



UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI GENOVA

FACOLTA' DI INGEGNERIA

Simulazioni numeriche su diverse configurazioni di winglets per la riduzione della resistenza indotta

Relatore:

Chiar.mo Prof. Alessandro Bottaro

Correlatore:

Dott. Ing. Joel Guerrero

Allievo:

Dario Maestro

Tesi per il conseguimento della Laurea Triennale

in

INGEGNERIA MECCANICA

Anno accademico 2009/2010

Marzo 2011



UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI GENOVA

FACOLTA' DI INGEGNERIA

Numerical simulation of various types of winglets for the reduction of induced drag

Abstract

Tip vortices, created by differences in pressure between pressure and suction sides of airfoil, increase fuel consumption due to the appearance of an additional drag term, called induced drag. The high intensity of these vortices and their trail can produce serious problems for light aircrafts that meet the wake of bigger aircrafts, influencing the take-off and landing frequency. Biomimetic studies demonstrates how in nature some species of birds have solved these problems, using some particular feathers, called remiges. On the basis of these remiges, winglets have been invented.

This thesis has the aim of comparing values of induced drag and vortex intensity generated by a wing without winglet, a wing with a simple winglet and a wing with an innovative spiroidal winglet. Airfoils have been designed with a CAD software and studies have been realized with CFD techniques and the use of Ansys Fluent. Twenty-one simulations have been performed (7 for each airfoil configuration) as the angle of attack changes between -2.5° and 10° , analyzing lift and drag coefficients and making visualizations to study the intensity and shape of the vortices.

The numerical results show a maximum reductions of induced drag, compared to a clean wing, of 10.8% for the wing with simple winglet and of 23% for the wing with spiroidal winglet. Vortex intensity is reduced by 32.6% for the wing with simple winglet and by the 28.7% for the wing with spiroidal winglet.

Ringraziamenti

Innanzitutto desidero ringraziare il Prof. Bottaro, per avermi fatto appassionare a quella bellissima scienza che è la meccanica dei fluidi, per avermi proposto questa tesi e per avermi seguito passo passo durante questi mesi di lavoro.

Un sentito ringraziamento va anche all'Ing. Guerrero, che mi ha aperto gli occhi alla fluidodinamica computazionale e mi ha guidato nella realizzazione di questo progetto, rispondendo pazientemente alle mie infinite domande.

Grazie ai miei amici, a quelli di studio e a quelli con cui ho condiviso i più bei momenti di libertà, senza i quali quest'impresa sarebbe stata insostenibile.

Grazie a Irene, porto sicuro nel mare in tempesta.

Grazie a mamma e papà (e un po' anche a Diego dai...), che mi hanno permesso di intraprendere questa strada e hanno sempre appoggiato ogni mia scelta.

Prefazione

I vortici di fondo ala, che si generano a causa della differenza di pressione tra estradosso ed intradosso in un profilo alare, hanno l'effetto di aumentare i consumi di carburante a causa dell'instaurarsi di una resistenza supplementare sull'ala, chiamata resistenza indotta. L'elevata intensità di questi vortici e il loro perdurare nell'aria può causare inoltre seri problemi a velivoli leggeri che si imbattano nella scia di un velivolo di maggiori dimensioni, influenzando così le frequenze di decollo ed atterraggio negli aeroporti. Studi di biomimetica hanno evidenziato come in natura alcune specie di uccelli abbiano ovviato a questi problemi attraverso l'utilizzo di particolari penne, dette penne remiganti, a partire dalle quali sono state sviluppate particolari alette chiamate *winglets*.

Questa tesi ha lo scopo di confrontare i valori di resistenza indotta e di intensità dei vortici che si generano rispettivamente in un'ala senza *winglet*, in un'ala con *winglet* semplice e in un'ala dotata di una configurazione innovativa di *winglet* con forma spiroidale. I profili alari sono stati realizzati con un software di CAD e gli studi con tecniche di fluidodinamica computazionale (CFD), attraverso l'utilizzo del software *Ansys Fluent*. Sono state effettuate 21 simulazioni (7 per ogni configurazione) al variare dell'angolo d'attacco tra -2.5° e 10° , analizzando il coefficiente di portanza e di resistenza e realizzando visualizzazioni per studiare la forma e l'intensità dei vortici.

Gli studi hanno evidenziato riduzioni della resistenza indotta rispetto all'ala base sia per l'ala con *winglet* semplice, sia per l'ala con *winglet* spiroidale, con percentuali notevolmente superiori nel secondo caso. Sono state inoltre riscontrate significative riduzioni dell'intensità dei vortici per entrambe le configurazioni.

Indice

1	Introduzione e studi precedenti	1
1.1	Vortici d'estremità d'ala e resistenza indotta	1
1.2	<i>Winglets</i> , <i>multi-winglets</i> e biomimetica	3
1.2.1	Vari studi su <i>multi-winglets</i>	5
1.3	<i>Winglets</i> spiroidali	12
1.4	Oggetto di questa tesi	18
2	Le equazioni di Navier-Stokes e la CFD	20
2.1	Le equazioni di Navier-Stokes	20
2.1.1	Le equazioni di Navier-Stokes mediate alla Reynolds	21
2.1.2	Il modello di turbolenza Spalart-Allmaras	22
2.2	La fluidodinamica computazionale (CFD)	24
2.2.1	Il metodo dei volumi finiti	24
2.2.2	Procedura di analisi	24
3	Impostazione delle simulazioni	26
3.1	Definizione della geometria	26
3.1.1	Caratteristiche generali del profilo alare	26
3.1.2	Le diverse configurazioni dell'estremità alare	28
3.1.3	La definizione del dominio computazionale	30
3.2	Definizione della <i>mesh</i>	32
3.3	Impostazione dei parametri in <i>Fluent</i>	35
4	Risultati delle simulazioni	39
4.1	Riduzione della resistenza indotta	39
4.1.1	Portanza e resistenza	39
4.1.2	I valori dei coefficienti C_L e C_D	40
4.2	Riduzione dell'intensità dei vortici	49
4.2.1	La vorticità	49
4.2.2	Intensità dei vortici in funzione della distanza dall'ala e visualizzazione delle traiettorie del flusso	49
4.2.3	Q-criterion	71
5	Conclusioni	78

Elenco delle figure

1.1	Ripartizione delle resistenze	1
1.2	Esempio di tip vortex formato da un aereo agricolo che solleva fumo colorato da un campo (NASA Langley Research Center)	2
1.3	Un C-17 Globemaster III vola via dopo aver rilasciato fumi nel cielo dell'Oceano Atlantico	2
1.4	Esempio di <i>winglet</i> su un Boeing 737-800	3
1.5	Penne remiganti in un'aquila reale	3
1.6	Confronto tra uccelli con e senza <i>multi-winglets</i> [1]	4
1.7	Varie configurazioni di <i>multi-winglets</i> nell'analisi di Rechenberg [1]	4
1.8	Risultati ottenuti con la configurazione 27 [1]	5
1.9	Modello preparato per le prove, a sinistra, e multi-winglets in configurazione 1, a destra [8]	5
1.10	Curva del coefficiente di portanza con legenda relativa alle configurazioni studiate [8]	6
1.11	Curva del coefficiente di resistenza [8]	7
1.12	Combinazione dei coefficienti di portanza e resistenza [8]	7
1.13	Curve C_D vs C_L e fattore di resistenza: confronto tra ala corta standard e ala con 5 remiganti [9]	9
1.14	Configurazioni del modello alare [9]	9
1.15	Alcune configurazioni alari testate [9]	9
1.16	Curva C_L vs α : confronto tra ala corta e ala cortissima con 5 remiganti. Coefficienti riferiti alla superficie dell'ala base [9]	10
1.17	Curva C_L vs C_D : confronto tra ala corta e ala cortissima con 5 remiganti. Coefficienti riferiti alla superficie dell'ala base [9]	10
1.18	Curva C_L vs C_D : confronto tra ala totale e ala corta con 5 remiganti. Coefficienti riferiti alla superficie dell'ala base [9]	11
1.19	Curva $C_L^{3/2}/C_D$ vs C_L : confronto tra ala totale e ala corta con 5 remiganti. Coefficienti riferiti alla superficie dell'ala base [9]	11
1.20	Dalle <i>multi-winglets</i> alle <i>winglets</i> spiroidali [10]	12
1.21	Ipotesi di <i>winglet</i> spiroidale [10]	12
1.22	Globemaster II equipaggiato con <i>winglets</i> spiroidali	13
1.23	Dassault Falcon 50 equipaggiato con <i>winglets</i> spiroidali	13
1.24	Modello dell'ala con <i>winglet</i> semplice [13]	14
1.25	Modello dell'ala con <i>winglet</i> spiroidale e γ di 30.4° [13]	14
1.26	Modello dell'ala con <i>winglet</i> spiroidale e γ di 45° [13]	15
1.27	Modello dell'ala con <i>winglet</i> spiroidale e γ di 15° [13]	15

1.28	Modello dell'ala con <i>winglet</i> spiroidale e raggio maggiorato [13]	15
1.29	Profilo di vorticità per l'ala base [13]	16
1.30	Profilo di vorticità per l'ala con <i>winglet</i> semplice [13]	16
1.31	Profilo di vorticità per l'ala con <i>winglet</i> spiroidale [13]	17
3.1	Profilo NACA 2412	27
3.2	Configurazione alare di partenza	27
3.3	Estremità alare nella configurazione di ala base	28
3.4	Ala base	28
3.5	<i>Winglet</i> semplice realizzata per questo studio	29
3.6	Ala con <i>winglet</i> semplice	29
3.7	<i>Winglet</i> spiroidale realizzata per questo studio	29
3.8	Ala con <i>winglet</i> spiroidale	30
3.9	Vista tridimensionale del dominio computazionale	30
3.10	Proiezione del dominio computazionale sul piano y-z	31
3.11	Proiezione del dominio computazionale sul piano x-z	31
3.12	Dominio computazionale in configurazione finale	32
3.13	Visualizzazione laterale della <i>mesh</i>	34
3.14	Dettaglio della <i>mesh</i> sull'ala	34
3.15	Visualizzazione laterale della <i>mesh</i> dopo la conversione	35
3.16	Schermata di lancio di <i>Fluent</i>	36
3.17	Metodi di soluzione impostati	37
4.1	Forze aerodinamiche agenti su un profilo alare [15]	40
4.2	Andamento di C_L al variare dell'angolo d'attacco	42
4.3	Bolla di ricircolazione per α pari a 5°	43
4.4	Bolla di ricircolazione per α pari a 10°	43
4.5	Assenza della bolla di ricircolazione per α pari a 0°	43
4.6	Andamento di C_D al variare dell'angolo d'attacco	44
4.7	Andamento di C_L/C_D al variare dell'angolo d'attacco	45
4.8	Drag polar	46
4.9	Induced drag polar	48
4.10	Vorticità massima al variare della distanza dal bordo d'attacco per α pari a 5°	50
4.11	Vorticità su piani successivi equispaziati per ala base e $\alpha=5^\circ$	51
4.12	Vorticità su piani successivi equispaziati per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=5^\circ$	51
4.13	Vorticità su piani successivi equispaziati per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=5^\circ$	52
4.14	Linee di corrente per ala base e $\alpha=5^\circ$ (vista 1)	53
4.15	Linee di corrente per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=5^\circ$ (vista 1)	53
4.16	Linee di corrente per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=5^\circ$ (vista 1)	54
4.17	Linee di corrente per ala base e $\alpha=5^\circ$ (vista 2)	54
4.18	Linee di corrente per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=5^\circ$ (vista 2)	55
4.19	Linee di corrente per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=5^\circ$ (vista 2)	55
4.20	Linee di corrente per ala base e $\alpha=5^\circ$ (vista 3)	56
4.21	Linee di corrente per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=5^\circ$ (vista 3)	56

4.22	Linee di corrente per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=5^\circ$ (vista 3)	57
4.23	Vorticit� massima al variare della distanza dal bordo d'attacco per α pari a 10°	57
4.24	Vorticit� su piani successivi equispaziati per ala base e $\alpha=10^\circ$	58
4.25	Vorticit� su piani successivi equispaziati per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=10^\circ$	59
4.26	Vorticit� su piani successivi equispaziati per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=10^\circ$	59
4.27	Traiettorie per ala base e $\alpha=10^\circ$ (vista 1)	60
4.28	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=10^\circ$ (vista 1)	60
4.29	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=10^\circ$ (vista 1)	61
4.30	Traiettorie per ala base e $\alpha=10^\circ$ (vista 2)	61
4.31	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=10^\circ$ (vista 2)	62
4.32	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=10^\circ$ (vista 2)	62
4.33	Traiettorie per ala base e $\alpha=10^\circ$ (vista 3)	63
4.34	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=10^\circ$ (vista 3)	63
4.35	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=10^\circ$ (vista 3)	64
4.36	Vorticit� massima al variare della distanza dal bordo d'attacco per α pari a 0°	64
4.37	Vorticit� su piani successivi equispaziati per ala base e $\alpha=0^\circ$	65
4.38	Vorticit� su piani successivi equispaziati per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=0^\circ$	66
4.39	Vorticit� su piani successivi equispaziati per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=0^\circ$	66
4.40	Traiettorie per ala base e $\alpha=0^\circ$ (vista 1)	67
4.41	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=0^\circ$ (vista 1)	67
4.42	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=0^\circ$ (vista 1)	68
4.43	Traiettorie per ala base e $\alpha=0^\circ$ (vista 2)	68
4.44	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=0^\circ$ (vista 2)	69
4.45	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=0^\circ$ (vista 2)	69
4.46	Traiettorie per ala base e $\alpha=0^\circ$ (vista 3)	70
4.47	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> semplice e $\alpha=0^\circ$ (vista 3)	70
4.48	Traiettorie per ala con <i>winglet</i> spiroidale e $\alpha=0^\circ$ (vista 3)	71
4.49	Superfici a isovorticit�	72
4.50	<i>Q</i> -criterion	72
4.51	Confronto tra superfici a isovorticit� e utilizzo del <i>Q</i> -criterion	73
4.52	<i>Q</i> -criterion per ala base e α pari a 5°	73
4.53	<i>Q</i> -criterion per ala con <i>winglet</i> semplice e α pari a 5°	74
4.54	<i>Q</i> -criterion per ala con <i>winglet</i> spiroidale e α pari a 5°	74
4.55	<i>Q</i> -criterion per ala base e α pari a 10°	75
4.56	<i>Q</i> -criterion per ala con <i>winglet</i> semplice e α pari a 10°	75
4.57	<i>Q</i> -criterion per ala con <i>winglet</i> spiroidale e α pari a 10°	76
4.58	<i>Q</i> -criterion per ala base e α pari a 0°	76
4.59	<i>Q</i> -criterion per ala con <i>winglet</i> semplice e α pari a 0°	77
4.60	<i>Q</i> -criterion per ala con <i>winglet</i> spiroidale e α pari a 0°	77

Elenco delle tabelle

1.1	Configurazioni delle <i>winglets</i> [8]	6
1.2	Guadagni in percentuale [9]	12
1.3	Coefficienti di portanza, resistenza e L/D per le varie configurazioni [13]	18
4.1	Valori della <i>planform area</i>	40
4.2	Valori dei coefficienti C_L e C_D ed efficienza aerodinamica per l'ala base	41
4.3	Valori dei coefficienti C_L e C_D ed efficienza aerodinamica per l'ala con <i>winglet</i> semplice	41
4.4	Valori dei coefficienti C_L e C_D ed efficienza aerodinamica per l'ala con <i>winglet</i> spiroidale	41
4.5	Valori dei coefficienti di resistenza parassita C_{Dmin}	47
4.6	Valori dei coefficienti di resistenza indotta C_{Di}	47

Capitolo 1

Introduzione e studi precedenti

1.1 Vortici d'estremità d'ala e resistenza indotta

I vortici di estremità d'ala sono regioni ad alta vorticità che si sviluppano all'estremità di un'ala durante il suo movimento in un fluido (generalmente l'aria, ma anche l'acqua, ad esempio nel caso dei timoni dei sottomarini). Quando un'ala si muove in un fluido, infatti, essa genera una forza aerodinamica di portanza attraverso la creazione di una differenza di pressione fra intradosso (alta pressione) ed estradosso (bassa pressione). Poiché però ogni fluido si muove per natura da zone a pressione più alta verso zone a pressione più bassa, in questo caso tenderà a muoversi dal ventre al dorso dell'ala portante. Per far ciò può aggirare non solo il bordo d'attacco e quello d'uscita, ma anche l'estremità dell'ala generando un flusso d'aria in senso longitudinale rispetto all'asse dell'ala stessa e di conseguenza dei vortici, detti vortici d'estremità d'ala (*tip vortex*). Questi vortici impongono forze sulle ali dirette in molteplici direzioni, compresa la direzione del flusso d'aria. La componente di forza diretta nella direzione del flusso si somma così alla resistenza aerodinamica e viene chiamata resistenza indotta. Questa resistenza può assumere valori molto rilevanti, vicini al 35% della resistenza totale, come schematizzato in figura 1.1.

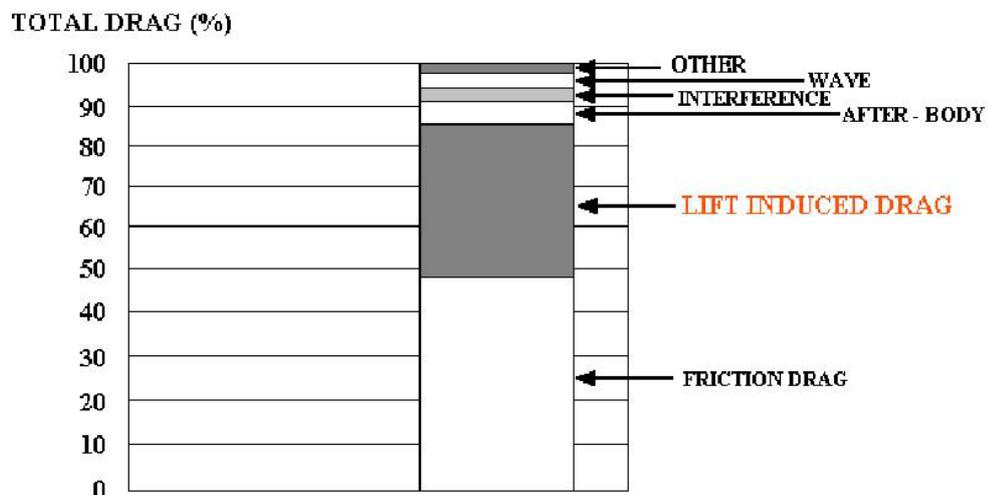


Figura 1.1: Ripartizione delle resistenze

I vortici d'estremità d'ala possono inoltre produrre pericoli piuttosto seri per aeroplani leggeri, specialmente durante le fasi di decollo ed atterraggio, nelle quali c'è maggior probabilità di incappare nella scia di un aereo passato lì precedentemente, e che non si è ancora estinta. È vero infatti che tali vortici perdurano piuttosto a lungo, influenzando quindi sulla frequenza di decollo e atterraggio in un aeroporto.



Figura 1.2: Esempio di tip vortex formato da un aereo agricolo che solleva fumo colorato da un campo (NASA Langley Research Center)



Figura 1.3: Un C-17 Globemaster III vola via dopo aver rilasciato fumi nel cielo dell'Oceano Atlantico

Questi vortici hanno intensità tanto minore quanto più l'ala è allungata, perché l'intensità dei vortici generati è pari alla variazione di portanza calcolata lungo l'asse dell'ala. Se dunque si costruisce un'ala particolarmente allungata (lunga e stretta) essa avrà una distribuzione di portanza che varia gradatamente dall'estremità alla radice, e genererà dei vortici di piccola intensità. Però ali molto lunghe peggiorano la manovrabilità dell'aereo poiché hanno un maggior momento d'inerzia e così si è progressivamente adottato un altro metodo per ridurre la resistenza indotta, e quindi il consumo di carburante, utilizzando le cosiddette *winglets* (alette d'estremità).

1.2 *Winglets*, *multi-winglets* e biomimetica

Le *winglets* sono alette poste alle estremità delle ali in direzione verticale e hanno l'effetto di ridurre i vortici e quindi la resistenza indotta.



Figura 1.4: Esempio di *winglet* su un Boeing 737-800

Per cercare di ridurre ancora i vortici di estremità d'ala sono state e vengono ancora oggi studiate differenti forme di *winglets* osservando come in alcune specie di uccelli la natura abbia risolto questo problema. In queste specie infatti (ad esempio aquile, avvoltoi, ecc) sono presenti alle estremità delle ali delle penne, dette penne remiganti, che sono molto distanziate tra loro e che durante il volo si sollevano e si dispongono sfalsate in altezza riducendo al minimo i vortici e quindi la resistenza indotta.



Figura 1.5: Penne remiganti in un'aquila reale

Questo fenomeno naturale è stato studiato da Rechenberg [1], che ha immaginato di avere due volatili, uno con ed uno senza *multi-winglets*, a un'altezza di 1000 m e di farli planare fino a terra valutando il tempo di discesa. I risultati dello studio sono schematizzati in figura 1.6.

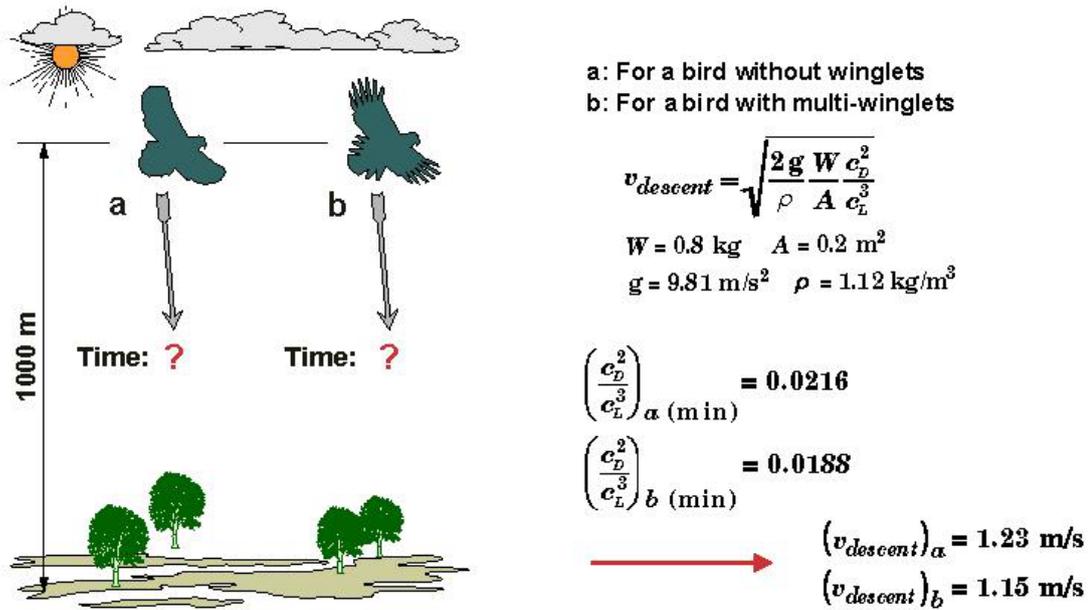


Figura 1.6: Confronto tra uccelli con e senza *multi-winglets* [1]

L'uccello (a) impiega 13 minuti e 33 secondi a toccar terra mentre l'uccello (b) 14 minuti e 30 secondi, e ha così 57 secondi in più da poter sfruttare per, ad esempio, individuare una preda. A questo punto Rechenberg ha cercato di applicare le *multi-winglets* a un profilo alare per valutare miglioramenti in termini di portanza e resistenza. È partito da un profilo alare con all'estremità 5 strisce di metallo inizialmente in configurazione piana (non sfalsate) e flessibili alla base in modo da rendere il sistema modificabile. Tramite prove in galleria del vento, dove ha misurato portanza e resistenza, ha poi cercato di migliorare sempre il rapporto tra portanza e resistenza. Dopo 27 generazioni di diverse configurazioni (mostrate in figura 1.7) questo rapporto non poteva più essere incrementato e così ha scelto la configurazione finale e diagrammato i risultati ottenuti, come si vede in figura 1.8.

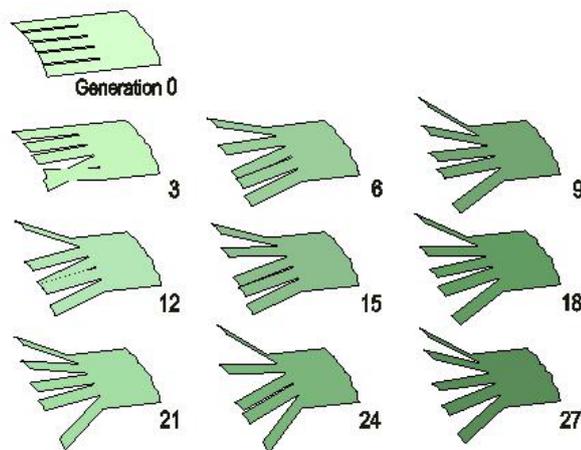


Figura 1.7: Varie configurazioni di *multi-winglets* nell'analisi di Rechenberg [1]

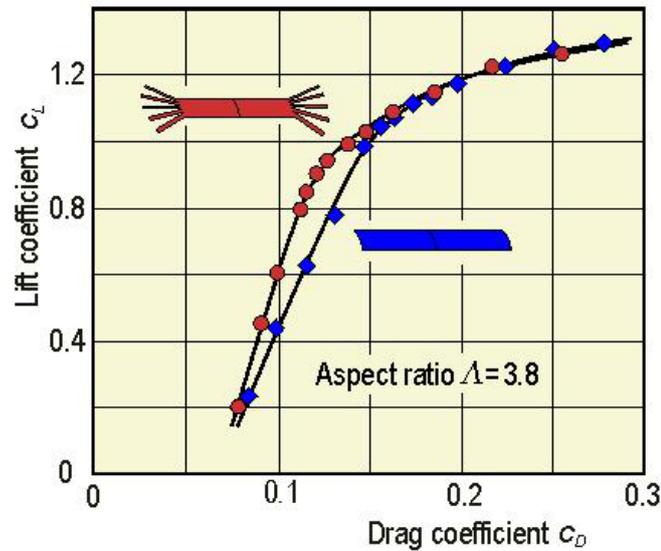


Figura 1.8: Risultati ottenuti con la configurazione 27 [1]

1.2.1 Vari studi su *multi-winglets*

Diversi tipi di *multi-winglets* sono state studiate da molti autori in passato come Spielman e collaboratori [2, 3], Zimmer [4], La Roche e La Roche [5], e più recentemente da Smith et al. [6] e Catalano e collaboratori [7, 8].

