso, e  $u^+ = \frac{1}{k} \ln(y^+) + B$  nello strato turbolento o logaritmico, dove  $k$  e  $B$  sono costanti. Il parametro  $y^+$  rappresenta quindi la distanza non dimensionale dalla parete e permette di ricavare le dimensioni caratteristiche dello strato limite [72]. Si calcola a partire dall'equazione

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu} \tag{3.41}$$

dove  $\nu$  è la viscosità cinematica del fluido,  $y$  è la distanza dalla parete,  $\rho$  è la densità e  $u_\tau$  è la velocità di attrito, data dallo sforzo di taglio a parete  $\tau_w$

$$u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho} \tag{3.42}$$

Per  $y^+ < 5$  la cella risiede nel sottostrato viscoso, dove  $u/u_\tau = y^+$ , e per  $y^+ > 30$  il flusso si trova nella regione basso-logaritmica [73], come rappresentato nella Figura 3.3.

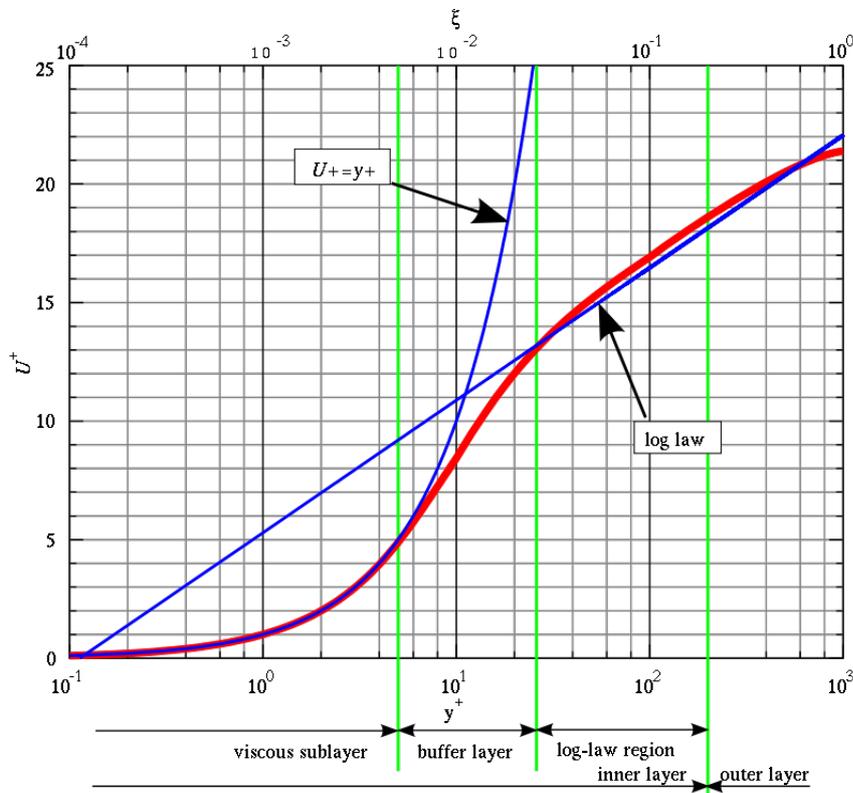


Figura 3.3: Legge di parete, velocità orizzontale in prossimità della parete nel modello della lunghezza di miscelazione

Lo spessore di riferimento del primo strato viene quindi ricavato dal coefficiente di attrito,  $C_f$ , definito come:

$$C_f = \frac{0.058}{Re^{0.2}} \quad (3.43)$$

approssimando il flusso sul profilo allo strato limite su una lamina piana, e considerando lo sforzo di taglio a parete

$$\tau_w = \frac{1}{2}\rho U_\infty^2 C_f \quad (3.44)$$

### Funzioni a parete

Le funzioni a parete sono utilizzate per ridurre la quantità di celle necessarie a risolvere un dominio, dal momento che il sottostrato viscoso non è completamente risolto in prossimità delle pareti. Il primo nodo computazionale invece, è collocato a circa  $30 < y^+ < 100$  nella regione basso-logaritmica. Tuttavia, utilizzando questo approccio, possono sorgere dei problemi nelle regioni di separazione e attaccamento [74].

### 3.5.2 Discretizzazione temporale

Nel caso di soluzioni non stazionarie, oltre ad avere una discretizzazione spaziale, è necessario avere anche una discretizzazione temporale. Questa discretizzazione implica l'integrazione di ogni termine dell'equazione differenziale su un intervallo di tempo  $\Delta t$ .

Un'espressione generica per l'evoluzione temporale della variabile  $\Phi$  è data da:

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} = F(\Phi) \quad (3.45)$$

dove la funzione  $F$  incorpora le discretizzazioni spaziali.

Una discretizzazione del primo ordine porterebbe ad una soluzione del tipo:

$$\frac{\Phi^{n+1} - \Phi^n}{\Delta t} = F(\Phi) \quad (3.46)$$

mentre una discretizzazione del secondo ordine porterebbe a:

$$\frac{3\Phi^{n+1} - 4\Phi^n - \Phi^{n-1}}{2\Delta t} = F(\Phi) \quad (3.47)$$

dove  $\Phi$  rappresenta una quantità scalare,  $n + 1$  è il valore al tempo  $t + \Delta t$ ,  $n$  è il valore al tempo  $t$  ed  $n - 1$  è il valore al tempo  $t - \Delta t$ .

Una volta discretizzata la derivata temporale è necessario scegliere in che istante temporale valutare la  $F(\Phi)$ . Sono possibili due alternative:

- integrazione implicita nel tempo: può essere risolta iterativamente e il vantaggio risiede nella sua incondizionata stabilità

$$\frac{\Phi^{n+1} - \Phi^n}{\Delta t} = F(\Phi^{n+1}) \quad (3.48)$$

- integrazione esplicita nel tempo: più veloce ma anche meno stabile

$$\frac{\Phi^{n+1} - \Phi^n}{\Delta t} = F(\Phi^n) \quad (3.49)$$

Nel caso di soluzioni stazionarie l'avanzamento temporale viene utilizzato come parametro di accelerazione per guidare la soluzione approssimata alla soluzione stazionaria esatta.

## Capitolo 4

# Software SimScale

### 4.1 Introduzione

Le simulazioni presentate in questa tesi sono state eseguite con SimScale, un software CAE (Computer-Aided-Engineering) distribuito mediante una piattaforma di cloud computing. Si tratta infatti di una rete informatica che offre la possibilità di effettuare analisi agli elementi finiti (FEM), analisi di fluidomeccanica computazionale (CFD) e anche analisi termiche.

La piattaforma permette ai vari utenti di interagire tra loro, condividere i propri progetti di simulazione e porre eventuali domande; essa è suddivisa in [75]:

- SimScale Community Forum
- Public Projects Library: ogni progetto di simulazione viene immagazzinato in una libreria e reso accessibile alla comunità di utenti di SimScale
- Dashboard: si tratta di un ambiente personale contenente le proprie simulazioni
- Workbench: è la piattaforma di simulazione vera e propria, che verrà descritta nel dettaglio più avanti

### Dashboard

Come accennato in precedenza la Dashboard è una pagina personale accessibile dal proprio account in SimScale. All'interno di essa è possibile trovare:

- Project List: questa sezione elenca tutti i progetti di simulazione, nonché i progetti condivisi
- Account Details
- Job List: questa sezione elenca tutti i lavori di simulazione e di mesh avviati, nonché lo stato corrente e il consumo di ore del processore
- Create Project Button: tasto per la creazione di un nuovo progetto; un progetto può contenere più simulazioni di diversi tipi

Dopo che è stato creato il nuovo progetto, è possibile definire:

- **Project Title:** il titolo del progetto deve contenere il nome del tipo di applicazione che si desidera analizzare e il metodo di simulazione (ad esempio 'Heat exchanger – CHT simulation')
- **Public/Private Toggle:** questa opzione determina se il progetto sarà visibile pubblicamente oppure no
- **Project Description**
- **Category:** selezione della categoria
- **Tags:** simile alla selezione della categoria
- **Advanced Settings:** nelle impostazioni avanzate è possibile scegliere per esempio se utilizzare le unità SI, caricare un modello CAD nel progetto, ecc.

Una volta completati questi passaggi si viene automaticamente reindirizzati alla piattaforma Workbench, all'interno della quale è possibile manipolare il file CAD, eseguire una simulazione e in seguito procedere con il post-processing.

## Workbench

I principali componenti dell'interfaccia del Workbench sono:

- **Navigation Tree:** il cosiddetto 'albero di simulazione' occupa l'intero pannello di sinistra del Workbench e contiene un elenco di tutte le geometrie (modelli CAD) che sono state importate nel progetto (Geometry Tree) e un elenco di tutte le simulazioni (Simulation Tree)
- **Settings Panel:** il pannello delle impostazioni è il punto in cui si può effettivamente modificare la configurazione delle simulazioni.
- **Scene Tree:** l'albero delle scene raggruppa le varie parti del modello visualizzato, ovvero la geometria o la mesh, tutti i corpi solidi, le facce, ecc.; oltre alla geometria originale, l'albero delle scene contiene anche un elenco delle entità geometriche aggiuntive create all'interno del Workbench (cioè quelle utilizzate per definire le aree di raffinamento o i confini esterni del dominio di simulazione)
- **Viewer Toolbar:** la barra degli strumenti di visualizzazione
- **Chat e Bug Reporter**
- **Viewer:** il visualizzatore è il cuore dell'interfaccia
- **Job Status Panel:** qui è possibile trovare lo stato corrente dei lavori di mesh e simulazione

## 4.2 Preparazione/caricamento CAD

Il software SimScale nativamente utilizza il formato kernel CAD Parasolid (\* .x.t), ma supporta anche i seguenti formati:

- Solidworks (\* .SLDPRT, \* .SLDASM)
- Autodesk Inventor (\* .3ds, \* .iam)
- Rhino (\* .3DM)
- CATIA (\* .CATPart, \* .CATProduct)
- ACIS (\* .SAT)
- STEP (\* .STEP / \* .step / \* .stp / \* .STP)
- IGES (\* .IGES / \* .iges / \* .IGS / \* .igs)
- BREP (\* .BREP / \* .brep)
- STL (\* .stl)

Per caricare ad esempio un file di assemblaggio Solidworks o Autodesk, è necessario raccogliere tutti i file delle parti e creare un file `.zip`. Successivamente il file deve essere caricato e convertito correttamente per poter essere visualizzato ed elencato nella sezione 'Geometry' dell'albero di navigazione.

Le opzioni di manipolazione del CAD attualmente disponibili all'interno del Workbench di SimScale sono:

- Scaling: opzione di ridimensionamento dell'oggetto modellato
- Imprinting: richiesto solo per le simulazioni di trasferimento coniugato di calore (CHT)
- Flow Volume Extraction: ad esempio, per un problema di flusso interno, il volume del fluido può essere estratto dal resto della geometria CAD
- Surface Splitting: questa operazione si applica solo ai modelli \* .stl, che generalmente possono comprendere una singola faccia, rendendo necessario dividere il modello in più superfici

### Dimensione del modello

La dimensione del modello è molto importante per la simulazione. Se ci sono discrepanze tra le unità del modello e le unità SimScale ciò può portare a dimensioni geometriche non realistiche. Molto spesso il modello CAD può essere semplificato per ottenere risultati di simulazione più precisi e in tempi più brevi.

Inoltre, analizzare le singoli parti del CAD uno per uno, anziché considerare il modello intero in una singola simulazione, può aiutare a ridurre la complessità del problema e accelerare la convergenza della simulazione.

Infine, bisogna tenere in conto che, un modello CAD è costituito da diversi tipi di entità topologiche come solidi, facce, bordi e vertici, che possono quindi avere un impatto sulla generazione della mesh e sulla configurazione della simulazione.

### 4.3 Tipologie di analisi

La piattaforma Workbench è una singola interfaccia che supporta diverse tipologie di simulazioni, che vengono impostate in base al tipo di analisi che si vuole effettuare.

#### Fluid Dynamics (OpenFOAM solver)

Questo tipo di simulazione utilizza il codice OpenFOAM, il cui nome è l'abbreviazione di "Open Source Field Operation and Manipulation". Il suo principale utilizzo è l'analisi fluidodinamica computazionale, ma è applicabile anche ad una vasta generalità di problemi, per esempio elettromagnetismo, trasferimento termico o dinamica dei solidi. OpenFOAM è scritto nel linguaggio di programmazione  $C++$  e contiene al suo interno un'estesa libreria di strumenti e applicazioni.

Alcuni esempi di simulazioni che si possono effettuare:

- **Incompressible Fluid Flow:** questo tipo di analisi viene utilizzato per eseguire simulazioni CFD in cui le variazioni di densità del fluido sono trascurabili, ovvero quando la velocità e i gradienti di temperatura sono piccoli
- **Compressible Fluid Flow:** analisi utilizzata per eseguire simulazioni CFD in cui le variazioni di densità hanno invece un'influenza significativa sul sistema, cioè quando le velocità del flusso superano circa del 30% la velocità del suono
- **Convective Heat Transfer:** questo metodo viene utilizzato quando le variazioni di temperatura nel fluido portano a variazioni di densità e al movimento del fluido a causa della gravità
- **Conjugate Heat Transfer (CHT):** utilizzato per simulare il trasferimento di calore tra domini solido e fluido scambiando energia termica alle interfacce
- **Multiphase:** questo tipo di analisi viene utilizzato per simulare il comportamento dipendente dal tempo di miscele fluide, ad esempio aria e acqua; l'analisi viene eseguita utilizzando il metodo VoF (Volume of Fluid)

#### Fluid Dynamics (LBM solver)

- **Incompressible Fluid Flow:** questo tipo di solutore si basa sul metodo di Lattice Boltzmann (LBM) che, al contrario dei tradizionali metodi che risolvono numericamente le equazioni di conservazione delle proprietà macroscopiche (come la massa, la quantità di moto e l'energia), prevede un modello reticolare in cui il fluido è costituito da particelle fittizie, i cui processi di propagazione e collisione risolvono l'equazione di Boltzmann spostandosi su una griglia reticolare discreta.

#### Solid Mechanics (Code Aster)

- **Static:** questo tipo di analisi (può essere lineare e non lineare) viene utilizzato per determinare gli spostamenti e le sollecitazioni in strutture o componenti causati da vincoli applicati e carichi costanti (gli effetti di inerzia e smorzamento vengono ignorati)
- **Dynamic:** consente il calcolo dipendente dal tempo di spostamenti e sollecitazioni in uno o più corpi solidi; se il tasso di applicazione del carico è significativo, è necessario utilizzare un'analisi dinamica, altrimenti un'analisi statica risulta sufficiente
- **Heat Transfer:** questo metodo viene utilizzato per determinare la distribuzione della temperatura e il flusso di calore in un corpo solido

- Thermomechanical: un'analisi utilizzata per determinare lo stress strutturale e termico di un oggetto solido sottoposto a carichi termici e strutturali
- Frequency Analysis: l'analisi in frequenza viene utilizzata per calcolare le frequenze naturali di parti e assiemi vincolati o liberi
- Harmonic: questo tipo di analisi viene utilizzato per determinare la risposta di una struttura sotto carico periodico (sinusoidale) stazionario in un determinato intervallo di frequenze

## 4.4 Output dei dati

### Fluid Dynamics

#### Incompressible

##### CAMPI

- Pressione, scalare,  $P$ ,  $Pa$ , impostazione predefinita
- Velocità, vettore,  $U$ ,  $m/s$ , impostazione predefinita
- Energia cinetica turbolenta, scalare,  $K$ ,  $m^2/s^2$ , impostazione predefinita
- Viscosità cinematica turbolenta, scalare,  $\nu_t$ ,  $m^2/s$ , impostazione predefinita
- Velocità di dissipazione specifica,  $\Omega$ , scalare,  $1/s$ , impostazione predefinita
- Stress di taglio a parete, vettore,  $N/m^2$ , richiesto
- Vorticità, vettore,  $1/s$ , richiesta
- Distanza da parete,  $y$ , scalare,  $m$ , richiesta
- Distanza a parete,  $y+$ , scalare, richiesta
- Tensore dello sforzo di Reynolds, tensor, richiesto
- Pressione totale,  $P_t$ , scalare, richiesta
- Coefficienti di pressione,  $C_p$ , scalare, richiesti

#### Compressible

##### CAMPI

- Pressione, scalare,  $P$ ,  $Pa$ , impostazione predefinita
- Velocità, vettore,  $U$ ,  $m/s$ , impostazione predefinita
- Energia cinetica turbolenta, scalare,  $K$ ,  $m^2/s^2$ , impostazione predefinita
- Viscosità dinamica turbolenta, scalare,  $\mu_t$ ,  $kg/sm$ , impostazione predefinita
- Velocità di dissipazione specifica,  $\Omega$ , scalare,  $1/s$ , impostazione predefinita
- Diffusività termica turbolenta,  $\alpha_t$ , scalare,  $kg/ms$ , impostazione predefinita
- Temperatura,  $T$ , scalare,  $K$ , impostazione predefinita

- Densità,  $\rho$ , scalare,  $kg/m^3$ , impostazione predefinita
- Distanza da parete,  $y$ , scalare,  $m$ , richiesta
- Distanza a parete,  $y+$ , scalare, richiesta

## Convective

### Incompressible

#### CAMPI

- Pressione modificata, scalare,  $P_\rho$ ,  $Pa$ , impostazione predefinita
- Pressione, scalare,  $P$ ,  $Pa$ , impostazione predefinita
- Velocità, vettore,  $U$ ,  $m/s$ , impostazione predefinita
- Energia cinetica turbolenta, scalare,  $K$ ,  $m^2/s^2$ , impostazione predefinita
- Viscosità dinamica turbolenta, scalare,  $\mu_t$ ,  $kg/sm$ , impostazione predefinita
- Velocità di dissipazione specifica,  $\Omega$ , scalare,  $1/s$ , impostazione predefinita
- Diffusività termica turbolenta,  $\alpha_t$ , scalare,  $kg/ms$ , impostazione predefinita
- Temperatura,  $T$ , scalare,  $K$ , impostazione predefinita
- Distanza da parete,  $y$ , scalare,  $m$ , richiesta
- Distanza a parete,  $y+$ , scalare, richiesta
- Flusso di calore netto radioattivo,  $Q_r$ , scalare, impostazione predefinita (quando c'è radiazione)

### Compressible

#### CAMPI

- Pressione modificata, scalare,  $P_\rho$ ,  $Pa$ , impostazione predefinita
- Pressione, scalare,  $P$ ,  $Pa$ , impostazione predefinita
- Velocità, vettore,  $U$ ,  $m/s$ , impostazione predefinita
- Energia cinetica turbolenta, scalare,  $K$ ,  $m^2/s^2$ , impostazione predefinita
- Viscosità dinamica turbolenta, scalare,  $\mu_t$ ,  $kg/sm$ , impostazione predefinita
- Velocità di dissipazione specifica,  $\Omega$ , scalare,  $1/s$ , impostazione predefinita
- Diffusività termica turbolenta,  $\alpha_t$ , scalare,  $kg/ms$ , impostazione predefinita
- Temperatura,  $T$ , scalare,  $K$ , impostazione predefinita
- Densità,  $\rho$ , scalare,  $kg/m^3$ , impostazione predefinita
- Distanza da parete,  $y$ , scalare,  $m$ , richiesta
- Distanza a parete,  $y+$ , scalare, richiesta
- Flusso di calore netto radioattivo,  $Q_r$ , scalare, impostazione predefinita (quando c'è radiazione)

## Conjugate Heat Transfer

### CAMPI

- Pressione modificata, scalare,  $P_\rho$ ,  $Pa$ , impostazione predefinita
- Pressione, scalare,  $P$ ,  $Pa$ , impostazione predefinita
- Velocità, vettore,  $U$ ,  $m/s$ , impostazione predefinita
- Energia cinetica turbolenta, scalare,  $K$ ,  $m^2/s^2$ , impostazione predefinita
- Viscosità dinamica turbolenta, scalare,  $\mu_t$ ,  $kg/sm$ , impostazione predefinita
- Velocità di dissipazione specifica,  $\Omega$ , scalare,  $1/s$ , impostazione predefinita
- Diffusività termica turbolenta,  $\alpha_t$ , scalare,  $kg/ms$ , impostazione predefinita
- Temperatura,  $T$ , scalare,  $K$ , impostazione predefinita
- Densità,  $\rho$ , scalare,  $kg/m^3$ , impostazione predefinita
- Distanza da parete,  $y$ , scalare,  $m$ , richiesta
- Distanza a parete,  $y+$ , scalare, richiesta

## Incompressible LBM

Il formato di esportazione per questo solutore è il formato encase.

### CAMPI

- Pressione, scalare,  $P$ ,  $Pa$ , impostazione predefinita
- Velocità, vettore,  $U$ ,  $m/s$ , impostazione predefinita
- Energia cinetica turbolenta, scalare,  $K$ ,  $m^2/s^2$ , impostazione predefinita
- Distanza a parete,  $y+$ , scalare, impostazione predefinita
- Deformazione, scalare,  $m/m$ , impostazione predefinita
- Vorticità, vettore,  $1/s$ , richiesta

## FEA

### Thermal FEA

#### CAMPI

- Temperatura,  $T$ , scalare,  $K$ , impostazione predefinita
- Flusso di calore, vettore,  $U$ ,  $W/m^2$ , impostazione predefinita

## 4.5 Setup della simulazione

### 4.5.1 Impostazioni generali

Impostazioni come il modello di turbolenza, la dipendenza dal tempo e il comportamento dei materiali sono disponibili nel pannello dell'albero principale della piattaforma, come rappresentato nella Figura 4.1.

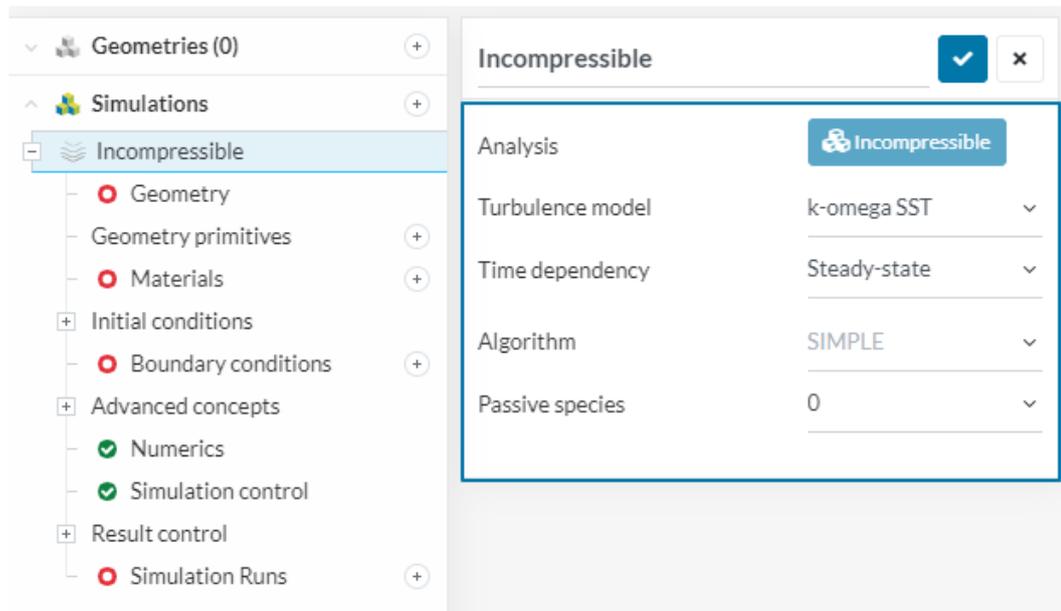


Figura 4.1: Pannello delle impostazioni generali

A seconda del tipo di analisi che si vuole effettuare, di seguito sono elencate alcune delle impostazioni disponibili [73]:

#### Analisi non lineare

Nel caso in cui si assume una risposta lineare del modello a seguito di un determinato carico (in genere nel caso di carichi o spostamenti piccoli), questa impostazione rimane disabilitata, altrimenti viene abilitata.

#### Dipendenza dal tempo

Esistono due varianti di simulazione: stazionaria e transitoria. Quando si vogliono studiare le grandezze dipendenti dal tempo, si abilita la simulazione transitoria. Se invece si cerca una soluzione convergente, si prende in considerazione una simulazione di tipo stazionario. Le simulazioni allo stato stazionario sono inoltre meno impegnative dal punto di vista computazionale.

Quando si vuole eseguire la simulazione di un flusso ad alta velocità, in cui è necessario tenere conto della compressibilità del fluido, a seconda del modello di turbolenza selezionato, è possibile scegliere un solutore basato sulla pressione e/o sulla densità.