Questi ultimi ad esempio hanno studiato l'influenza delle *multi-winglets* in velivoli leggeri. Per fare ciò è stato progettato e costruito all'università di San Paolo un modello di configurazione alare in scala 1:6 nel quale è stato predisposto all'estremità un alloggiamento per 3 *winglets* orientabili in diverse posizioni.



Figura 1.9: Modello preparato per le prove, a sinistra, e multi-winglets in configurazione 1, a destra [8]

Tutti i pezzi del prototipo sono stati eseguiti tramite un processo di prototipazione rapida chiamato SLS (*Selective Laser Sinterization*) utilizzando poliammide. Per questo studio sono state selezionate sei configurazioni da confrontare con quella di riferimento che non presenta *winglets*. Le configurazioni, con i rispettivi angoli, sono

elencate nella tabella 1.1 e sono state scelte sulla base dei risultati migliori ottenuti da Cerón Muñoz e Catalano nel loro precedente studio [7]. Le tre winglets hanno conicità di 0.45 e *aspect ratio* rispettivamente di 2,7, 3,1 e 3,5. I profili, la distribuzione della torsione e gli altri parametri geometrici sono stati definiti dalle simulazioni CFD del flusso intorno all'estremità alare e tenendo conto dei principi alla base della costruzione delle *winglets*.

Configuration	Cant Angle			Configuration	Cant Angle		
	Winglet 1	Winglet 2	Winglet 3		Winglet 1	Winglet 2	Winglet 3
1	-30	0	30	4	60	30	0
2	45	15	-15	5	45	30	15
3	-15	-30	-45	6	30	15	0

Tabella 1.1: Configurazioni delle *winglets* [8]

Misurando le forze aerodinamiche e diagrammando i coefficienti di portanza e resistenza si vede come dai loro studi sia emerso un miglioramento di questi fattori con l'utilizzo delle *winglets*. Infatti si può notare dalla figura 1.11 un significativo incremento della pendenza della curva relativa al coefficiente di portanza che, in relazione alla configurazione di base, arriva fino all'11%. Si può inoltre notare che si ha un incremento del massimo coefficiente di portanza con tutte e sei le configurazioni studiate, passando da 1,14 a 1,20; inoltre l'angolo di stallo rimane circa uguale al caso della configurazione di riferimento.

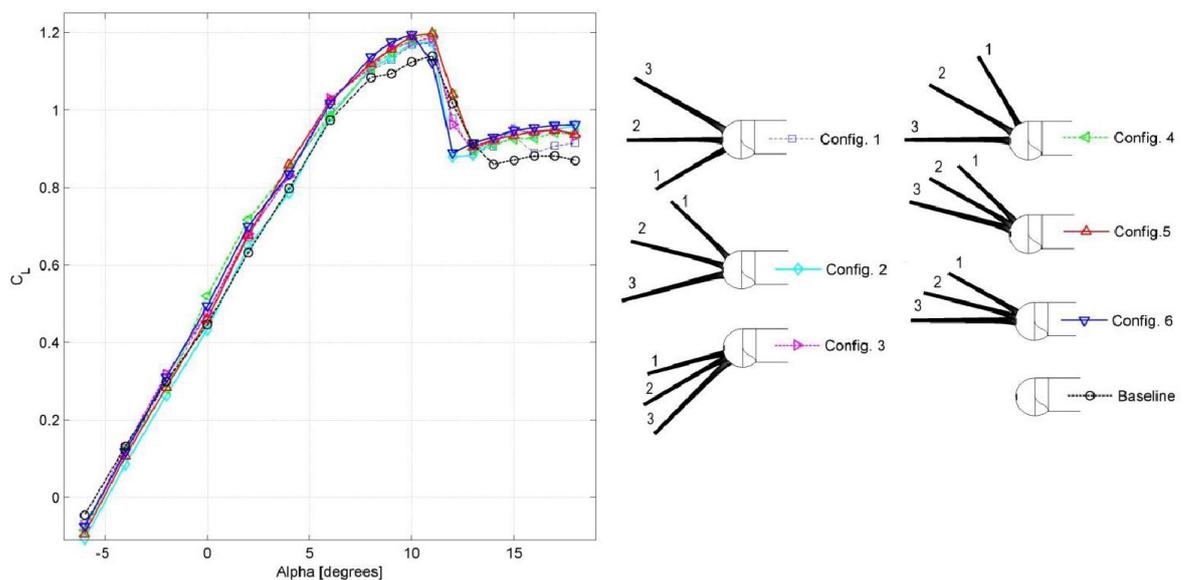


Figura 1.10: Curva del coefficiente di portanza con legenda relativa alle configurazioni studiate [8]

Gli effetti delle *multi-winglets* sulla resistenza sono di piccola intensità alla maggior parte degli angoli di attacco. Si può vedere dalla figura 1.11 che per piccoli angoli d'attacco, fino a 2°, il dispositivo causa una piccola resistenza aggiuntiva rispetto all'ala base. Per alti angoli invece la riduzione della resistenza indotta diventa sempre più consistente e la resistenza totale è leggermente ridotta fino all'angolo di stallo.

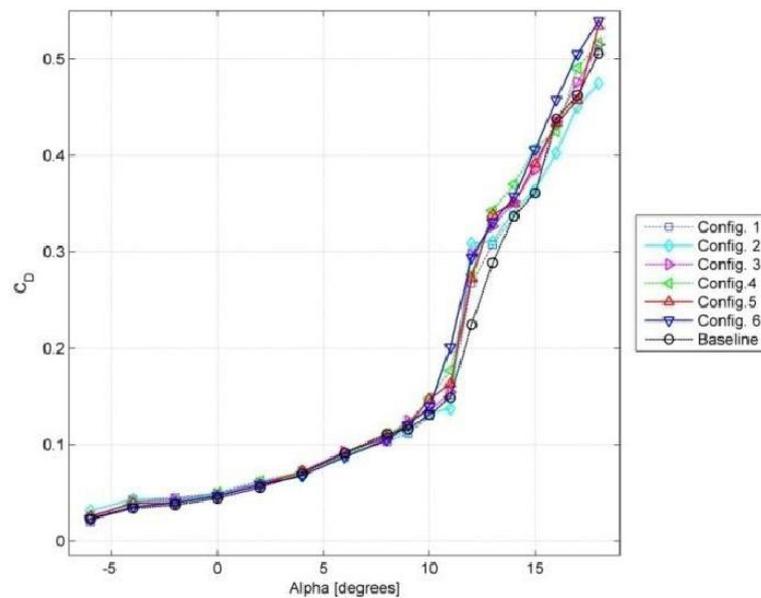


Figura 1.11: Curva del coefficiente di resistenza [8]

In figura 1.12 vengono combinati i dati di portanza e resistenza e si vede che l'origine dell'incremento di rendimento dell'ala è una combinazione di maggior portanza con una piccola riduzione di resistenza. Questo è dovuto alla riduzione dell'intensità dei vortici all'estremità dell'ala, la quale riduce le perdite di portanza dovute ad essi e quindi la resistenza indotta.

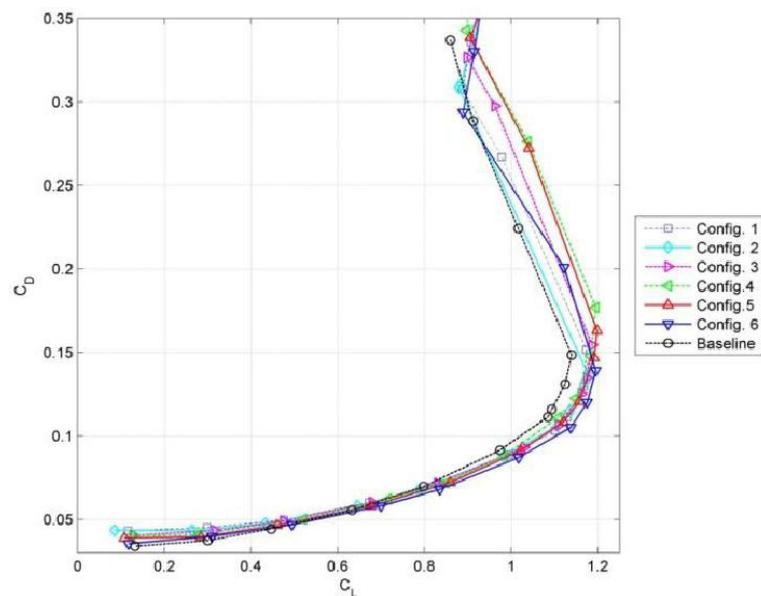


Figura 1.12: Combinazione dei coefficienti di portanza e resistenza [8]

Si può infine notare come ci sia un effetto indesiderato di aumento della resistenza per valori vicini allo zero della portanza, il quale indica come le *multi-winglets* siano indicate per valori del coefficiente di portanza superiori a 0.5; bisogna tenere però conto

del fatto che questi valori sono un po' falsati dal fatto che nella galleria del vento di San Paolo non si riuscissero a ottenere numeri di Re sufficientemente elevati.

Il tema delle *multi-winglets* è stato seguito anche in Italia da un gruppo di ricerca dell'Università degli Studi di Napoli Federico II [9], il quale si è posto come obiettivo quello di analizzare l'influenza delle *multi-winglets* sulle prestazioni di salita e discesa di un deltaplano. A tal scopo è stato progettato e testato un set di *winglets* da applicare sulle estremità alari al fine di minimizzare la velocità di caduta libera del deltaplano v_s .

$$v_s = \frac{1}{\frac{C_L^{3/2}}{C_D}} \cdot \frac{1}{\cos^{3/2} \Phi} \cdot \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} = \frac{1}{\frac{C_L^{3/2}}{C_D}} \cdot \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \cdot \left[1 - \left(\frac{2W}{\rho S} \frac{1}{rgC_L} \right)^2 \right]^{3/2} \quad (1.1)$$

Questa è inversamente proporzionale al fattore di resistenza $C_L^{3/2}/C_D$: il principale obiettivo è stato quindi quello di incrementare questo fattore, con C_L il coefficiente di portanza, C_D il coefficiente di resistenza, S la superficie di riferimento, r il raggio di sterzata, Φ l'angolo di inclinazione laterale e W il peso. Le *winglets* sono state progettate per le ali del deltaplano appartenente a Angelo D'Arrigo, un campione del mondo di deltaplano e detentore di record; egli infatti ha compiuto l'impresa di volare a circa 10000 metri sopra la Cordigliera Andina assieme ai condor. Lo scopo finale dell'ottimizzazione è stato quello di provare se è possibile salire di quota con un ala più corta dell'originale ma equipaggiata con *winglets*, senza perdere performance in salita ma guadagnandone in manovrabilità. La progettazione è stata condotta usando due serie di remiganti, una composta da tre e una da cinque *winglets*. L'ottimizzazione è stata effettuata sostituendo parte dell'estremità alare con le *winglets* in modo da mantenere la stessa apertura alare e da conservare sostanzialmente lo stesso *aspect ratio*, in modo che l'ala completa e l'ala con *winglets* potessero essere confrontate con precisione. Utilizzando le informazioni ottenute dalla fase di progettazione sono stati costruiti due set di remiganti di cinque e tre *winglets* e un modello di ala su cui applicarle. Il modello di ala è stato progettato e costruito in modo che una parte dell'estremità alare potesse essere estratta e sostituita con il set di *winglets*. E' inoltre rimovibile una porzione ulteriore di ala e, applicando al suo posto le *winglets*, si può testare un'ala ancora più corta. Le diverse configurazioni sono state poi testate nella galleria del vento del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale dell'Università degli Studi di Napoli. Prima di fare l'analisi sperimentale è stata però condotta un'analisi numerica con un metodo a reticolo di vortici, che ha fornito i risultati di figura 1.13.

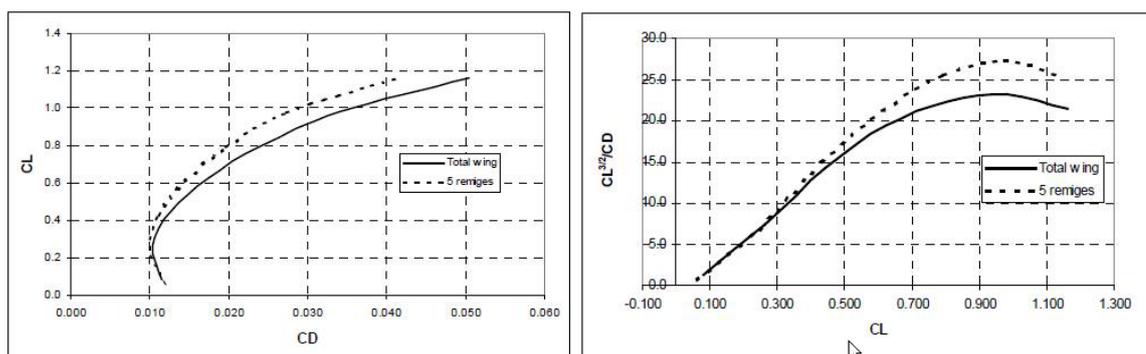


Figura 1.13: Curve C_D vs C_L e fattore di resistenza: confronto tra ala corta standard e ala con 5 remiganti [9]

Come la figura 1.13 mostra, la previsione della simulazione numerica per la configurazione con cinque remiganti è di un miglioramento del fattore di resistenza di circa il 17%. Per la configurazione con 3 remiganti il vantaggio previsto era di circa il 15%. Si è passati poi alla sperimentazione vera e propria in galleria del vento dove sono state testate e confrontate le seguenti configurazioni:

- ala intera con ala corta più il set di remiganti
- ala corta con ala cortissima più il set di remiganti



Figura 1.14: Configurazioni del modello alare [9]



Figura 1.15: Alcune configurazioni alari testate [9]

Considerando la deformabilità delle *winglets* è stato scelto di utilizzare una velocità del flusso libero pari a 24 m/s ; in questo modo il numero di Reynolds medio è di

~ 500000 sull'ala e di ~ 40000 sulle *winglets*. Raccolti i risultati, essi non potevano essere direttamente confrontati tra di loro in termini di forze poiché ogni ala testata aveva una diversa superficie alare e sono stati quindi normalizzati prendendo come riferimento la superficie dell'ala totale ($0,42 \text{ m}^2$). Fatto ciò si è notato che la configurazione con 5 remiganti dava incrementi migliori di quella con 3 ed è quindi stata diagrammata solo la prima (i dati relativi alla configurazione con 3 remiganti sono comunque presenti nella tabella riassuntiva). Come si può vedere nelle figure 1.17 e 1.18 la configurazione con *winglets* ha prodotto un miglioramento in termini di C_D a partire da un valore di C_L di $\sim 0,35$ e di $\sim 0,28$ rispettivamente per il confronto tra ala corta con 5 remiganti e ala totale e ala cortissima più 5 remiganti e ala corta.

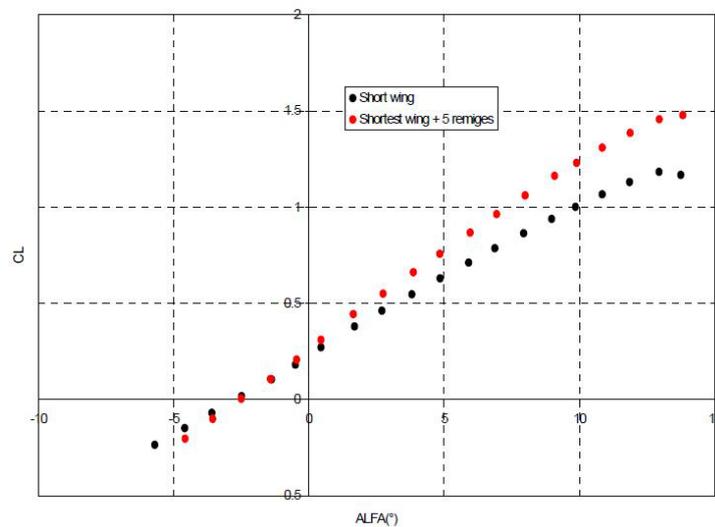


Figura 1.16: Curva C_L vs α : confronto tra ala corta e ala cortissima con 5 remiganti. Coefficienti riferiti alla superficie dell'ala base [9]

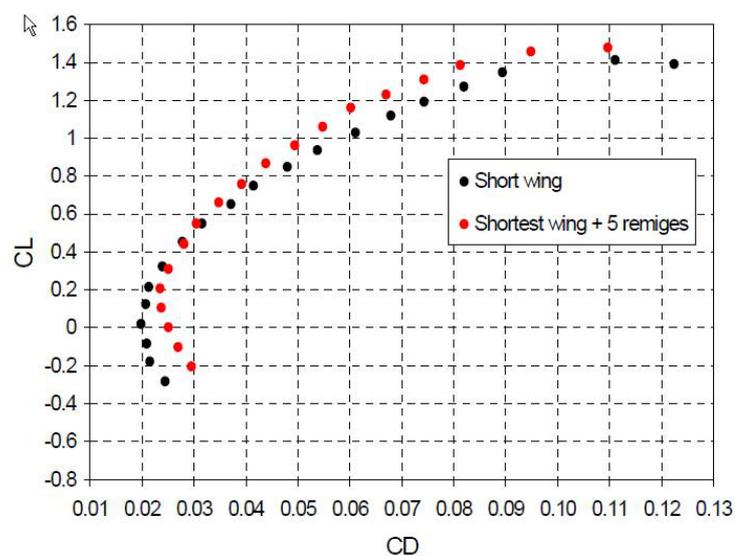


Figura 1.17: Curva C_L vs C_D : confronto tra ala corta e ala cortissima con 5 remiganti. Coefficienti riferiti alla superficie dell'ala base [9]

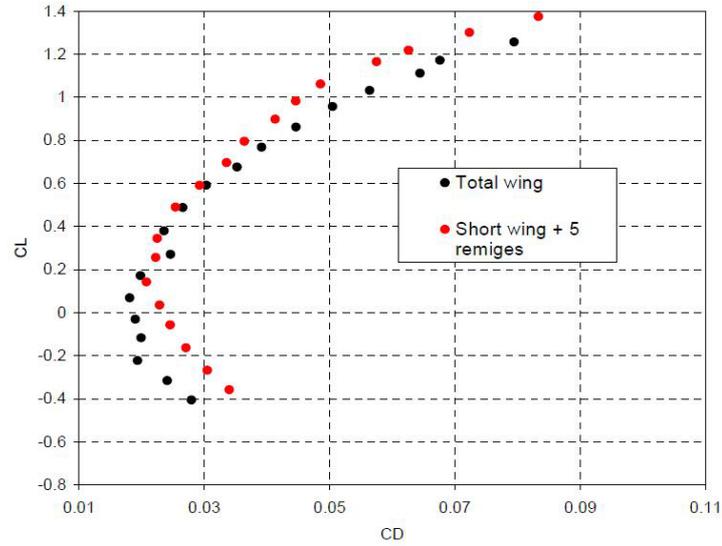


Figura 1.18: Curva C_L vs C_D : confronto tra ala totale e ala corta con 5 remiganti. Coefficienti riferiti alla superficie dell'ala base [9]

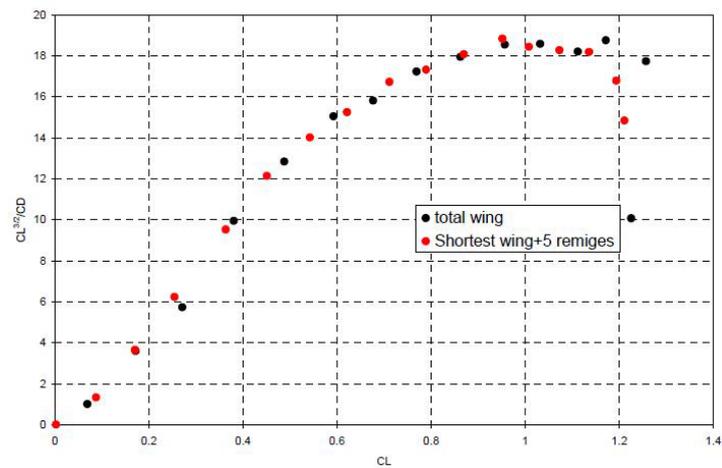


Figura 1.19: Curva $C_L^{3/2}/C_D$ vs C_L : confronto tra ala totale e ala corta con 5 remiganti. Coefficienti riferiti alla superficie dell'ala base [9]

In figura 1.19 è invece riportato il confronto tra il coefficiente di resistenza dell'ala totale e quello dell'ala cortissima più 5 remiganti, entrambi normalizzati alla superficie dell'ala totale. E' evidente che è possibile volare con l'ala cortissima più 5 remiganti senza alcuna perdita in prestazioni e con un guadagno in peso, momento flettente e manovrabilità. Infine nella tabella 1.2 sono riportati i guadagni in percentuale delle varie configurazioni rispetto all'ala base:

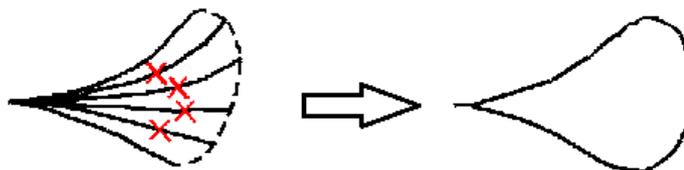
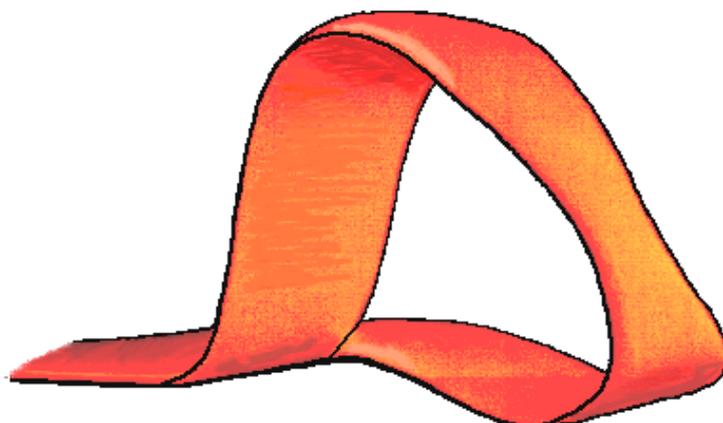
<i>Configuration</i>	<i>Trim</i>	<i>% Advantage in comparison with total wing</i>	
	<i>CL</i>	<i>CD</i>	<i>CL^{3/2}/CD</i>
Short wing+5 remiges	~ 1	-17%	+18%

<i>Configuration</i>	<i>Trim</i>	<i>% Advantage in comparison with short wing</i>	
	<i>CL</i>	<i>CD</i>	<i>CL^{3/2}/CD</i>
Shortest wing+5 remiges	~1	-13 %	+15%
Shortest wing+3 remiges	~ 0.8	-12%	+11%

Tabella 1.2: Guadagni in percentuale [9]

1.3 *Winglets* spiriodali

Dagli esperimenti di ottimizzazione si è visto che la resistenza indotta diminuisce aumentando il numero di remiganti; l'estremità alare non può però essere divisa in un numero qualsiasi di *winglets*, poiché aumenterebbe troppo la resistenza d'attrito. E' stato allora pensato di utilizzare un'estremità alare di tipo spiriodale, che abbia come andamento l'unione delle estremità delle ipotetiche infinite remiganti. Nelle figure 1.20 e 1.21 si può vedere la configurazione ipotizzata da Michael Stache e Rudolf Bannasch della Technische Universität Berlin [10].

Figura 1.20: Dalle *multi-winglets* alle *winglets* spiriodali [10]Figura 1.21: Ipotesi di *winglet* spiriodale [10]

L'idea è stata portata avanti soprattutto dalla Aviation Partners, Inc., una società privata fondata nel 1991 da Joe Clark e Dennis Washington con sede a Seattle, leader mondiale nella progettazione, produzione e commercializzazione di sistemi avanzati di *winglets*. La società ha incominciato il commercio nel 1993 equipaggiando il Gulfstream II ed equipaggia al giorno d'oggi con *winglets* semplici gli Hawker 800 e 800XP, la serie Falcon 2000 e i Boing 737, 757 e 767. La Aviation Partners è attiva nella sperimentazione di *winglets* spirodali dal 2001, quando ha eseguito un test su un Globemaster II ottenendo riduzioni nel consumo di carburante del 6-10% durante il volo in crociera [11].



Figura 1.22: Globemaster II equipaggiato con *winglets* spirodali

La stessa società sta negli ultimi tempi eseguendo nuovi test dopo aver equipaggiato di *winglets* spirodali un Dassault Falcon 50 [12], ma i risultati non sono ancora disponibili.



Figura 1.23: Dassault Falcon 50 equipaggiato con *winglets* spirodali

Interessati dai risultati di Aviation Partners, Tung Wan, Hung-Chu Chou e Kuei-Wen Lien del Department of Aerospace Engineering, Tamkang University, Taiwan, R.O.C. [13], hanno sviluppato un'analisi computazionale confrontando un profilo alare ATR-72 con diverse configurazioni dell'estremità alare a numero di Mach 0.2 e 0.41. Le configurazioni alari analizzate sono state un'ala nuda, un'ala dotata di *winglet*

semplice e cinque diverse configurazioni di ala con *winglet* spiroidale. Per quanto riguarda quest'ultimo caso, definito γ l'angolo compreso tra la verticale e la *winglet* (visibile in figura 1.26), sono partiti da una configurazione con γ di 30.4° ed hanno disegnato altre due configurazioni con ugual raggio ma angolo γ rispettivamente di 15° e 45° e una configurazione con angolo γ base ma con raggio maggiore; in tutti questi quattro casi per la *winglet* spiroidale è stato usato un profilo NACA 0012. Infine è stato disegnato uno spirioide il cui profilo, invece che NACA 0012, è lo stesso dell'ala base, ossia un profilo ATR-72. Le configurazioni, ad eccezione dell'ala base, sono mostrate nelle figure 1.24, 1.25, 1.26, 1.27, 1.28.