Infine, nel caso di un'analisi multifase, la dipendenza dal tempo viene sempre impostata su transitoria.

### Modello di turbolenza

La modellizzazione della turbolenza è un aspetto importante nelle simulazioni CFD. I comuni modelli di turbolenza, utilizzati in ambito fluidodinamico, sono quelli basati sulle equazioni RANS, in particolare si applicano quelli a due equazioni.

In un flusso laminare, associato a bassi numeri di Reynolds, gli effetti viscosi dominano il flusso e la turbolenza può essere trascurata. D'altra parte invece, un flusso turbolento è caratterizzato da un moto caotico ed irregolare associato ad alti numeri di Reynolds.

Attualmente SimScale permette di scegliere tra i seguenti modelli:

- $k - \varepsilon$
- $k - \omega$
- $k - \omega$  STT
- LES Smagorinsky
- LES Spalart-Allmaras

### 4.5.2 Meshing

La generazione della mesh in SimScale è un processo semplice e molto intuitivo. All'utente è richiesto di scegliere la tipologia della mesh, il suo grado di finezza (e quindi l'accuratezza del risultato) e il tempo di calcolo richiesto (poiché la mesh più grande richiede più risorse computazionali da risolvere).

The image shows a user interface for configuring a mesh. At the top, it says 'Mesh 1' with a checkmark and a close button. Below this is a 'Mesh selection' section with a dropdown menu showing 'Mesh 1' and a note 'Mesh has not been generated yet.' The main configuration area consists of several rows, each with a label and a value or control:

Algorithm	Tet-dominant
Sizing	Automatic mesh sizir
Fineness	Coarse
Order	First
Allow quadrangles	<input checked="" type="checkbox"/>
Number of processors	4

At the bottom left, there are two small icons (download and upload). At the bottom right, there is a blue 'Generate' button with a play icon.

Figura 4.2: Pannello impostazioni della mesh

### Generazione della mesh

All'interno della piattaforma SimScale sono disponibili diversi algoritmi per la generazione di mesh tridimensionali tetraedriche ed esaedriche, come anche quelle ibride.

In base al tipo di simulazione, viene creata una configurazione di mesh predefinita, che però può essere modificata manualmente in qualsiasi momento.

### Impostazione della mesh

La maggior parte delle impostazioni della mesh dipende dall'algoritmo selezionato. Le strategie di mesh disponibili sulla piattaforma sono:

1. Standard Mesher
2. Tet - dominant
3. Hex - dominant

Come accennato in precedenza, gli algoritmi di mesh disponibili dipendono dal tipo di analisi scelto, ma anche dal formato del file del dominio CAD. Per esempio le simulazioni FEA sono limitate alla mesh di tipo tet-dominante, mentre la maggior parte dei casi di CFD si presta bene a qualsiasi algoritmo. Invece, i file CAD, caricati nel formato \*.stl, possono essere discretizzati solo utilizzando la modalità parametrica del mesher hex-dominante.

Il numero di processori definisce la dimensione dell'istanza della nuvola informatica che verrà utilizzata per calcolare la mesh. L'impostazione scelta stabilisce infatti il numero di core di elaborazione (CPUs) del calcolatore (generalmente il valore consigliato è 16). Bisogna tenere in conto che, un'istanza con più CPU determina anche più memoria, che in molti casi può essere un fattore limitante nel processo di meshing.

Oltre a creare una mesh direttamente in SimScale, gli utenti hanno la possibilità di utilizzare mesh create con altri strumenti caricandole direttamente sulla piattaforma.

### Standard Mesher

Questo tipo di algoritmo applica il metodo dei volumi finiti e genera una mesh non strutturata tridimensionale utilizzando elementi tetraedrici o esaedrici.

Il dimensionamento definisce quanto sarà grossolana o fine la discretizzazione della geometria di input, ovvero la dimensione caratteristica dell'elemento per ciascun solido, che va da 1 (molto grossolano) a 10 (molto fine). Il controllo del dimensionamento può essere impostato su automatico, dove le proprietà locali vengono regolate automaticamente in base a stime geometriche, oppure su manuale. Per il dimensionamento automatico, è necessario impostare la finezza sulla mesh globale, mentre tutti i parametri aggiuntivi verranno impostati automaticamente in base alle caratteristiche della geometria e alla finezza scelta.

Una mesh più fine comporta una migliore risoluzione di piccole entità geometriche, ma allo stesso tempo aumenta anche il tempo di calcolo e la richiesta di memoria per la simulazione. L'impostazione standard di 5 (moderata), generalmente fornisce un buon compromesso tra precisione e consumo di risorse ed è consigliata per una prima prova. Per studiare la convergenza è possibile affinare ulteriormente le dimensioni della mesh, questo può essere eseguito localmente e solo dove è necessario. Ciò consente di ottenere delle mesh molto efficienti nel rispetto dell'accuratezza dei risultati e della richiesta di risorse computazionali.

Gli strumenti di meshing di Simscale consentono inoltre di definire uno strato limite attorno alle superfici desiderate. Questo viene fatto aggiungendo una mesh di volume con celle allineate alle superfici selezionate. I parametri di input per lo strato limite sono:

- Numero di strati
- Spessore dei singoli strati
- Controllo sugli strati: qui è necessario specificare il tasso di crescita e la dimensione del primo strato

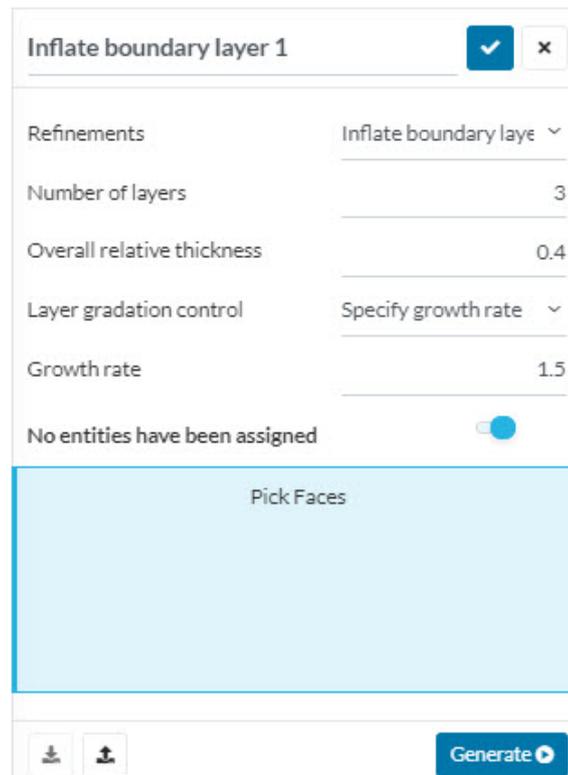


Figura 4.3: Impostazioni dello strato limite

### Tet - dominant

L'algoritmo di mesh tet-dominante consente la creazione di mesh tetraedriche veloci e automatizzate. Inoltre, permette di impostare configurazioni di mesh più avanzate tra cui perfezionamenti locali e strato limite con elementi prismatici.

Nella configurazione standard, questo algoritmo crea solo superfici triangolari ed elementi di volume tetraedrici. Quando si abilitano elementi di superficie quadrangolari o si aggiungono strati limite prismatici, è possibile creare anche piramidi ed esaedri in prossimità delle facce di confine.

Il principale utilizzo di questo algoritmo è dedicato alla meccanica dei solidi, ma può anche essere usato per generare mesh tetraedriche con strati limite per le simulazioni fluidodinamiche.

Come nel caso precedente, il controllo del dimensionamento può essere impostato su automatico o manuale. In particolare, nel caso manuale, è possibile definire la lunghezza minima e massima dei bordi, nonché il tasso di crescita e il numero di elementi per bordo o raggio. Nel caso manuale l'utente ottiene il pieno controllo su tutti i dettagli della configurazione per il dimensionamento degli elementi.

La gradazione della mesh è un'impostazione che influenza la qualità degli elementi risultanti. Il tasso di crescita determina la differenza dimensionale tra elementi vicini. Ad esempio, un valore di 0.2 consente ai bordi degli elementi vicini di differire del 20%. Se viene scelto un valore inferiore, si avrà un numero maggiore di elementi nella mesh (e quindi maggior tempo di calcolo), ma anche una qualità migliore.

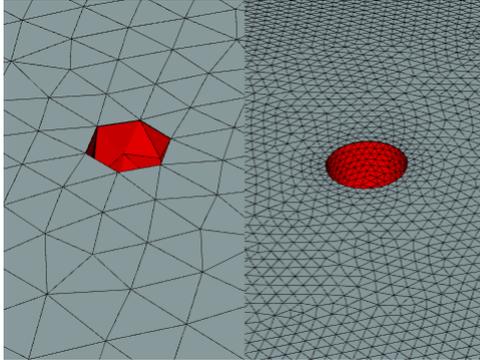


Figura 4.4: Confronto mesh con finezza 1 - più grossolana (sinistra) e 5 - più fine (destra)

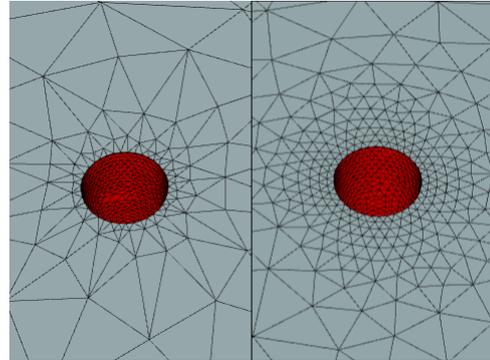


Figura 4.5: Confronto mesh con tasso di crescita 2 (sinistra) e 0.2 - più graduale (destra)

L'ordine della mesh definisce la forma e il numero di nodi degli elementi di discretizzazione. Gli elementi del primo ordine hanno bordi dritti, mentre quelli del secondo ordine possono avere bordi curvi che consentono una rappresentazione più accurata delle geometrie curve. Le simulazioni del primo ordine richiedono meno tempo e minori costi di elaborazione, ma sono più suscettibili agli effetti di locking nelle analisi agli elementi finiti.

Oltre agli elementi triangolari, è possibile abilitare l'uso di elementi con superfici quadrangolari. Una mesh composta da soli elementi triangolari risulta essere più robusta, mentre quella con elementi quadrangolari produce migliori risultati.

Per quanto riguarda il grado di affinamento della mesh, in questo caso le impostazioni locali hanno sempre la precedenza sull'impostazione globale.

Infine, lo strato limite con elementi prismatici viene gestito attraverso il controllo dello spessore complessivo. E' importante che questo valore sia inferiore allo spessore minimo della geometria nelle posizioni specificate, altrimenti la mesh produce un errore.

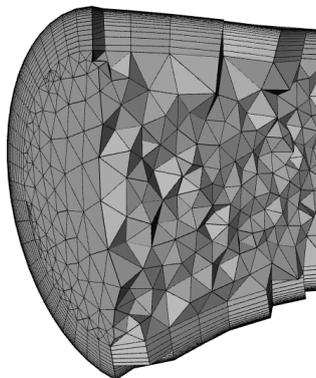


Figura 4.6: Strato limite prismatico

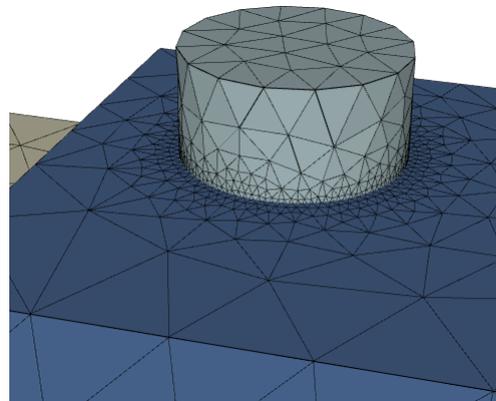


Figura 4.7: Affinamento locale sulle superfici di contatto

### Hex - dominant

Questo tipo di algoritmo per la generazione della mesh è basato su SnappyHexMesh. Si tratta di uno strumento facente parte del software OpenFOAM, che genera mesh tridimensionali non strutturate o ibride costituite da esaedri (hex) e split-hex [76]. SnappyHexMesh risulta essere particolarmente adatto a corpi con geometria complessa.

Generalmente, viene utilizzata una mesh base di riferimento per proiettare e poi “agganciare” le celle sulla geometria. I perfezionamenti della mesh possono essere specificati successivamente in modo flessibile su bordi, superfici e volumi interni o esterni per ottenere una risoluzione ottimale della geometria e una miglior qualità finale della mesh.

L'algoritmo consente di scegliere se generare una mesh interna (per analisi FEM) oppure una mesh esterna (adatta alle simulazioni aerodinamiche). In particolare, è possibile eseguire un affinamento della mesh di volume per regioni, attraverso le seguenti modalità:

- Interno: perfeziona tutte le celle della mesh del volume all'interno dei volumi selezionati fino alla lunghezza del bordo della cella specificata
- Esterno: perfeziona le celle della mesh del volume esterno fino alla lunghezza del bordo della cella specificata
- Distanza: perfeziona in base alla distanza dalla superficie dei volumi assegnati; le distanze devono essere specificate in ordine decrescente

Allo stesso modo, l'utente può applicare un perfezionamento anche alle singole superfici della geometria. È necessario in questo caso, specificare due livelli di affinamento: la lunghezza minima e la lunghezza massima del bordo della cella.

### 4.5.3 Condizioni iniziali

Le condizioni iniziali di un problema definiscono i valori iniziali per ciascun campo della soluzione. Svolgono un ruolo vitale nella stabilità e nel tempo di calcolo per le simulazioni allo stato stazionario e sono importanti per ottenere risultati fisicamente accurati nelle analisi transitorie.

A seconda del tipo di campo da inizializzare, il valore può essere uno scalare o un vettore.

### 4.5.4 Condizioni al contorno

Le condizioni al contorno definiscono il modo in cui un sistema (ad esempio una struttura o un fluido) interagisce con il suo ambiente, come per esempio le pressioni, le velocità o i carichi.

Una condizione al contorno è costituita da tre informazioni:

1. Tipi di condizioni al contorno
2. Valori delle condizioni al contorno
3. Assegnazioni delle condizioni al contorno: una condizione al contorno deve essere assegnata solo al confine del dominio e collegata ad almeno una superficie o bordo in cui qualcosa entra o esce dall'analisi

Nel caso dell'analisi fluidodinamica sono disponibili le seguenti condizioni al contorno:

- Velocity inlet and Velocity outlet

- Pressure inlet and Pressure outlet
- Natural Convection Inlet-Outlet
- Wall
- Periodic
- Symmetry
- Wedge
- Custom

#### 4.5.5 Metodo di risoluzione

La seguente tesi si basa sull'utilizzo del codice computazionale OpenFOAM per la risoluzione del caso aerodinamico scelto. In particolare, all'interno di questa sezione della piattaforma è possibile impostare il risolutore delle equazioni per la simulazione, modificare le impostazioni di convergenza o scegliere lo schema di integrazione temporale per le simulazioni dinamiche transitorie. Queste impostazioni influenzano principalmente la stabilità e l'efficienza della corsa di simulazione, ma anche la qualità dei risultati.

Nella maggior parte dei casi, le impostazioni standard si dimostrano una buona scelta, tuttavia, tutte le impostazioni numeriche sono modificabili dagli utenti per avere il pieno controllo della simulazione.

Queste impostazioni sono divise in tre categorie:

- Proprietà: qui vengono impostate tutte le proprietà relative ai risolutori iterativi delle equazioni di velocità e di pressione. Inoltre è possibile scegliere i fattori di rilassamento, controlli residui ed effettuare delle modifiche specifiche del risolutore.
- Risolutore: in questa parte vengono scelti i solutori lineari utilizzati nel calcolo di ciascuna variabile (ad esempio PISO, PIMPLE, ecc.). Quando si sceglie un solutore, è possibile selezionare anche una serie di preconditionatori/leviganti e le loro tolleranze.
- Schemi numerici: questi schemi determinano la modalità di discretizzazione di ciascun termine nelle equazioni di governo. Gli schemi sono classificati nei seguenti gruppi:
  - Differenziazione nel tempo
  - Gradiente
  - Divergenza
  - Laplaciano
  - Interpolazione
  - Gradiente normale alla superficie

#### 4.5.6 Controllo della simulazione

Per il controllo del processo di simulazione bisogna tenere in considerazione i seguenti parametri:

- Numero di core di calcolo: numero di core utilizzati per la simulazione
- Runtime massimo: il runtime massimo della simulazione in tempo reale, dopodiché verrà interrotto
- Valore dell'ora di inizio: l'ora di inizio della simulazione (in tempo di simulazione, normalmente 0)

- Valore dell'ora di fine: l'ora di fine della simulazione (in tempo di simulazione)
- Durata del passo temporale: il tempo tra due passi di calcolo di una simulazione (in tempo di simulazione)

## 4.6 Post - processing

L'ambiente di post - elaborazione integrato all'interno di SimScale si basa sulla tecnologia Ceetron. Oltre ad esso, è presente una seconda modalità che permette all'utente di scaricare i dati e poi visualizzarli utilizzando un'applicazione esterna. In particolare, il codice alla base del software (cioè OpenFOAM) lo rende compatibile con il programma di post - processing ParaView.

Si tratta di un'applicazione open source a piattaforma multipla di analisi e visualizzazione dei dati. Gli utenti di ParaView possono creare rapidamente visualizzazioni per analizzare i propri dati utilizzando tecniche qualitative e quantitative. L'esplorazione dei dati può essere effettuata in modo interattivo in 3D o a livello di programmazione utilizzando le funzionalità di elaborazione *batch*. Tuttavia, per operazioni più complesse, le funzionalità di Paraview sono limitate. Esistono infatti soluzioni alternative che consentono di convertire i risultati in dati leggibili per software di post-processing (commerciali) più completi [77].

Attualmente i risultati delle simulazioni in SimScale sono forniti come file \* .pvd o \* .foam, che sono supportati dalla maggior parte dei comuni sistemi di post elaborazione.

## Capitolo 5

# Simulazione numerica

### 5.1 Creazione geometria 3D

Al fine di studiare il fenomeno fisico di interesse, sono state effettuate simulazioni con quattro diverse geometrie del bordo di estremità di un'ala finita: dritto, arrotondato e con dispositivi per la riduzione della resistenza indotta (winglet alto e winglet basso). Il profilo di riferimento utilizzato in questa tesi è il profilo simmetrico NACA 0012, con le seguenti caratteristiche geometriche (corda, semiapertura ed allungamento alare):

$$\begin{aligned}c &= 1 \text{ m} \\b &= 2 \text{ m} \\ \lambda = AR &= b/c = 2\end{aligned}$$

La scelta di questo profilo è motivata dal fatto che, essendo un profilo semplice, è stato spesso utilizzato nelle prove sperimentali, per cui è disponibile una grande varietà di dati da poter prendere come riferimento. Inoltre dal punto di vista numerico, essendo sottile e con curvatura nulla, si presta bene alle simulazioni fluidodinamiche.

Per quanto riguarda la geometria, è stato scelto un basso valore di aspect ratio, in modo tale da amplificare il più possibile il fenomeno dei vortici di estremità (secondo la legge di Prandtl) e capire quindi la loro influenza sui parametri aerodinamici. Riprendendo infatti l'equazione (2.3) è possibile notare che, al diminuire di  $\lambda$ , il termine  $C_{D_i}$  tende ad aumentare e produce una significativa variazione del coefficiente di resistenza totale. Inoltre, un allungamento alare minore comporta un costo computazionale inferiore.

Per la creazione della geometria 3D dell'ala, è stato utilizzato il software Rhinoceros, comunemente chiamato Rhino. Si tratta di un pacchetto software di modellazione tridimensionale di superfici sculturate. Al suo interno, tutte le entità geometriche sono rappresentate mediante NURBS (acronimo di Non Uniform Rational B-Splines), ovvero una rappresentazione matematica mediante la quale è possibile creare, analizzare e tradurre accuratamente curve, superfici e solidi a forma libera (grazie ad un elevato numero di strumenti Free Form). Come molte applicazioni di modellazione, Rhino dispone anche di un linguaggio di scripting basato sul linguaggio Visual Basic e di un SDK che permette di leggere e scrivere file direttamente in Rhino. Inoltre, non ci sono limitazioni sulla complessità, sul grado o sulla dimensione del modello da progettare. Grazie alle sue icone intuitive e la sua interfaccia, il programma permette all'utente di concentrarsi sul disegno tecnico e sulla visualizzazione [78].

Infine, i file CAD vengono direttamente importati nel software SimScale per la successiva creazione della mesh e analisi.

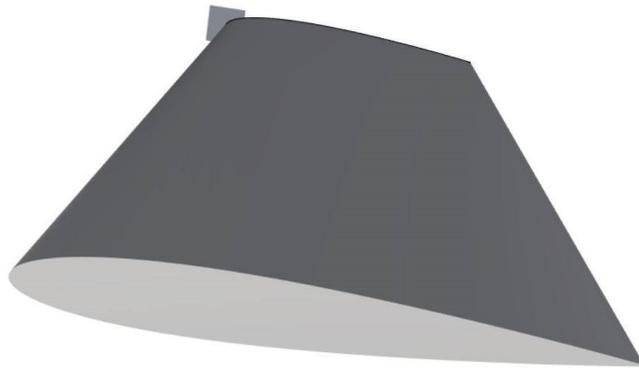


Figura 5.1: Ala finita con bordo di estremità dritto



Figura 5.2: Vista 3D di ala finita con bordo di estremità arrotondato



Figura 5.3: Vista in dettaglio di ala finita con bordo di estremità arrotondato

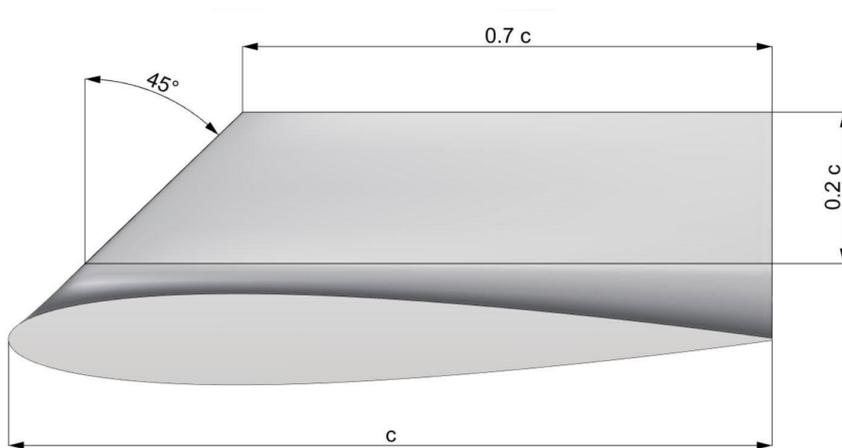


Figura 5.4: Caratteristiche geometriche del winglet

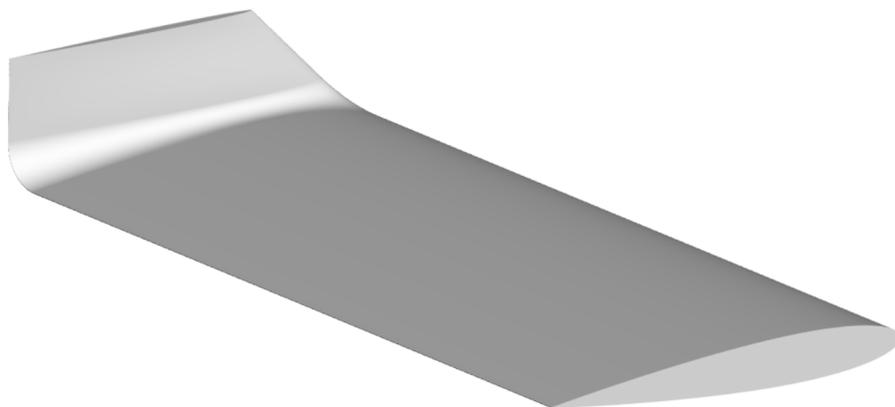


Figura 5.5: Vista 3D di ala con il winglet di estremità alto



Figura 5.6: Caratteristiche geometriche dell'ala con il winglet, vista frontale

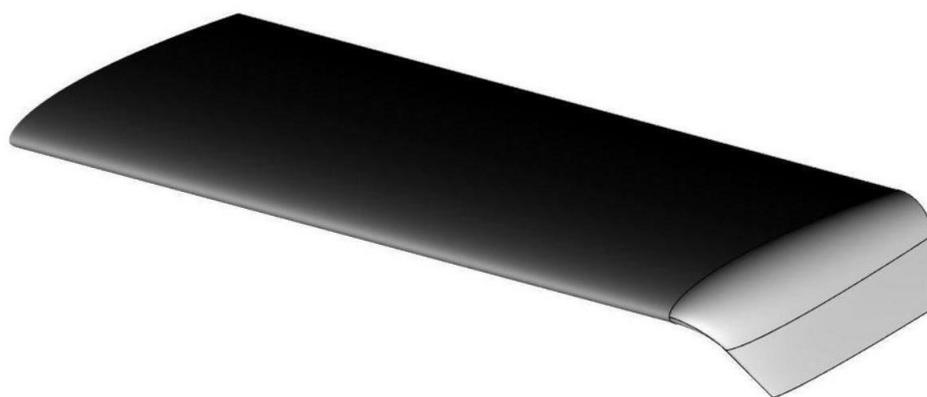


Figura 5.7: Vista 3D di ala con il winglet di estremità basso

## 5.2 Impostazione della mesh

Prima di effettuare la simulazione numerica è necessario definire una griglia di calcolo adeguata che approssimi al meglio la geometria analizzata. L'impostazione della mesh, infatti, influenza in modo determinante l'andamento della simulazione ed i suoi risultati. Come anticipato in precedenza, in questa fase sono stati adoperati gli strumenti di meshing già integrati all'interno della piattaforma SimScale.