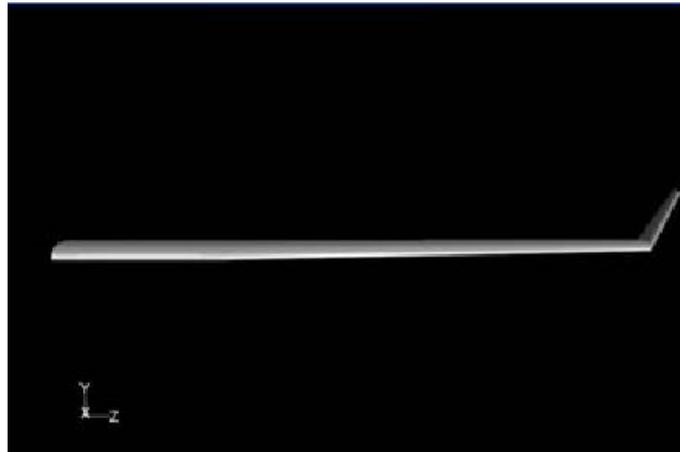


Figura 1.24: Modello dell'ala con *winglet* semplice [13]

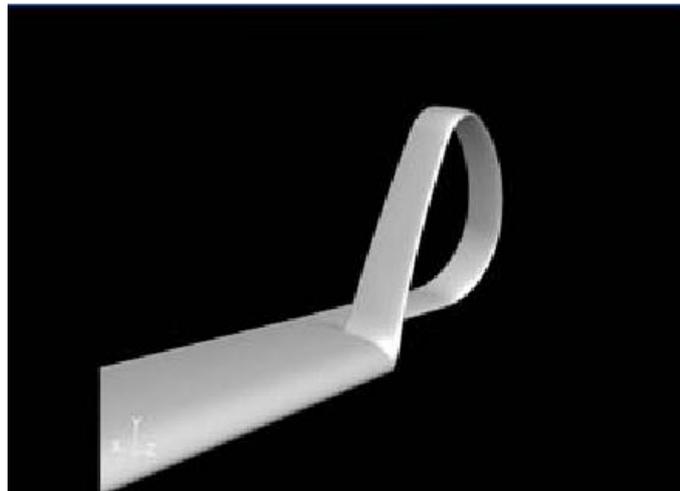
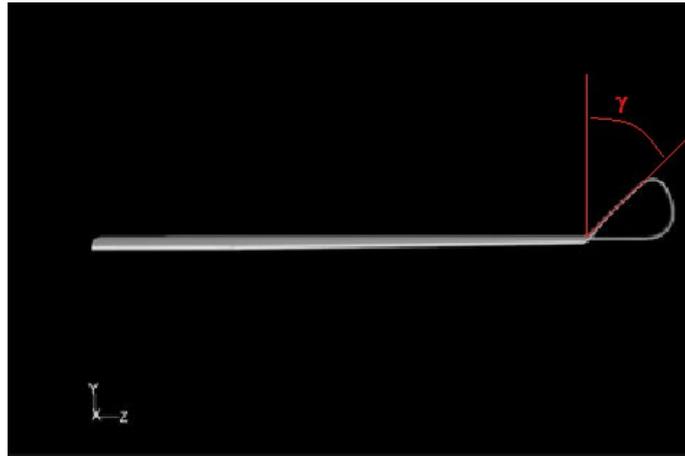
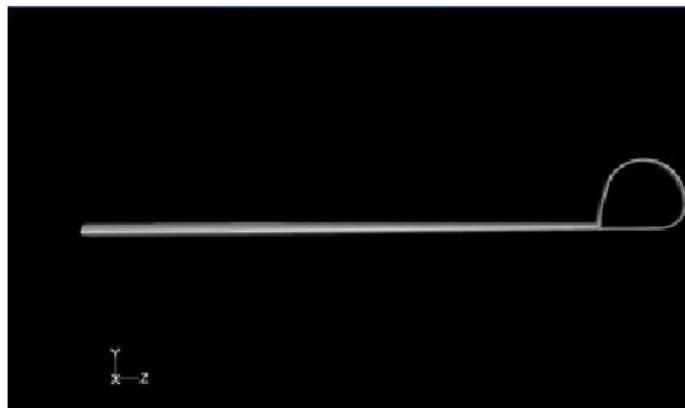
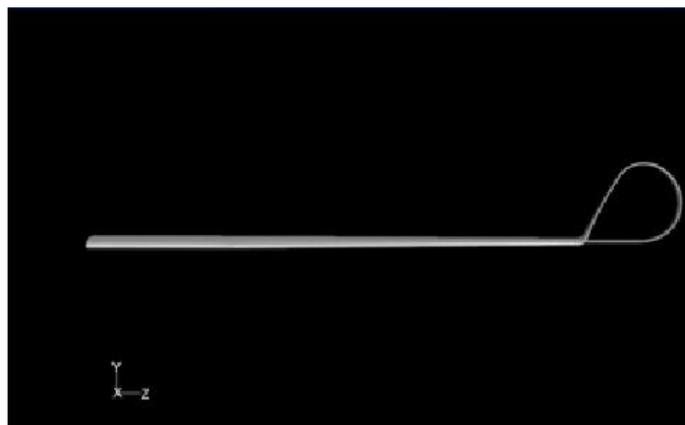


Figura 1.25: Modello dell'ala con *winglet* spiroidale e γ di 30.4° [13]

Figura 1.26: Modello dell'ala con *winglet* spiroidale e γ di 45° [13]Figura 1.27: Modello dell'ala con *winglet* spiroidale e γ di 15° [13]Figura 1.28: Modello dell'ala con *winglet* spiroidale e raggio maggiorato [13]

L'analisi è stata effettuata per sette diversi angoli d'attacco, ossia 0, 2, 4, 7, 10, 13 e 16 gradi. Analizzando i risultati si è notato che dopo aver aggiunto la *winglet* semplice, i vortici d'estremità sono diversi da quello generato dall'ala base; infatti, oltre al vortice

primario presente nel caso di ala base, sono presenti due vortici secondari, situati nell'estremità alare e nell'estremità della *winglet*. Inoltre, va osservato che l'intensità del vortice all'estremità della *winglet* è molto minore di quella del vortice che si generava nell'ala base. Per la *winglet* spiroidale la situazione è ancora diversa; in questo caso infatti il vortice prodotto si diffonde in una zona più ampia, ma la sua intensità è ancora minore rispetto al vortice prodotto dalla *winglet* semplice. Sono, nelle figure 1.29, 1.30 e 1.31, riportati rispettivamente i profili di vorticità per i casi di ala base, ala con *winglet* semplice e ala con *winglet* spiroidale in configurazione base. Si noti la differenza di intensità e di diffusione dei vortici nei vari casi.

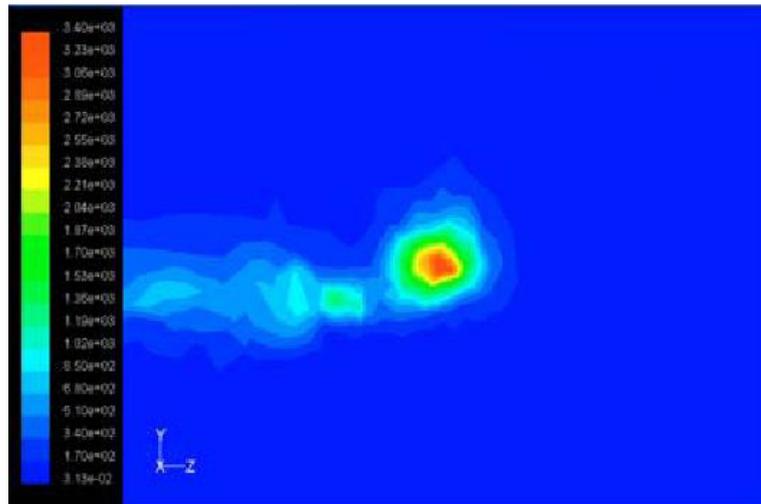


Figura 1.29: Profilo di vorticità per l'ala base [13]

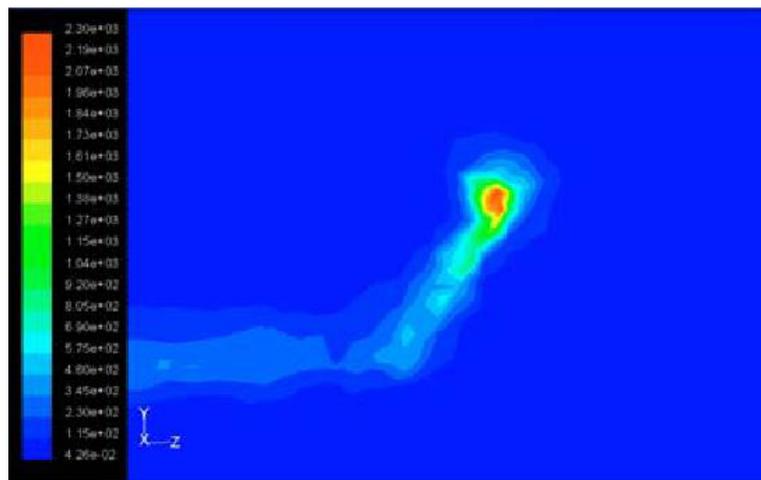


Figura 1.30: Profilo di vorticità per l'ala con *winglet* semplice [13]

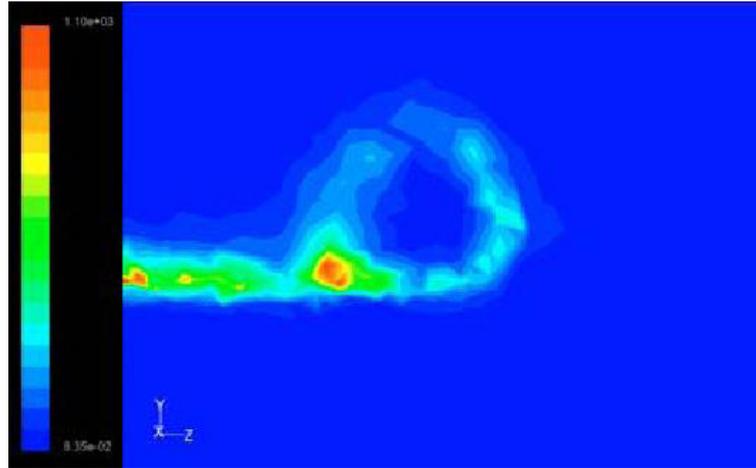


Figura 1.31: Profilo di vorticità per l'ala con *winglet* spiroidale [13]

I risultati sono stati poi analizzati per via numerica comparando i valori dei coefficienti di portanza e resistenza e il valore del coefficiente L/D e riassunti nella tabella 1.3. Si può notare come l'ala nuda abbia i massimi valori di C_D e i minimi di C_L e come aggiungendo la *winglet* semplice aumenti la portanza e diminuisca la resistenza, aiutando a migliorare l'efficienza del veivolo e a risparmiare carburante. Passando alla *winglet* spiroidale, la resistenza decresce ancora. Con l'aumentare dell'angolo d'attacco, la resistenza indotta aumenta proporzionalmente e aumenta anche la percentuale di diminuzione di resistenza rispetto alla *winglet* semplice. La percentuale di aumento del C_L invece diminuisce, ma ciò non è importante poiché in condizioni di crociera non abbiamo problemi di portanza e possiamo concentrarci sulla diminuzione di resistenza, che è direttamente proporzionale al risparmio di carburante. Nel caso invece di *winglet* spiroidale con angolo γ di 45° si ha un aumento ulteriore di portanza, ma c'è una minor diminuzione della resistenza. Per il caso di *winglet* spiroidale con angolo γ di 15° invece si vede come il coefficiente di resistenza sia circa uguale a quello trovato per la *winglet* spiroidale in configurazione base, mentre il coefficiente di portanza sia inferiore. Questo significa che la capacità di ridurre la resistenza indotta della nuova *winglet* spiroidale è simile a quella della *winglet* spiroidale base, ma il suo profilo di resistenza è aumentato. Con l'aumentare dell'angolo d'attacco aumenta anche la resistenza indotta e le differenze percentuali dei C_D di *winglet* spiroidale a 15° e base si riducono. Nell'ultimo caso, quello con raggio maggiorato, l'area bagnata dal fluido aumenta e aumenta di conseguenza la resistenza. Si può però vedere che, quando l'angolo d'attacco è maggiore di 7° e la resistenza indotta prevale, il valore di C_D della *winglet* spiroidale con raggio maggiorato è minore di quello della *winglet* con angolo γ di 45° . Ciò significa che la capacità di ridurre la resistenza indotta della prima è maggiore di quella della seconda. Infine la tabella mostra i valori del coefficiente L/D per l'ala base e per l'ala con le diverse configurazioni delle *winglets* per i valori di Mach 0.2 e 0.41; si nota come, a parità di angolo d'attacco, i valori per Mach 0.41 siano migliori di quelli per Mach 0.2 e quindi come si abbia maggior beneficio volando a velocità maggiori.

α Shapes	0°	2°	4°	7°	10°	13°	16°
Wing	0.026709 0.197959 7.411811 6.687446	0.029769 0.407376 13.684805 12.490780	0.038929 0.606879 15.589210 14.618769	0.061708 0.885808 14.354787 13.954323	0.095149 1.143554 12.018534 11.861124	0.138306 1.353947 9.789536 9.837820	0.189349 1.483350 7.833938 7.943594
Wing + simple winglet	0.026670 0.208566 7.820135 7.040195	0.029674 0.421362 14.199570 12.900521	0.038720 0.622047 16.065480 15.048785	0.061265 0.910798 14.866571 14.353368	0.094136 1.170745 12.433668 12.179538	0.137747 1.380826 10.024356 10.066953	0.188198 1.516322 8.057063 8.161452
Wing + Spiroid winglet	0.026481 0.213313 8.055375 7.283985	0.029381 0.428310 14.577539 13.194564	0.038210 0.628747 16.455258 15.348246	0.060182 0.914724 15.199332 14.692977	0.09204 1.173776 12.752373 12.500742	0.136412 1.384846 10.151913 10.350151	0.186616 1.520350 8.146965 8.444707
Wing + Spiroid winglet (cant=45)	0.026542 0.214354 8.075886 7.300180	0.029464 0.430235 14.601824 13.211559	0.038325 0.631395 16.474741 15.347582	0.060431 0.918288 15.195671 14.671096	0.092619 1.179085 12.730451 12.471958	0.136840 1.389916 10.157238 10.368590	0.187229 1.525633 8.148492 8.461269
Wing + Spiroid winglet (cant=15)	0.026497 0.212506 8.020147 7.254534	0.029399 0.426915 14.521368 13.152645	0.038230 0.627129 16.404175 15.308355	0.060209 0.912805 15.160518 14.665626	0.092232 1.172019 12.707347 12.471240	0.136501 1.383372 10.134505 10.303598	0.186720 1.518866 8.134428 8.434863
Wing + Spiroid winglet (+R)	0.026554 0.213367 8.035357 7.265428	0.029480 0.428494 14.535070 13.158040	0.038367 0.628998 16.394251 15.302744	0.060422 0.915372 15.149724 14.657838	0.092568 1.174550 12.690618 12.420769	0.136725 1.385789 10.135593 10.283859	0.186920 1.521861 8.141770 8.387746
Spiroid of camberd airfoil section	0.026508 0.214011 8.073362 7.294608	0.029422 0.429611 14.601497 13.211515	0.038280 0.630325 16.466015 15.350021	0.060325 0.917065 15.202035 14.687179	0.092356 1.177623 12.75084 12.486573	0.136662 1.387864 10.155415 10.366596	0.186784 1.522278 8.149934 8.485122

Table (1st value) C_D values of different wing and winglet shapes at various angles of attack for $M=0.41$
(2nd value) C_L values of different wing and winglet shapes at various angles of attack for $M=0.41$
(3rd value) L/D values of different wing and winglet shapes at various angles of attack for $M=0.41$
(4th value) L/D values of different wing and winglet shapes at various angles of attack for $M=0.2$

Tabella 1.3: Coefficienti di portanza, resistenza e L/D per le varie configurazioni [13]

1.4 Oggetto di questa tesi

I risultati fin qui presentati sono estremamente eloquenti ed è quindi ampiamente giustificata un'ulteriore analisi, almeno dal punto di vista computazionale, delle potenzialità delle *winglets* spirroidali. L'oggetto di questa tesi è dunque un'analisi computazionale atta a calcolare e comparare i coefficienti di portanza e resistenza e l'intensità dei vortici che si generano in tre differenti configurazioni alari:

- ala base con estremità arrotondata
- ala con *winglet* semplice
- ala con *winglet* spiroidale

La struttura dello studio è analizzata in dettaglio nel capitolo 3.

Capitolo 2

Le equazioni di Navier-Stokes e la CFD

2.1 Le equazioni di Navier-Stokes

Le equazioni di Navier-Stokes (d'ora in poi NSE, ossia *Navier-Stokes Equations*) sono un sistema di equazioni differenziali alle derivate parziali che modellano il moto di un fluido a livello macroscopico, ossia nell'ipotesi che esso possa essere considerato un continuo. Nel caso di un flusso tridimensionale e incomprimibile le NSE possono essere scritte in forma vettoriale secondo la formula:

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\vec{\nabla}p + \rho\vec{g} + \mu\nabla^2\vec{V} \quad (2.1)$$

dove:

- ρ è la densità del fluido
- D rappresenta la derivata materiale e, per un generico vettore \vec{b} , si ha $\frac{D\vec{b}}{Dt} = \frac{\partial\vec{b}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \vec{\nabla})\vec{b}$
- \vec{V} è il vettore velocità di componenti (U, V, W)
- p è la pressione
- \vec{g} è il vettore delle accelerazioni gravitazionali di componenti (g_x, g_y, g_z)
- μ è la viscosità dinamica

Esse vengono risolte insieme all'equazione di continuità che, per un flusso incomprimibile, in forma vettoriale risulta:

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (2.2)$$

Le NSE non sono risolvibili per via analitica se non per semplici casi in cui si possano inserire forti semplificazioni. Esse vengono quindi discretizzate per poter essere risolte da programmi di calcolo per via iterativa. E' questa la fluidodinamica computazionale (CFD) e verrà trattata nella sezione 2.2.

2.1.1 Le equazioni di Navier-Stokes mediate alla Reynolds

Le NSE sono le equazioni generali che permettono di modellare il moto di un fluido ma, se il flusso che si vuole studiare è un flusso turbolento, esso non può essere risolto semplicemente attraverso le NSE poichè si avrebbe bisogno di una divisione del dominio fluido in troppi punti per catturare tutte le scale del moto, tanto da rendere il calcolo difficilmente supportabile da un calcolatore. Si utilizza così un approccio di tipo statistico mediando le NSE in un certo periodo di tempo e considerando il moto turbolento come la sovrapposizione di un moto medio e di uno fluttuante nel tempo. Il tipo di media solitamente usato è stato proposto da Reynolds e per questo le equazioni che ne risultano vengono indicate col nome di equazioni di Navier-Stokes mediate alla Reynolds (d'ora in poi RANS, ossia *Reynolds Averaged Navier-Stokes Equations*).

Ogni variabile istantanea presente nelle NSE viene rappresentata dunque dalla somma di un valore medio e di un valore fluttuante nel tempo; essendo b la generica variabile si ha:

$$b = \bar{b} + b' \quad (2.3)$$

con:

- $\bar{b} = \frac{1}{\Delta t} \int_{t_0}^{t_0+\Delta t} b dt$ il valore medio
- b' il valore fluttuante nel tempo

Inoltre la mediazione nel tempo della quantità fluttuante risulta $\bar{b}' = \int_{t_0}^{t_0+\Delta t} b' dt$ ed è uguale a zero se Δt è sufficientemente grande.

Le NSE possono essere riscritte in notazione indiciale, più comoda per scrivere le RANS. Facendo riferimento a un fluido incomprimibile risulta:

$$\rho \left(\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \rho g_{x_i} + \mu \left(\frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \right) \quad (2.4)$$

Scomponendo le variabili dell'equazione 2.4 come rappresentato dalla formula 2.7, si ottengono le RANS:

$$\rho \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) = \rho \bar{g}_{x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[-\bar{p} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u'_i u'_j} \right] \quad (2.5)$$

Il termine $\overline{\rho u'_i u'_j}$ è stato generato dalla media delle NSE ed è solitamente interpretato come un termine di sforzo e chiamato sforzo di Reynolds. Senza lo sforzo di Reynolds il sistema potrebbe essere chiuso e risolto per i valori medi delle variabili, ma in presenza di esso è necessario inserire una nuova equazione che modelli questo parametro per chiudere il sistema. Esistono diversi modelli turbolenti per modellare lo sforzo di Reynolds, ma l'approccio più comunemente usato è quello di definire una viscosità turbolenta ν_t per la quale risulti:

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \rho \nu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.6)$$

In questo studio è stato scelto di utilizzare il modello di turbolenza cosiddetto di Spalart-Allmaras [14].

2.1.2 Il modello di turbolenza Spalart-Allmaras

Il modello di turbolenza Spalart-Allmaras è un modello di turbolenza a una equazione; esso risolve un'equazione di trasporto per una variabile ausiliaria $\tilde{\nu}$, collegata alla viscosità turbolenta dalla relazione 2.7.

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1} \quad (2.7)$$

con:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3} \quad (2.8)$$

e

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (2.9)$$

dove $\nu = \mu/\rho$ è la viscosità cinematica.

L'equazione di trasporto, ricavata dall'analisi dimensionale e da calcoli empirici, risulta nella versione standard come

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} = c_{b1} (1 - f_{t2}) \bar{S} \tilde{\nu} - \left[c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + \\ + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\nu + \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_i} \right] + f_{t1} (\Delta q)^2 \end{aligned} \quad (2.10)$$

Le altre funzioni che appaiono nell'equazione 2.10 sono definite nelle 2.11, 2.13, 2.16 e 2.17:

$$\bar{S} = S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (2.11)$$

dove

- d è la distanza dalla parete
- κ è la costante di von Karman
- S è il modulo del vettore vorticità $\vec{\zeta}$, con

$$\vec{\zeta} = \left(\frac{\partial W}{\partial y} - \frac{\partial V}{\partial z} \right) \vec{i} + \left(\frac{\partial U}{\partial z} - \frac{\partial W}{\partial x} \right) \vec{j} + \left(\frac{\partial V}{\partial x} - \frac{\partial U}{\partial y} \right) \vec{k}$$

e

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (2.12)$$

La funzione f_w è definita come

$$f_w(r) = g \left(\frac{1 + c_w^6}{g^6 + c_w^6} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (2.13)$$

dove

$$g = r + c_{w2} (r^6 - r) \quad (2.14)$$

e

$$r = \min \left[\frac{\tilde{\nu}}{\overline{S}\kappa d^2}, 10 \right] \quad (2.15)$$

La funzione f_{w2} è data dalla

$$f_{w2} = c_{t3} \exp(-c_{t4}\chi^2) \quad (2.16)$$

La funzione f_{t1} , che tiene conto dell'aumentare della vorticità avvicinandosi a una parete, è data dalla

$$f_{t1} = c_{t1}g_t \exp \left[-c_{t2} \left(\frac{\omega_t}{\Delta q} \right)^2 (d^2 + g_t^2 d_t^2) \right] \quad (2.17)$$

dove:

- d_t è la distanza tra il punto del campo di moto e la parete
- ω_t è la vorticità di parete
- Δq è la differenza di velocità tra il punto del campo di moto e la parete
- g_t è dato dalla

$$g_t = \min \left[1.0, \frac{\Delta q}{\omega_t \Delta x} \right]$$

con Δx la spaziatura della griglia alla parete.

Le costanti usate sono:

$$\begin{array}{cccccc} \sigma = 2/3 & c_{b1} = 0.1355 & c_{b2} = 0.622 & \kappa = 0.41 & c_{v1} = 7.1 & \\ c_{w2} = 0.3 & c_{w3} = 2 & c_{t1} = 1 & c_{t2} = 2 & c_{t3} = 1.1 & c_{t4} = 2 \end{array}$$

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{(1 + c_{b2})}{\sigma}$$

Infine le condizioni al contorno sono:

- Nella sezione di ingresso del fluido, $\tilde{\nu} = \nu_\infty$
- Sulla parete, $\tilde{\nu} = 0$
- Nel campo di moto lontano dalla parete $0 < \tilde{\nu} \leq \frac{1}{10}\nu_\infty$

2.2 La fluidodinamica computazionale (CFD)

La fluidodinamica computazionale (d'ora in poi CFD, *Computational Fluid Dynamics*) è la branca della meccanica dei fluidi che utilizza algoritmi e metodi numerici per la risoluzione di problemi fluidodinamici attraverso l'uso di computer. Viene usata al giorno d'oggi molto frequentemente nei campi dell'industria e della ricerca poichè l'uso di calcolatori di adeguata potenza permette di avvicinarsi in modo soddisfacente alla realtà dei fenomeni avendo minori spese rispetto alla realizzazione di un prototipo su cui eseguire gli studi. La CFD è inoltre spesso usata per eseguire controlli incrociati su prototipi e validarne i risultati. Esistono oggi numerosi codici commerciali per la risoluzione e la modellazione di problemi che coinvolgano il moto di fluidi. Tra i più noti troviamo *CFX*, *Ansys Fluent*, *KIVA*, *NUMECA*, *Phoenics*, *STAR-CD*, *STAR-CCM+* ed altri open source come *Code_Saturne*. In questo studio è stato utilizzato il codice commerciale *Ansys Fluent* (Fluent Inc, Ansys - Lebanon, NH, USA), che discretizza le equazioni (approssimandole con equazioni algebriche risolubili per via numerica tramite calcoli iterativi) avvalendosi del metodo dei volumi finiti (vedere sottosezione 2.2.1).

Si ricorda inoltre che le NSE non sono risolubili se non per flussi laminari e geometrie particolarmente semplici; le equazioni discretizzate e utilizzate da *Ansys Fluent* sono quindi le RANS (vedere sottosezione 2.1.1) accompagnate, in questo studio, dall'equazione di chiusura di Spalart-Allmaras (vedere sottosezione 2.1.2).

2.2.1 Il metodo dei volumi finiti

Il metodo dei volumi finiti ha come punto di partenza le equazioni di conservazione in forma integrale. Il dominio computazionale viene suddiviso in un numero finito di volumi di controllo contigui e in ognuno di essi vengono risolte le equazioni di conservazione; in questo modo, se i bilanci di massa e di quantità di moto sono soddisfatti in ogni singolo volume di controllo, essi saranno soddisfatti su tutto il dominio. Viene infatti definito, attorno al corpo che sarà investito dal flusso, un dominio computazionale e viene creata una griglia (*mesh*) che suddivide lo spazio in tanti volumi di controllo. Questa griglia avrà caratteristiche molto differenti da zona a zona del dominio fluido e i criteri alla base della sua realizzazione saranno presentati nella sezione 3.2. Gli integrali di volume e di superficie vengono quindi calcolati con opportune formule di quadratura. Si ottiene infine, per ogni volume di controllo, un sistema di equazioni algebriche in cui compaiono i valori di un certo numero di nodi di una stessa zona. A questo punto, dopo aver "inizializzato" i volumi di controllo con una soluzione il più possibile plausibile e vicina a quella che ci si attende, il calcolatore risolve le equazioni per via numerica procedendo per iterazioni successive e fermandosi una volta raggiunto il criterio di convergenza impostato.

2.2.2 Procedura di analisi

Viene ora schematizzata la procedura di svolgimento di uno studio di CFD:

1. Definizione della geometria del corpo investito dal flusso.

2. Definizione di un dominio computazionale attorno al corpo. Esso dev'essere sufficientemente grande da permettere di "catturare" tutti i fenomeni che si presentano ma sufficientemente piccolo da non richiedere un numero troppo elevato di suddivisioni, che si tradurrebbe in necessità di calcolatori di grande potenza e provvisti di grandi quantità di memoria.
3. Definizione del modello fisico (equazioni che governano il moto del fluido, ecc.) e del modello matematico (metodo di discretizzazione delle equazioni, algoritmi per la risoluzione delle equazioni).
4. Definizione delle condizioni al contorno.
5. Risoluzione delle equazioni per via iterativa arrestando il calcolo al raggiungimento del grado di accuratezza desiderato.
6. *Post-processing*, ossia visualizzazione e analisi dei risultati.

Capitolo 3

Impostazione delle simulazioni

L'impostazione delle simulazioni è stata effettuata utilizzando la piattaforma *Ansys Workbench*, nella quale è stato importato il disegno effettuato con un programma di CAD. All'interno della piattaforma sono stati utilizzati il *Designer* e il *Mesher* rispettivamente per definire il dominio computazionale e per creare la *mesh*.

3.1 Definizione della geometria

La creazione della geometria delle varie configurazioni alari del dominio computazionale è stata realizzata utilizzando il software di progettazione CAD 3D Solidworks (Dassault Systèmes SolidWorks Corp., 300 Baker Avenue Concord, MA 01742 - USA). La definizione e l'organizzazione del dominio computazionale sono state invece sviluppate tramite il *Designer* di *Ansys*.

3.1.1 Caratteristiche generali del profilo alare

Tutte le configurazioni alari studiati si basano sul profilo NACA 2412 (visibile in figura 3.1), dove NACA indica la *National Advisory Committee for Aeronautics* e le quattro cifre riguardano alcune dimensioni caratteristiche del profilo:

- la prima cifra indica la massima freccia, in percentuale della corda (es. 2 \rightarrow 0.02*c*)
- la seconda cifra indica la distanza dal bordo d'attacco della posizione della freccia massima, in decimi della corda (es. 4 \rightarrow 0.4*c*)
- la terza e quarta cifra indicano lo spessore massimo, in percentuale della corda (es. 12 \rightarrow 0.12*c*)

Il profilo NACA 2412 è dunque un profilo asimmetrico (caratterizzato quindi da valori positivi della portanza anche per angoli d'attacco pari a 0° o leggermente negativi) utilizzato largamente nell'industria aeronautica soprattutto su velivoli leggeri da turismo (ad esempio vari aerei prodotti dalla Cessna Aircraft Company utilizzano questo profilo).

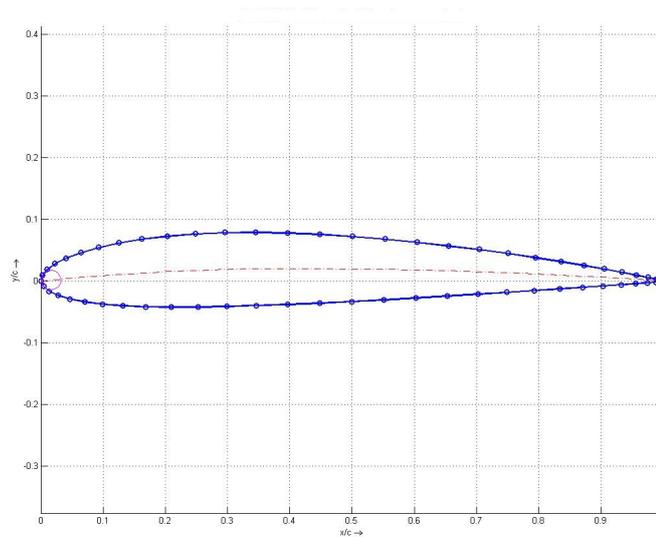


Figura 3.1: Profilo NACA 2412

Definito il profilo vengono ora definiti gli altri parametri geometrici scelti che sono comuni a tutte e tre le configurazioni studiate:

- Corda variabile con lunghezza di 1 m in corrispondenza della fusoliera e di 0.79 m in corrispondenza dell'estremità alare
- Lunghezza dell'ala di 4 m
- Angolo diedro di 0.2°
- Bordo d'attacco liscio e rettilineo
- Bordo d'uscita tagliato a distanza di 0.01 m per migliorare la qualità della *mesh*

La configurazione alare così definita è mostrata in figura 3.2.

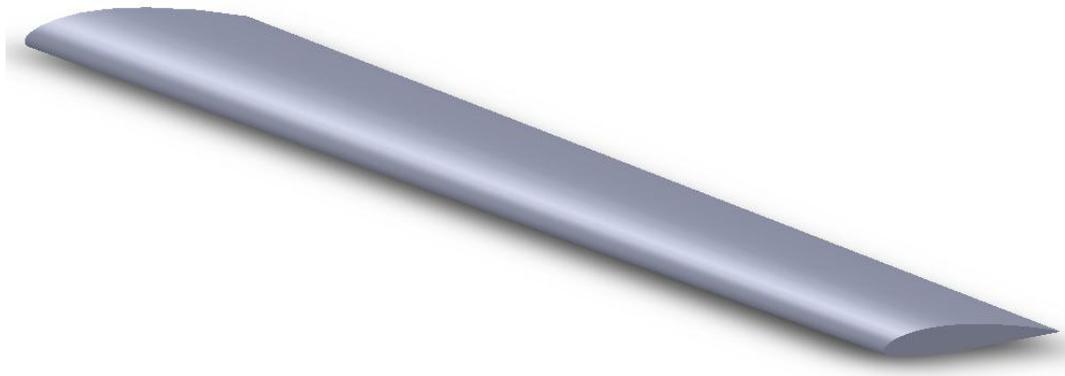


Figura 3.2: Configurazione alare di partenza

3.1.2 Le diverse configurazioni dell'estremità alare

Come già accennato nel capitolo 1, in questa tesi si è scelto di studiare tre diversi profili alari per confrontare l'effetto delle diverse configurazioni dell'estremità sui vortici di fondo ala.

Come prima configurazione è stata scelta un'ala in versione base, costituita dall'ala di partenza a cui è stata arrotondata l'estremità. E' stata realizzata un'estremità di questo tipo (visibile in figura 3.3) per studiare un'ala più simile alle configurazioni realmente utilizzate e per rendere più graduale il passaggio tra intradosso ed estradosso, avendo già un primo effetto di riduzione dei vortici. L'ala così realizzata è riportata in figura 3.4 ed è stata utilizzata per calcolare i valori di C_L e C_D di riferimento, nonché per visualizzare i vortici e calcolare la vorticità di riferimento.

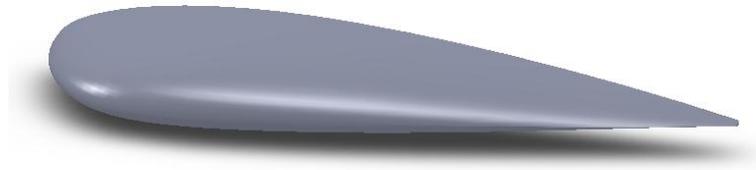


Figura 3.3: Estremità alare nella configurazione di ala base



Figura 3.4: Ala base

Come seconda configurazione è stata scelta una configurazione di ala con all'estremità una *winglet* semplice. La *winglet* (visibile in figura 3.5) presenta le seguenti caratteristiche:

- Inclinazione rispetto alla verticale di 25°
- Corda variabile tra 0.79 m e 0.553 m
- Bordo d'attacco liscio e inclinato di 28° rispetto al bordo d'attacco dell'ala
- Bordo d'uscita tagliato a distanza di 0.01 m per migliorare la qualità della *mesh*

- Estremità arrotondata

L'ala con la *winglet* semplice è riportata in figura 3.6.

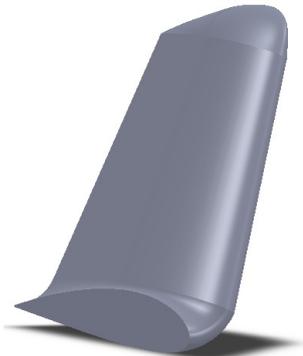


Figura 3.5: *Winglet* semplice realizzata per questo studio

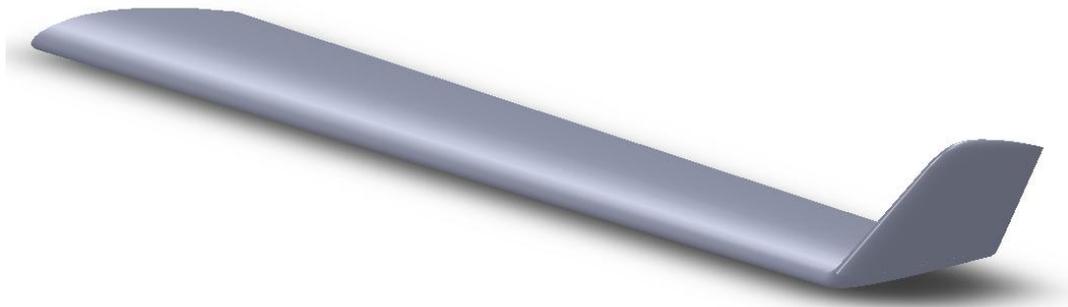


Figura 3.6: Ala con *winglet* semplice

Come terza configurazione è stata creata una *winglet* spiroidale con inclinazione rispetto alla verticale uguale a quella della *winglet* semplice e cercando avvicinarsi alle configurazioni presentate nel capitolo 1 da Aviation Partners, Inc. La configurazione realizzata ed applicata all'estremità alare è visibile in figura 3.7. L'ala con la *winglet* spiroidale è riportata invece in figura 3.8.



Figura 3.7: *Winglet* spiroidale realizzata per questo studio

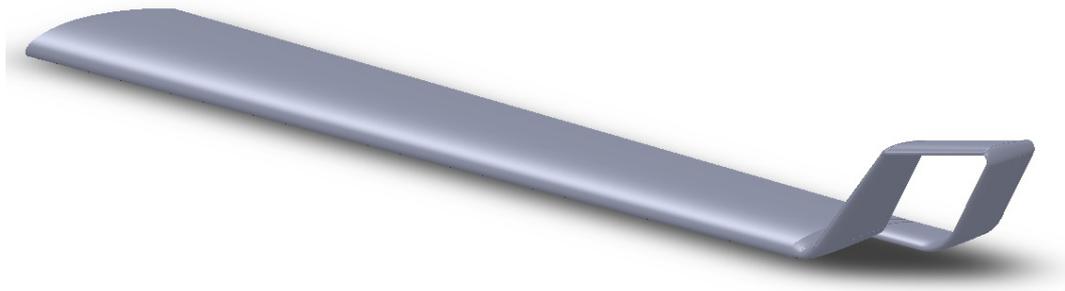


Figura 3.8: Ala con *winglet* spiroidale

Si noti che, a causa delle diverse configurazioni dell'estremità, la lunghezza alare risulta diversa nei tre casi.

3.1.3 La definizione del dominio computazionale

Per poter studiare il flusso attorno ai profili alari con il metodo dei volumi finiti, come detto nel capitolo 2, bisogna definire un dominio computazionale dove poter creare la mesh. Questo dominio deve essere sufficientemente grande per riuscire a “catturare” tutti i vortici che si creano ed è stato quindi scelto un parallelepipedo di dimensioni $(22 \times 14 \times 8)$ m, in cui l'ala è stata disposta come visibile nelle figure 3.9, 3.10 e 3.11.

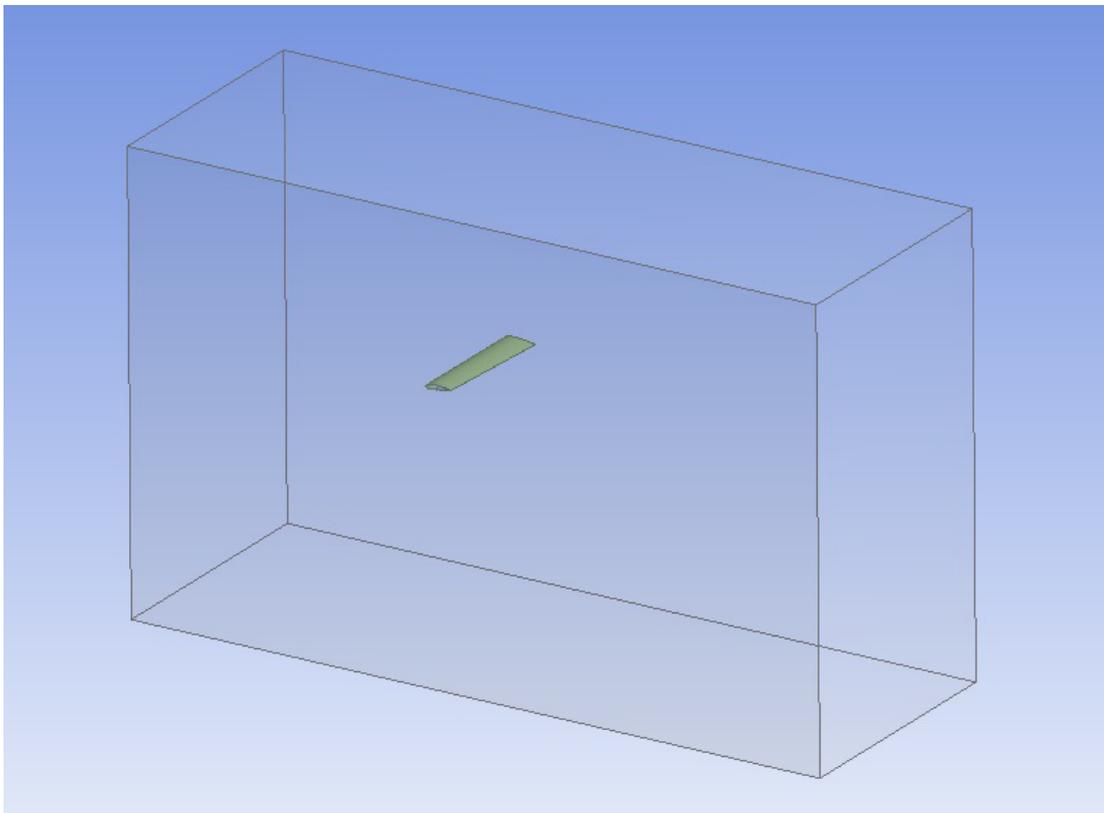


Figura 3.9: Vista tridimensionale del dominio computazionale

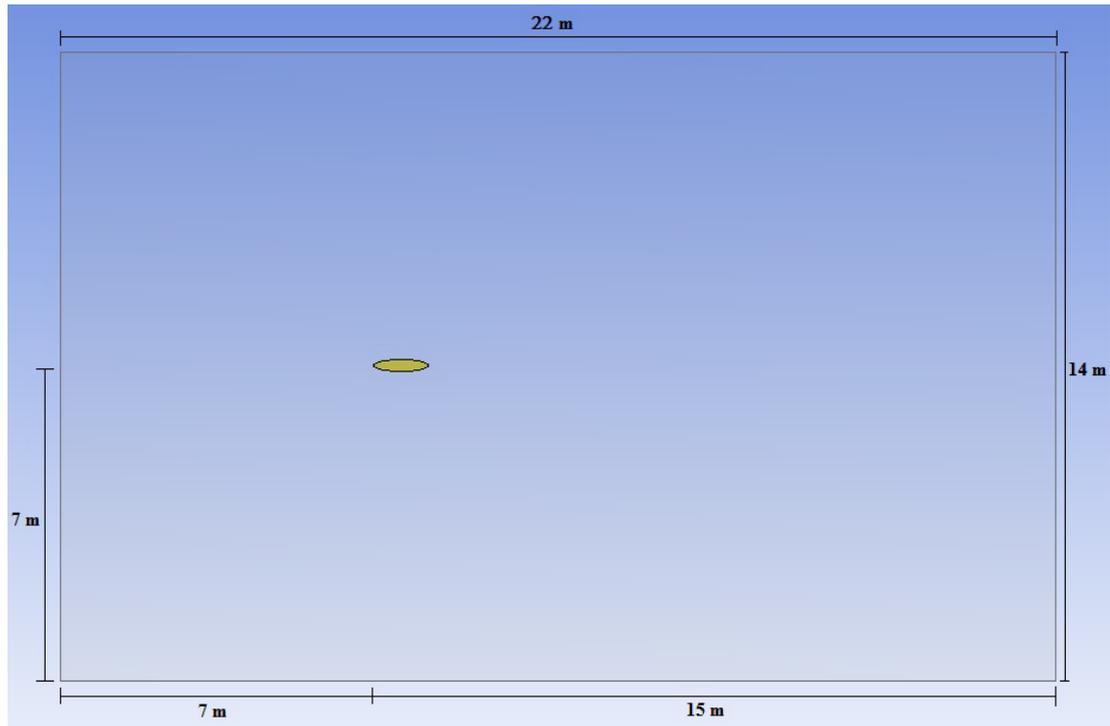


Figura 3.10: Proiezione del dominio computazionale sul piano y-z

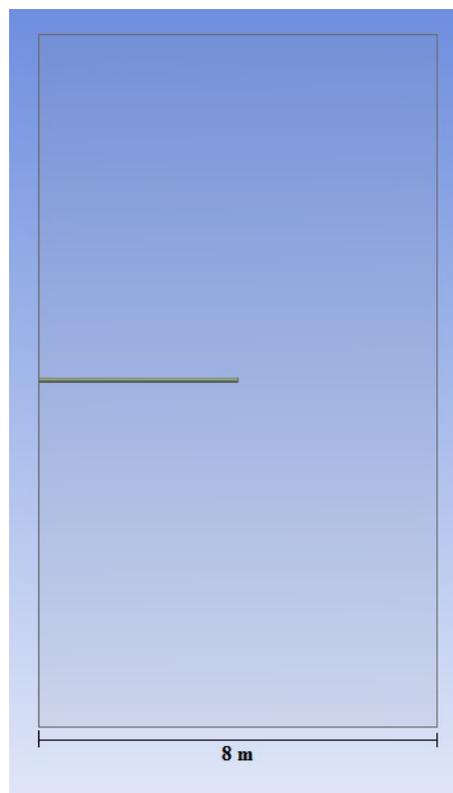


Figura 3.11: Proiezione del dominio computazionale sul piano x-z

A questo punto è stato creato un unico corpo tra ala e dominio computazionale utilizzando la funzione *boolean (subtract)*, la quale “sottrae” un volume pari a quello occupato dal profilo alare al dominio computazionale, con l’effetto di generare un unico corpo con forma uguale a quella del dominio computazionale e con un “buco” di forma uguale a quella del profilo alare. In questo modo l’andamento del flusso è identico, ma si ha un grosso vantaggio nella creazione della *mesh* poichè si ha a che fare con un solo corpo. Il passo ancora successivo è stato quello di dividere il dominio fluido così realizzato in quattro zone, per migliorare la realizzazione della *mesh* (vedere sezione 3.2). Il dominio fluido in configurazione finale è mostrato in figura 3.12.

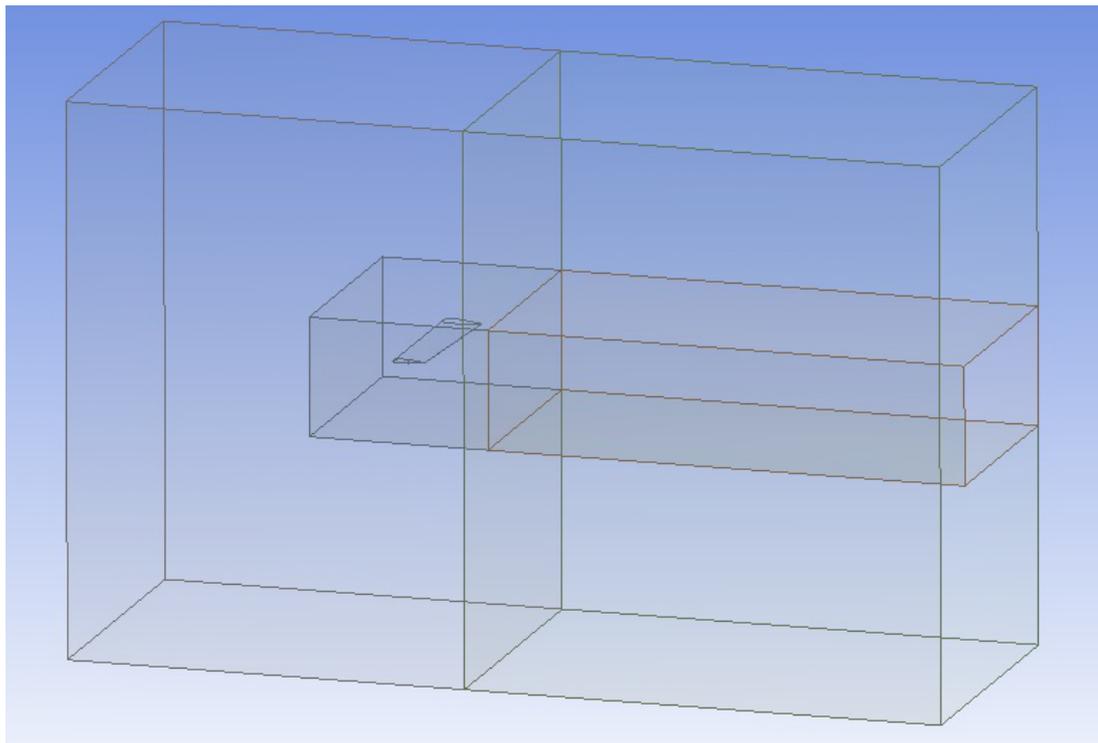


Figura 3.12: Dominio computazionale in configurazione finale

3.2 Definizione della *mesh*

La creazione della *mesh* è sicuramente la parte più complicata e delicata in uno studio effettuato tramite simulazioni numeriche. E’ infatti importantissimo, per essere sicuri di arrivare a convergenza nei calcoli numerici iterativi e per poter ottenere risultati veritieri, generare una *mesh* con una risoluzione appropriata; allo stesso tempo la *mesh* non può essere estremamente fine in tutto il dominio computazionale poichè si avrebbero troppi elementi e i calcoli richiederebbero tempi troppo lunghi. Inoltre la creazione di una *mesh* di buona qualità richiede spesso tempi molto lunghi poichè bisogna creare una *mesh* di primo tentativo e poi procedere per tentativi successivi modificando i parametri realizzativi per affinare o sgrossare le zone che lo richiedono, inserire i dimensionamenti necessari, lo strato limite, ecc. Ogni tentativo ha inoltre bisogno di tempi di “costruzione” della *mesh* da parte del calcolatore relativi alla sua potenza ma spesso abbastanza lunghi.

Il primo passo che è stato fatto per arrivare alla realizzazione di una *mesh* adatta a questo studio è stato quello di suddividere il dominio come accennato nella sottosezione 3.1.3; in questo modo si hanno:

- una zona attorno al profilo alare dove creare una *mesh* estremamente fine (zona 1)
- una zona in corrispondenza della scia dove creare una *mesh* altrettanto fine, ma con caratteristiche leggermente diverse (zona 2)
- due zone dove far diminuire gradatamente la risoluzione della *mesh* fino a renderla grossolana in corrispondenza dei limiti esterni, per ridurre il numero di elementi e quindi velocizzare i calcoli (zone 3 e 4)

A questo punto sono stati impostati i parametri necessari alla realizzazione di una *mesh* della risoluzione desiderata. In particolare sono stati decisi i metodi di creazione della *mesh* e i dimensionamenti per gli elementi in ogni parte del dominio fluido. Per quanto riguarda i metodi, è stato scelto di usare un meccanismo di creazione della *mesh* in tetraedri e, in particolare, sono stati usati il *Patch Conforming Method* per la zone 1, 3 e 4 e lo *Sweep Method*, migliore per catturare i vortici, nella zona 2; nel primo dei due infatti gli elementi non hanno un'orientazione precisa, mentre nel secondo vengono mantenuti gli stessi nodi nelle facce parallele e quindi, una volta impostata la dimensione voluta per gli elementi, si ottiene una *mesh* ordinata e orientata nello spazio. Per quanto riguarda i dimensionamenti, essi sono stati impostati:

- sulla superficie dell'ala e della winglet, con valori molto bassi, per avere una *mesh* estremamente fine nella zona intorno all'ala. A partire da queste superfici inoltre è stato impostato un tasso di crescita degli elementi minore di quello di *default*, per estendere sufficientemente la zona a *mesh* molto fine.
- sul volume in tutta la zona 1, per mantenere la *mesh* sufficientemente fine anche incominciando ad allontanarsi dall'ala.
- sulle superfici frontiera tra le zone 1 e 2 e le zone 3 e 4, per assicurarsi che la *mesh* più grossolana delle zone 3 e 4 tendesse ad affinarsi avvicinandosi alle zone 1 e 2.
- sulle superfici esterne del dominio (nelle zone 3 e 4), con valori relativamente alti, per rendere la *mesh* grossolana lontano dall'ala e diminuire il numero totale di elementi.