### 5.2.1 Definizione dominio

Innanzitutto, per poter modellizzare il campo del fluido in cui è immerso il corpo, è necessario costruire un dominio computazionale, che sia il più vicino possibile alla condizione in atmosfera libera. Questa considerazione ha portato alla definizione di un parallelepipedo, di dimensioni  $(10.5 \times 5 \times 4.5) m$ , che racchiude l'ala. Per poter garantire un certo grado di infittimento della mesh nella regione attorno al profilo, è stato aggiunto un secondo blocco più interno di dimensioni  $(2 \times 1 \times 2.5) m$  nella geometria di partenza.

Inoltre, la parete più interna del dominio chiamata 'back', coincidente con la radice dell'ala, è stata definita come piano di simmetria per semplificare la simulazione. La risultante geometria è rappresentata in Figura 5.8.

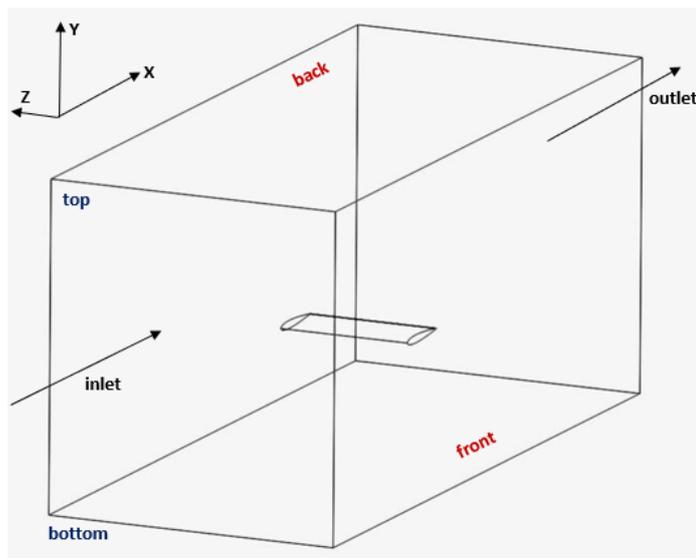


Figura 5.8: Dimensioni del dominio computazionale e le relative condizioni al contorno

Il fatto che il dominio sia significativamente più grande dietro al bordo di fuga è dovuto alla necessità di valutare il comportamento del flusso dell'ala in quella zona e catturare meglio i vortici di scia. Nella parte davanti al bordo d'attacco, invece, è stata selezionata una distanza minima, necessaria a garantire un flusso omogeneo a qualsiasi angolo di incidenza. Idealmente, il dominio del fluido dovrebbe essere considerevolmente più grande, per evitare tutte le possibili interferenze, ma questo aumenterebbe di molto il tempo di calcolo.

### 5.2.2 Dimensionamento della mesh

Una volta che è stata creata la geometria del dominio, è necessario definire i parametri che caratterizzano la mesh. Come menzionato nel Capitolo 4, il software SimScale offre una

grande varietà di opzioni che vanno da una geometria base degli elementi di griglia fino all'aggiunta di un infittimento locale nelle regioni a scelta.

In questo caso è stata utilizzata una mesh tridimensionale ibrida, ovvero: una mesh strutturata con elementi esaedrici nella regione più interna del dominio e nello strato limite, ed una mesh non strutturata con elementi tetraedrici nel resto del dominio. Il vantaggio di questa scelta sta nel fatto che, la griglia strutturata permette di ottenere risultati più accurati ed una miglior convergenza (anche se con un maggior costo computazionale), e quella non strutturata fornisce una maggior versatilità, soprattutto quando si adoperano geometrie più complesse.

Questa configurazione di mesh, con gli stessi parametri, è stata mantenuta per tutte le geometrie analizzate, in modo tale da, poterle confrontare tra di loro ed eliminare le possibili differenze tra le simulazioni che possono verificarsi a seguito di disparità nella mesh.

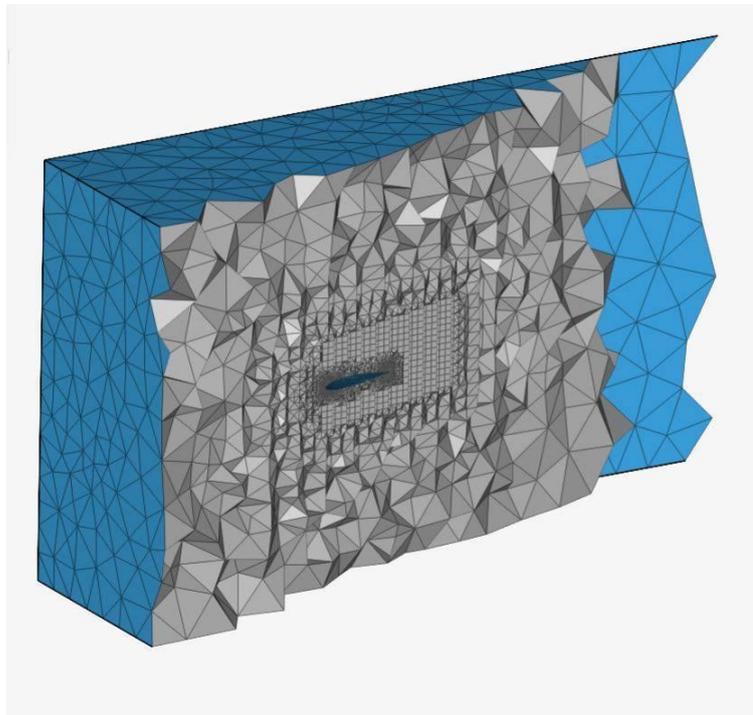


Figura 5.9: Spaccato della mesh 3D dell'ala, circa 2.7 milioni di celle

Innanzitutto, per calcolare con buona precisione le forze agenti sull'ala, è necessario disporre di molte celle di calcolo in sua prossimità. All'aumentare del numero di celle (o anche al diminuire della loro dimensione), si ha una maggior precisione nella valutazione delle forze (e dei coefficienti). Inoltre, in corrispondenza della parete dell'ala, deve essere verificata la condizione di perfetta adesione del fluido, ovvero la velocità di quest'ultimo deve essere nulla. Questo comporta la presenza di elevati gradienti di velocità in direzione normale alla parete e quindi, per poterne descrivere le variazioni con sufficiente accuratezza, è necessario avere un gran numero di celle in quella regione.

Nel restante dominio computazionale, l'influenza dell'ala sul flusso si attenua progressivamente, fino a che nelle zone più lontane si può supporre un flusso quasi imperturbato.

Per questi motivi è importante definire un controllo sulla mesh, avvalendosi in fase di creazione, di una serie di funzioni che permettono di stabilire il tasso di crescita e il grado di raffinazione degli elementi. Ad esempio si vanno a creare degli infittimenti nelle zone dove ci aspettiamo maggiori gradienti di pressione/velocità.

I parametri definiti per la mesh sono:

- **Dimensionamento mesh attorno al corpo:** per poter raffinare in modo adeguato la zona del bordo d'attacco e quello di fuga, sono stati aggiunti due cilindri che si estendono lungo la semiapertura alare. La dimensione minima degli elementi nei cilindri è stata impostata a 0.0075 m. Infine, sono stati definiti un fattore medio di levigatura, un fattore di transizione lenta ed un tasso di crescita consigliato di 1.2 per completare l'impostazione generale.

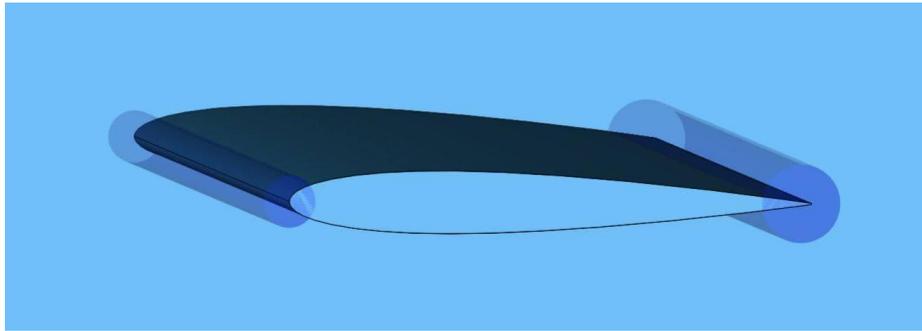


Figura 5.10: Regioni di raffinamento bordo d'attacco e bordo di fuga

- **Dimensionamento mesh sull'ala:** per quanto riguarda le superfici del dorso e del ventre, nonché la superficie di chiusura dell'ala, le dimensioni degli elementi della mesh sono rispettivamente di 0.005 m e 0.0075 m. Le celle della griglia si ingrandiscono progressivamente, seguendo un tasso di crescita di 1.2, più ci si allontana dalle zone critiche.
- **Strato limite:** per ottenere un modello accurato del campo di flusso attorno alla superficie dell'ala, è necessario creare degli strati aggiuntivi sulla mesh in prossimità delle pareti. Per la definizione dello strato limite sono stati presi come riferimento i parametri e le relazioni presentate nel Capitolo 3.

In linea di massima, per le varie geometrie, si hanno le seguenti caratteristiche:

- numero di strati: 20
- spessore globale degli strati: 0.4
- tasso di crescita: 1.25

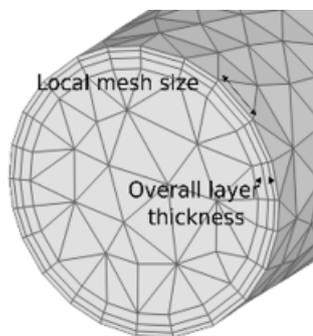


Figura 5.11: Esempio spessore dello strato limite pari al 40% (0.4) della dimensione della mesh locale

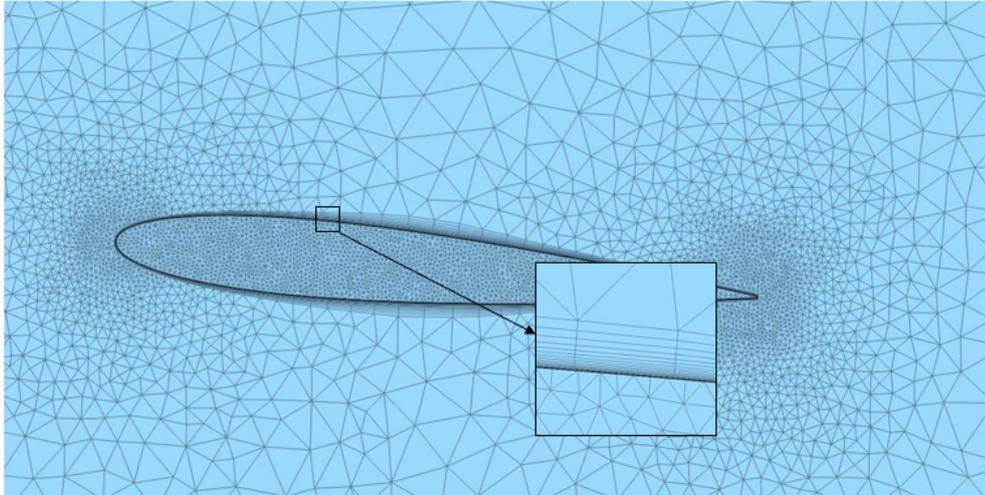


Figura 5.12: Strato limite attorno al profilo nel dettaglio

Per stabilire la qualità della mesh, vengono generalmente impiegati tre parametri principali:

- **Aspect ratio:** questo parametro rappresenta la misura della deviazione di un elemento della mesh dall'aver tutti i lati di ugual dimensione. Sebbene idealmente il valore deve essere il più vicino possibile a uno, si possono considerare accettabili valori inferiori a dieci. Elementi allungati e sottili, presenti ad esempio nello strato limite, possono intaccare negativamente l'aspect ratio.
- **Ortogonalità:** è l'indice di quanto gli angoli vicini, tra le facce degli elementi adiacenti (o i bordi degli elementi adiacenti), sono prossimi ad un angolo ottimale.
- **Skewness:** rappresenta il grado di deviazione dell'elemento dal volume ottimale (è necessario cercare di minimizzare al massimo questo valore).

### 5.2.3 Condizioni al contorno

Dopo aver definito i parametri di mesh, è necessario completare il problema utilizzando opportune condizioni al contorno. Ciò significa introdurre delle informazioni riguardanti le caratteristiche fisiche ed operative al contorno su determinate regioni del dominio computazionale.

Il caso fluidodinamico che vogliamo analizzare prevede che il corpo sia investito da un flusso di corrente, quindi inizialmente è necessario definire le superfici d'ingresso e di uscita del dominio, assegnando a queste delle condizioni sulla velocità o sulla pressione. In secondo luogo, è necessario assegnare la condizione di parete su tutte le superfici appartenenti al corpo in esame e al volume di controllo.

Le condizioni al contorno sono quindi impostate nel seguente modo:

- **Velocity inlet:** utilizzata per descrivere la condizione di ingresso del flusso nel dominio, ovvero la direzione e la velocità. Una volta assegnata, è necessario controllare che il modello sia posizionato sufficientemente lontano dall'ingresso, per evitare le non uniformità della corrente e far sì che il flusso sia completamente sviluppato quando raggiunge il bordo d'attacco del corpo.

<b>Velocity inlet</b>	
Boundary conditions	velocity inlet
Velocity U	fixed value
$U_x$	[...] <i>m/s</i>
$U_y$	0
$U_z$	0
Temperature	fixed value
$T$	293 K

Tabella 5.1: Condizioni al contorno su inlet

- Pressure outlet: è la condizione utilizzata per imporre una pressione statica all'uscita del dominio; la pressione di riferimento è stata impostata pari al valore atmosferico. Si noti che, anche in questo caso, l'uscita è posizionata abbastanza lontano dal corpo in modo tale che non si verifichino condizioni di ritorno del flusso.

<b>Pressure outlet</b>	
Boundary conditions	pressure outlet
Pressure	fixed value
$p$	$1.01 \cdot 10^5 Pa$

Tabella 5.2: Condizioni al contorno su outlet

- Symmetry: tale condizione è assegnata al piano posteriore ('back') del dominio coincidente con la radice dell'ala e permette di imporre una velocità normale nulla su tale piano di simmetria ed un gradiente normale nullo di tutte le quantità attraverso tale frontiera.
- Wall: la condizione di parete è, in genere, applicata sull'interfaccia tra il corpo immerso nel fluido e il fluido stesso. La parete può essere posta ferma oppure può avere una velocità di traslazione. In questo caso, la condizione di parete è assegnata alla superficie dell'ala e ai piani superiore, inferiore e frontale del dominio.

<b>Wing</b>	
Boundary conditions	wall
Velocity	no slip
Turbulence wall	wall function
Temperature	fixed value
$T$	293 K

Tabella 5.3: Condizioni al contorno sull'ala

Top, bottom e front	
Boundary conditions	wall
Velocity	slip
Temperature	fixed value
$T$	293 K

Tabella 5.4: Condizioni al contorno su top, bottom e front

Di seguito vengono presentate alcune immagini della mesh dell'ala con estremità dritta, arrotondata e con i dispositivi winglet per la riduzione della resistenza indotta.

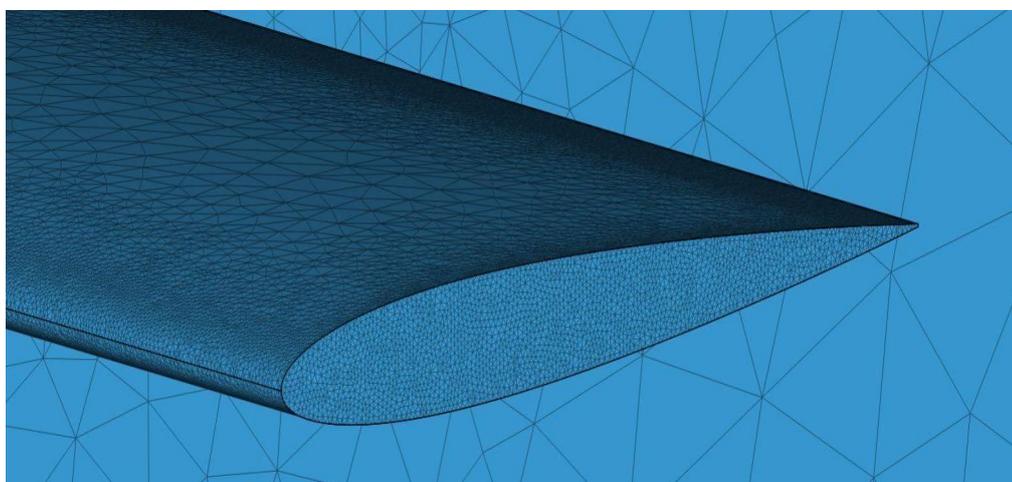


Figura 5.13: Vista 3D dell'ala con estremità dritta

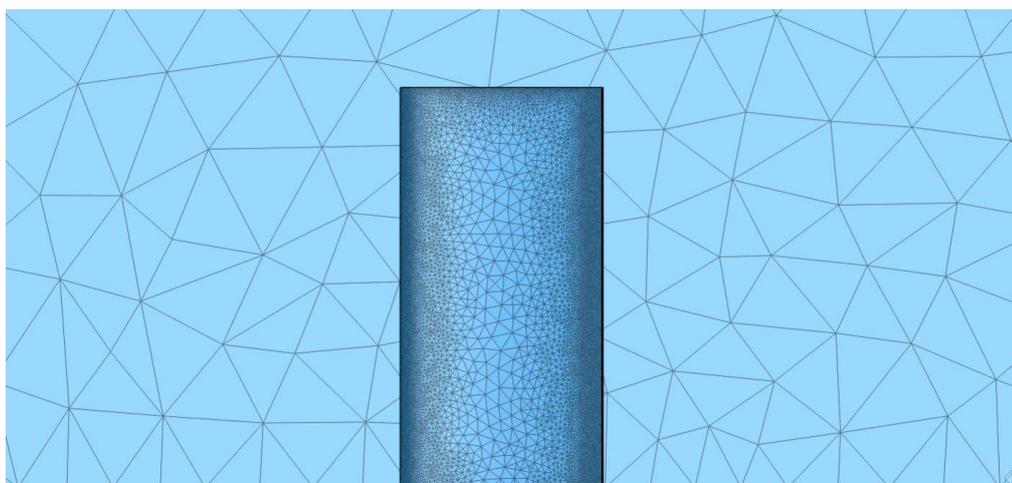


Figura 5.14: Vista dall'alto dell'ala con estremità dritta

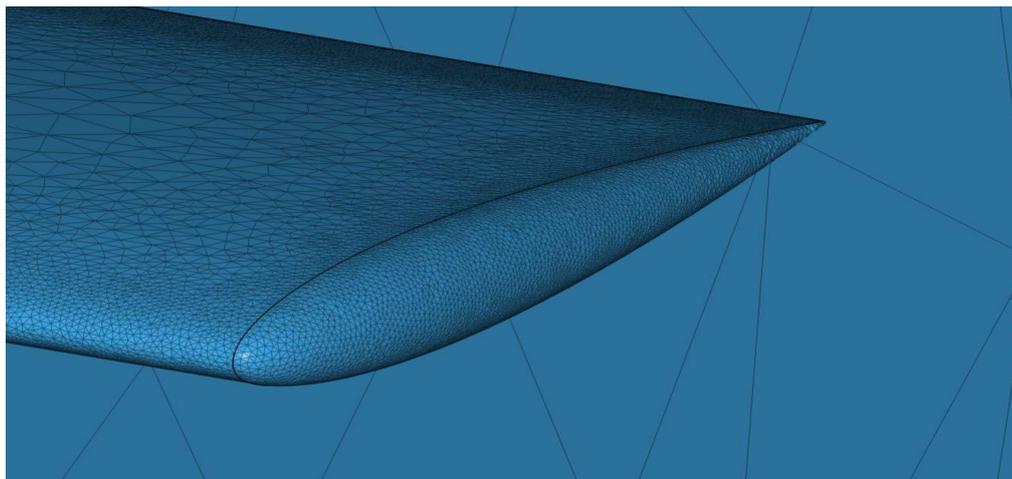


Figura 5.15: Vista 3D dell'ala con estremità arrotondata

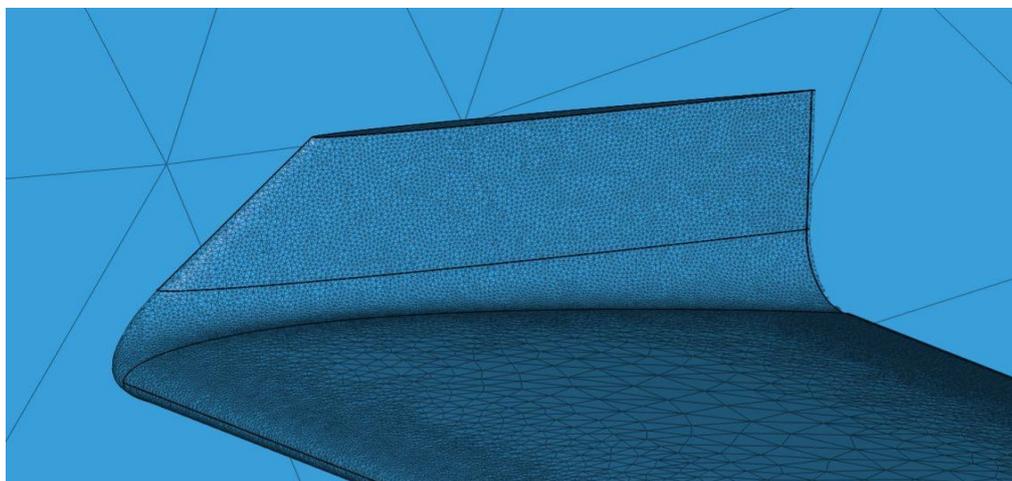


Figura 5.16: Vista 3D dell'ala con il winglet alto

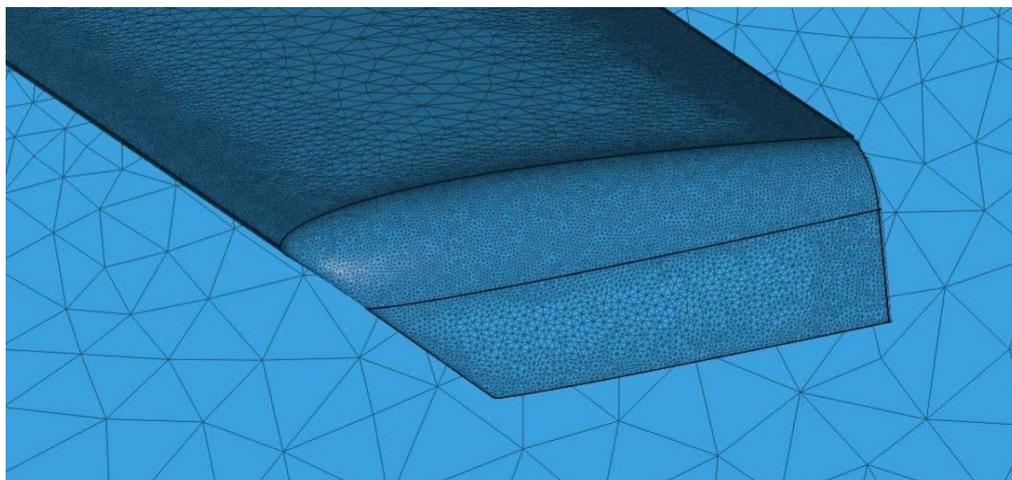


Figura 5.17: Vista 3D dell'ala con il winglet basso

### 5.3 Simulazione CFD

Dopo che è stata generata una mesh adeguata, il passo successivo è andare a definire i parametri di simulazione. In questa tesi sono state analizzate alcune configurazioni dell'ala, presentate all'inizio del capitolo, per diverse velocità caratteristiche e diversi angoli di incidenza.