Infine è stata inserita l'impostazione di strato limite, che crea, a partire dalla superficie dell'ala, elementi di forma adatta a modellare il flusso che si ha in quella zona. La scelta dei parametri relativi allo strato limite è anch'essa molto delicata, poichè incide sul valore dell'unità parietale y^+ , definita come una distanza adimensionale rispetto alla parete:

$$y^+ = \frac{u_* y}{\nu} \quad (3.1)$$

dove $u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$ è la velocità di parete, con τ_w lo sforzo di parete e ρ la densità del fluido, y è la distanza dalla parete e ν è la viscosità cinematica del fluido.

Per scegliere i parametri giusti bisogna impostare dei valori di primo tentativo, generare la *mesh*, far girare una simulazione e visualizzare i valori dell' y^+ che si ottengono; se questi valori sono compresi nell'intervallo sovracitato bisogna modificare i parametri e riprovare.

La *mesh* così creata è mostrata in figura 3.15.

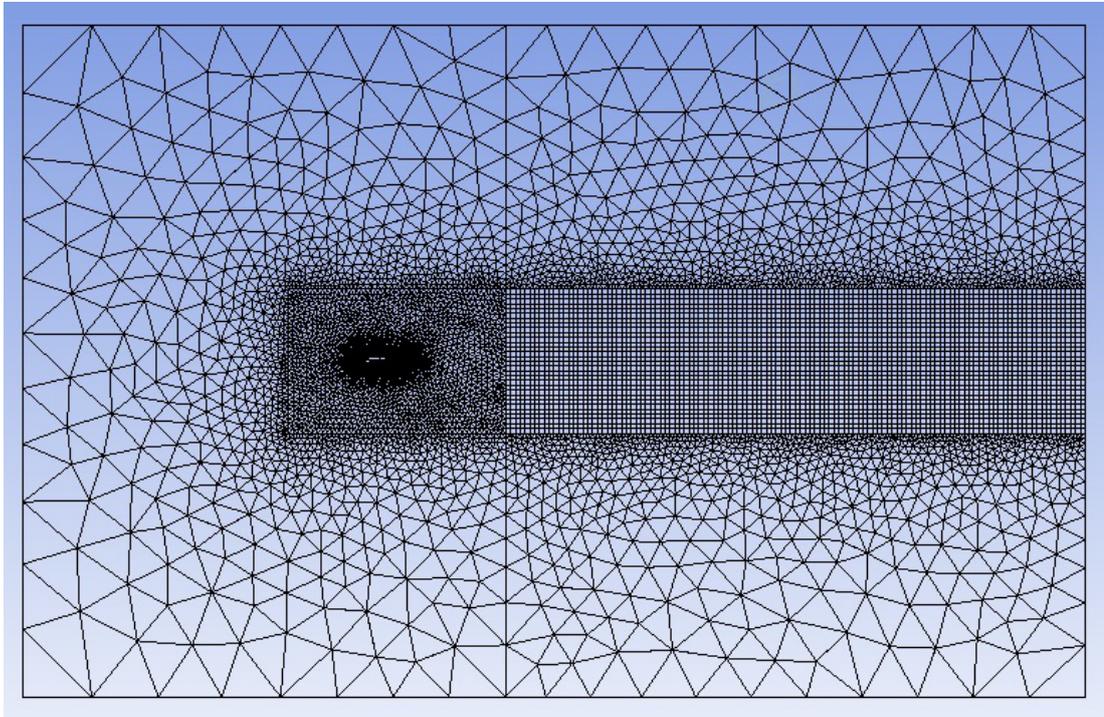


Figura 3.13: Visualizzazione laterale della *mesh*

Nella figura 3.14 è visibile inoltre un dettaglio della *mesh* sull'ala e della *mesh* creata per lo strato limite.

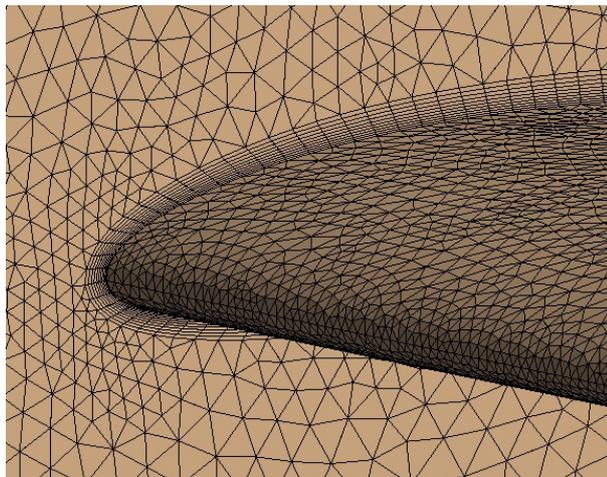


Figura 3.14: Dettaglio della *mesh* sull'ala

La mesh è risultata essere composta, a seconda dei casi, da un numero di elementi compresi tra 5 e 6.5 milioni. Essa è stata poi convertita in formato *Fluent* e, all'interno del solutore, è stata prima sottoposta a un check per assicurarsi dell'assenza di errori e successivamente tramite il comando *Mesh* \rightarrow *Polyhedra* \rightarrow *Convert Domain* i tetraedri precedentemente creati sono stati convertiti in poliedri. Questa operazione ha un duplice effetto benefico:

- forte riduzione del numero di elementi, che sono diventati poco più di 2 milioni, con grande vantaggio nella velocità di calcolo e forte riduzione della quantità di memoria utilizzata.
- aumento del numero di facce in ogni elemento, con possibilità di cattura migliore dei vortici.

Dopo la conversione la mesh è quella di figura 3.15.

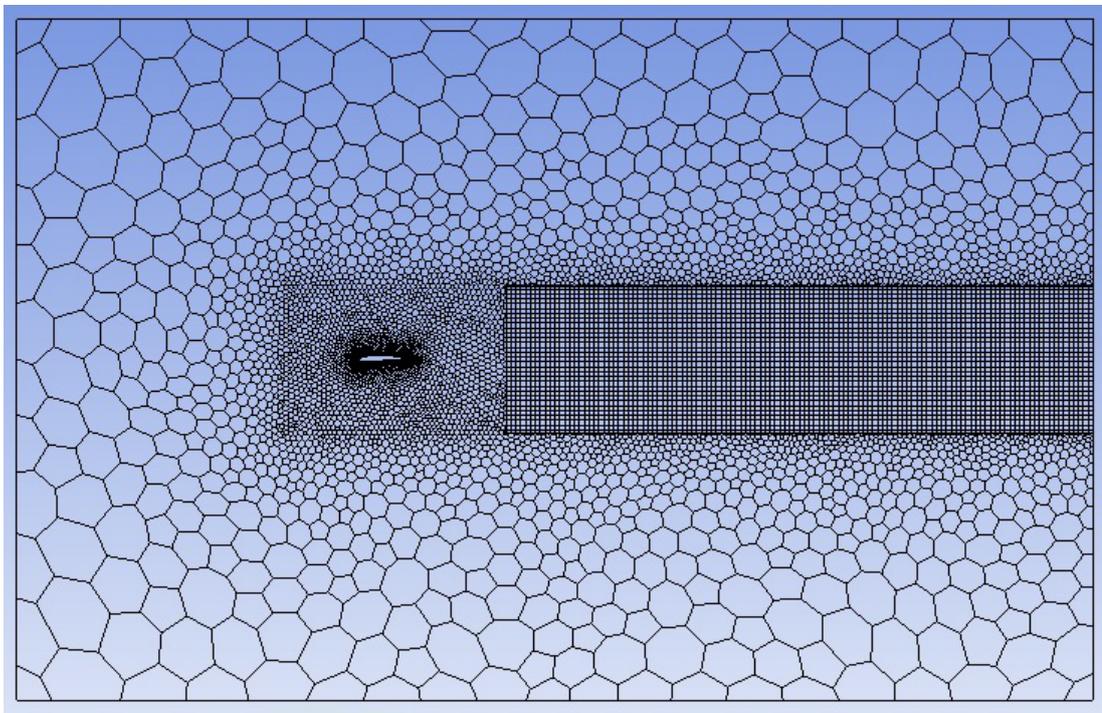


Figura 3.15: Visualizzazione laterale della *mesh* dopo la conversione

Sono state create tante *mesh* quanti sono stati gli angoli d'attacco studiati per ognuna delle tre configurazioni alari; in totale le *mesh* realizzate sono state 21 (vedere capitolo 4 per il dettaglio degli angoli d'attacco studiati).

3.3 Impostazione dei parametri in *Fluent*

Dopo aver importato la *mesh* in *Fluent* e dopo averla convertita, si procede ad impostare i parametri necessari per far girare le simulazioni desiderate.

Innanzitutto è stato definito il numero di Reynolds¹ al quale effettuare lo studio; è stato scelto un numero di Re pari a 100000, al quale corrisponde una velocità del flusso libero in direzione x di 1.614 m/s . È stato scelto questo valore poiché è l'ideale per uno studio di prima approssimazione su un flusso di questo tipo, essendo turbolento ma potendo ancora essere considerato come incomprimibile. Si ricordi che qualunque flusso può essere studiato tramite il Teorema II e quindi il valore a cui fare riferimento è il numero di Re , non la velocità del flusso libero.

Si procede poi all'impostazione dei parametri veri e propri a partire dalla schermata iniziale, dove si sceglie 3D essendo il flusso tridimensionale, *Double Precision* per avere una miglior precisione nei risultati e *Parallel* per far girare la simulazione in parallelo sui processori disponibili (2 o 4 sui calcolatori utilizzati) e quindi ridurre i tempi di calcolo. In questa schermata si imposta anche la cartella di destinazione dei *files* che verranno generati.

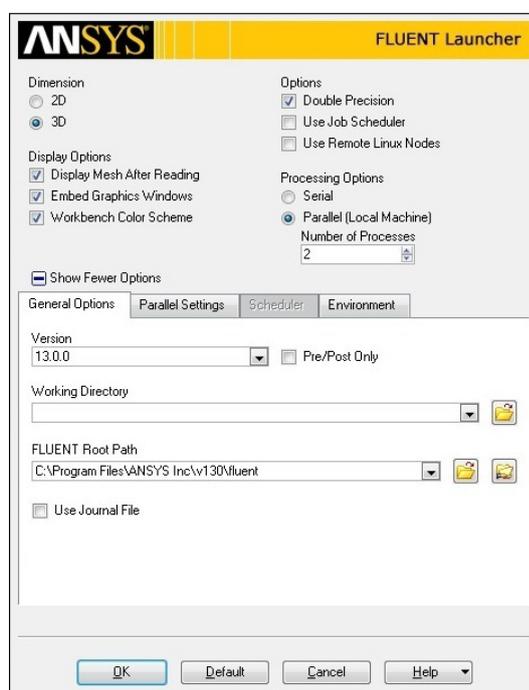


Figura 3.16: Schermata di lancio di *Fluent*

Successivamente sono stati definiti nell'ordine:

- impostazioni generali: è stato scelto un solutore di tipo *pressure-based*, adatto per flussi incomprimibili a basse velocità, ed il flusso è stato impostato come stazionario.
- modello per la viscosità: è stato scelto il modello di turbolenza Spalart-Allmaras (vedi sottosezione 2.1.2).
- materiale per il fluido: è stata scelta aria alla pressione atmosferica.

¹Numero di Reynolds $Re = \frac{UL}{\nu}$, con U la velocità del flusso in direzione x , L la corda media dell'ala e ν la viscosità cinematica

- condizioni al contorno (*boundary conditions*): ne è stata assegnata una ad ogni faccia del parallelepipedo e ad ogni superficie dell'ala. Alla faccia di ingresso del fluido (*in*) è stata assegnata una condizione sulla velocità in ingresso, con valore pari a 1.614 m/s ; alla faccia di uscita del fluido (*out*) è stata assegnata invece una condizione sulla pressione, poichè il fluido defluisce dal volume di controllo a pressione atmosferica. Alle facce superiore (*top*), inferiore (*bottom*) e laterale (*side*) del dominio è stata assegnata la condizione di *slipwall*, ossia di parete non viscosa, impostando uno sforzo di parete specifico pari a zero. Alla faccia laterale del dominio coincidente con l'estremità alare lato fusoliera, è stata assegnata la condizione di *symmetry*, indice di un comportamento periodico oltre il confine del dominio. Infine alle superfici che delimitano il profilo alare (*wingtop* e *wingbottom*) e alle superfici che delimitano di volta in volta le diverse winglet è stata assegnata la condizione di *no-slip*; questo permette di considerare la viscosità del fluido e quindi l'andamento del flusso nello strato limite.
- metodi di soluzione: i metodi scelti sono visibili in figura 3.17.

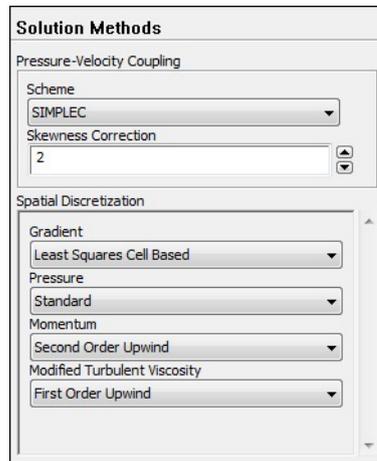


Figura 3.17: Metodi di soluzione impostati

Per quanto riguarda l'accoppiamento pressione-velocità è stato scelto il metodo SIMPLEC, adatto a problemi stazionari, ed è stata aggiunta una *skewness correction* pari a 2 per ovviare a eventuali distorsioni della mesh e favorire la convergenza. Per quanto riguarda invece la discretizzazione spaziale della quantità di moto, essa è stata impostata inizialmente al primo ordine, sono state fatte girare un certo numero di iterazioni e poi si è passati al secondo ordine usando come input i dati ricavati dalle iterazioni al primo ordine.

- *monitors*: sono stati attivati i *monitors* per tracciare i grafici dell'andamento di C_L e C_D all'aumentare delle iterazioni. E' stata inoltre impostata la creazione di due *file* dove sono stati scritti e salvati i relativi valori.
- *inizializzazione della soluzione*: è stata impostata una *inizializzazione* di tipo *standard* a partire dai valori impostati nella faccia di ingresso del fluido. I valori presenti nei relativi elementi vengono in questo modo copiati in ogni elemento del dominio fluido e usati come valori di partenza nel calcolo iterativo.

- impostazione del numero di iterazioni

A questo punto è stata fatta partire la simulazione ed è stata lasciata girare fino al raggiungimento della convergenza nei valori di C_L e C_D . Questa procedura è stata ripetuta per ognuno dei 21 casi studiati.

Capitolo 4

Risultati delle simulazioni

In questo studio sono state effettuate un totale di 21 simulazioni, 7 per ogni configurazione di *winglet*. Si è fatto variare l'angolo d'attacco (si definisce angolo d'attacco α l'angolo formato tra la corda del profilo alare e la direzione del flusso indisturbato) tra -2.5° e 10° , passando per i seguenti valori: -2.5° , -1.5° , 0° , 2.5° , 5° , 7.5° e 10° . Per ogni simulazione è stata cercata convergenza nei risultati, assumendo per definitivo un risultato non variabile per un periodo sufficientemente elevato di iterazioni, oppure oscillante in modo periodico attorno a un valore medio fisso. La convergenza ha richiesto un numero di iterazioni variabile a seconda dei casi e compreso tra 1000 e 8000 iterazioni, per tempi medi variabili tra le dieci e le cinquanta ore per simulazione, a seconda della potenza del calcolatore usato.

L'analisi dei risultati è stata divisa in due parti, pur correlate tra loro: in una prima parte infatti ci si è limitati ad un'analisi dei coefficienti di portanza e resistenza per valutare se vi fosse o meno, e in quali percentuali, una diminuzione della resistenza indotta, mentre in una seconda parte si è passati a una visualizzazione e ad un calcolo della vorticità, per valutare se l'intensità dei vortici e il loro perdurare nell'aria fosse diminuito.

4.1 Riduzione della resistenza indotta

4.1.1 Portanza e resistenza

Qualsiasi corpo immerso in un flusso è sottoposto all'azione di una forza, chiamata forza aerodinamica, dovuta alle forze viscosi e di pressione agenti sulla sua superficie. Questa forza può essere scomposta in due componenti, una perpendicolare alla direzione del flusso, che viene chiamata portanza (*lift*), e una parallela alla direzione del flusso e con verso opposto, che viene chiamata resistenza (*drag*). Portanza e resistenza possono essere calcolate integrando sulla superficie del corpo la pressione e gli sforzi viscosi.

$$F_D = \int_A dF_D = \int_A (-p \cos \vartheta + \tau_w \sin \vartheta) dA \quad (4.1)$$

$$F_L = \int_A dF_L = - \int_A (p \sin \vartheta + \tau_w \cos \vartheta) dA \quad (4.2)$$

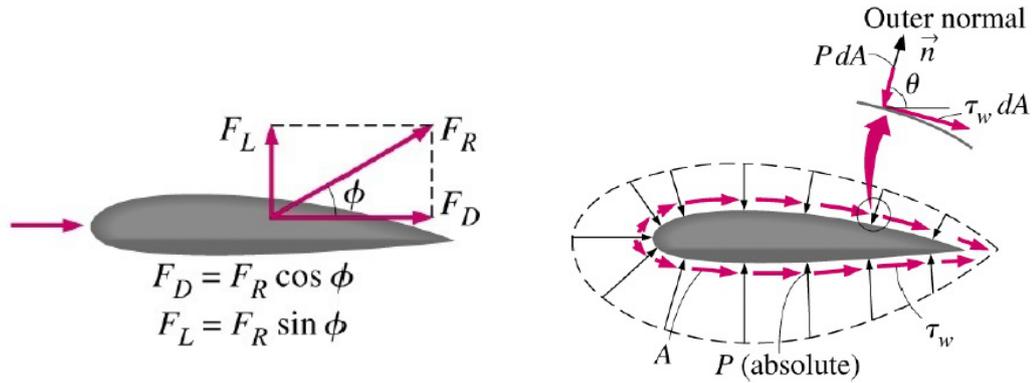


Figura 4.1: Forze aerodinamiche agenti su un profilo alare [15]

La portanza e la resistenza dipendono dalla geometria del corpo, ma anche dalla densità e dalla velocità del flusso indisturbato. Per questo si fa di solito riferimento a coefficienti adimensionali: il coefficiente di resistenza C_D e il coefficiente di portanza C_L , definiti come

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (4.3)$$

e

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (4.4)$$

dove

- F_L e F_D sono rispettivamente la forza di portanza e resistenza prodotte dal flusso sull'ala
- ρ è la densità del fluido
- V è la velocità del flusso indisturbato
- A è l'area dell'ala in pianta (*planform area*)

Un altro parametro molto importante a cui si farà riferimento è l'efficienza aerodinamica (*lift to drag ratio*); esso è espresso dal rapporto C_L/C_D .

4.1.2 I valori dei coefficienti C_L e C_D

I coefficienti C_L e C_D sono stati ricavati attraverso le formule 4.4 e 4.3 utilizzando i valori delle forze di portanza e resistenza e i valori della *planform area* calcolati all'interno di *Fluent*. La *planform area* è risultata essere, nelle tre configurazioni:

	Clean wing	Winglet	Spiroid
Area [m ²]	3.63422	3.73865	3.93135

Tabella 4.1: Valori della *planform area*

I risultati ottenuti, accompagnati dai valori dell'efficienza aerodinamica, sono riassunti nelle tabelle 4.2, 4.3 e 4.4, dove sono indicati con **Clean wing** l'ala base, con

Winglet l'ala con *winglet* semplice e con **Spiroid** l'ala con *winglet* spiroidale: α è l'angolo d'attacco.

α [°]	Clean wing		
	C_L	C_D	C_L/C_D
-2.5	-0.05670	0.02120	-2.67417
-1.5	0.02485	0.02059	1.20676
0	0.14851	0.02083	7.13065
2.5	0.35361	0.02469	14.31979
5	0.55364	0.03240	17.08960
7.5	0.73912	0.04412	16.75375
10	0.90182	0.05954	15.14618

Tabella 4.2: Valori dei coefficienti C_L e C_D ed efficienza aerodinamica per l'ala base

α [°]	Winglet		
	C_L	C_D	C_L/C_D
-2.5	-0.04694	0.02221	-2.11398
-1.5	0.03787	0.02170	1.74534
0	0.16545	0.02248	7.36164
2.5	0.37876	0.02606	14.53309
5	0.57854	0.03383	17.10131
7.5	0.75312	0.04603	16.36166
10	0.89968	0.06228	14.44493

Tabella 4.3: Valori dei coefficienti C_L e C_D ed efficienza aerodinamica per l'ala con *winglet* semplice

α [°]	Spiroid		
	C_L	C_D	C_L/C_D
-2.5	-0.02186	0.02327	-0.93924
-1.5	0.06406	0.02318	2.76406
0	0.19177	0.02346	8.17610
2.5	0.40425	0.02742	14.74411
5	0.61187	0.03502	17.47082
7.5	0.81834	0.04717	17.34969
10	0.98704	0.06356	15.52999

Tabella 4.4: Valori dei coefficienti C_L e C_D ed efficienza aerodinamica per l'ala con *winglet* spiroidale

I valori presenti nelle tabelle sono stati poi diagrammati attraverso l'utilizzo dello *Spreadsheet* di *OpenOffice.org* e in particolare sono stati realizzati quattro grafici:

- Andamento di C_L al variare dell'angolo d'attacco

- Andamento di C_D al variare dell'angolo d'attacco
- Andamento di C_L/C_D al variare dell'angolo d'attacco
- *Drag polar*, che evidenzia il legame tra C_L e C_D

In figura 4.6 è riportato il grafico che lega il coefficiente di portanza C_L all'angolo d'attacco.

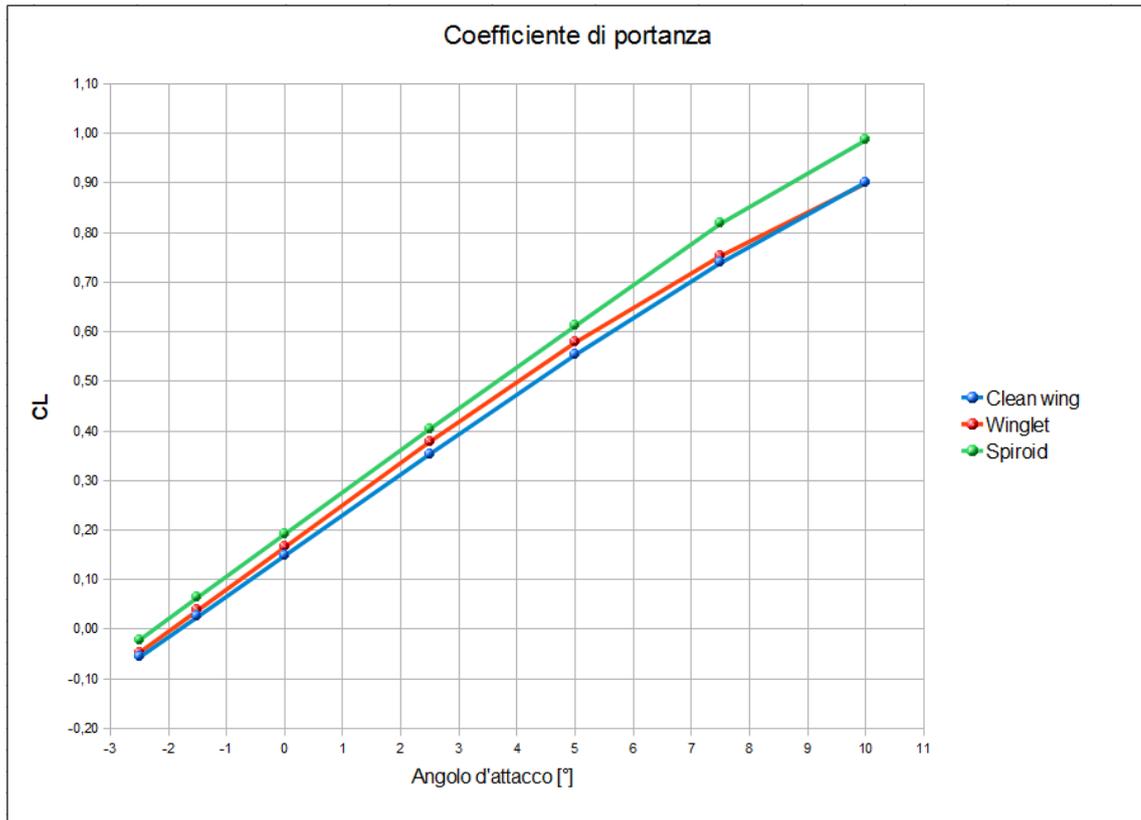


Figura 4.2: Andamento di C_L al variare dell'angolo d'attacco

Si può notare come in tutte e tre le configurazioni il C_L cresce al crescere dell'angolo d'attacco e come in nessuno dei tre casi si raggiunga il valore critico di α che porta allo stallo (con stallo si intende una brusca diminuzione della portanza con perdita di controllo del velivolo). L'ala dotata di *winglet* semplice ha valori di portanza paragonabili a quelli dell'ala base per α di -2.5° e, all'aumentare di questo, ha valori di portanza superiori fino al 7.1% rispetto a quelli dell'ala base (valore ad angolo d'attacco di 2.5°). Per valori di α superiori a 2.5° si ha però una diminuzione dell'incremento di portanza e i valori dell'ala con *winglet* semplice tendono ad avvicinarsi sempre più a quelli dell'ala base, fino ad avere valori anche leggermente inferiori per α pari a 10° . Questa riduzione della portanza è dovuta all'instaurarsi di una bolla di ricircolazione alla base della *winglet*, visibile nelle figure 4.3 e 4.4 rispettivamente per α pari a 5° e per α pari a 10° e assente per α pari a 0° (figura 4.5). Si noti la maggior estensione spaziale della bolla all'aumentare di α . Nelle figure la superficie dell'ala è colorata per zone a isopressione, mentre le traiettorie del fluido sono colorate per zone a isovelocità; i valori di pressione e velocità sono visibili in figura.