Geometria	$U$ [m/s]	$\alpha$ [°]
tip dritto	50	0
tip rotondo	220	5
winglet alto		10
winglet basso		15

Tabella 5.5: Condizioni di simulazione

L'impostazione della simulazione è descritta qui in dettaglio, secondo l'ordine che viene seguito sull'interfaccia della piattaforma SimScale:

- **Modello**

Si sceglie di applicare il modello di turbolenza  $k-\omega$  SST, ovvero il modello modificato proposto da Menter [67], il quale è stato descritto in dettaglio nel Capitolo 3. Questo modello risulta adatto alla tipologia di fenomeno che si vuole studiare, essendo robusto, accurato ed efficiente (quindi buona convergenza). Il modello inoltre, presenta un buon comportamento in prossimità della parete del corpo ed è consigliabile quando si ha la separazione del flusso, ovvero quando si lavora con angoli d'attacco elevati. Quando si applica il modello  $k-\omega$  SST, il software SimScale imposta i valori predefiniti di turbolenza, cioè l'energia turbolenta  $k$  e il tasso di dissipazione specifica turbolenta  $\omega$ , a seconda del dominio del problema. Infine, il flusso viene considerato stazionario, cioè indipendente dal tempo.

- **Materiali**

All'aumentare della velocità, superata una certa soglia, è necessario prendere in considerazione gli effetti della compressibilità del fluido. Quando la simulazione viene impostata su *compressibile*, vengono definiti i parametri del materiale. Quello predefinito per l'intero dominio è l'aria.

Aria	
massa molare	$M = 28.97 \text{ kg/kmol}$
densità	$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$
viscosità dinamica	$\mu = 1.83 \cdot 10^{-5} \text{ kg/ms}$
numero di Prandtl	$Pr = 0.713$
calore specifico	$c_p = 717 \text{ J/kgK}$
temperatura	$T = 293 \text{ K}$
pressione	$p = 1.01 \cdot 10^5 \text{ Pa}$

Tabella 5.6: Parametri dell'aria

Il passo successivo è definire i parametri della numerica. In questa sezione è possibile impostare il risolutore delle equazioni per la simulazione, modificare le impostazioni di convergenza o scegliere lo schema di integrazione temporale per le simulazioni dinamiche transitorie. Queste impostazioni influenzano principalmente la stabilità e l'efficienza dell'analisi, ma anche la qualità dei risultati.

• **Fattori di rilassamento**

I fattori di rilassamento svolgono un ruolo importante nella determinazione della velocità di convergenza per le simulazioni fluidodinamiche. Inoltre, permettono di minimizzare il numero delle iterazioni richieste preservando la stabilità della soluzione. Il fattore di rilassamento è un valore costante che viene moltiplicato per le equazioni algebriche con lo scopo di alterare il percorso dell'iterazione. Di solito alcuni sistemi di equazioni non convergono facilmente e necessitano di molta memoria e tempo senza l'introduzione dei fattori di rilassamento.

Il valore ottimale di questo parametro dipende dalle caratteristiche della mesh ed è specifico per un ogni problema. Quando vengono utilizzati fattori di rilassamento inappropriati, le soluzioni oscillano e i risultati ottenuti non sono utili per l'interpretazione.

number of non-orthogonal correctors	1
$(\rho)_{min}$ min density	$0.5 \text{ kg/m}^3$
$(\rho)_{max}$ max density	$2 \text{ kg/m}^3$
pressure reference cell	0
pressure reference value	$0 \text{ Pa}$

Tabella 5.7: Parametri di rilassamento

• **Controllo sui residui**

Il residuo è una delle misure più importanti della convergenza di una soluzione iterativa, poiché quantifica direttamente l'errore nella soluzione del sistema di equazioni. In un'analisi CFD, questo parametro misura lo squilibrio locale di una variabile conservata in ciascun volume di controllo. Il residuo inoltre, non sarà mai esattamente nullo, tuttavia minore è il suo valore, più accurata è la soluzione dal punto di vista numerico.

Parametro	Tolleranza assoluta
Velocity (V)	$1e - 5$
Pressure (p)	$1e - 5$
Turb. kinetic energy (k)	$1e - 5$
Specific dissipation rate ( $\omega$ )	$1e - 5$

Tabella 5.8: Controllo sui residui

• **Risolutori**

*Smooth solver* è un tipo di risolutore iterativo che utilizza il cosiddetto 'levigante' per le matrici simmetriche e asimmetriche, mentre *GAMG* è il risolutore chiamato 'Generalised geometric Algebraic Multi Grid'.

Velocity (V)	Smooth solver
Pressure (p)	GAMG
Entalpy (h)	Smooth solver
Internal energy (e)	Smooth solver
Turb. kinetic energy (k)	Smooth solver
Specific dissipation rate ( $\omega$ )	Smooth solver

Tabella 5.9: Definizione dei risolutori

• **Schemi numerici**

In questa sezione viene impostato il controllo sul gradiente, sulla divergenza e sull'interpolazione. Inoltre, viene definita la condizione di flusso stazionario.

<b>Time differentiation</b>	
Default	Steady-state
<b>Gradient</b>	
Default	Cell-limited leastSquares
Limiter coefficient	1
<b>Divergence</b>	
Default	Gauss linear
div(phi,U)	Bounded Gauss upwind
div(phi,K)	Gauss linear
div(phi,h)	Gauss upwind
div(phi,e)	Bounded Gauss upwind
div(phi,k)	Bounded Gauss upwind
div(muEff*dev2(T(grad(U))))	Gauss linear
div(phi,omega)	Bounded Gauss upwind
div(phi,Ekp)	Bounded Gauss upwind
<b>Interpolation</b>	
Default	Linear

Tabella 5.10: Definizione degli schemi numerici

• **Controllo della simulazione**

In quest'ultima fase è necessario stabilire il tempo di esecuzione della simulazione e gli intervalli di scrittura dei risultati. Le analisi sono state eseguite fino al raggiungimento di valori residui sufficientemente piccoli.

Start time	0 s
End time	250 s
Delta t	0.1 s
Write control	Timestep
Write interval	100
Maximum runtime	$4.00e + 4$ s
Decompose algorithm	Scotch

Tabella 5.11: Controllo sui tempi della simulazione e i tempi di scrittura dei risultati

## Capitolo 6

# Analisi dei risultati

In questo capitolo vengono presentati i risultati numerici e grafici delle simulazioni effettuate su alcune configurazioni dell'ala a differenti velocità e per vari angoli di incidenza. Prima di procedere con l'analisi dei dati, è importante sottolineare come questi ultimi siano frutto di simulazioni che rispettano i criteri di convergenza definiti nel capitolo precedente. Nella Figura 6.1 è possibile notare un andamento iniziale decrescente dei residui, che poi tende a stabilizzarsi ad una certa iterazione al valore di convergenza. Le grandezze che entrano in gioco nella simulazione numerica sono la velocità  $U$  nelle tre direzioni, la pressione  $p$  e i parametri di turbolenza  $k$ ,  $\omega$  ed  $h$  del modello scelto.

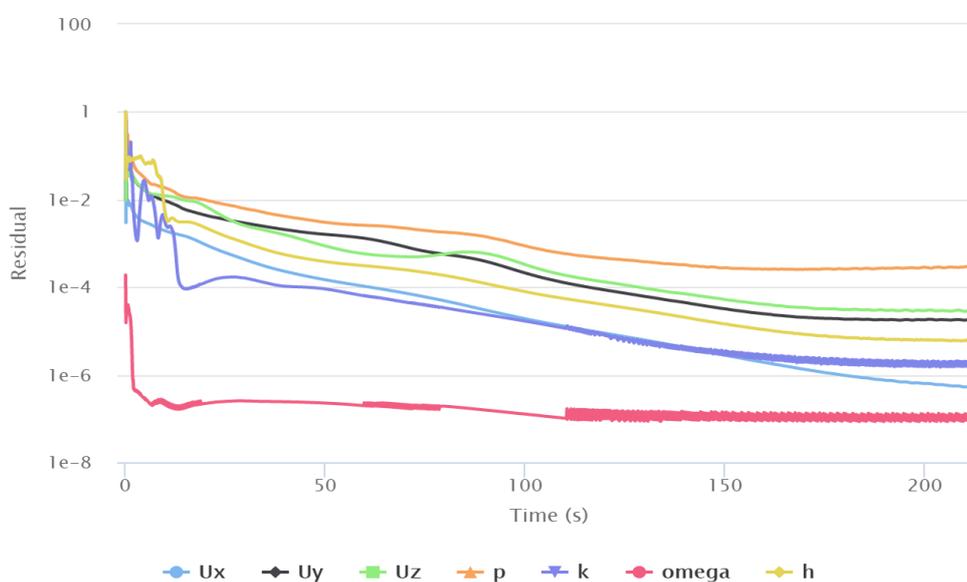


Figura 6.1: Tipico andamento di convergenza dei residui di simulazione

I parametri aerodinamici che vengono analizzati in seguito, ovvero il coefficiente di portanza  $C_L$  e il coefficiente di resistenza  $C_D$ , sono stati confrontati tra di loro a parità di velocità del flusso indisturbato a monte  $U$  e al variare dell'angolo di attacco  $\alpha$ , per l'ala nel caso di bordo di estremità dritto, arrotondato e per le due configurazioni con il winglet alto e il winglet basso.

<b>Velocità <math>U</math> [m/s]</b>	<b>50</b>
Numero di Reynolds	$3.35 \cdot 10^6$
Numero di Mach	0.15

Tabella 6.1: Parametri nel caso di flusso incomprimibile

$\alpha = 0^\circ$		
	$C_L$	$C_D$
Estremità dritta	0.00	0.022
Estremità arrotondata	0.00	0.019
Winglet alto	0.00	0.026
Winglet basso	0.00	0.026

Tabella 6.2: Coefficienti aerodinamici ad  $\alpha = 0^\circ$

$\alpha = 5^\circ$		
	$C_L$	$C_D$
Estremità dritta	0.469	0.039
Estremità arrotondata	0.470	0.037
Winglet alto	0.552	0.049
Winglet basso	0.509	0.041

Tabella 6.3: Coefficienti aerodinamici ad  $\alpha = 5^\circ$

$\alpha = 10^\circ$		
	$C_L$	$C_D$
Estremità dritta	0.929	0.091
Estremità arrotondata	0.918	0.088
Winglet alto	1.058	0.100
Winglet basso	1.000	0.093

Tabella 6.4: Coefficienti aerodinamici ad  $\alpha = 10^\circ$

$\alpha = 15^\circ$		
	$C_L$	$C_D$
Estremità dritta	1.354	0.192
Estremità arrotondata	1.327	0.184
Winglet alto	1.503	0.205
Winglet basso	1.440	0.193

Tabella 6.5: Coefficienti aerodinamici ad  $\alpha = 15^\circ$

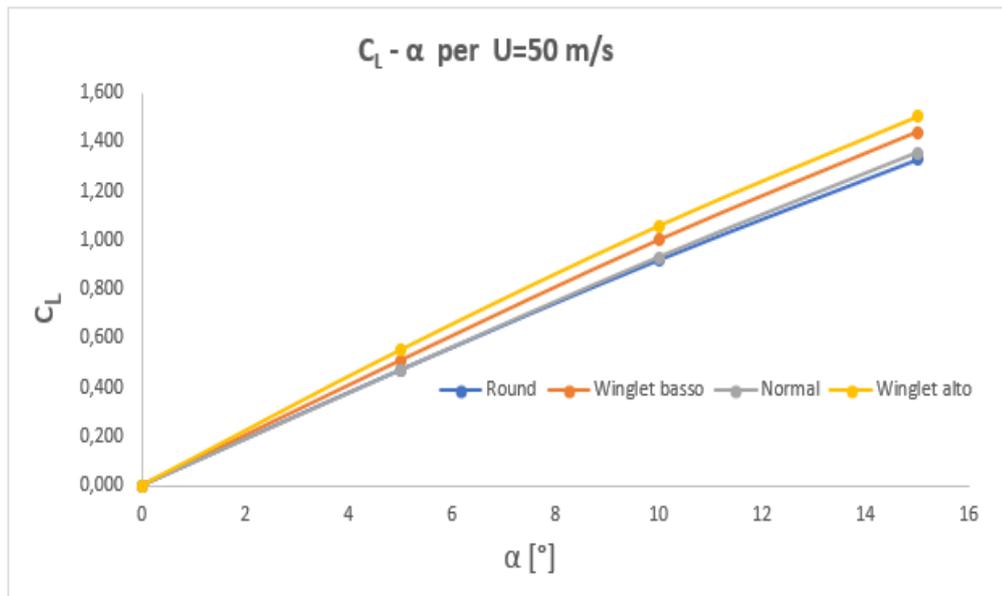


Figura 6.2: Andamento di  $C_L - \alpha$  per  $U = 50 \text{ m/s}$

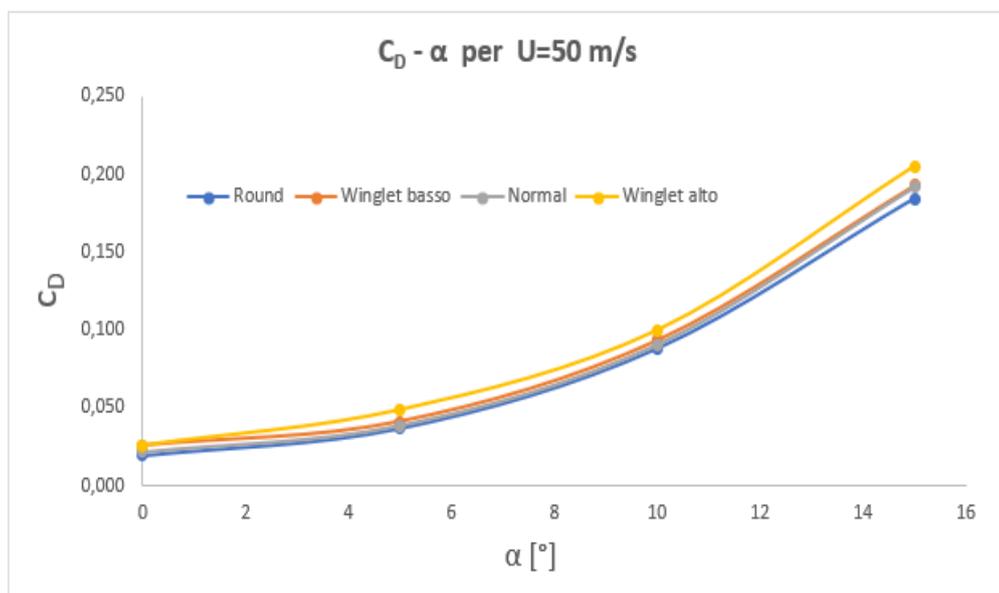


Figura 6.3: Andamento di  $C_D - \alpha$  per  $U = 50 \text{ m/s}$

Velocità $U$ [m/s]	<b>220</b>
Numero di Reynolds	$1.47 \cdot 10^7$
Numero di Mach	0.65

Tabella 6.6: Parametri nel caso di flusso comprimibile

$\alpha = 0^\circ$		
	$C_L$	$C_D$
Estremità dritta	0.00	0.025
Estremità arrotondata	0.00	0.024
Winglet alto	0.00	0.031
Winglet basso	0.00	0.030

Tabella 6.7: Coefficienti aerodinamici ad  $\alpha = 0^\circ$

$\alpha = 5^\circ$		
	$C_L$	$C_D$
Estremità dritta	0.528	0.048
Estremità arrotondata	0.537	0.046
Winglet alto	0.640	0.060
Winglet basso	0.582	0.056

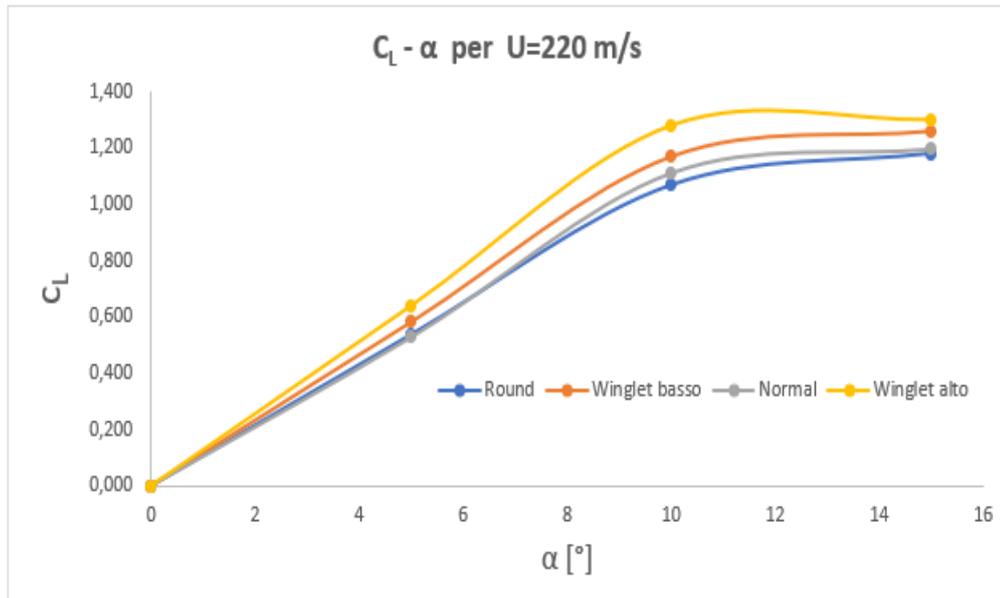
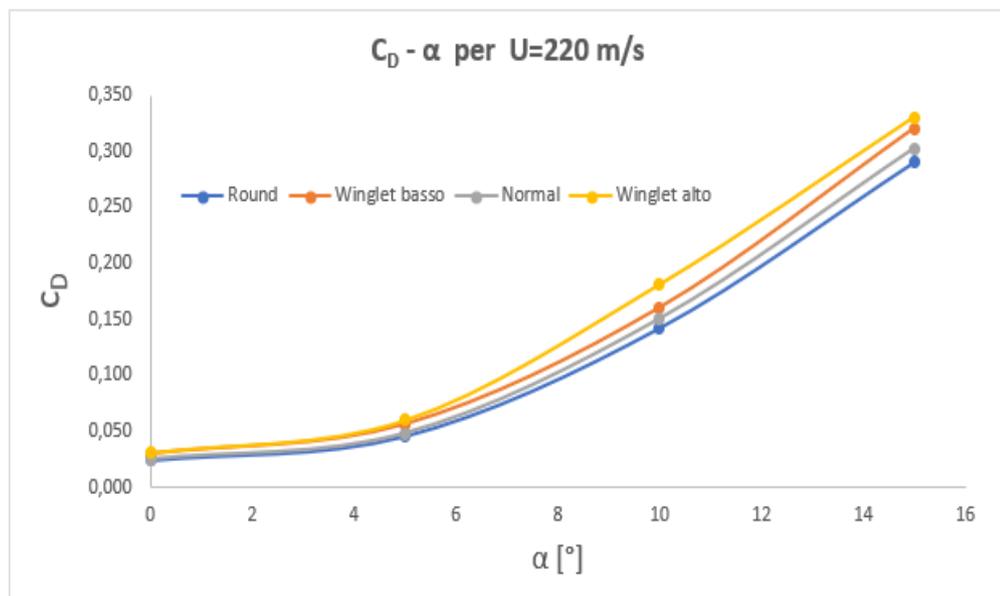
Tabella 6.8: Coefficienti aerodinamici ad  $\alpha = 5^\circ$

$\alpha = 10^\circ$		
	$C_L$	$C_D$
Estremità dritta	1.112	0.150
Estremità arrotondata	1.068	0.142
Winglet alto	1.280	0.181
Winglet basso	1.170	0.160

Tabella 6.9: Coefficienti aerodinamici ad  $\alpha = 10^\circ$

$\alpha = 15^\circ$		
	$C_L$	$C_D$
Estremità dritta	1.197	0.302
Estremità arrotondata	1.180	0.290
Winglet alto	1.300	0.330
Winglet basso	1.260	0.320

Tabella 6.10: Coefficienti aerodinamici ad  $\alpha = 15^\circ$


 Figura 6.4: Andamento di  $C_L - \alpha$  per  $U = 220 \text{ m/s}$ 

 Figura 6.5: Andamento di  $C_D - \alpha$  per  $U = 220 \text{ m/s}$ 

I grafici evidenziano che, per entrambe le velocità, si hanno coefficienti di portanza maggiori per l'ala dotata di winglet alto a qualsiasi angolo di incidenza. Allo stesso tempo però, la configurazione con il winglet alto, comporta anche dei coefficienti di resistenza più elevati. Valori più piccoli di  $C_L$  e  $C_D$  si ottengono invece nel caso di ala con il bordo di estremità arrotondato.

A questo punto, per capire quale configurazione potrebbe essere una soluzione vantaggiosa per il velivolo ad una determinata velocità di crociera, è necessario analizzare i grafici delle polari  $C_L - C_D$ .

Le polari sono state tracciate per le due velocità e permettono di confrontare le quattro geometrie, evidenziando la configurazione che presenta il minor coefficiente di resistenza a parità di  $C_L$ .

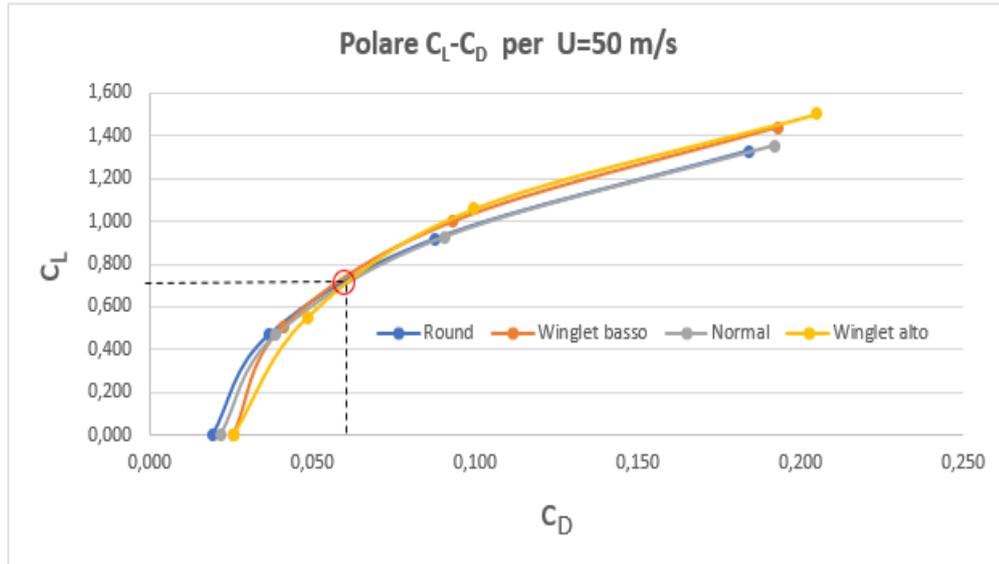


Figura 6.6: Polare  $C_L - C_D$  per  $U = 50$  m/s

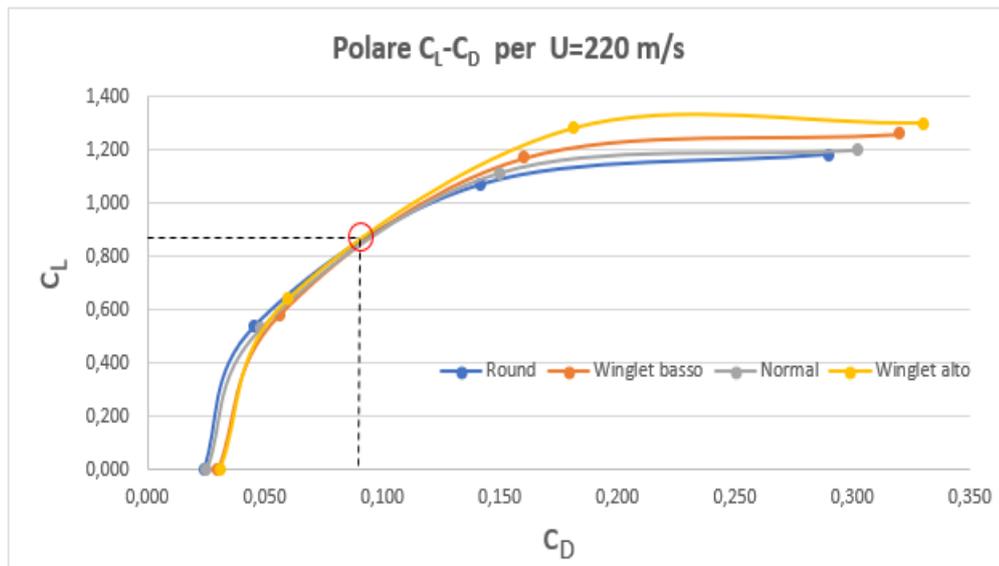


Figura 6.7: Polare  $C_L - C_D$  per  $U = 220$  m/s

Una maggior area frontale data dalla presenza del winglet, comporta dei coefficienti di resistenza più alti per bassi valori di  $C_L$ , in particolare quello alto risulta essere il peggiore. Il beneficio del winglet si manifesta superato un certo punto dove si ha l'inversione delle curve (cerchiato in rosso), in cui l'aumento della resistenza è contrastato da valori di  $C_L$  più elevati. Lo stesso comportamento si ha anche a velocità  $U = 220$  m/s, dove però il punto di inversione si trova in prossimità di un coefficiente di portanza più grande.