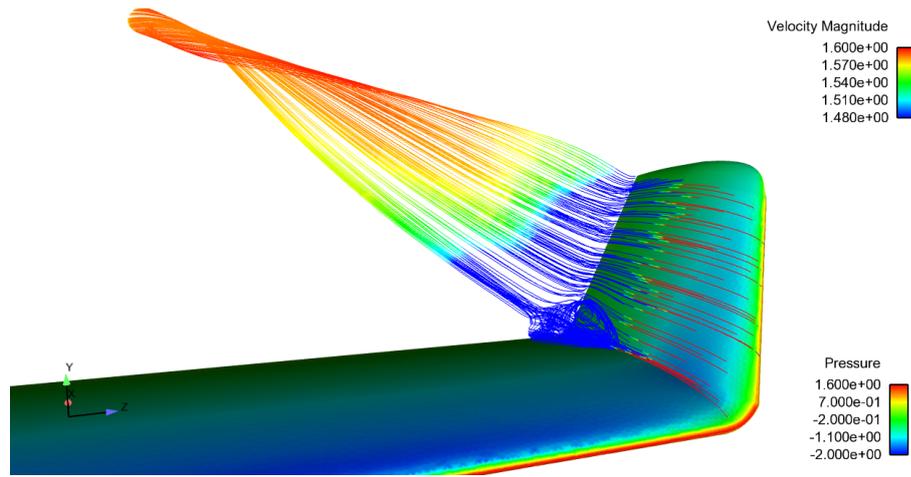


Figura 4.3: Bolla di ricircolazione per α pari a 5°

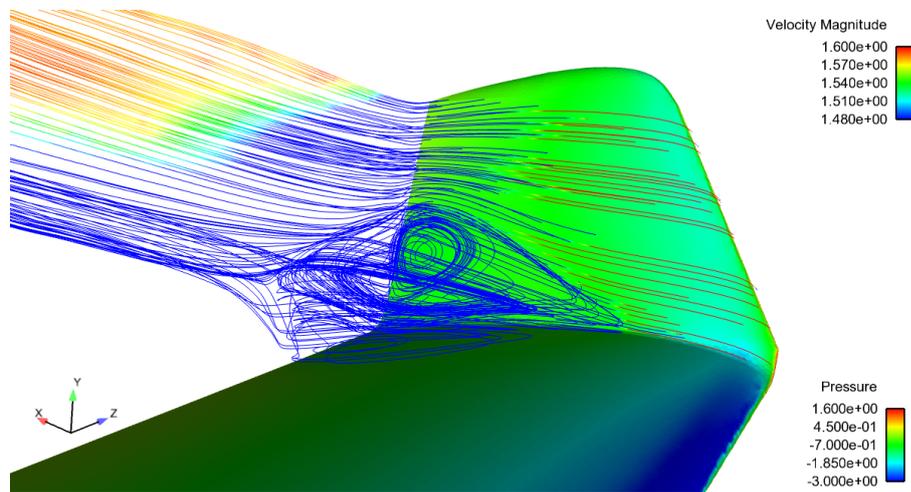


Figura 4.4: Bolla di ricircolazione per α pari a 10°

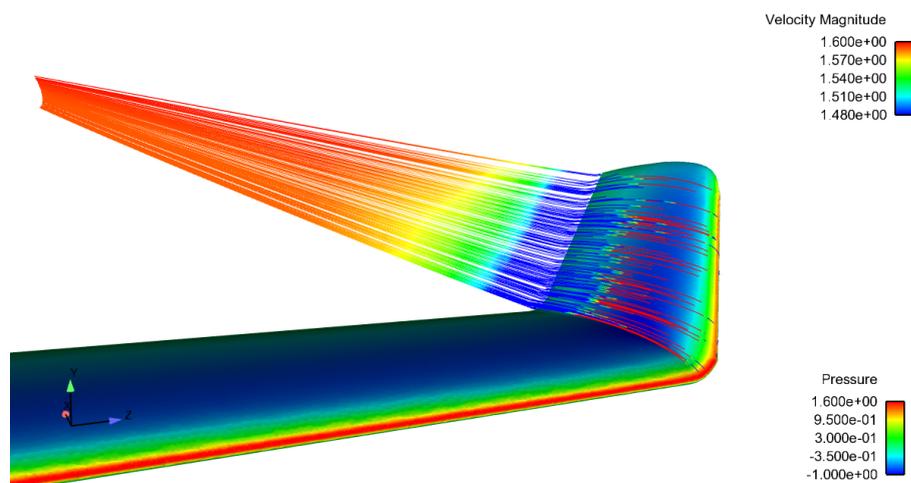


Figura 4.5: Assenza della bolla di ricircolazione per α pari a 0°

Si ritiene che con uno studio di ottimizzazione del profilo della *winglet* si possa eliminare (o ridurre fortemente) l'insorgere di questo fenomeno, cosicché i valori di portanza si mantengano superiori a quelli nella configurazione base per tutto lo spettro di α studiati. Nel caso di *winglet* spiroidale si hanno valori di C_L maggiori di quelli riscontrati nella configurazione base già per angolo d'attacco di -2.5° e si mantengono superiori per tutti gli α studiati. Si nota un aumento dell'incremento all'aumentare di α fino ad angoli d'attacco pari a 7.5° e successivamente una lievissima flessione. Si è riscontrato un incremento massimo del 10.7% per α pari a 7.5° .

In figura 4.6 si ha invece l'andamento del coefficiente di resistenza totale al variare di α .

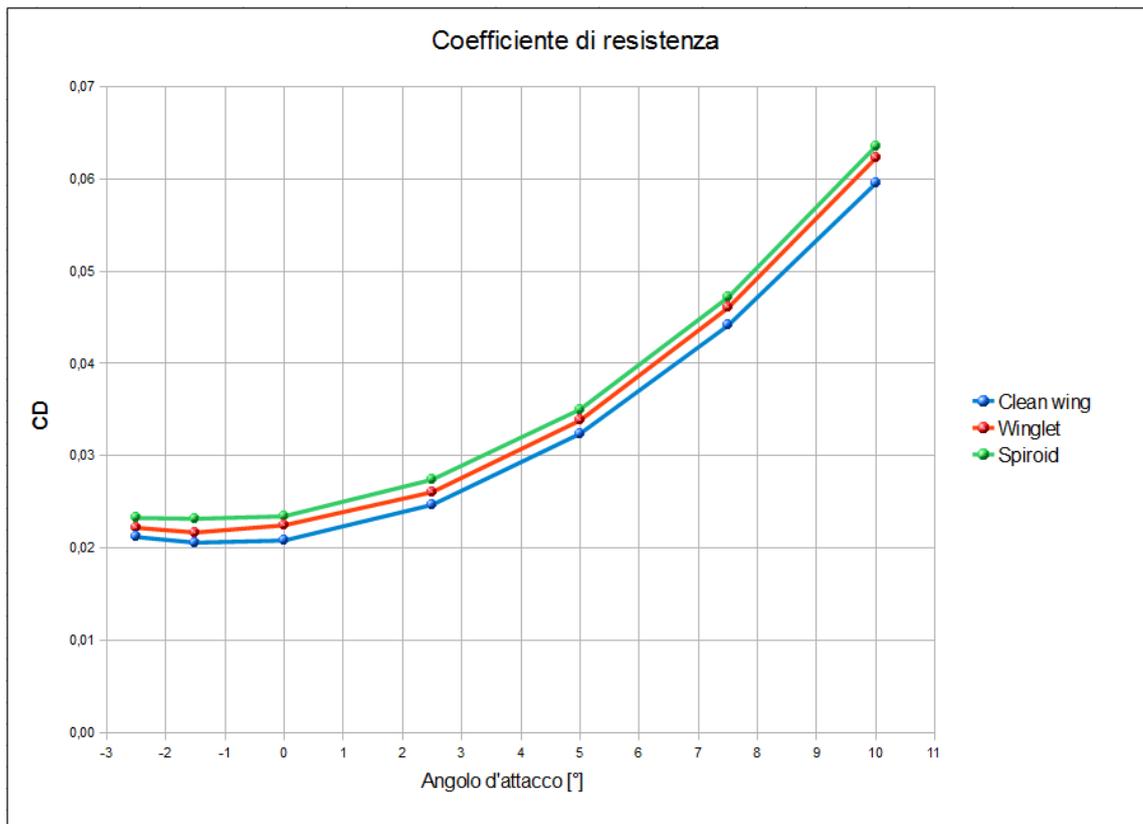


Figura 4.6: Andamento di C_D al variare dell'angolo d'attacco

Si osserva come in entrambe le configurazioni alari dotate di winglet la resistenza totale sia superiore a quella dell'ala base e, in particolare, come la resistenza totale dell'ala con *winglet* spiroidale sia maggiore di quella dell'ala con *winglet* semplice. Questo risultato è ovvio considerando che l'area totale bagnata dal fluido è aumentata considerevolmente passando dall'ala base alle configurazioni dotate di *winglet* e non dev'essere quindi interpretato come un peggioramento delle caratteristiche aerodinamiche dell'ala principalmente per due motivi:

- la resistenza deve essere sempre valutata in relazione alla portanza (si può aver minore resistenza ma se si ha anche minor portanza questa riduzione non è sfrut-

tabile). In quest'ottica si vedano il grafico relativo all'efficienza aerodinamica e il *drag polar*.

- lo studio è stato effettuato a basse velocità, dove “pesa” molto la quota parte della resistenza dovuta agli attriti. Ad alte velocità (e quindi ad alti valori della portanza) diventa molto più rilevante la quota parte dovuta alla resistenza indotta, che cresce in modo proporzionale alla portanza.

Si passa ora all'analisi dell'efficienza aerodinamica, diagrammata in figura 4.7.

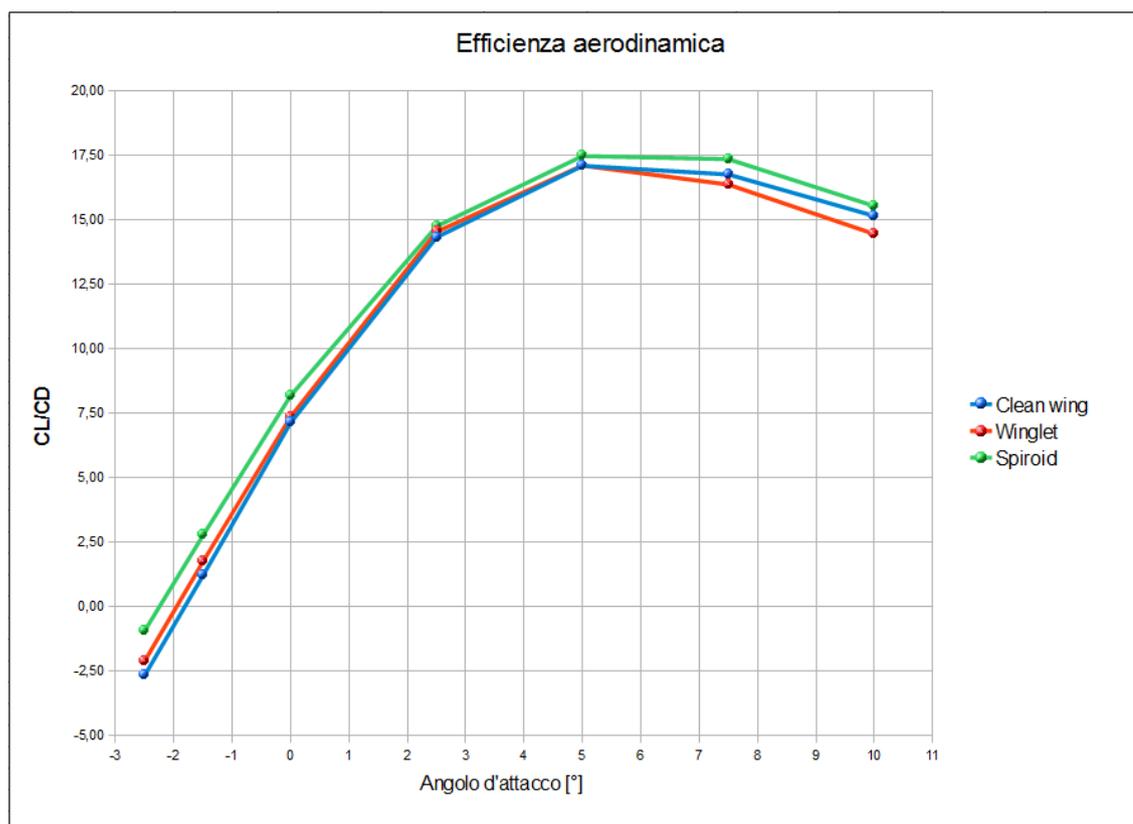


Figura 4.7: Andamento di C_L/C_D al variare dell'angolo d'attacco

Per l'ala dotata di *winglet* semplice l'andamento dell'efficienza aerodinamica al variare di α rispecchia l'andamento visto per il coefficiente di portanza. Si ha infatti un'efficienza superiore a quella dell'ala base per angoli d'attacco compresi tra -2.5° e 5° , in corrispondenza del quale si hanno valori pressochè coincidenti; per angoli d'attacco più elevati l'efficienza ha una riduzione e risulta addirittura minore di quella che si ha per la configurazione base. Nella configurazione alare con *winglet* spiroidale si ha invece un'efficienza aerodinamica maggiore di quella dell'ala base per ogni angolo d'attacco studiato, con un incremento massimo (nella zona delle portanze positive) del 3.5%.

Il passo successivo è stato quello di legare il coefficiente di resistenza a quello di portanza tramite il diagramma solitamente denominato *drag polar*. Questo diagramma presenta in ascissa i valori del coefficiente di resistenza e in ordinata del coefficiente

di portanza; in questo modo è possibile valutare direttamente, nota la portanza che si ha necessità di generare, quale è la relativa resistenza con cui ci si dovrà confrontare. Nell'analizzare il grafico, presentato in figura 4.8, si ricordi, come già accennato, che se si fa riferimento alla resistenza totale è difficile notare i benefici portati dalle due configurazioni di *winglet*; esse infatti agiscono sulla resistenza indotta, quantitativamente poco rilevante rispetto a quella d'attrito alla velocità a cui è stato effettuato lo studio. Per immaginare l'andamento dei grafici a velocità più elevate si pensi a una traslazione verso destra di tutti e tre i grafici causata dall'aumento della resistenza indotta; la curva relativa all'ala base traslerà però di una quantità maggiore rispetto alle altre curve, tendendo a "superarle".

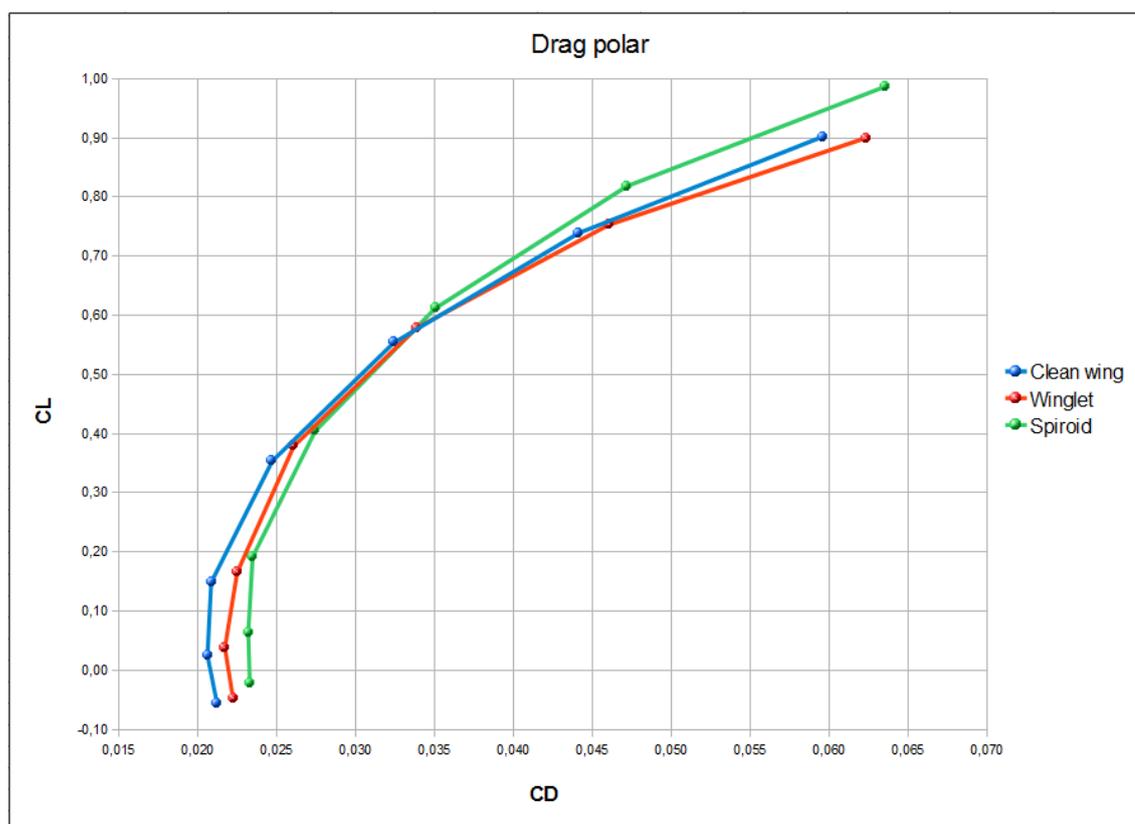


Figura 4.8: Drag polar

Si nota che per la configurazione alare con *winglet* semplice si ha in termini di resistenza totale un comportamento equivalente o leggermente peggiore di quello riscontrato nel caso di ala base; si ha infatti per bassi valori di portanza una resistenza totale superiore e, per valori di portanza maggiori di circa 0,38, un andamento similare. Per l'ala con winglet spiroidale si osserva invece un comportamento duale a seconda dei valori di portanza desiderati; si ha infatti per bassi valori di portanza (fino a circa 0,4) una resistenza maggiore, una situazione pressocchè equivalente per valori compresi tra circa 0,4 e circa 0,58 e una resistenza minore per valori di C_L superiori a circa 0,58.

Una caratteristica del *drag polar* molto importante da notare è il fatto che il coefficiente di resistenza non diventa mai pari a zero e che tutte le curve presentano an-

damenti di tipo crescente-decrescente; si ha quindi un punto di minimo, denominato C_{Dmin} . Questa caratteristica è alla base dello studio della resistenza indotta; la resistenza totale può essere infatti scomposta nella somma di due contributi separati, come visibile nell'equazione 4.5.

$$C_D = C_{Dmin} + C_{Di} \quad (4.5)$$

dove

- C_{Dmin} è chiamata resistenza parassita [16] e dipende dal numero di Mach, dal numero di Reynolds e dalla configurazione alare.
- C_{Di} è chiamata resistenza indotta ed è legata alla portanza attraverso un coefficiente di proporzionalità, che dipende anch'esso dal numero di Mach, dal numero di Reynolds e dalla configurazione alare.

Il valore di C_{Dmin} è stato calcolato tramite il software *Matlab* (1994-2011 The Math-Works, Inc.) facendo un'interpolazione polinomiale. Ne sono risultati i valori di tabella 4.5. Si noti come il valore cresca al crescere dell'area bagnata dal fluido.

	Clean wing	Winglet	Spiroid
C_{Dmin}	0.02049	0.02170	0.02314

Tabella 4.5: Valori dei coefficienti di resistenza parassita C_{Dmin}

Con l'utilizzo dell'equazione 4.5 sono stati poi ricavati i valori dei coefficienti di resistenza indotta nei vari casi. Tali valori sono riassunti in tabella 4.6.

α [°]	Clean wing	Winglet	Spiroid
-2.5	0.00071	0.00051	0.00013
-1.5	0.00010	0.00000	0.00004
0	0.00033	0.00078	0.00032
2.5	0.00420	0.00436	0.00428
5	0.01190	0.01213	0.01188
7.5	0.02362	0.02433	0.02403
10	0.03905	0.04059	0.04042

Tabella 4.6: Valori dei coefficienti di resistenza indotta C_{Di}

I valori di C_{Di} così ricavati sono stati quindi legati ai coefficienti di portanza dando origine a un nuovo *drag polar*, chiamato *induced drag polar*. Il diagramma è formalmente equivalente al *drag polar*, con la differenza che in ascisse si ha il coefficiente di resistenza indotta al posto del coefficiente di resistenza totale. In questo modo si può confrontare direttamente, nota la portanza, la resistenza indotta prodotta dalle tre diverse configurazioni del profilo alare e poter quindi stimare la "bontà" del profilo alare in modo relativamente indipendente dalla velocità a cui è stato effettuato lo studio. Infatti dalla letteratura si vede che, aumentando la velocità, gli effetti benefici di riduzione della resistenza indotta da parte della *winglet* semplice e della *winglet* spiroidale

tendono ad aumentare; risultati positivi alle basse velocità di questo studio sarebbero quindi estremamente incoraggianti. L'*induced drag polar* è visibile in figura 4.9.

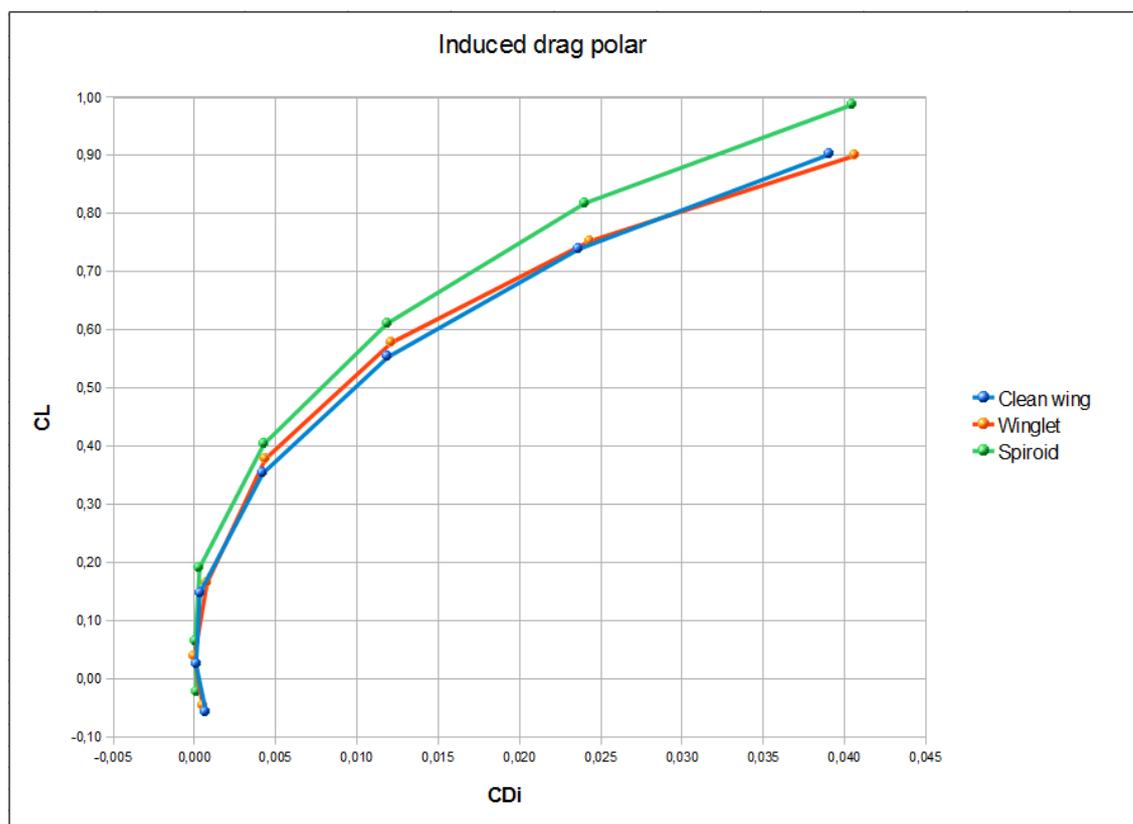


Figura 4.9: Induced drag polar

Analizzando il grafico si riscontra innanzitutto che l'andamento è equivalente nelle tre configurazioni per portanze vicine a zero, mentre si hanno differenze per portanze positive. Si possono ritrovare le considerazioni fatte in precedenza per quanto riguarda l'ala con *winglet* semplice; per questa configurazione infatti si ha una riduzione di resistenza indotta per valori della portanza compresi tra circa 0.25 e circa 0.79, ossia nella zona corrispondente ad angoli d'attacco compresi tra 0° e 7.5° . Per angoli d'attacco maggiori di 5° si può vedere il ridursi del *gap* tra le due curve, causato dalla bolla di ricircolazione precedentemente citata. Per quanto riguarda invece la configurazione con *winglet* spiroidale si ha una riduzione della resistenza indotta per qualunque angolo d'attacco, con l'unica eccezione per α pari a -1.5° . Questa riduzione risulta essere sempre maggiore all'aumentare della portanza ed è quantitativamente decisamente rilevante, stimabile approssimativamente con una riduzione massima attorno al 23% (a parità di portanza). Infine si ritiene che, con studi di ottimizzazione dell'ala con *winglet* semplice, la relativa curva possa posizionarsi in posizione intermedia tra le curve di ala base ed ala con *winglet* spiroidale, così da dare una riduzione di resistenza indotta rispetto all'ala base per tutti gli angoli d'attacco positivi, ma non sufficientemente elevata da raggiungere i valori ricavati per l'ala con *winglet* spiroidale.

4.2 Riduzione dell'intensità dei vortici

4.2.1 La vorticità

Il vettore vorticità $\vec{\zeta}$ è definito matematicamente come il rotore del vettore velocità \vec{V} ed è fisicamente uguale al doppio del vettore velocità di rotazione angolare di una particella di fluido, $\vec{\zeta} = 2\vec{\omega}$. E' indice della rotazione delle particelle di fluido attorno al proprio asse e risulta:

$$\vec{\zeta} = \vec{\nabla} \times \vec{V} = \text{rot}(\vec{V}) = \left(\frac{\partial W}{\partial y} - \frac{\partial V}{\partial z} \right) \vec{i} + \left(\frac{\partial U}{\partial z} - \frac{\partial W}{\partial x} \right) \vec{j} + \left(\frac{\partial V}{\partial x} - \frac{\partial U}{\partial y} \right) \vec{k} \quad (4.6)$$

Nelle regioni dove $\vec{\zeta}$ è uguale a zero il flusso è chiamato irrotazionale, viceversa nelle altre regioni è chiamato rotazionale e le particelle di fluido ruotano attorno al proprio asse.

La vorticità è stata studiata per tre casi significativi (angolo d'attacco pari a 0°, 5° e 10°) attraverso tre diversi metodi:

- Calcolo dei massimi valori di vorticità su piani consecutivi ed equispaziati posti dietro l'ala e perpendicolari al flusso; visualizzazione delle zone a isovorticità su questi piani.
- Visualizzazione dei vortici tramite le traiettorie del flusso
- Visualizzazione dei vortici tramite il Q-criterion

Tutti i calcoli e le visualizzazioni ora presentate sono state elaborate tramite il software *EnSight Gold 9.2* (CEI Inc., 2166 N. Salem Street, Suite 101, Apex, NC 27523 USA). I grafici sono stati realizzati tramite lo *Spreadsheet* di *OpenOffice.org*.

4.2.2 Intensità dei vortici in funzione della distanza dall'ala e visualizzazione delle traiettorie del flusso

Lo scopo di un'analisi di questo tipo è quello di verificare se un ala con *winglet* semplice o spiroidale abbia l'effetto di ridurre l'intensità dei vortici, così da limitare i pericoli che essi portebbero causare a veivoli leggeri e poter aumentare la frequenza di decollo ed atterraggio negli aeroporti. In quest'ottica i dati più significativi si avranno analizzando il comportamento per α pari a 5° e 10°, mentre i risultati per α pari a 0° servono soprattutto per un confronto e per avere un'ottica più ampia del problema. Verranno per questo motivo presentati prima i dati relativi ad α pari a 5° e 10° e infine i dati relativi ad α di 0°. Per poter fare un confronto numerico è stato calcolato il massimo del modulo della vorticità su una serie di piani consecutivi perpendicolari al flusso; sono stati utilizzati venti piani equispaziati, con una distanza dal bordo d'attacco variabile tra 2 e 15 metri. I risultati ottenuti sono stati diagrammati rappresentando in ascissa la distanza dal bordo d'attacco e in ordinata il valore della vorticità. Sono state poi visualizzate, su sette piani consecutivi, equispaziati e con una distanza dal bordo d'attacco variabile tra 2 e 14 metri, le zone a isovorticità.

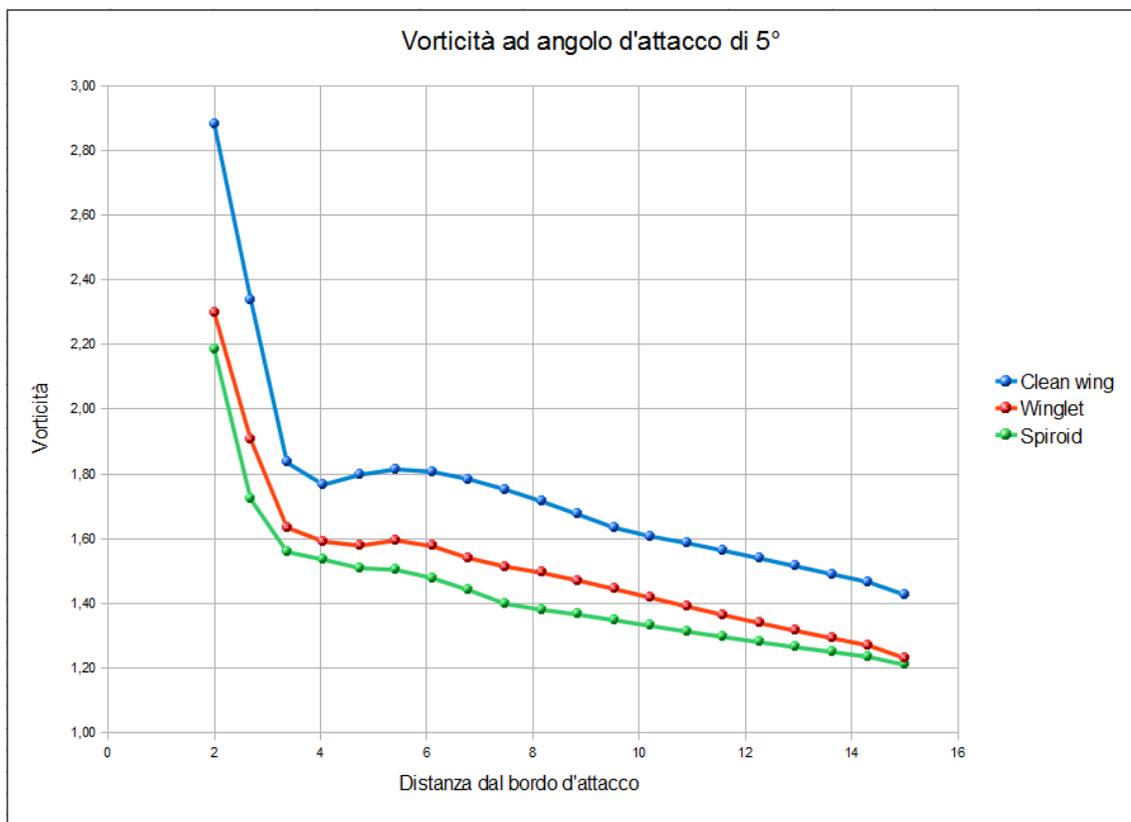
4.2.2.1 Angolo d'attacco pari a 5° 

Figura 4.10: Vorticità massima al variare della distanza dal bordo d'attacco per α pari a 5°

In figura 4.10 si può osservare come la vorticità che si genera nel caso di ala con *winglet* semplice o spiroidale sia notevolmente inferiore a quella rilevata nel caso di ala base per tutta la zona studiata. Inoltre l'ala con *winglet* spiroidale ha valori sempre inferiori di quelli calcolati per l'ala con *winglet* semplice. Si vede inoltre che il perdurare dei vortici nell'aria per le configurazioni dotate di *winglets* ha un andamento paragonabile a quello dell'ala base, ma partendo da valori minori si hanno vortici di minore intensità. Le riduzioni dell'intensità dei vortici sono, a 2 metri dal bordo d'attacco, dell'ordine del 20.3% per quanto riguarda l'ala con *winglet* semplice e del 24.2% per quanto riguarda l'ala con *winglet* spiroidale. A 15 metri dal bordo d'attacco si hanno invece una riduzione dell'ordine del 13.6% per quanto riguarda l'ala con *winglet* semplice e del 15.2% per quanto riguarda l'ala con *winglet* spiroidale.

Si passa ora alle visualizzazioni della vorticità. In figura 4.11, 4.12 e 4.13 sono presentate visualizzazioni su piani paralleli delle zone a isovorticità, rispettivamente per l'ala base, per l'ala con *winglet* semplice e per l'ala con *winglet* spiroidale. La scala di colori usata per la vorticità, visibile nelle figure, è identica nei tre casi, così da rendere immediato il confronto. Le superfici delle varie configurazioni alari sono colorate per zone a isopressione e la scala usata è visibile nelle figure.

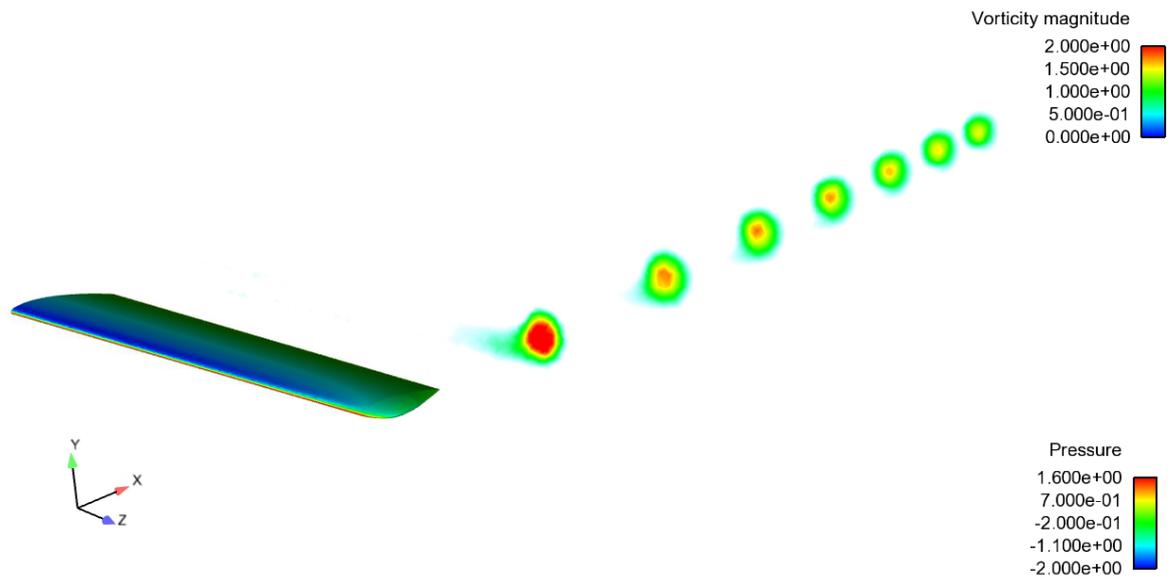


Figura 4.11: Vorticità su piani successivi equispaziati per ala base e $\alpha=5^\circ$

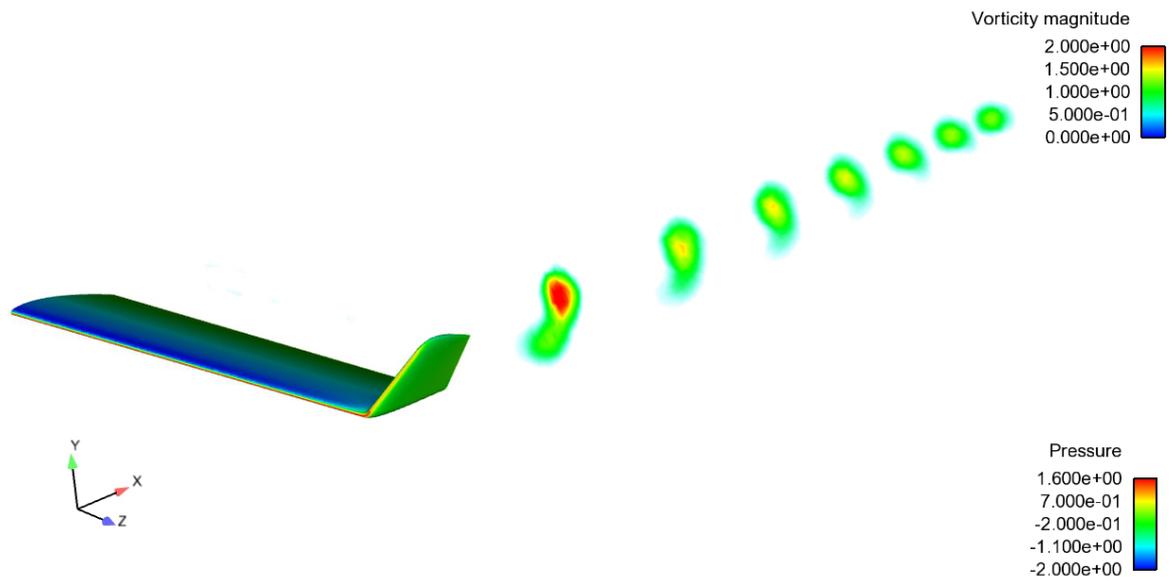


Figura 4.12: Vorticità su piani successivi equispaziati per ala con *winglet* semplice e $\alpha=5^\circ$

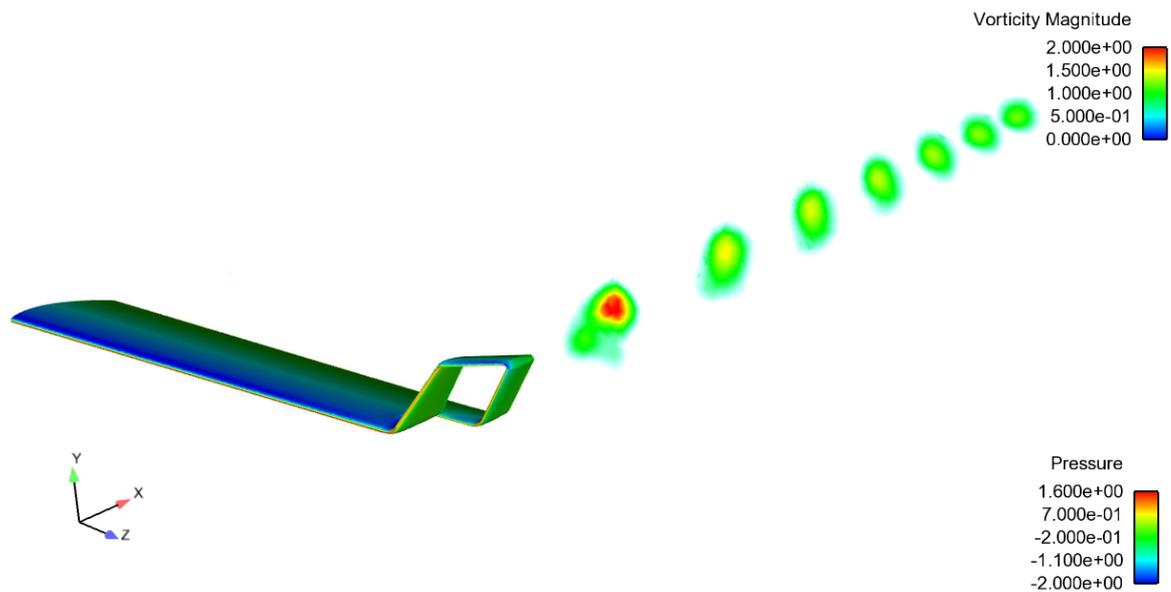


Figura 4.13: Vorticità su piani successivi equispaziati per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=5^\circ$

L'analisi delle visualizzazioni conferma quanto affermato analizzando il grafico con i valori della vorticità. Si può notare infatti come le zone a maggior vorticità (colorate di rosso e giallo) diminuiscano di estensione passando dall'ala base all'ala con *winglet* semplice e passando dall'ala con *winglet* semplice all'ala con *winglet* spiroidale. E' inoltre molto interessante osservare la forma dei vortici che si generano nei tre casi. Per l'ala base infatti si ha un solo vortice ad alta intensità, mentre per l'ala con *winglet* semplice si hanno due zone ad alta vorticità con senso di rotazione inverso, che formano un dipolo. Questi due vortici sono posizionati uno in corrispondenza dell'estremità della *winglet* e uno nella zona dove si crea la bolla di ricircolazione precedentemente citata; la presenza dei due vortici con senso di rotazione inverso tende a ridurre l'intensità totale. Anche per l'ala con *winglet* spiroidale si può notare la presenza di due zone ad alta vorticità, ma la natura del vortice secondario è diversa da quella dell'ala con *winglet* semplice: in questo caso infatti non è dovuto all'instaurarsi di una bolla di ricircolazione, ma a fenomeni di interferenza che si generano nella zona di congiunzione tra la parte anteriore e quella posteriore dello spiroide, in corrispondenza dell'estremità alare. Si ha infatti un effetto di riduzione dell'intensità ma non si riscontra perdita di portanza.

Si presentano ora alcune visualizzazioni delle traiettorie del fluido così da completare l'analisi legata alla struttura dei vortici. Le immagini sono infatti indirizzate a presentare la forma dei vortici e la loro estensione spaziale e non a valutarne l'intensità. Si noti che l'intensità del vortice e la sua estensione spaziale non sono necessariamente direttamente proporzionali. Le traiettorie sono state colorate tramite zone a isovelocità, la superficie dell'ala è stata colorata per zone a isopressione; i valori sono visibili nelle figure.

I vortici sono stati analizzati visivamente tramite tre diversi punti di vista; si hanno quindi tre diverse figure per ogni configurazione alare.

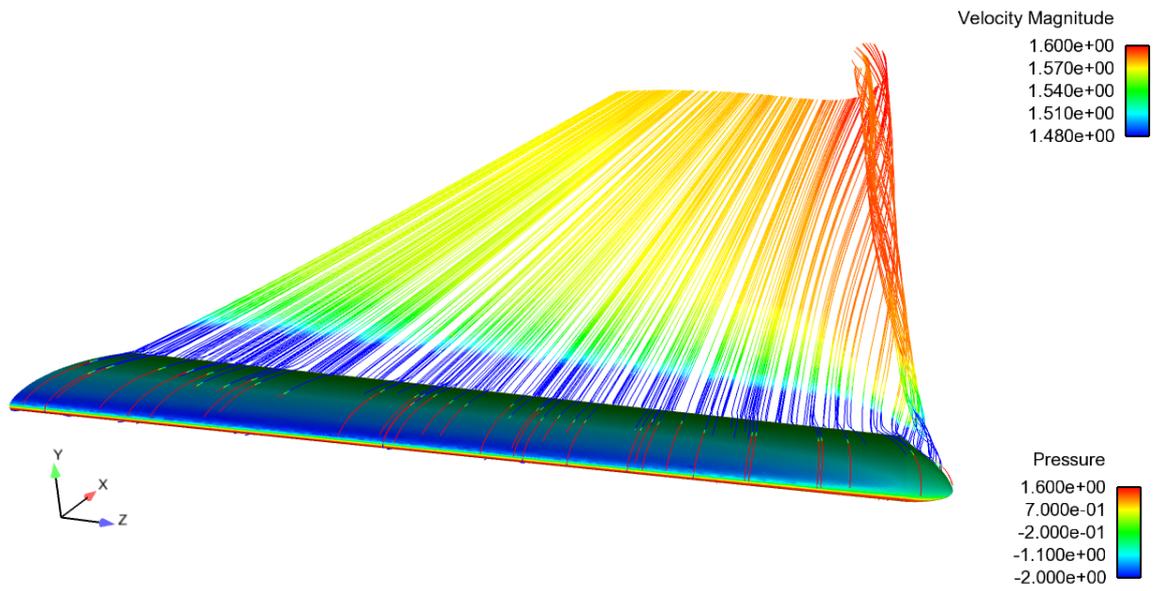


Figura 4.14: Linee di corrente per ala base e $\alpha=5^\circ$ (vista 1)

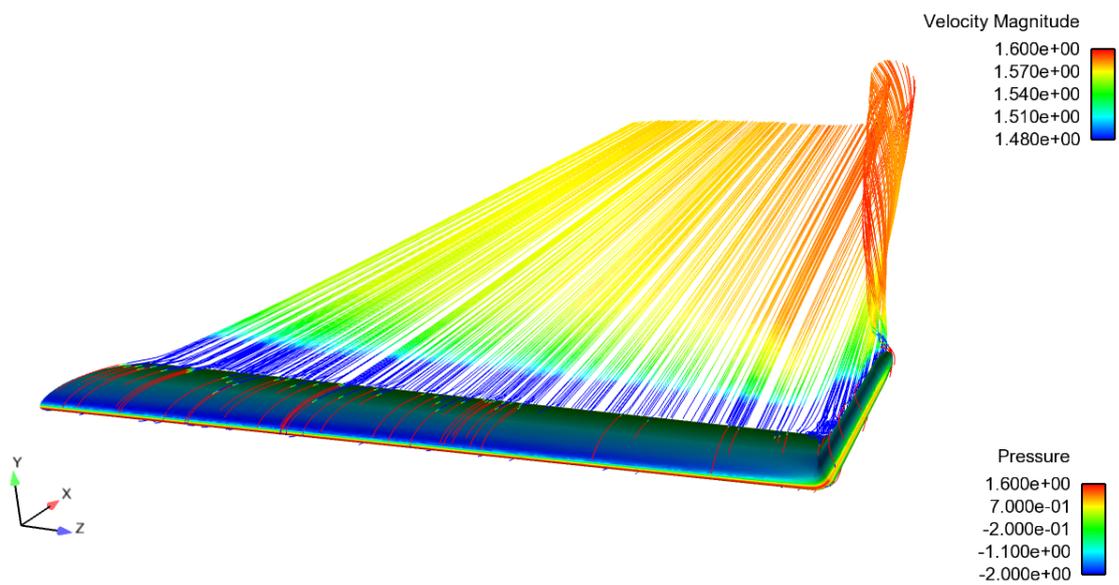


Figura 4.15: Linee di corrente per ala con *winglet* semplice e $\alpha=5^\circ$ (vista 1)

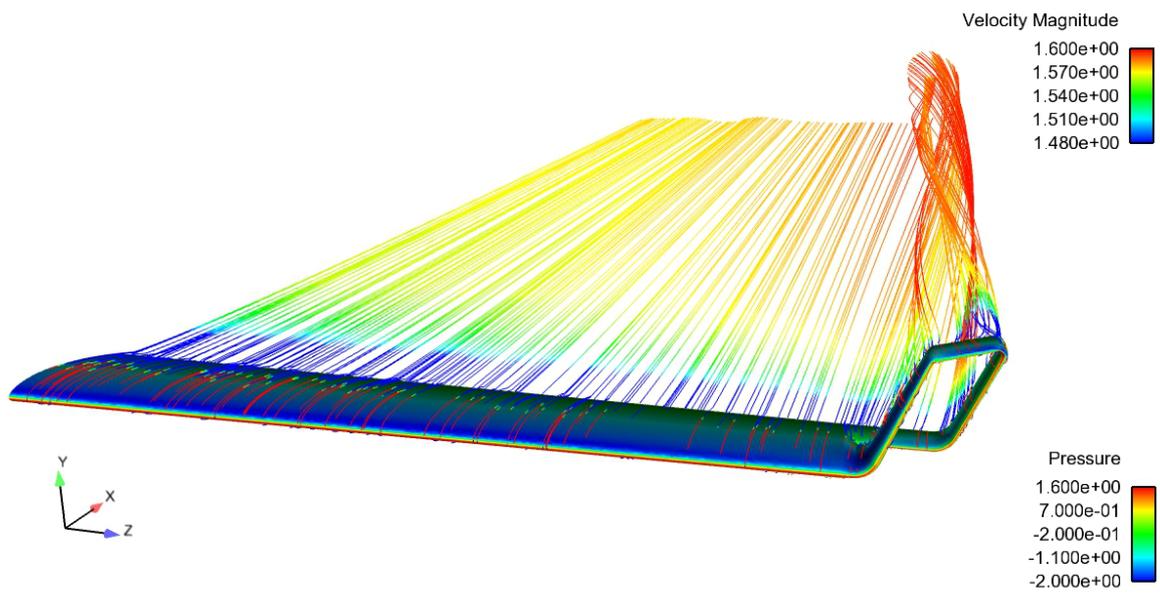


Figura 4.16: Linee di corrente per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=5^\circ$ (vista 1)

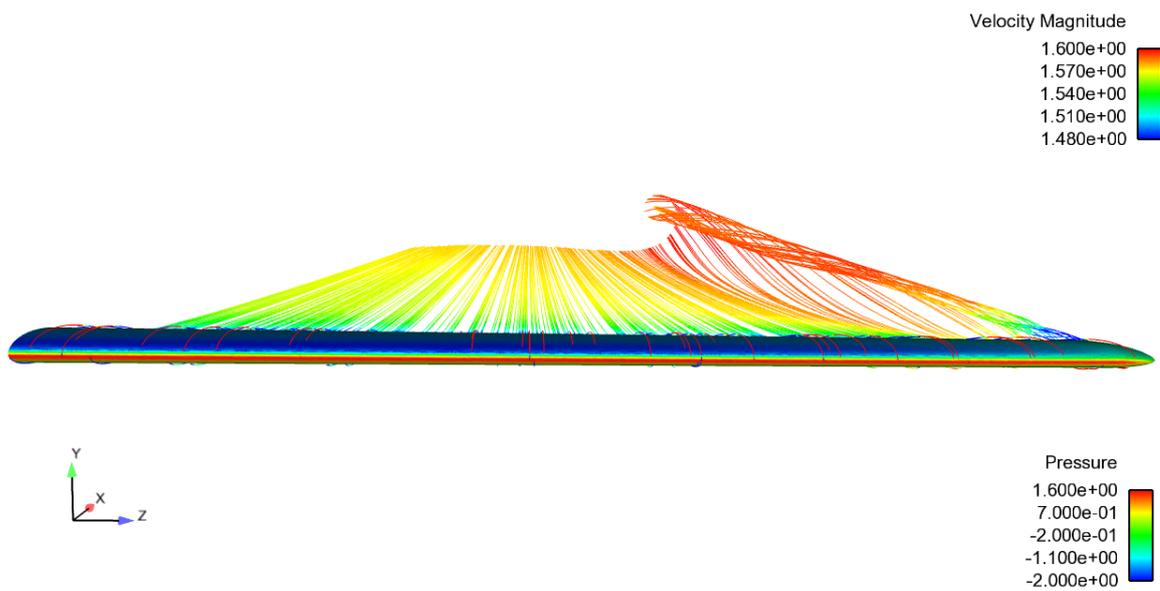


Figura 4.17: Linee di corrente per ala base e $\alpha=5^\circ$ (vista 2)