Geometria	$A [m^2]$	%
Normal	0.240	
Round	0.251	5%
Winglet	0.263	10%

Tabella 6.11: Percentuale di area frontale delle varie configurazioni



Figura 6.8: Confronto delle percentuali di area frontale per le varie configurazioni

E' interessante inoltre, mettere a confronto i coefficienti  $C_L - C_D$  della stessa geometria per entrambe le velocità. A questo proposito vengono riportate di seguito le polari dell'ala con il bordo di estremità arrotondato e quella con il winglet alto.

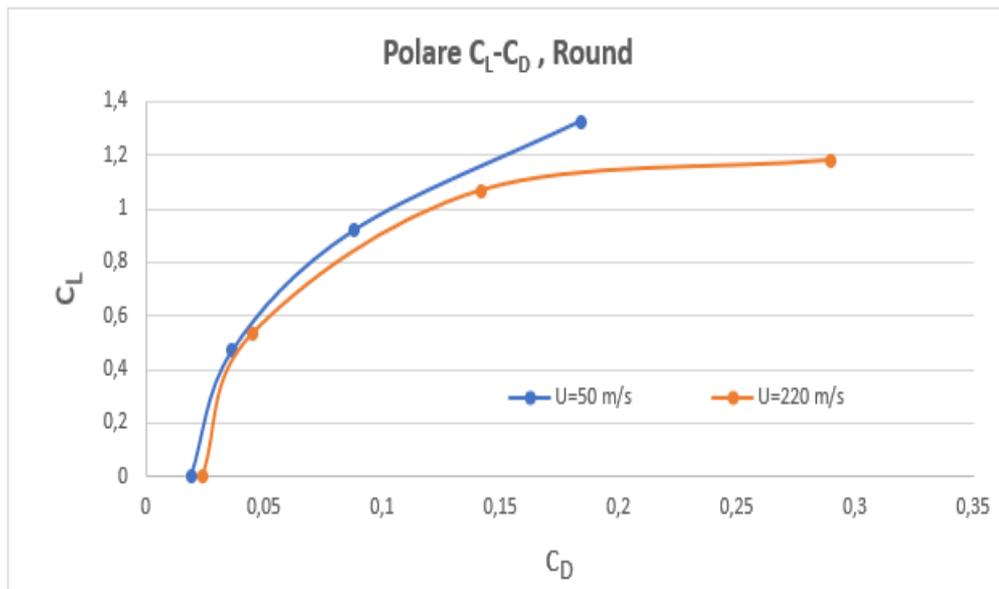
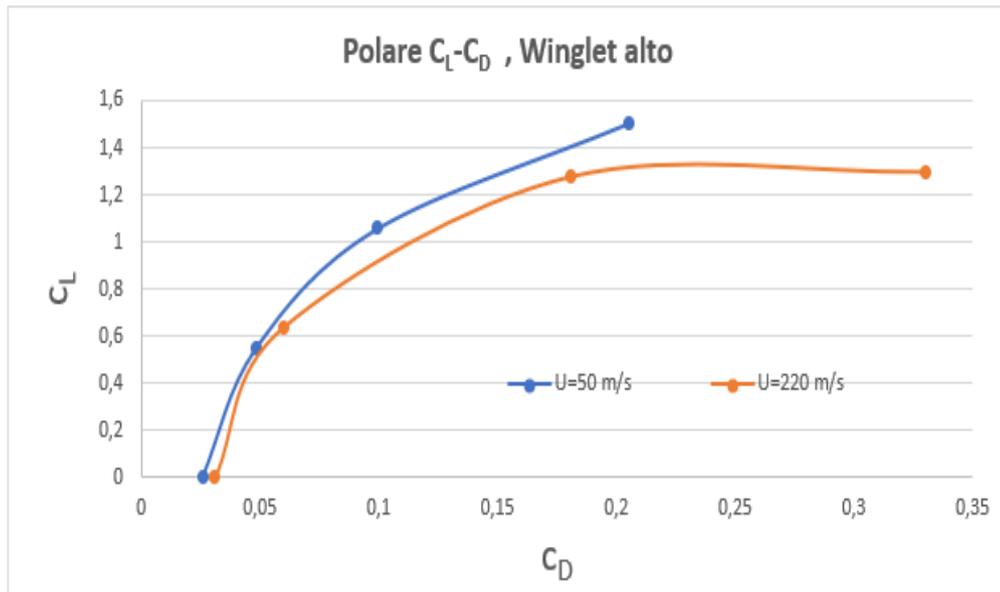


Figura 6.9: Polare  $C_L - C_D$  per l'ala con l'estremità arrotondata

E' possibile osservare che, all'aumentare della velocità  $U$ , si ha un peggioramento delle prestazioni aerodinamiche. Le due curve si allontanano progressivamente tra di loro, all'aumentare di  $\alpha$ , in particolare la curva arancione rallenta la sua crescita e tende ad un valore quasi costante di  $C_L$ . Questo è dovuto al fatto che, ad alte velocità corrispondono elevati numeri di Reynolds, che comportano un distacco del flusso per alti valori di incidenza. Lo stesso comportamento si ha anche per le altre geometrie.


 Figura 6.10: Polare  $C_L - C_D$  per l'ala con il winglet alto

Per comprendere meglio l'influenza dei vortici di estremità alare sulla resistenza totale dell'ala, è necessario scomporre il coefficiente di resistenza  $C_D$  nei suoi vari contributi. In particolare è importante determinare la variazione della resistenza indotta con l'introduzione dei dispositivi di estremità, rispetto alla configurazione di un'ala standard. Facendo riferimento all'equazione descritta nel Capitolo 2, si ha che:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i}$$

dove il termine  $C_{D_0}$  rappresenta il coefficiente di resistenza a portanza nulla, cioè ad  $\alpha = 0^\circ$ , mentre  $C_{D_i}$  è il coefficiente di resistenza indotta.

Si procede quindi andando a ricavare quest'ultimo come differenza tra  $C_D$  e  $C_{D_0}$ , per le due velocità caratteristiche e per i quattro angoli di incidenza, confrontando poi i valori che si hanno per le varie geometrie.

Per la velocità  $U = 50 \text{ m/s}$  si ottiene:

$\alpha = 0^\circ$			
	$C_D$	$C_{D_0}$	$C_{D_i}$
Estremità dritta	0.022	0.022	0.00
Estremità arrotondata	0.019	0.019	0.00
Winglet alto	0.026	0.026	0.00
Winglet basso	0.026	0.026	0.00

 Tabella 6.12: Coefficienti di resistenza ad  $\alpha = 0^\circ$

$\alpha = 5^\circ$			
	$C_D$	$C_{D_0}$	$C_{D_i}$
Estremità dritta	0.039	0.022	0.017
Estremità arrotondata	0.037	0.019	0.018
Winglet alto	0.049	0.026	0.013
Winglet basso	0.041	0.026	0.015

Tabella 6.13: Coefficienti di resistenza ad  $\alpha = 5^\circ$

$\alpha = 10^\circ$			
	$C_D$	$C_{D_0}$	$C_{D_i}$
Estremità dritta	0.091	0.022	0.069
Estremità arrotondata	0.088	0.019	0.069
Winglet alto	0.100	0.026	0.074
Winglet basso	0.093	0.026	0.067

Tabella 6.14: Coefficienti di resistenza ad  $\alpha = 10^\circ$

$\alpha = 15^\circ$			
	$C_D$	$C_{D_0}$	$C_{D_i}$
Estremità dritta	0.192	0.022	0.170
Estremità arrotondata	0.184	0.019	0.165
Winglet alto	0.205	0.026	0.179
Winglet basso	0.193	0.026	0.167

Tabella 6.15: Coefficienti di resistenza ad  $\alpha = 15^\circ$

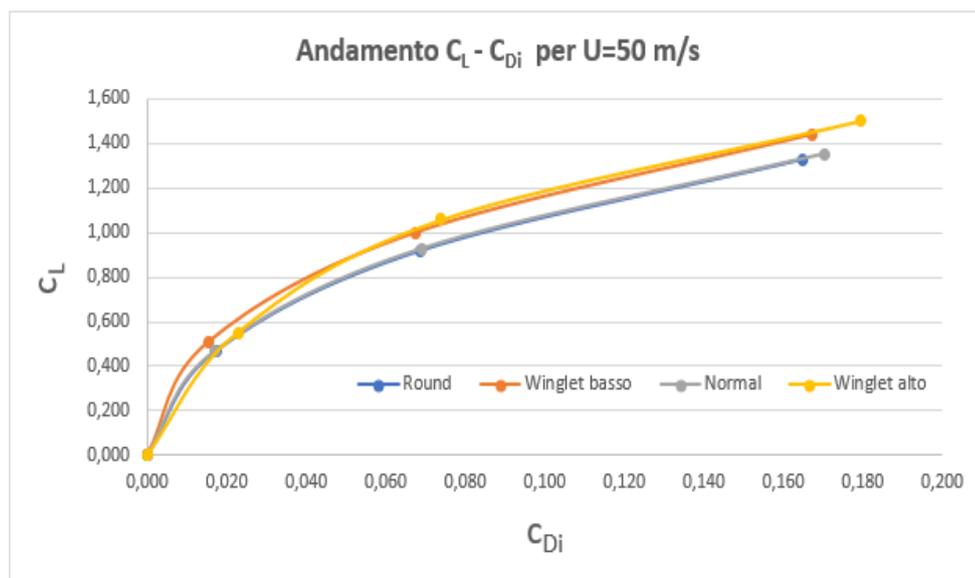


Figura 6.11: Andamento  $C_L - C_{D_i}$  per  $U = 50 \text{ m/s}$

Per la velocità  $U = 220 \text{ m/s}$  si ricava invece:

$\alpha = 0^\circ$			
	$C_D$	$C_{D_0}$	$C_{D_i}$
Estremità dritta	0.025	0.025	0.00
Estremità arrotondata	0.024	0.024	0.00
Winglet alto	0.031	0.031	0.00
Winglet basso	0.030	0.030	0.00

Tabella 6.16: Coefficienti di resistenza ad  $\alpha = 0^\circ$

$\alpha = 5^\circ$			
	$C_D$	$C_{D_0}$	$C_{D_i}$
Estremità dritta	0.048	0.025	0.023
Estremità arrotondata	0.046	0.024	0.022
Winglet alto	0.060	0.031	0.029
Winglet basso	0.056	0.030	0.026

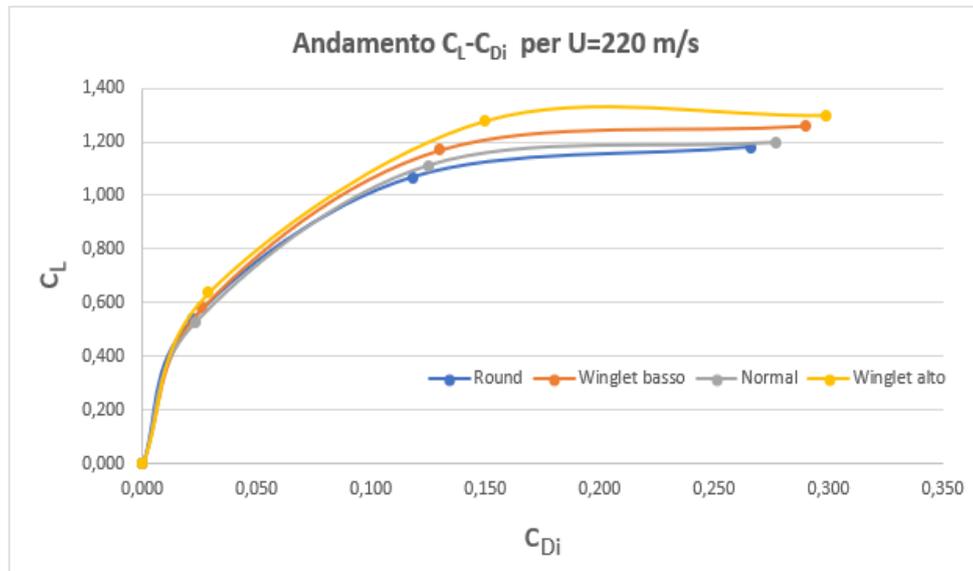
Tabella 6.17: Coefficienti di resistenza ad  $\alpha = 5^\circ$

$\alpha = 10^\circ$			
	$C_D$	$C_{D_0}$	$C_{D_i}$
Estremità dritta	0.150	0.025	0.125
Estremità arrotondata	0.142	0.024	0.118
Winglet alto	0.181	0.031	0.150
Winglet basso	0.160	0.030	0.130

Tabella 6.18: Coefficienti di resistenza ad  $\alpha = 10^\circ$

$\alpha = 15^\circ$			
	$C_D$	$C_{D_0}$	$C_{D_i}$
Estremità dritta	0.302	0.025	0.277
Estremità arrotondata	0.290	0.024	0.266
Winglet alto	0.330	0.031	0.299
Winglet basso	0.320	0.030	0.290

Tabella 6.19: Coefficienti di resistenza ad  $\alpha = 15^\circ$


 Figura 6.12: Andamento  $C_L - C_{D_i}$  per  $U = 220 \text{ m/s}$ 

Dai grafici è evidente che, per entrambe le velocità di volo, l'ala con il winglet alto presenta dei valori del coefficiente di resistenza indotta minori a parità di  $C_L$ , rispetto alle altre geometrie analizzate. Questo risulta determinante ai fini dell'efficienza aerodinamica. Inoltre, la soluzione con il winglet (sia basso che alto), si distacca sempre di più dalle altre due configurazioni all'aumentare del coefficiente di portanza.

Uno dei parametri più importanti che caratterizzano la performance aerodinamica di un velivolo è l'efficienza  $E$ , data dalla seguente espressione:

$$E = \frac{L}{D} \quad (6.1)$$

Essendo costanti le altre grandezze, ovvero la densità  $\rho$ , la velocità  $U$  e l'area  $S$ , è possibile esprimere l'efficienza come rapporto tra i due coefficienti

$$E = \frac{L}{D} = \frac{\frac{1}{2}\rho U^2 S C_L}{\frac{1}{2}\rho U^2 S C_D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (6.2)$$

$U = 50 \text{ m/s}$			
Efficienza $E$	$5^\circ$	$10^\circ$	$15^\circ$
Normal	12.100	10.229	7.052
Round	12.857	10.456	7.212
Winglet alto	11.381	10.622	7.332
Winglet basso	12.415	10.730	7.461

 Tabella 6.20: Efficienza aerodinamica per  $U = 50 \text{ m/s}$

$U = 220 \text{ m/s}$			
Efficienza $E$	$5^\circ$	$10^\circ$	$15^\circ$
Normal	11.023	7.413	3.964
Round	11.802	7.521	4.069
Winglet alto	10.667	7.072	3.939
Winglet basso	10.356	7.313	3.938

Tabella 6.21: Efficienza aerodinamica per  $U = 220 \text{ m/s}$

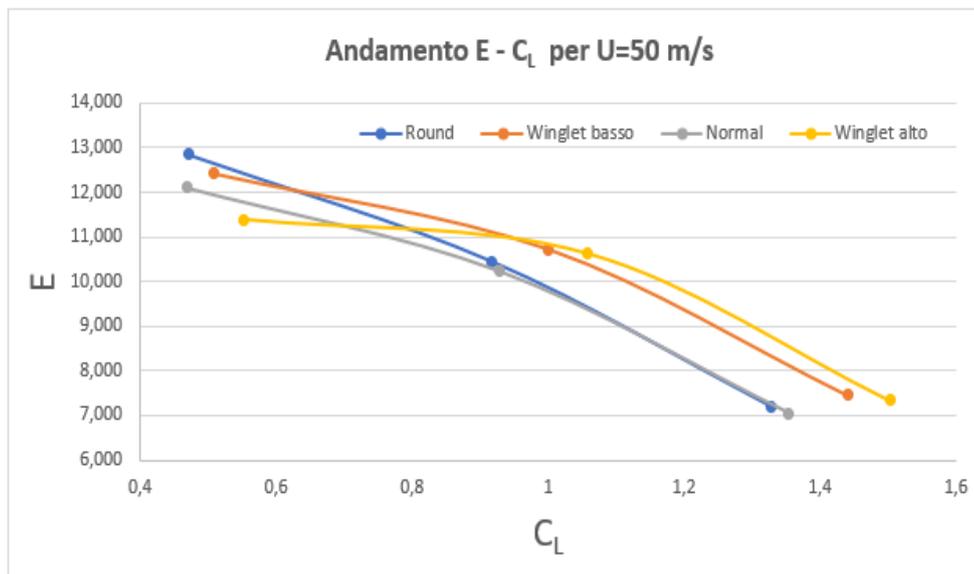


Figura 6.13: Andamento  $E - C_L$  per  $U = 50 \text{ m/s}$

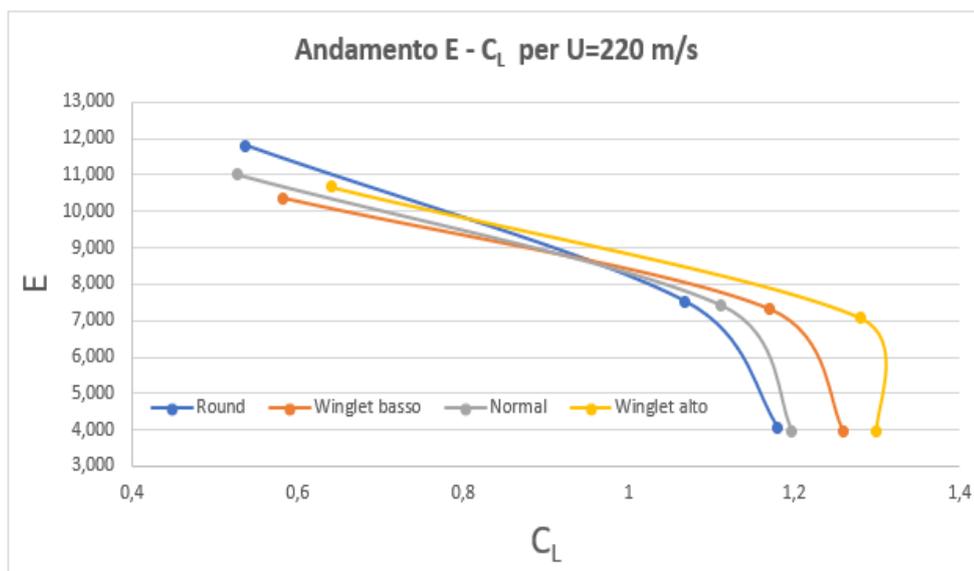


Figura 6.14: Andamento  $E - C_L$  per  $U = 220 \text{ m/s}$

Nei due grafici è possibile osservare che, dopo il raggiungimento di una certa soglia in termini di  $C_L$ , la configurazione con il winglet alto risulta essere quella più efficiente rispetto agli altri casi. Inoltre, a velocità  $U = 220 \text{ m/s}$  l'andamento subisce un repentino calo di efficienza aerodinamica, causato dal distacco del flusso che si verifica una volta superato  $\alpha = 10^\circ$ .

Infine, per ogni geometria analizzata sono stati rappresentati degli istogrammi che mostrano la perdita percentuale di efficienza all'aumentare della velocità per i vari  $C_L$ . I valori caratteristici del coefficiente di portanza sono stati estrapolati dal grafico  $E - C_L$  insieme ai corrispondenti valori di  $E$ .

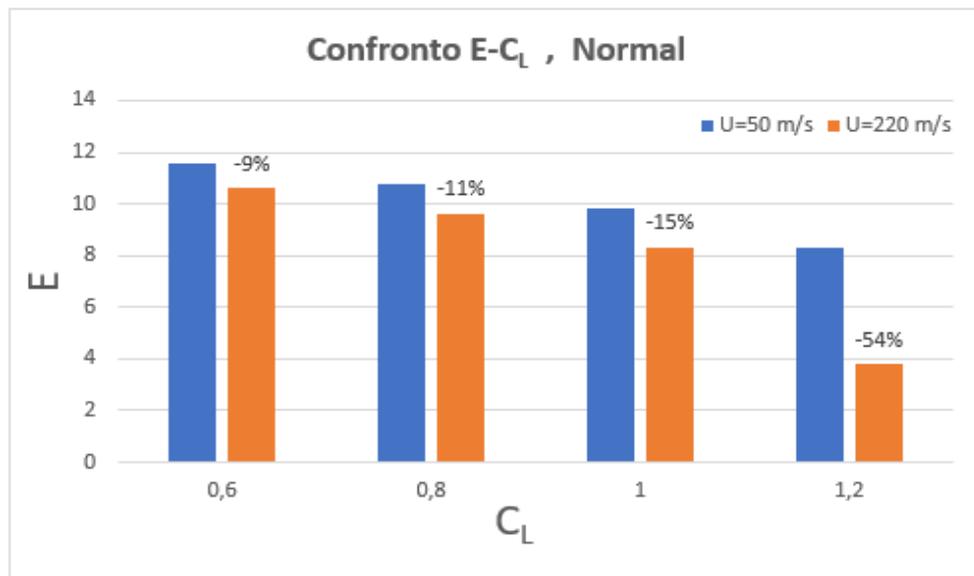


Figura 6.15: Confronto  $E - C_L$  per l'ala con l'estremità dritta

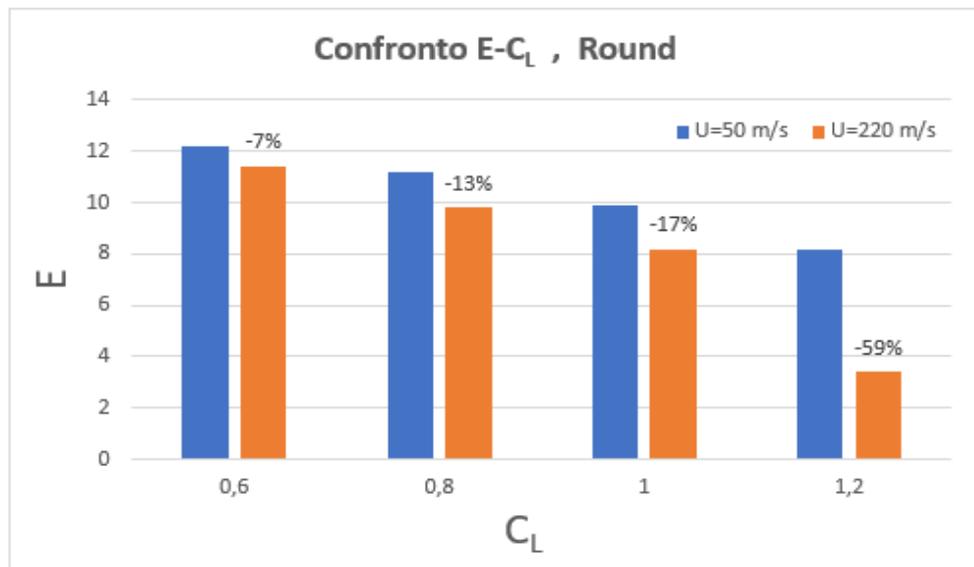
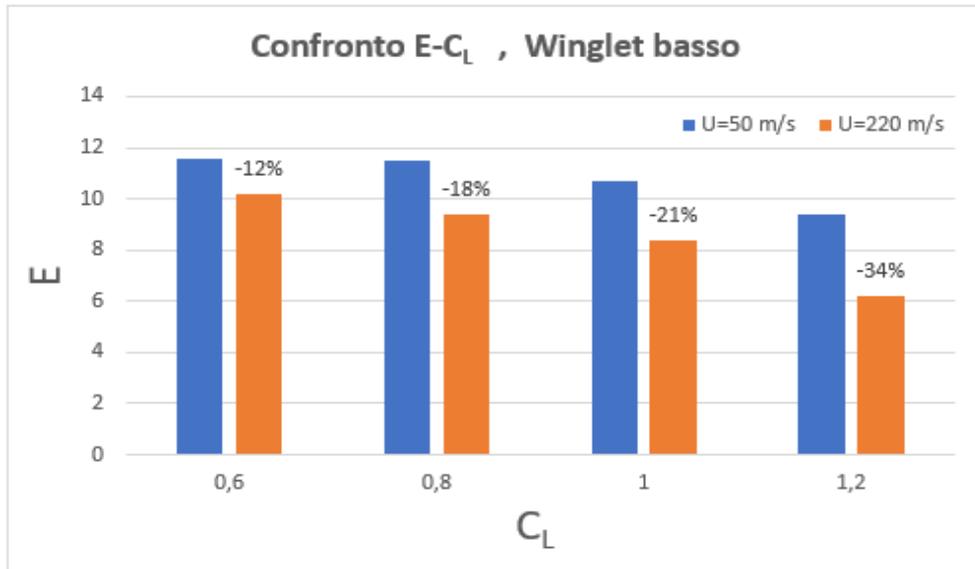
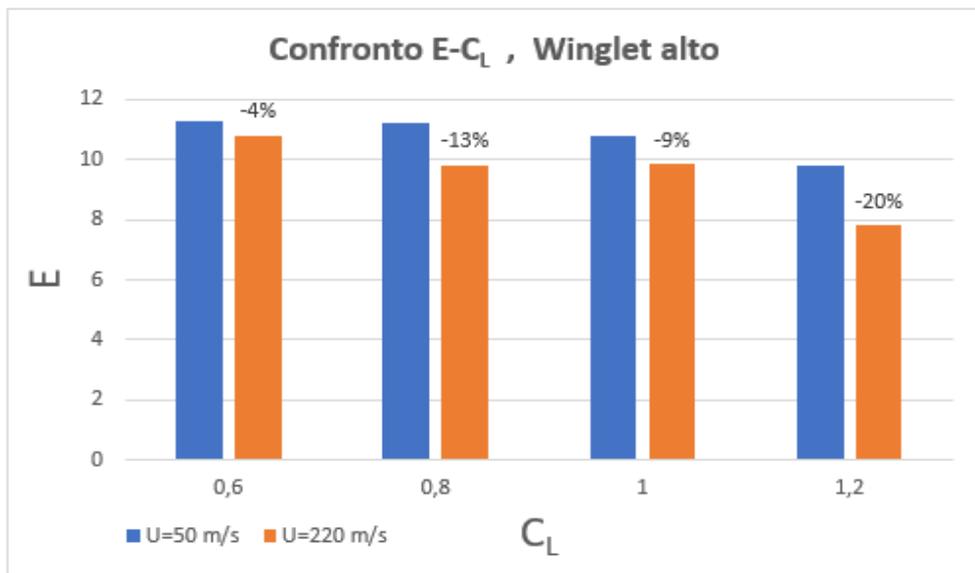
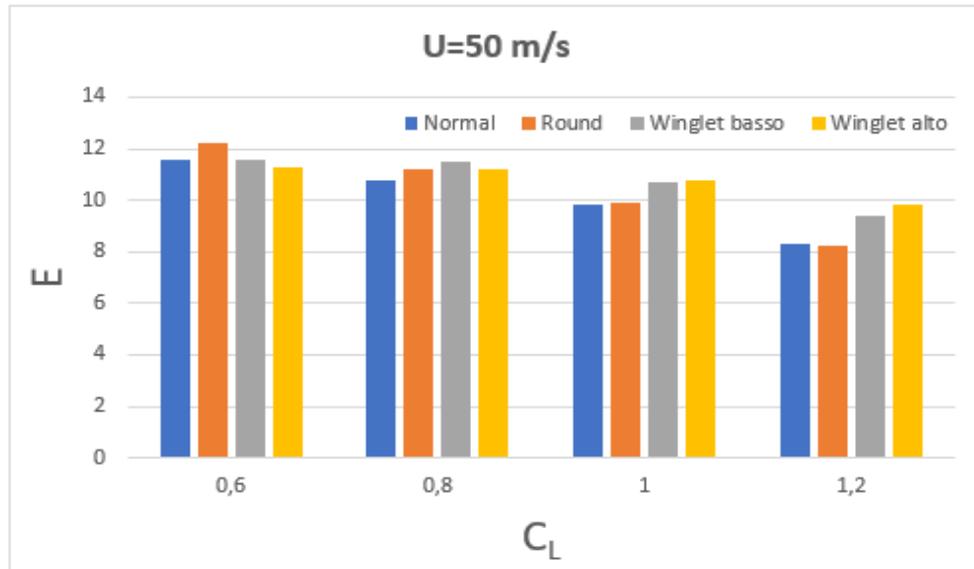
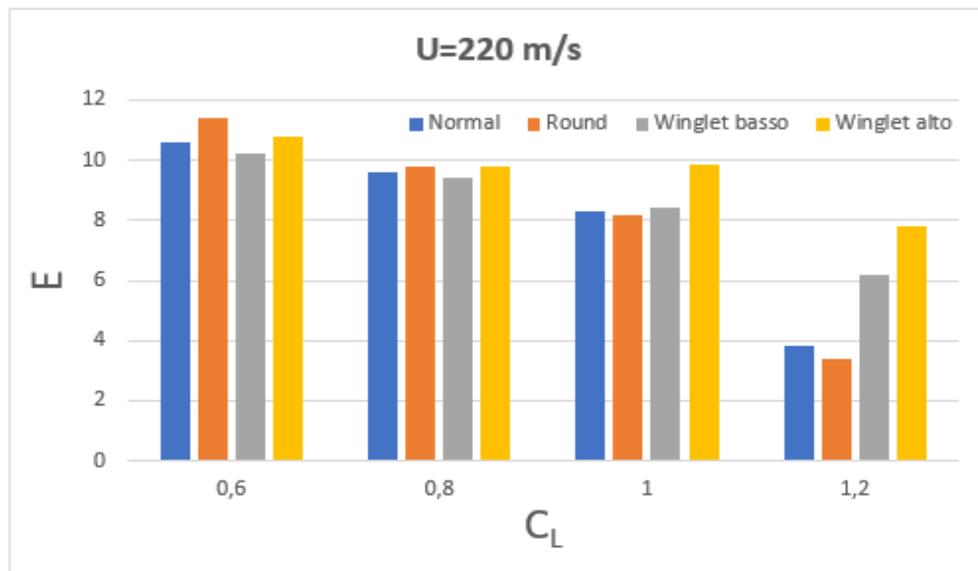


Figura 6.16: Confronto  $E - C_L$  per l'ala con l'estremità arrotondata


 Figura 6.17: Confronto  $E - C_L$  per l'ala con il winglet basso

 Figura 6.18: Confronto  $E - C_L$  per l'ala con il winglet alto

Un comportamento comune a tutte le geometrie è la diminuzione dell'efficienza all'aumentare della velocità. La perdita massima si verifica a  $C_L = 1.2$ . La configurazione che presenta la maggior perdita è quella dell'ala con il bordo di estremità arrotondato, mentre la minima perdita di efficienza in percentuale si ha nel caso dell'ala dotata di winglet alto. In definitiva si può concludere che, i dispositivi winglet risentono meno dell'incremento di velocità in termini di  $E$ .

Gli istogrammi che seguono invece, fanno riferimento alla variazione di efficienza per le varie geometrie e coefficienti  $C_L$  a pari velocità.


 Figura 6.19: Confronto di efficienza per  $U = 50 \text{ m/s}$ 

 Figura 6.20: Confronto di efficienza per  $U = 220 \text{ m/s}$ 

Per bassi valori di  $C_L$  sono più convenienti le configurazioni di ala con l'estremità dritta e quella arrotondata; mentre all'aumentare del coefficiente di portanza, i dispositivi winglet risultano i più efficienti, in particolare il winglet alto.

Nelle pagine successive, vengono presentate le analisi grafiche di alcune grandezze di interesse: la distribuzione della densità e della temperatura attorno al profilo, l'andamento del coefficiente di pressione lungo la corda, la variazione dell'angolo indotto dovuto alla presenza dei vortici di estremità ed infine, i contorni della iso-vorticità per diverse configurazioni caratteristiche.

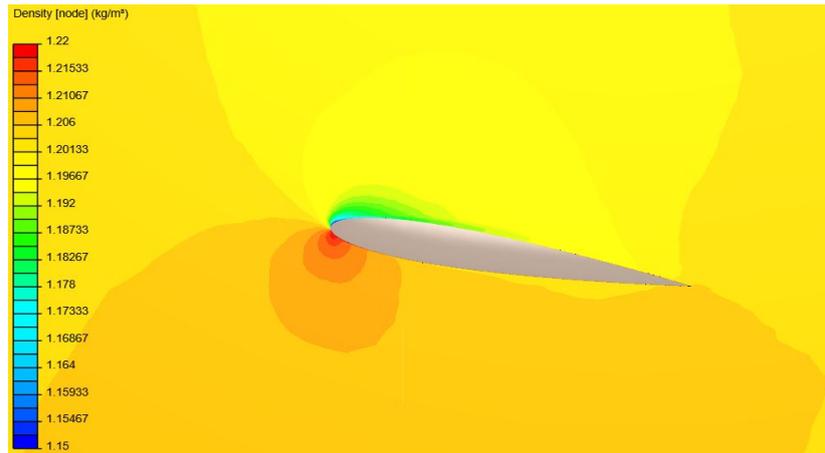


Figura 6.21: Distribuzione della densità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet alto

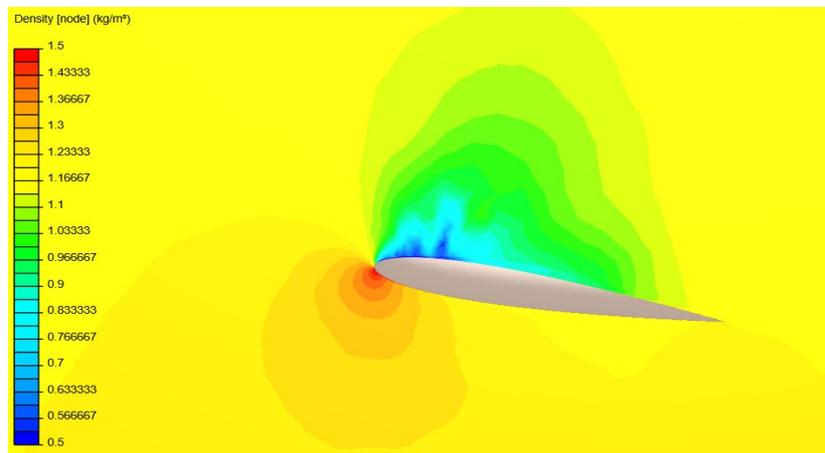


Figura 6.22: Distribuzione della densità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet alto

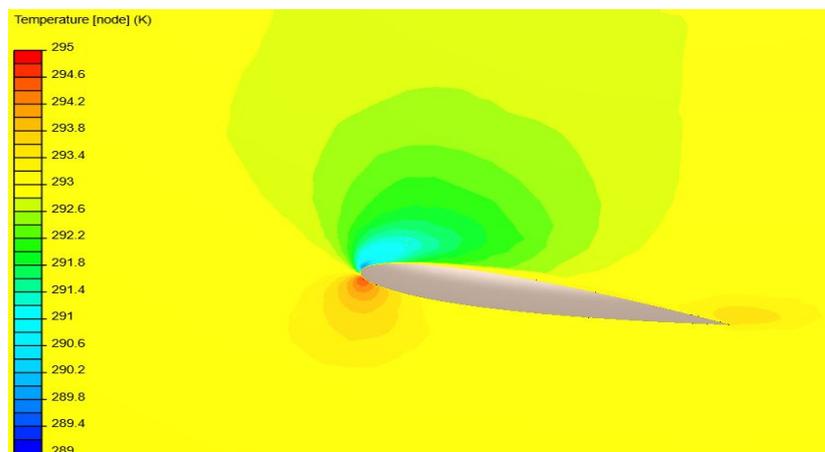


Figura 6.23: Distribuzione della temperatura ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet alto

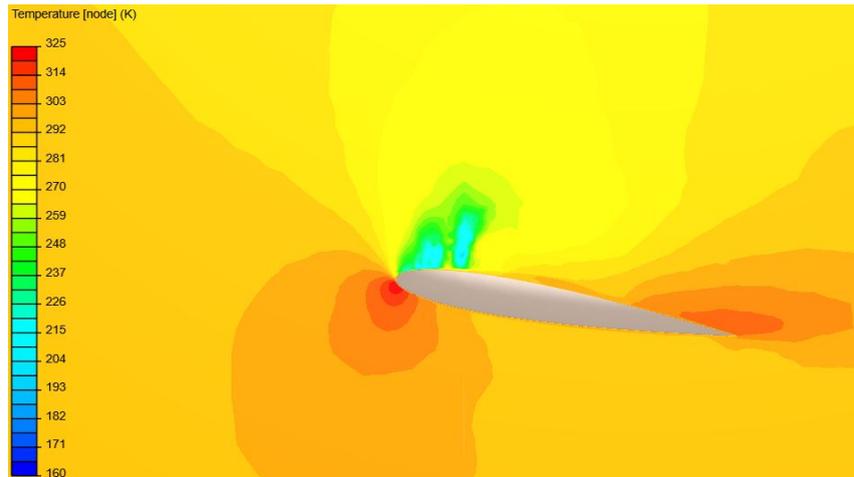


Figura 6.24: Distribuzione della densità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet alto

E' possibile osservare che, a basse velocità si hanno piccole variazioni della densità e della temperatura. Quando invece si entra nel regime comprimibile (Figure 6.22 e 6.24), le variazioni di queste due grandezze non sono più trascurabili ed oscillano in modo significativo, per questo motivo è necessario tenere in conto gli effetti della compressibilità del flusso.

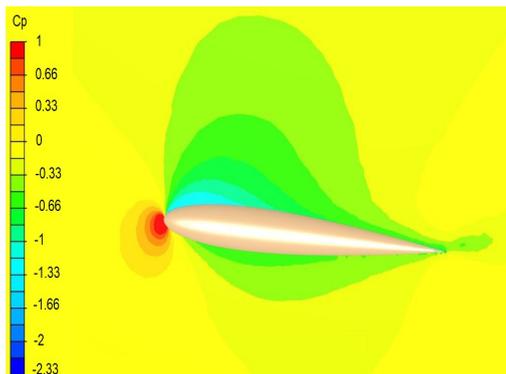


Figura 6.25: Coefficiente di pressione ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , Round

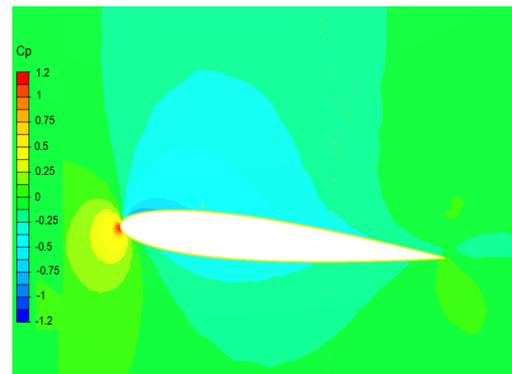


Figura 6.26: Coefficiente di pressione ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ , Round

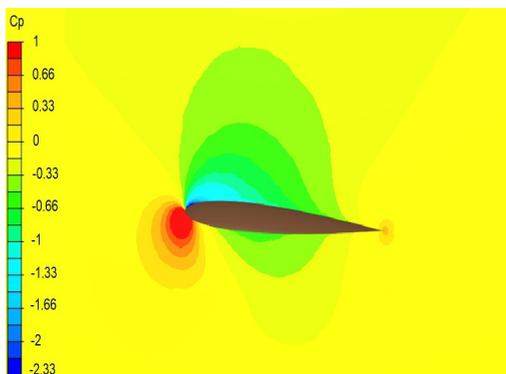


Figura 6.27: Coefficiente di pressione ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet basso

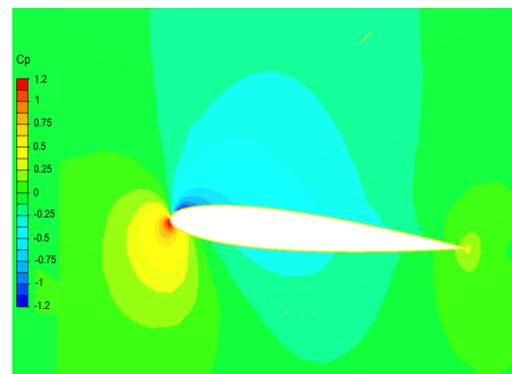


Figura 6.28: Coefficiente di pressione ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet basso

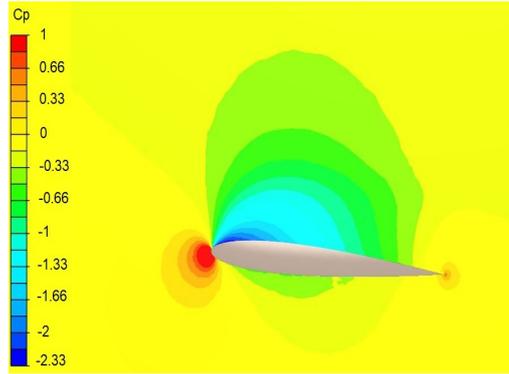


Figura 6.29: Coefficiente di pressione ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet alto

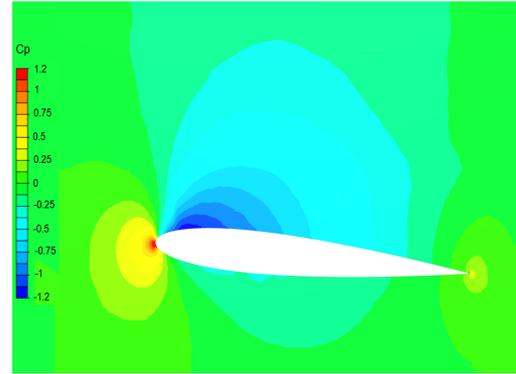


Figura 6.30: Coefficiente di pressione ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet alto

Il coefficiente di pressione è stato ricavato in fase di post-elaborazione a partire dai valori della pressione ottenuti dalla simulazione. Per il flusso incomprimibile si fa riferimento alla relazione:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \quad (6.3)$$

mentre nel caso di flusso comprimibile è stata utilizzata l'espressione

$$C_p = \frac{2}{\gamma \cdot M^2} \left( \frac{p}{p_\infty} - 1 \right) \quad (6.4)$$

dove  $p$  è la pressione statica locale misurata in un certo punto,  $p_\infty$  è la pressione misurata in un punto infinitamente lontano,  $\gamma$  è il rapporto dei calori specifici pari a 1.4 ed  $M$  è il numero di Mach.

Dalle figure è evidente che, la differenza di pressione in termini di distribuzione e di intensità, è più marcata nel caso dell'ala dotata di winglet alto. Questa configurazione infatti, determina la generazione di una maggior portanza e quindi di un'efficienza più alta. Il fenomeno si manifesta in maniera analoga per entrambe le velocità  $U = 50 \text{ m/s}$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ .

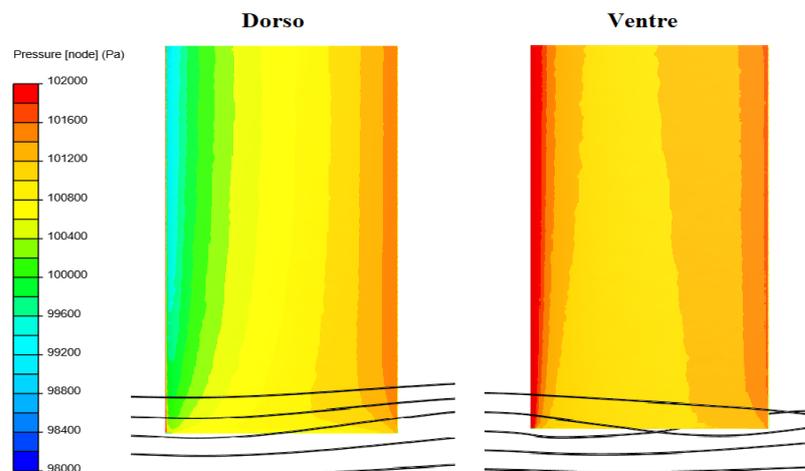


Figura 6.31: Pressione lungo la semiapertura ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , Normal

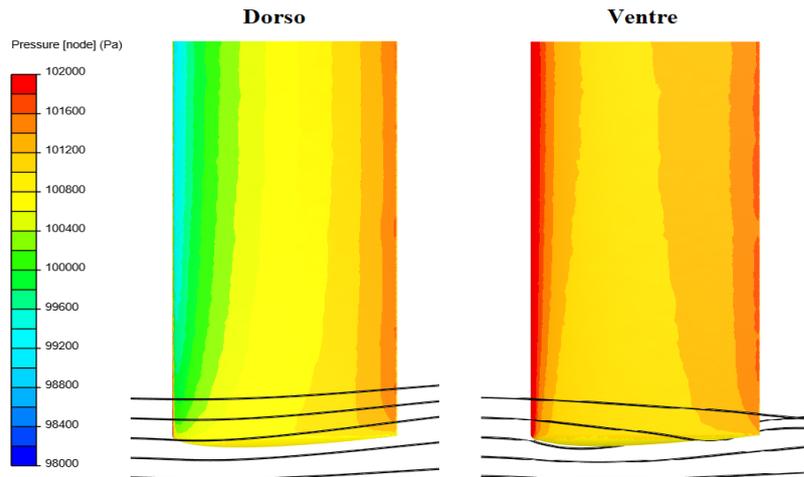


Figura 6.32: Pressione lungo la semiapertura ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , Round

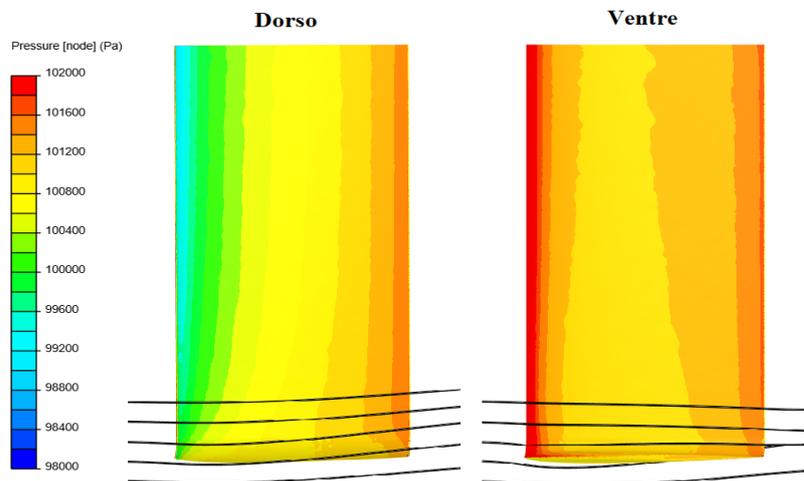


Figura 6.33: Pressione lungo la semiapertura ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet basso

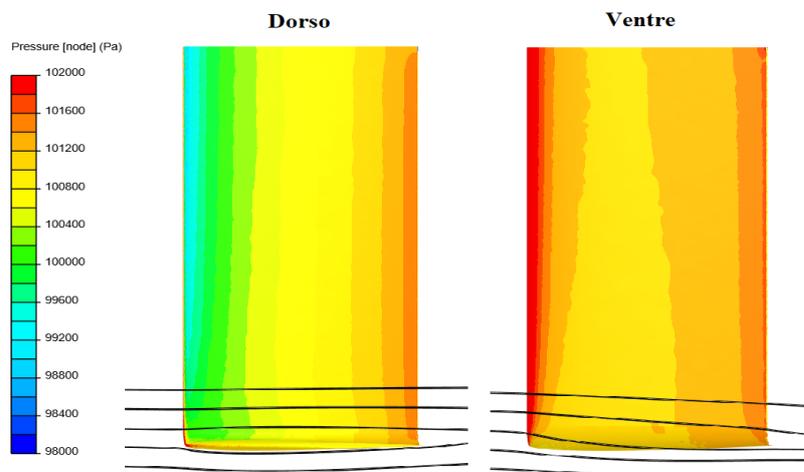


Figura 6.34: Pressione lungo la semiapertura ad  $\alpha = 5^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , Winglet alto

Nelle Figure 6.31-6.34 vengono analizzate le differenze di pressione tra il dorso e il ventre, ad  $\alpha = 5^\circ$  e  $U = 50\text{ m/s}$ , per tutte le geometrie.

Per quanto riguarda le configurazioni Normal e Round, non sono presenti grandi differenze, in termini di distribuzione ed intensità, tra le fasce di pressione sul dorso e sul ventre. Il flusso cerca di ristabilire la pressione ambiente, quindi è possibile osservare la fascia di colore giallo che si allarga sempre di più verso l'estremità dell'ala.

Nel caso del winglet basso invece, le fasce di pressione si mantengono più dritte sul ventre in prossimità del bordo di estremità, in particolare la fascia rossa; mentre per il winglet alto questo comportamento è evidente sul dorso.

Facendo riferimento ai dati numerici, si può concludere che, l'aumento di portanza è favorito maggiormente dalla distribuzione delle pressioni sul dorso alare facendo sì che la configurazione più adatta sia quella con il winglet alto.

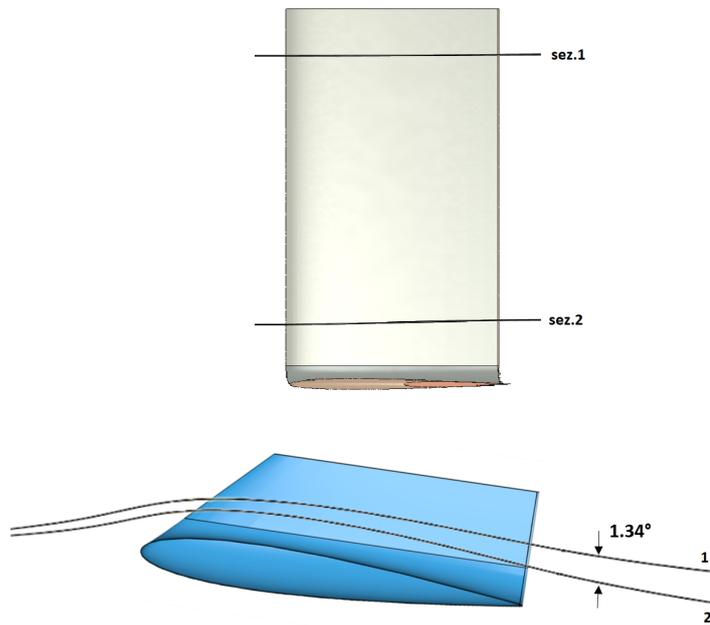


Figura 6.35: Variazione dell'angolo indotto per  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50\text{ m/s}$ , Winglet alto

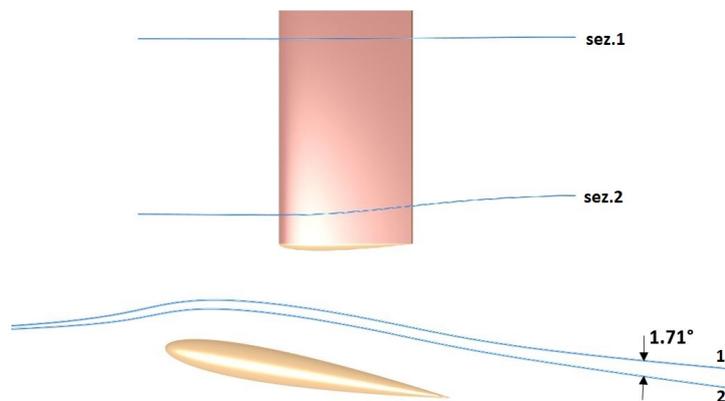


Figura 6.36: Variazione dell'angolo indotto per  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50\text{ m/s}$ , Round

Come anticipato nei capitoli precedenti, una delle conseguenze dei vortici di estremità è l'aumento dell'angolo indotto  $\alpha_i$ . Questa variazione determina uno spostamento del vettore della portanza  $L$ , creando una componente orizzontale  $D_i$  aggiuntiva che incrementa la resistenza totale.

Le configurazioni prese come esempio sono l'ala con il bordo di estremità arrotondato e l'ala dotata di winglet alto, poste ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ . Nel caso della geometria Round si ha una differenza degli angoli di  $1.71^\circ$  tra la sezione più vicina (sez.2) e quella più lontana dall'estremità (sez.1), mentre per il Winglet alto la differenza è di  $1.34^\circ$ , a testimonianza del fatto che questo dispositivo contribuisce effettivamente alla riduzione dell'angolo indotto. Si vedrà in seguito che questa diminuzione è dovuta principalmente allo spostamento del vortice dal bordo di estremità, con la conseguente riduzione del disturbo locale causato.

A questo punto si procede andando ad analizzare la natura e la formazione dei vortici di estremità. In primo luogo l'attenzione è rivolta alla distribuzione delle linee di iso-pressione, per questo motivo sono state scelte le due geometrie di ala dotate di winglet alto e winglet basso. L'angolo di attacco selezionato è  $\alpha = 10^\circ$ , mentre la velocità di volo è  $U = 220 \text{ m/s}$ .

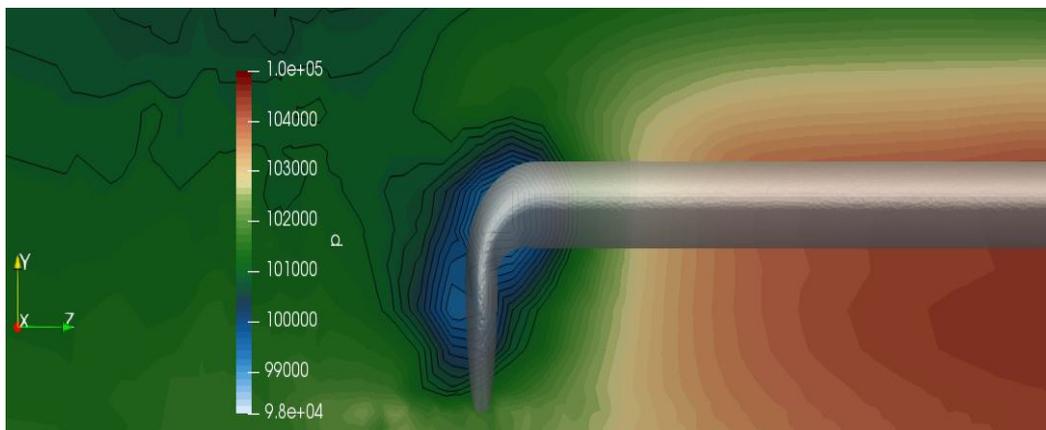


Figura 6.37: Distribuzione delle linee di iso-pressione ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet basso

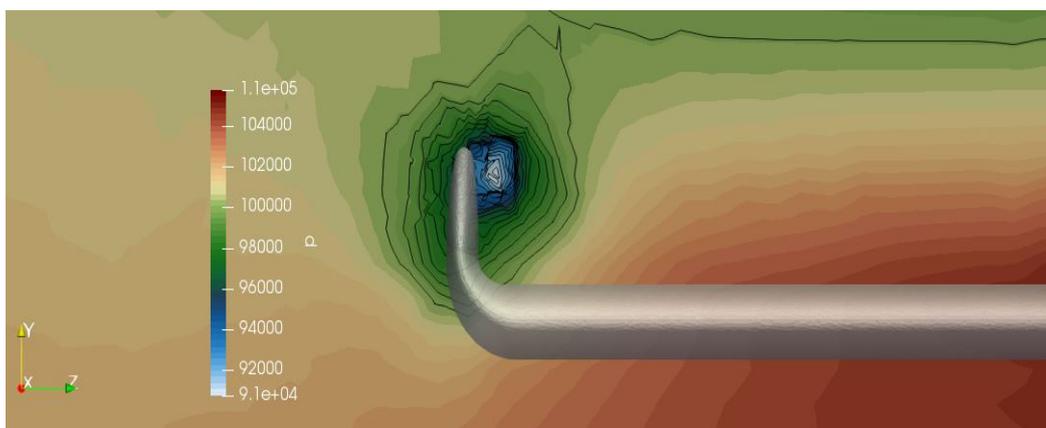


Figura 6.38: Distribuzione delle linee di iso-pressione ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ , Winglet alto

Le immagini evidenziano come il vortice di estremità sia caratterizzato da un nucleo di bassa pressione, cioè una zona all'origine della sua formazione, che implica elevate velocità locali. Nel caso del winglet basso si nota che, la zona di minima pressione risulta essere più ampia e con valori intorno a  $10 \cdot 10^5 Pa$ . Per il winglet alto invece, è possibile osservare un nucleo a pressione inferiore rispetto a prima, ovvero  $9.1 \cdot 10^4 Pa$ , e di dimensione più contenuta spostato verso la punta dell'aletta.

Successivamente è stata ricavata la vorticità, che caratterizza appunto i vortici di estremità. Le quattro configurazioni sono state messe a confronto tra di loro per  $\alpha = 10^\circ$  ed utilizzando le due velocità  $U = 50 m/s$  e  $U = 220 m/s$ . Inoltre, la distribuzione di vorticità è stata catturata su di un piano posto ad una distanza  $x/c = 1.2$  dal bordo d'attacco dell'ala, coincidente con l'origine degli assi.

La vorticità è stata rappresentata non solo in modo grafico per visualizzare la forma del vortice, ma anche in termini di intensità.

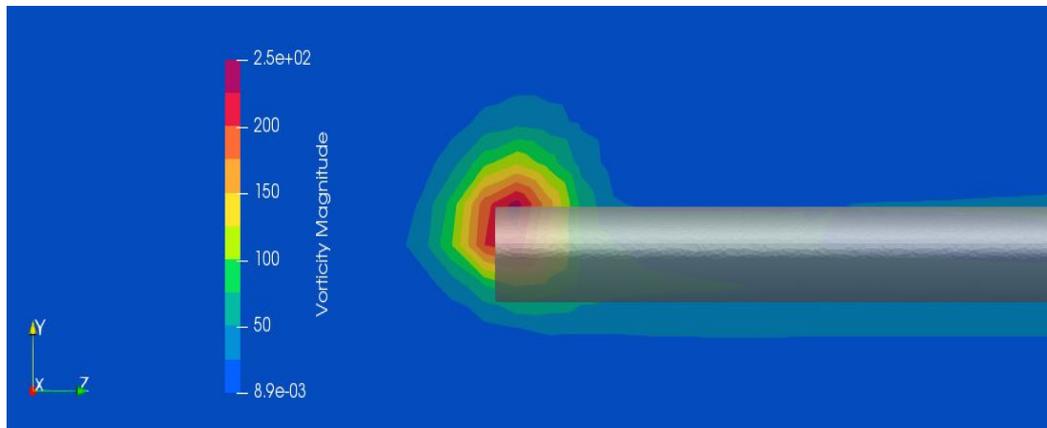


Figura 6.39: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 m/s$ , sul piano  $x/c = 1.2$ , geometria Normal

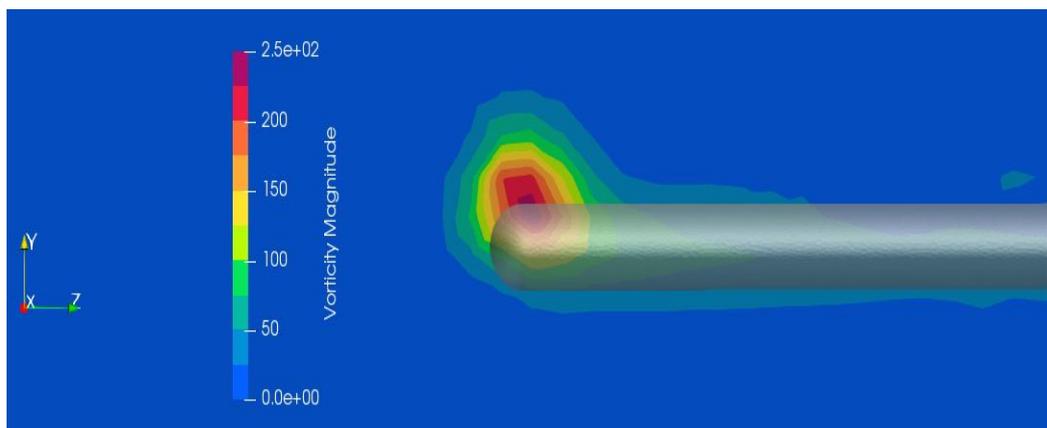


Figura 6.40: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 m/s$ , sul piano  $x/c = 1.2$ , geometria Round

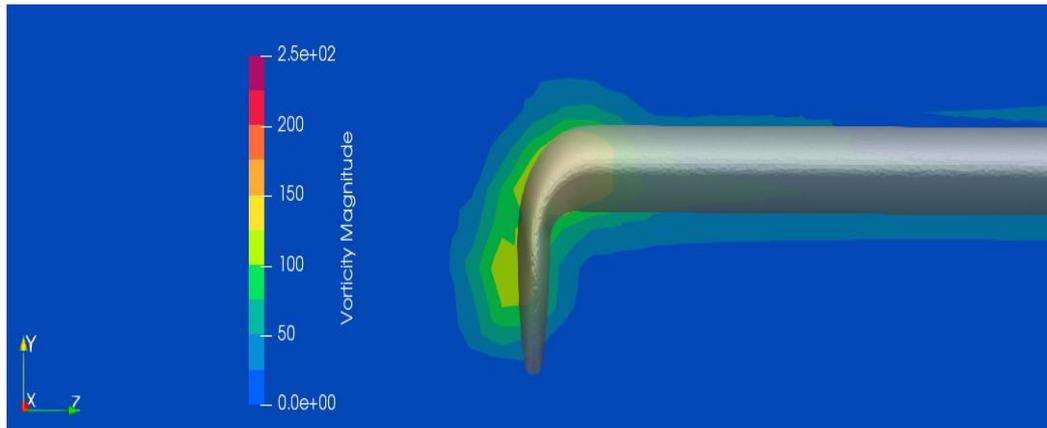


Figura 6.41: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , sul piano  $x/c = 1.2$ , Winglet basso

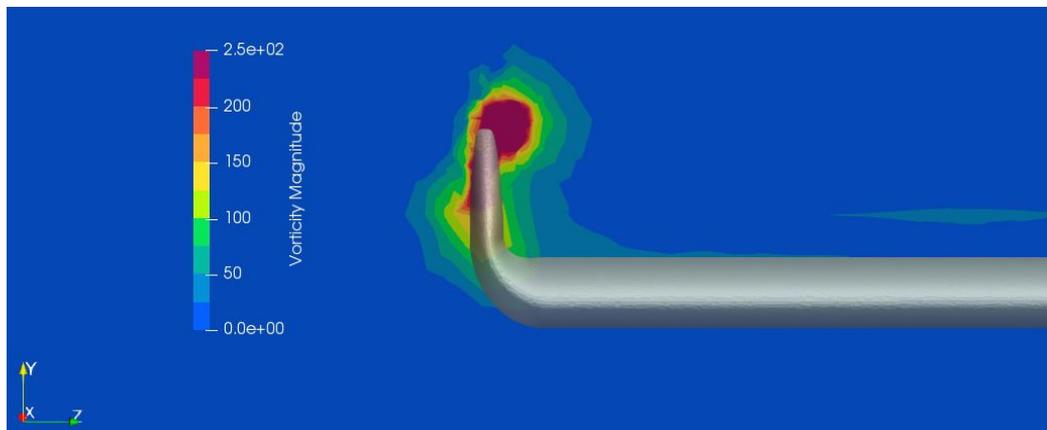


Figura 6.42: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , sul piano  $x/c = 1.2$ , Winglet alto

Le figure seguenti invece, fanno riferimento alla velocità di volo  $U = 220 \text{ m/s}$ .

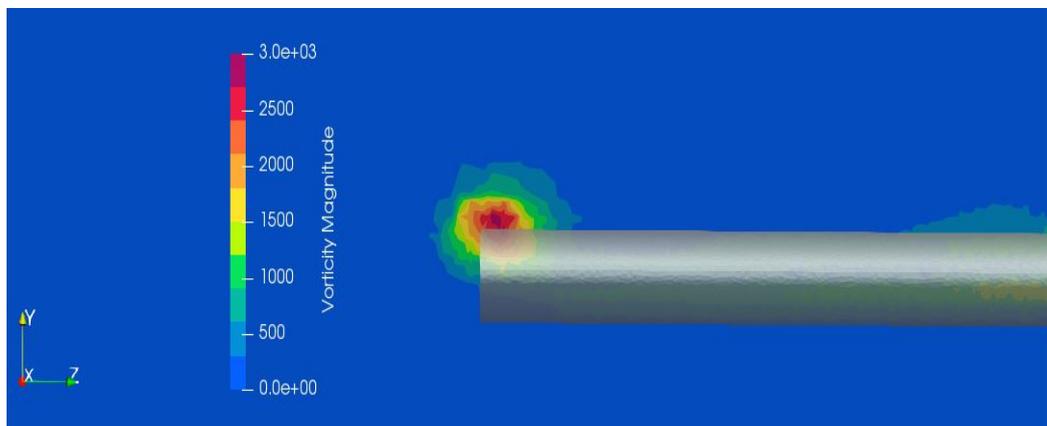


Figura 6.43: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ , sul piano  $x/c = 1.2$ , geometria Normal

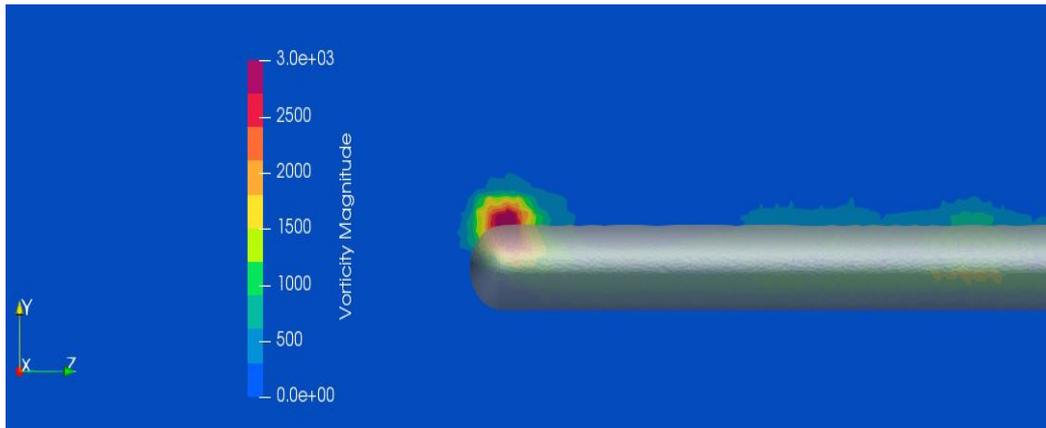


Figura 6.44: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 220 \text{ m/s}$ , sul piano  $x/c = 1.2$ , geometria Round

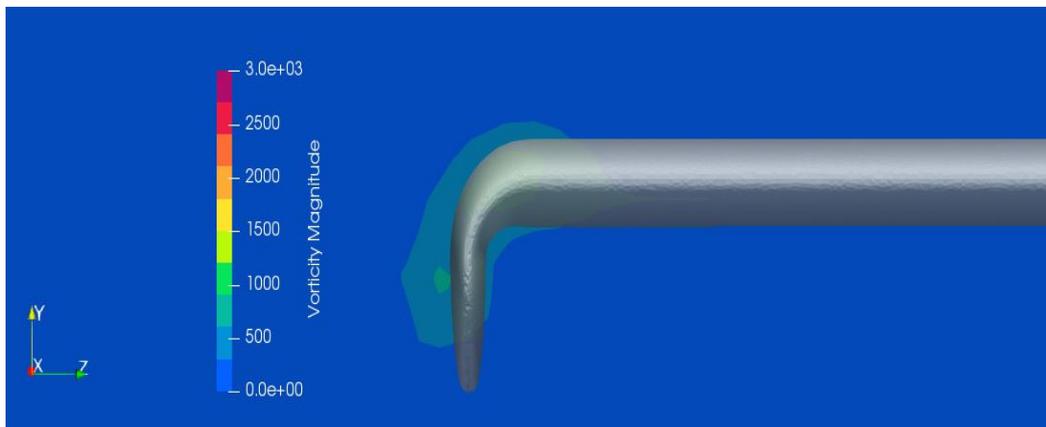


Figura 6.45: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , sul piano  $x/c = 1.2$ , Winglet basso

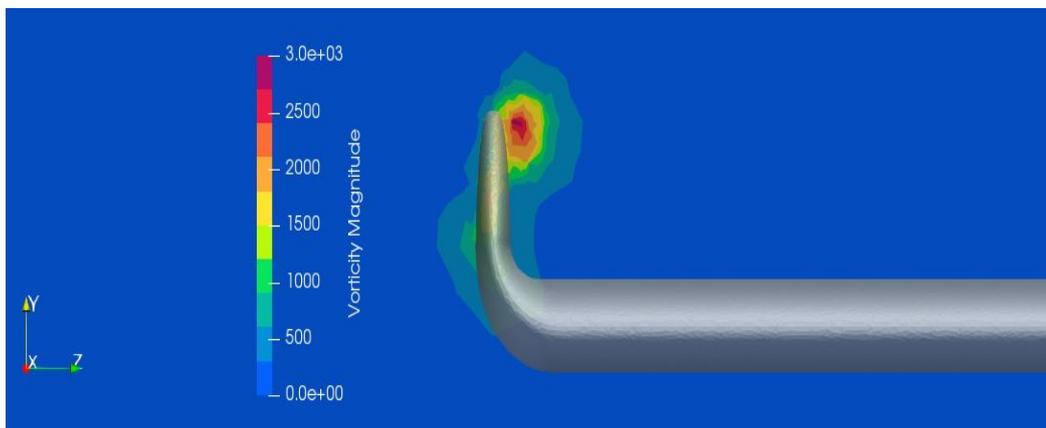


Figura 6.46: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , sul piano  $x/c = 1.2$ , Winglet alto

Analizzando il comportamento del flusso in termini di vorticità, emergono delle differenze sostanziali tra le varie geometrie utilizzate.

A velocità  $U = 50 \text{ m/s}$ , l'ala con l'estremità dritta presenta un vortice localizzato all'estremità, di intensità simile a quello della configurazione Round, ma di raggio maggiore. L'ala con l'estremità arrotondata invece, mostra la formazione del vortice leggermente spostato verso l'alto. Questa differenza è dovuta principalmente alla forma del bordo di estremità: nel caso rotondo il ricircolo del flusso è agevolato da una superficie più raccordata, che allo stesso tempo però non alimenta la formazione del vortice e tende a spostarlo dal piano di simmetria dell'ala; d'altro canto la forma dritta, essendo più spigolosa, impedisce il passaggio del flusso dal ventre al dorso, ma contribuisce a far ingrandire il vortice causando un maggior disturbo e quindi resistenza.

Per quanto riguarda il winglet basso, esso presenta un vortice molto più esteso rispetto alla configurazione con il winglet alto, tuttavia l'intensità del campo vorticoso è decisamente inferiore, con un valore massimo nel nucleo che non supera i  $120 \text{ s}^{-1}$ . Inoltre, la zona del vortice si estende anche verso il basso, seguendo la superficie delimitata dal winglet.

Il winglet alto risulta essere quello con il vortice di raggio minore, localizzato sulla punta dell'aletta. L'intensità della vorticità è elevata rispetto agli altri casi e il nucleo comprende una zona maggiore, rappresentata dal colore rosso pari a  $250 \text{ s}^{-1}$ . Il fatto di riuscire ad allontanare la formazione del vortice dal piano di simmetria dell'ala, rappresenta il grande vantaggio del winglet alto.

Nella condizione di volo a  $U = 220 \text{ m/s}$ , la forma del vortice è rimasta invariata per tutte le geometrie. E' stato osservato invece, un aumento di intensità (fino a  $3000 \text{ s}^{-1}$ ) ed una diminuzione dell'estensione del campo vorticoso.

In conclusione, si può affermare che conviene allontanare il vortice dal bordo di estremità in modo tale da non intaccare la distribuzione delle pressioni e limitare il disturbo del flusso.

Come ultima analisi, è interessante studiare la propagazione dei vortici di estremità man mano che si allontanano dal bordo di fuga dell'ala. A questo proposito, l'intensità e la distribuzione di vorticità sono state analizzate selezionando dei piani caratteristici posizionati a  $x/c = (1.2, 1.8, 2.4)$  dall'origine degli assi. La velocità di flusso scelta è  $U = 50 \text{ m/s}$  e l'angolo di incidenza è  $\alpha = 10^\circ$ .

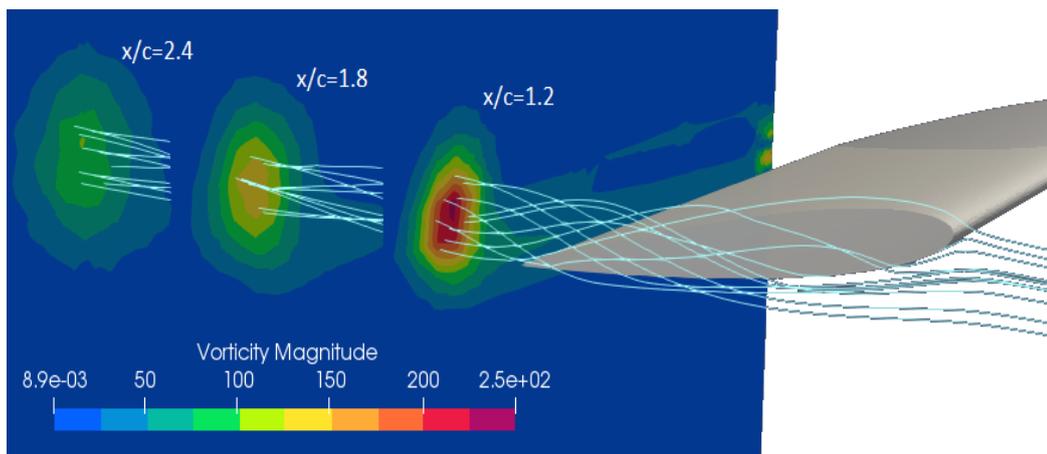


Figura 6.47: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , sui piani  $x/c = (1.2, 1.8, 2.4)$ , Normal

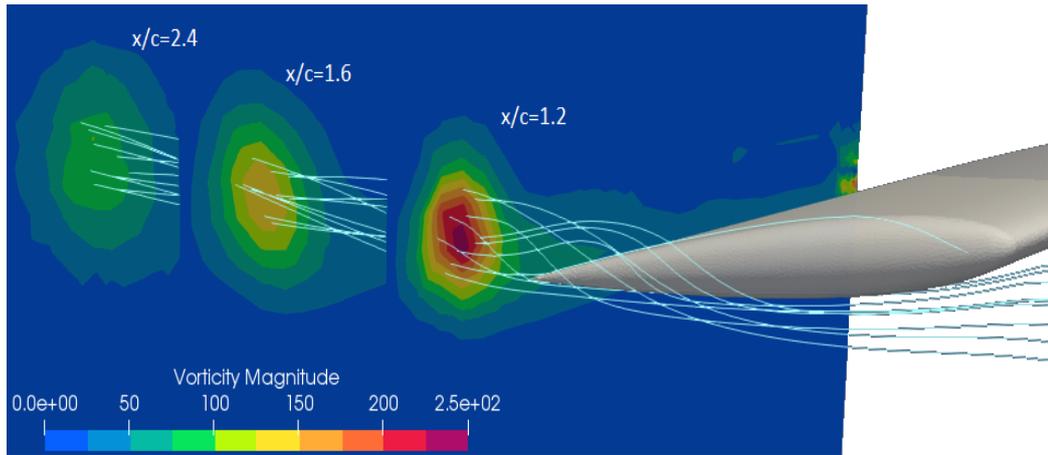


Figura 6.48: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , sui piani  $x/c = (1.2, 1.8, 2.4)$ , Round

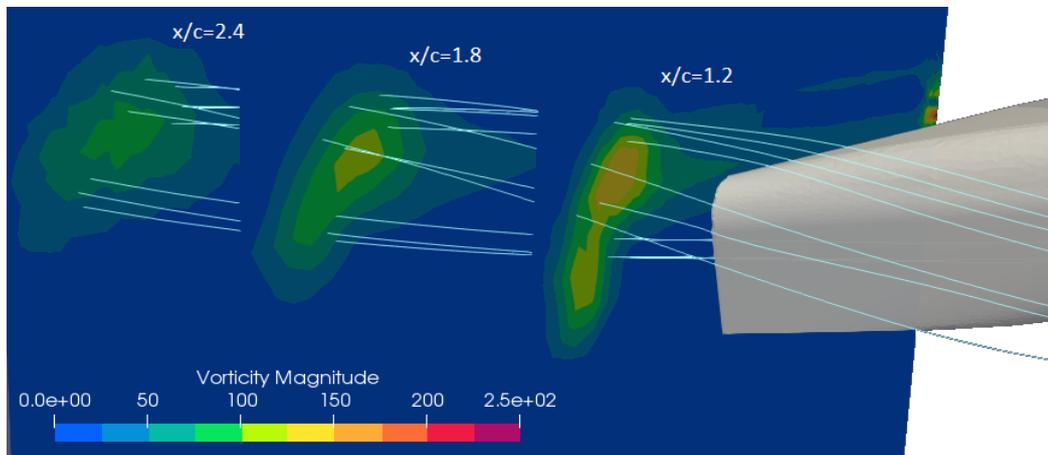


Figura 6.49: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , sui piani  $x/c = (1.2, 1.8, 2.4)$ , Winglet basso

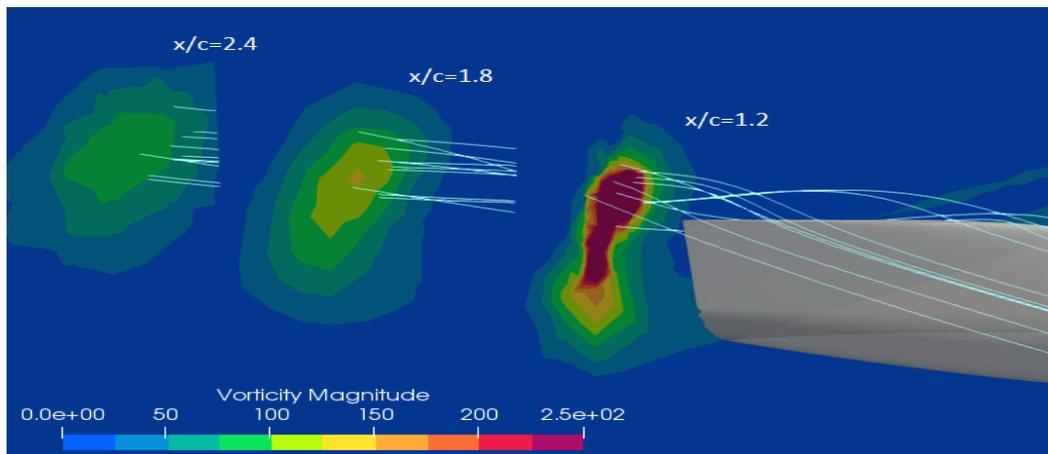


Figura 6.50: Distribuzione ed intensità della vorticità ad  $\alpha = 10^\circ$  ed  $U = 50 \text{ m/s}$ , sui piani  $x/c = (1.2, 1.8, 2.4)$ , Winglet alto

Mettendo a confronto le quattro geometrie, è possibile osservare il vortice di estremità che diffonde e perde di intensità man mano che si allontana dal bordo di fuga dell'ala. Il vortice infatti si ingrandisce leggermente, in particolare nel caso dell'ala con il winglet basso, nonostante una forma iniziale allungata, il campo di vorticità tende a raggiungere una distribuzione più circolare. Alla diminuzione della magnitudo nel nucleo corrisponde a questo punto un rallentamento del flusso.

# Conclusioni

L'obiettivo principale di questa tesi era osservare ed analizzare l'effetto dei dispositivi di estremità alari sulle forze aerodinamiche che agiscono sul velivolo, in particolare sulla riduzione della resistenza indotta causata dai vortici. Lo studio è stato eseguito attraverso la modellazione e la simulazione numerica di alcune geometrie caratteristiche, utilizzando il software SimScale, per varie condizioni di volo, ovvero mediante la variazione dell'angolo di incidenza  $\alpha$  e della velocità  $U$ . Il parametro principale utilizzato come indicatore di questi effetti è l'efficienza aerodinamica  $L/D$ .

Le conclusioni derivate dall'analisi sono state le seguenti:

- L'ala dotata di un winglet alto genera una maggior portanza per entrambe le velocità di volo, rispetto alle altre configurazioni, ma allo stesso tempo anche una maggior resistenza. L'ala con il bordo di estremità arrotondato invece, fornisce il minor valore di  $C_L$  e di  $C_D$ .
- A parità di velocità, dall'analisi delle polari  $C_L - C_D$  è risultato evidente che, a bassi  $C_L$  un'ala con il winglet alto presenta le prestazioni peggiori, mentre la geometria Round risulta essere quella più soddisfacente; il beneficio del winglet alto si ottiene una volta raggiunta una certa soglia oltre la quale a pari valore di  $C_L$  si ha un minor valore di  $C_D$ .
- E' stata osservata un'influenza non indifferente dell'area frontale dell'estremità sui coefficienti aerodinamici: una maggior superficie data dal winglet comporta più resistenza per bassi  $C_L$ , diventa invece vantaggiosa ad alti valori di  $C_L$ .
- A parità di configurazione e all'aumentare della velocità, i risultati hanno evidenziato un peggioramento delle prestazioni aerodinamiche dovuto principalmente al fenomeno fisico del distacco del flusso che si verifica ad alti numeri di Reynolds. Questo comportamento è comune a tutte le configurazioni.
- Dallo studio della resistenza indotta è emerso che, l'ala con il winglet alto all'estremità fornisce dei valori  $C_{Di}$  inferiori rispetto alle altre geometrie, a parità di  $C_L$ . Valori più elevati del coefficiente di resistenza indotta si hanno per ali con l'estremità dritta e quella arrotondata, che risultato quasi coincidenti come andamento.
- In termini di  $L/D$ , raggiunto un certo  $C_L$ , è stata osservata un'inversione di tendenza per cui il dispositivo winglet alto diventa quello più efficiente, mentre le geometrie Round e Normal peggiorano progressivamente le loro prestazioni.
- Gli istogrammi che confrontano  $E - C_L$ , hanno evidenziato che, si ha una diminuzione in percentuale dell'efficienza all'aumentare della velocità per tutte le geometrie; la maggior perdita si ha nel caso della configurazione Round a  $C_L = 1.2$  che vede un calo del 59%, mentre il decremento minimo si ha a parità di  $C_L$  per il winglet alto intorno al 20%.

- Per bassi valori di  $C_L$  sono più convenienti le configurazioni di ala dritta e quella arrotondata; all'aumentare del  $C_L$  invece, il winglet alto risulta essere quello più efficiente.

Per quanto riguarda le analisi grafiche, è importante sottolineare come nel caso della geometria con il winglet alto, si abbia una differenza di pressione in termini di intensità e distribuzione più marcata, che determina quindi una maggior portanza ed una maggior efficienza. Inoltre, l'utilizzo del dispositivo winglet ha dimostrato di aver effettivamente ridotto l'angolo indotto causato dai vortici di estremità.

In ultima analisi è stata studiata la fenomenologia dei vortici, con particolare attenzione alla vorticità e alla dimensione dei tali. Come ci si aspettava, è stato osservato un nucleo caratterizzato da una bassa pressione, con un valore minimo raggiunto nel caso del winglet alto. Dallo studio della vorticità è emerso che, il vortice di dimensioni più piccole si genera nella geometria Round ma si trova concentrato all'estremità creando così un maggior disturbo. Il winglet basso crea un vortice più esteso ma di intensità inferiore. La configurazione dotata di winglet alto presenta il vantaggio di aver spostato il campo vorticoso sull'estremità dell'aletta lontano dal piano di simmetria dell'ala. D'altro canto però si hanno elevati valori di intensità che caratterizzano il vortice. All'aumentare della velocità di volo, è stato osservato che la dimensione dei vortici si riduce progressivamente ma aumentano di intensità. La soluzione migliore è sempre rappresentata dal winglet alto.

Infine, analizzando la propagazione della vorticità sui vari piani posizionati lungo la direzione del flusso, l'analisi ha mostrato una diffusione ed un ingrandimento sempre maggiore dei vortici via via allontanandosi dal bordo di fuga dell'ala, con la conseguente perdita di magnitudo per tutte le geometrie.

Complessivamente lo studio svolto in questa tesi ha portato a risultati soddisfacenti e a conclusioni significative in merito al comportamento e all'impatto dei dispositivi di estremità sul fenomeno dei vortici alari. Tuttavia da un punto di vista aerodinamico, quest'analisi rappresenta un progetto preliminare e vuole essere soprattutto una base di partenza per le ricerche future. Gli studi aggiuntivi necessari per un'analisi completa sono:

- Studio approfondito dell'effetto dei numerosi parametri geometrici, tra cui l'angolo di inclinazione e l'area delle alette, torsione geometrica ed aerodinamica.
- Analisi degli effetti della lunghezza dei winglet sull'efficienza aerodinamica e sulla riduzione dei vortici di estremità, con particolare attenzione alla variazione del momento di flessione e torsione.
- Considerazioni sugli effetti di una maggior apertura alare sulla riduzione della resistenza indotta e sulla stabilità dinamica (momenti di beccheggio, imbardata e rollio)
- Ulteriori ricerche degli effetti sull'efficienza aerodinamica in diverse condizioni di volo, quindi per differenti velocità ed angoli di attacco, nonchè al variare della quota.
- Utilizzo di geometrie differenti, ad esempio multi winglet e winglet doppi, per comprendere la loro influenza sui parametri aerodinamici e trovare la configurazione ottimale.
- Svolgere uno studio strutturale ed aeroacustico sul ruolo dei dispositivi alari di estremità nella riduzione del rumore.
- Dal punto di vista computazionale, è interessante capire l'influenza della mesh del dominio e dei metodi di discretizzazione al fine di ottenere risultati migliori.

In conclusione quest'analisi ha dimostrato l'effettivo vantaggio dei dispositivi winglet nell'aumento della portanza e nella riduzione della dimensione dei vortici, che contribuisce a diminuire la resistenza indotta e i rischi derivanti dalla scia nel traffico aereo. A seconda dei requisiti di progetto e di utilizzo, nonchè di limiti economici e di normativa, sono possibili diverse combinazioni di geometrie.

# Bibliografia

- [1] R. Page, K. Clawson, L. Garodz, and R. Rudis, "Report on tower fly-by testing," *Proceedings of the FAA Wake Vortices Conference, Washington, D.C.*, 1991.
- [2] J. Jeong and F. Hussain, "On the identification of a vortex," *Journal of Fluid Mechanics, Vol. 285*, pp. 69-94, 1995.
- [3] P. Martin, G. Pugliese, and J. Leishman, "High resolution trailing vortex measurements in the wake of a hovering rotor," *Proceedings of the 53rd Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2001.
- [4] D. Moore and P. Saffman, *Axial Flow in Laminar Trailing Vortices*. Proceedings of the Royal Society, London, A., Vol. 333, 1973.
- [5] L. Jacquin and C. Pantano, "On the persistence of trailing vortices," *Journal of Fluid Mechanics, Vol. 471*, 2002.
- [6] O. Zeman, *The Persistence of Trailing Vortices: A Modeling Study*. Center for Turbulence Research, In: Physics of Fluids, American Institute of Physics, 1995.
- [7] S. Laine, *Lentokoneen Aerodynamiikka: Siipiteoria*. Espoo, Finland: TKK, 2001.
- [8] *Wake Vortex Study at Wallops Island*. NASA/Langley Research Center (NASA-LaRC), 1994.
- [9] *Federal Aviation Regulations/Aeronautical Information Manual*. Federal Aviation Administration, New York, NY, USA: Skyhorse, 2015.
- [10] I. Kroo, "Nonplanar wing concepts for increased aircraft efficiency," *VKI Lecture Series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft, Stanford*, 2005.
- [11] A. S. Thomas, "Aircraft drag reduction technology – a summary," *Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), Report 723, Belgium*, 1985.
- [12] A. Barnett, *Pace hots up in a World forever n the move*. Guardian Unlimited, 2006.
- [13] <https://www.aviationpartnersboeing.com>.
- [14] Y. Wei and Y. Zhigang, "Aerodynamic investigation on tilttable endplate for wig aircraft," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology 84(1)*, 2012.
- [15] <https://tamarackaero.com/innovation>.
- [16] <https://fanu.formazionecartadeldocente.it>.
- [17] R. Whitcomb, *A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing Tip mounted Winglets*. NASA TND-8260, 1976.

- 
- [18] R. Whitcomb, *Methods for reducing subsonic drag due to lift*. Special course on concepts for drag reduction, AGARD, France, 1977.
- [19] <https://aviastar.org>.
- [20] K. McAlister and R. Takahashi, *NACA 0015 Wing Pressure and Trailing Vortex Measurements*. NASA TP-3151, 1991.
- [21] J. Dacles-Mariani, G. Zilliac, J. Chow, and P. Bradshaw, "Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field," *AIAA Journal*, Vol. 33, No.9, 1995.
- [22] W. Devenport, M. Rife, S. Liapis, and G. Follin, *The structure and development of a wing-tip vortex*. *J. Fluid Mech.*, 312, pp. 67-106, 1996.
- [23] J. Chow, G. Zilliac, and P. Bradshaw, "Mean and turbulence measurements in the near field of a wingtip vortex," *AIAA J.*, 35, No. 10, pp. 1561-1567, 1997.
- [24] B. Ramaprian and Y. Zheng, "Measurement in rollup region of the tip vortex from a rectangular wing," *AIAA J.*, 35, No. 12, pp. 1837-1843, 1997.
- [25] P. Gerontakos and T. Lee, *Near-field Tip Vortex behind a swept wing model*. *Experiments in Fluids*, Vol. 40, 2006.
- [26] M. J. Churchfield and G. Blaisdell, "Numerical simulations of a wingtip vortex in the near field," *J. Aircraft*, Vol. 46, No. 1.
- [27] N. Gavrilovic, *Commercial aircraft performance improvement using winglets*. *FME Transactions* 43.1, 2015.
- [28] M. Ilias, I., M. Mashud, and S. M. S. Selim, "Induced drag reduction for modern aircraft without increasing the span of the wing by using winglet,"
- [29] "Numerical investigation of influence of diverse winglet configuration on induced drag," *Iranian Journal of Science and Technology: Transactions of Mechanical Engineering*, 2019.
- [30] <http://www.aviationpartners.com>.
- [31] <http://winglet-technology.com/CitationX.html>.
- [32] [https://www.talkativeman.com/graceful\\_sharklet\\_of\\_airbus\\_a350\\_xwb](https://www.talkativeman.com/graceful_sharklet_of_airbus_a350_xwb).
- [33] <http://www.airport-data.com>.
- [34] <http://www.b737.org.uk/winglets.htm>.
- [35] <https://aviation.stackexchange.com>.
- [36] <https://www.quora.com/Why-are-the-wing-tips-on-Airbus-A318-A320s-different-even-on-the->
- [37] [https://www.reddit.com/r/WeirdWings/comments/86d6a1/falcon\\_50\\_with\\_spiroid\\_winglets](https://www.reddit.com/r/WeirdWings/comments/86d6a1/falcon_50_with_spiroid_winglets).
- [38] R. Sohail and Reddy, "Multi-winglets: Multi-objective optimization of aerodynamic shapes," *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2015.
- [39] <https://aviation.stackexchange.com/questions/31551/why-does-the-b777-have-no-winglets-are-there-any-drawbacks-to-having-winglets>.
- [40] <https://www.transtats.bts.gov/fuel.asp?pn=1>.
- [41] IATA Technology Roadmap, International Air Transport Aviation, 2013.
- [42] <https://www.nasa.gov/content/hybrid-wing-body-goes-hybrid>.

- [43] [https://www.researchgate.net/publication328687512\\_Assessing\\_the\\_impact\\_of\\_new\\_technologies\\_in\\_aviation\\_using\\_a\\_global\\_aircraft\\_fleet\\_forecasting\\_mode](https://www.researchgate.net/publication328687512_Assessing_the_impact_of_new_technologies_in_aviation_using_a_global_aircraft_fleet_forecasting_mode).
- [44] P. Thiede, *Aerodynamic Drag Reduction Technologies: Proceedings of the CEAS/DragNet European Drag Reduction Conference*. 2001.
- [45] <http://www.aircraft.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft>.
- [46] J. E. Guerrero, *Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control*. Comptes Rendus Mécanique, vol. 340, pp. 67-80, 2012.
- [47] *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aero-planes, CS25-2017*. European Aviation Safety Agency.
- [48] *Military Specification: Airplane Strength and Rigidity Ground Tests, MIL-A-8867C(AS)-1987*. U.S. Department of Defense.
- [49] *Advisory Circular: Certification of Part 23 Airplanes for Flight in Icing Conditions, AC23.1419-2D-2007*. Federal Aviation Administration.
- [50] *UAV Systems Airworthiness Requirements (USAR) for North Atlantic Treaty Organization (NATO) Military UAV Systems, draft STANAG 4671-2007*. North Atlantic Treaty Organization.
- [51] *Advisory Circular: Damage Tolerance Inspections for Repairs and Alterations, AC120-93-2007*. Federal Aviation Administration.
- [52] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*. New York, McGraw-Hill, 2011.
- [53] Ferziger and Peric, *Computational Methods for Fluid Dynamics, 3rd Edition*. Springer, Berlin, 2002.
- [54] [http://www.pilotfriend.com/training/flight\\_training/aero/wng\\_vort.htm](http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/aero/wng_vort.htm).
- [55] J. McDonough, *Introductory Lectures on Turbulence*. 2004.
- [56] A. Bakker, *Turbulence Modeling*. Dartmouth: Dartmouth College, 2002.
- [57] *Application of RANS/PDF & LES/FDF methods to prediction of premixed turbulent flames. s.l. Yilmaz* Department of Mechanical Engineering and Material Science, 2007.
- [58] G. Eggenspieler, *ANSYS: Turbulence Modeling*. 2012.
- [59] R. A. Baurle, "Modeling of high speed reacting flows: established practices and future challenges," *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, [e-journal] AIAA 2004-267*, 2004.
- [60] C. Nguyen, *Turbulence Modeling*. Cambridge: Department of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [61] [http://www.uttei.enea.it/combustione-sostenibile/img-combustione-sostenibile/DNSLESRANS.jpg/image\\_view\\_fullscreen](http://www.uttei.enea.it/combustione-sostenibile/img-combustione-sostenibile/DNSLESRANS.jpg/image_view_fullscreen).
- [62] B. A. Younis, *Applied Turbulence Modelling*. Davis: University of California, 2002.
- [63] S. P. R. and C. L. Rumsey, "Effective inflow conditions for turbulence models in aerodynamic calculations," *AIAA Journal, [e-journal] 45(10/2544-2553)*, 2007.
- [64] Spalart and S. R. Allmaras, *A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows*. La Recherche Aérospatiale, 1994.
- [65] A. S. R. and F. T. Johnson, *Modifications and clarifications for the implementation of the Spalart-Allmaras turbulence model*. Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7), 2012.

- 
- [66] D. C. Wilcox, "Formulation of the k-omega turbulence model revisited," *AIAA Journal*, [e-journal] 46(11/2823-2838), 2008.
- [67] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, [e-journal] 32(8/1598-1605), 1994.
- [68] Versteeg and Malalasekera, *An Introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method, second edition*. 2007.
- [69] R. J. Leveque, *Finite Volume Methods for Hyperbolic Problems, 1st Edition*. Cambridge University Press, Cambridge, 2002.
- [70] "Metodo dei volumi finiti." <https://www.wikipedia.it>.
- [71] <https://www.learncax.com/knowledge-base/blog/by-category/cfd/basics-of-y-plus-boundary-layer-and-wall-function-inturbulent-flows>.
- [72] T. Cebeci and J. Cousteix, *Modeling and Computation of Boundary-Layer Flows: Laminar, Turbulent and Transitional Boundary Layers in Incompressible Flows*. Berlin, Springer, 1999.
- [73] L. Davidsson, *Fluid mechanics, turbulent flow and turbulence modeling*. Course material in MSc courses, Division of Fluid Dynamics, Dept. of Applied Mechanics, Chalmers University of Technology, 2013.
- [74] "Law of the wall." <https://www.wikipedia.it>.
- [75] "Simscale documentation." <https://www.simscale.com>.
- [76] *OpenFOAM User Guide*. OpenFOAM Documentation, 2013.
- [77] Ahrens, James, Geveci, Berk, Law, and Charles, *ParaView: An End-User Tool for Large Data Visualization*.
- [78] "Rhinoceros." <https://www.wikipedia.it>.