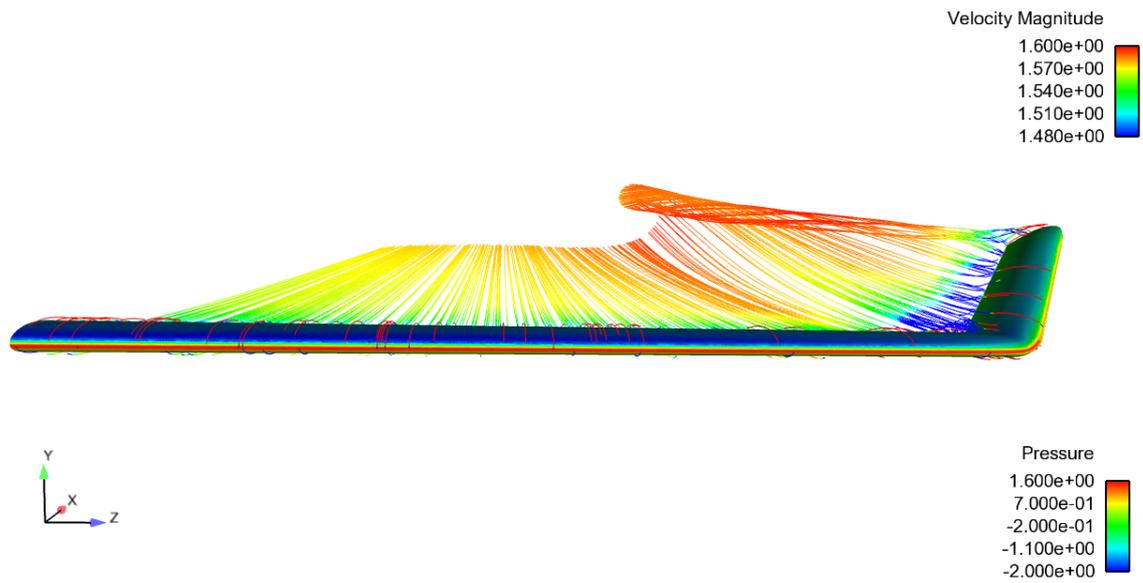


Figura 4.18: Linee di corrente per ala con *winglet* semplice e $\alpha=5^\circ$ (vista 2)

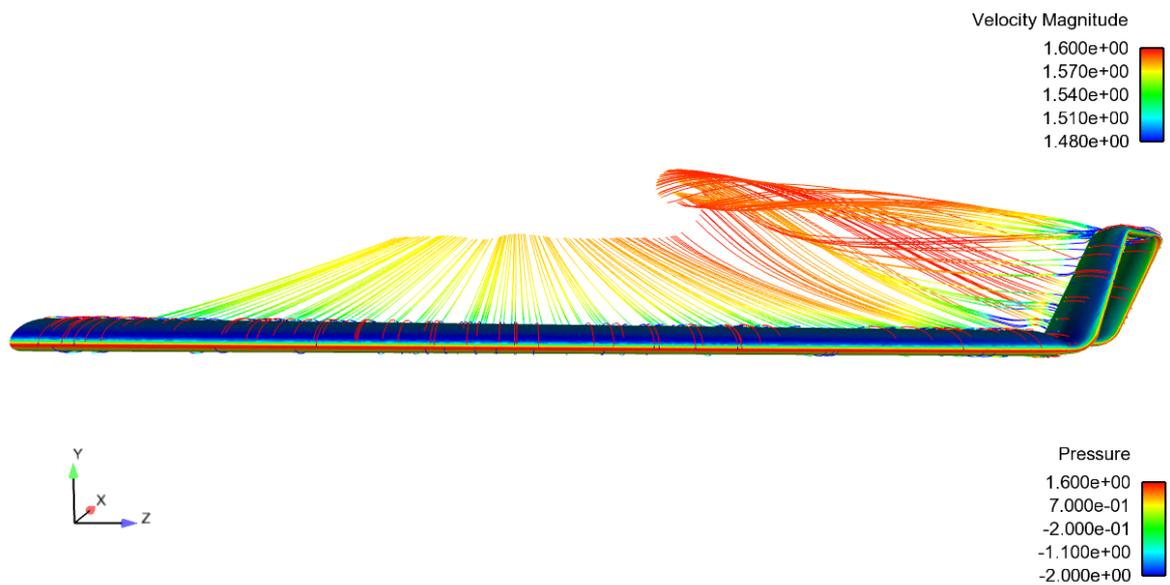


Figura 4.19: Linee di corrente per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=5^\circ$ (vista 2)

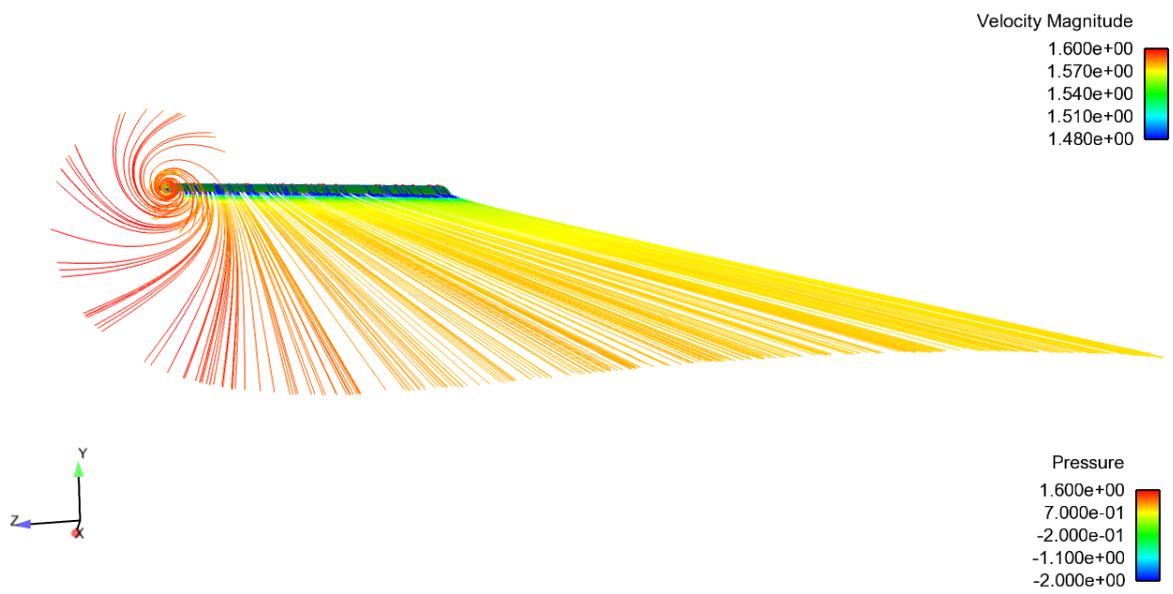


Figura 4.20: Linee di corrente per ala base e $\alpha=5^\circ$ (vista 3)

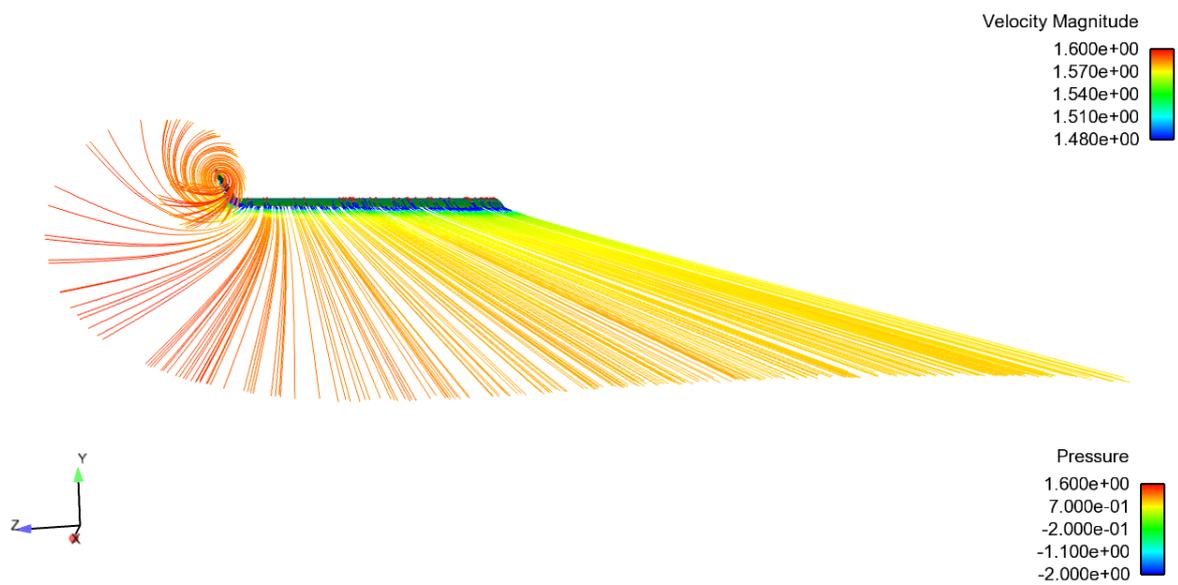


Figura 4.21: Linee di corrente per ala con *winglet* semplice e $\alpha=5^\circ$ (vista 3)

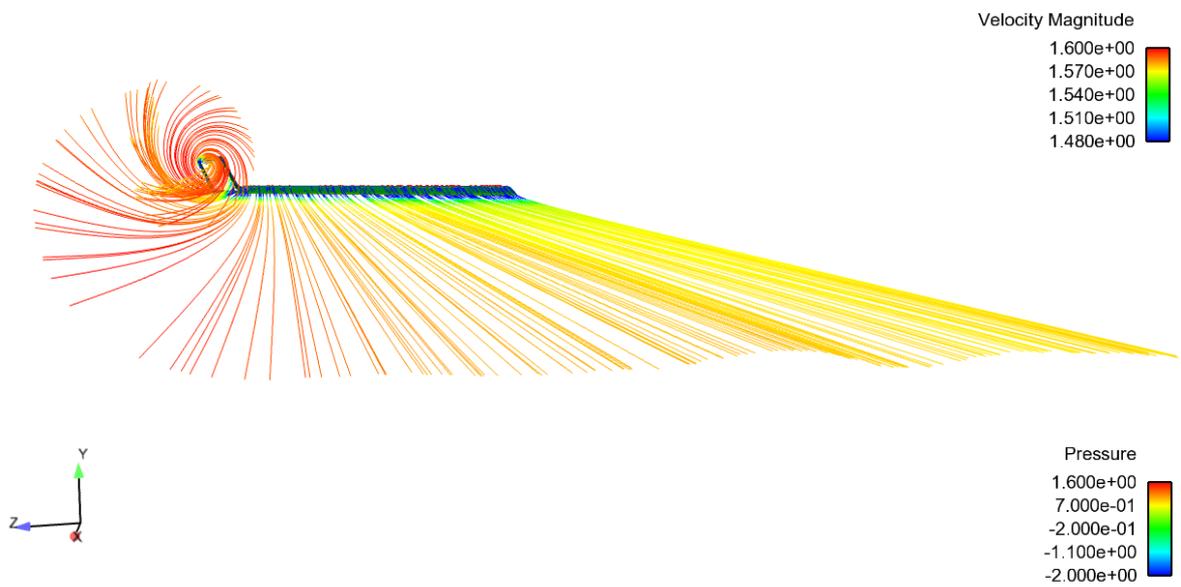


Figura 4.22: Linee di corrente per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=5^\circ$ (vista 3)

4.2.2.2 Angolo d'attacco pari a 10°

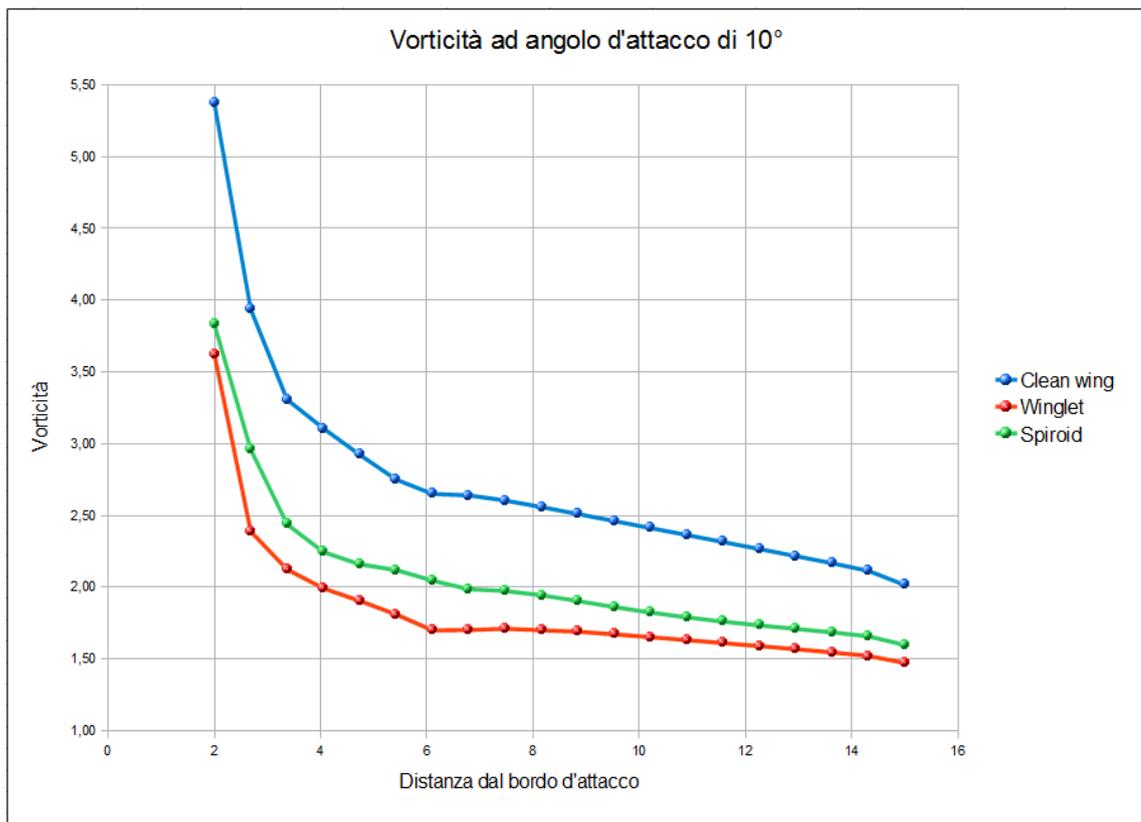


Figura 4.23: Vorticità massima al variare della distanza dal bordo d'attacco per α pari a 10°

In figura 4.23 si può osservare come l'intensità dei vortici che si generano per l'ala con *winglet* semplice e per l'ala con *winglet* spiroidale sia notevolmente inferiore a quella rilevata per l'ala base per tutta la zona studiata, come già visto per angolo d'attacco pari a 5° . In questo caso, però, l'ala con *winglet* spiroidale ha valori di vorticità sempre leggermente superiori a quelli rilevati per l'ala con *winglet* semplice. Questo fenomeno è probabilmente dovuto all'instaurarsi, nel caso di *winglet* semplice, di una zona ad altissima vorticità in corrispondenza della bolla di ricircolazione, con senso di rotazione inverso rispetto al vortice primario e con l'effetto di riduzione dell'intensità totale del vortice. Il perdurare nell'aria dei vortici ha un comportamento equivalente a quello visto per α pari a 5° . Le riduzioni dell'intensità dei vortici sono, a 2 metri dal bordo d'attacco, dell'ordine del 32.6% per quanto riguarda l'ala con *winglet* semplice e del 28.7% per quanto riguarda l'ala con *winglet* spiroidale. A 15 metri dal bordo d'attacco si hanno invece una riduzione dell'ordine del 27% per quanto riguarda l'ala con *winglet* semplice e del 20.7% per quanto riguarda l'ala con *winglet* spiroidale. Si nota quindi che le riduzioni percentuali per α pari a 10° sono maggiori di quelle riscontrate per α pari a 5° .

Si passa ora alle visualizzazioni di vorticità (figure 4.24, 4.25 e 4.26); tutti i parametri sono uguali a quelli già citati per α pari a 5° . Queste visualizzazioni confermano la forma dei vortici e gli andamenti della vorticità riscontrati per $\alpha=5^\circ$, con intensità però più elevate. Si nota nuovamente che nel caso di ala con *winglet* spiroidale si ha un'intensità leggermente maggiore di quella riscontrata nel caso di *winglet* semplice.

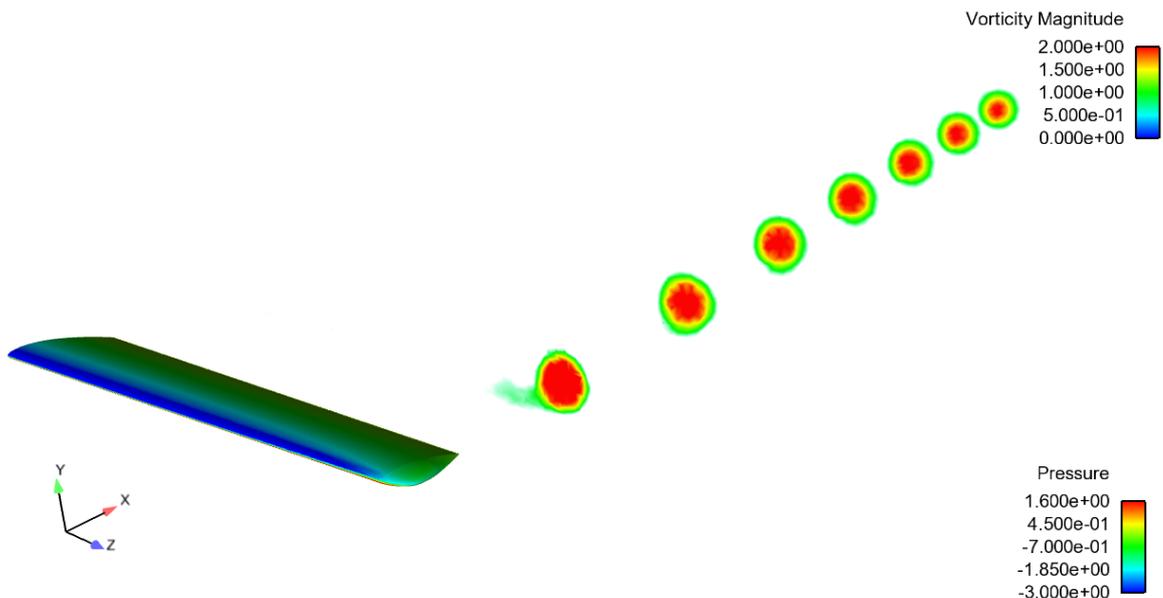


Figura 4.24: Vorticità su piani successivi equispaziati per ala base e $\alpha=10^\circ$

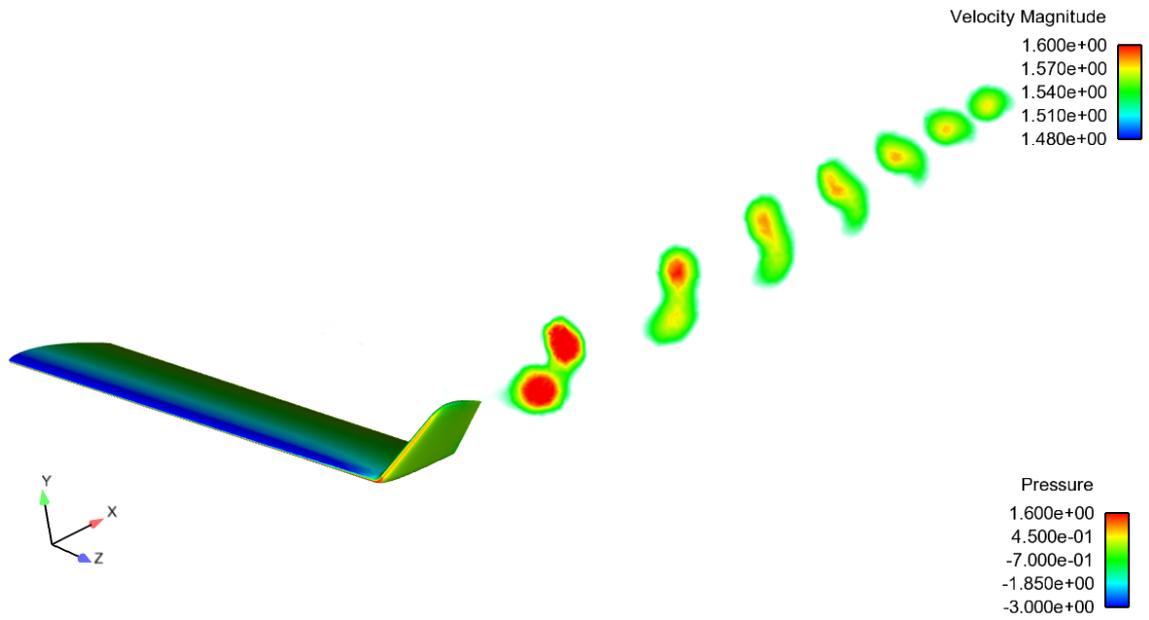


Figura 4.25: Vorticità su piani successivi equispaziati per ala con *winglet* semplice e $\alpha=10^\circ$

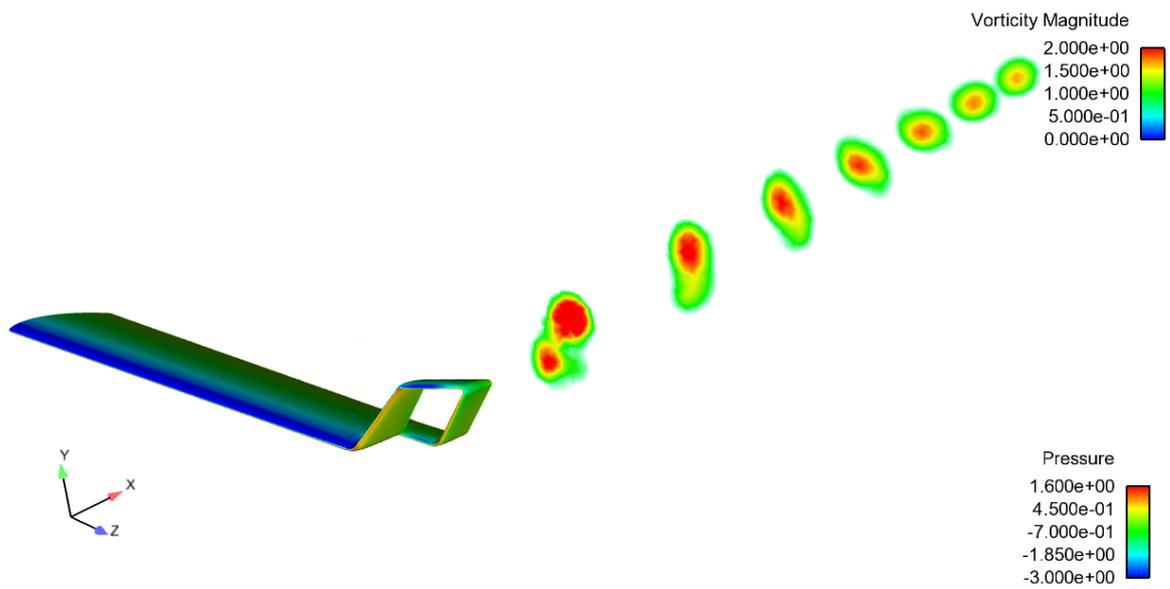


Figura 4.26: Vorticità su piani successivi equispaziati per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=10^\circ$

Si presentano ora, con modalità e disposizione uguale al caso per $\alpha=5^\circ$, alcune visualizzazioni delle traiettorie del flusso.

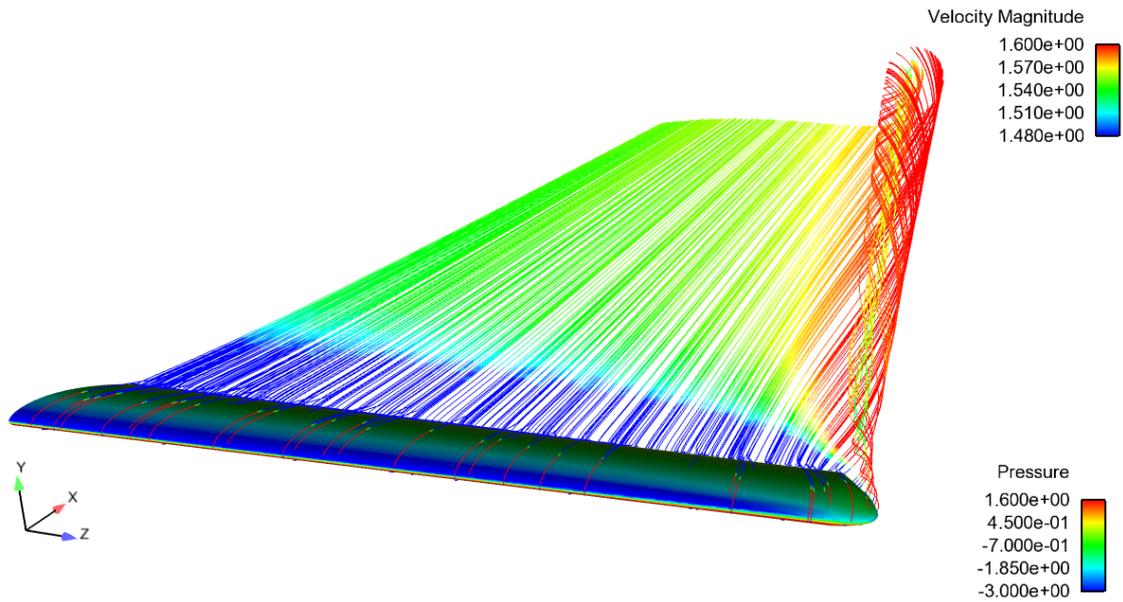


Figura 4.27: Traiettorie per ala base e $\alpha=10^\circ$ (vista 1)

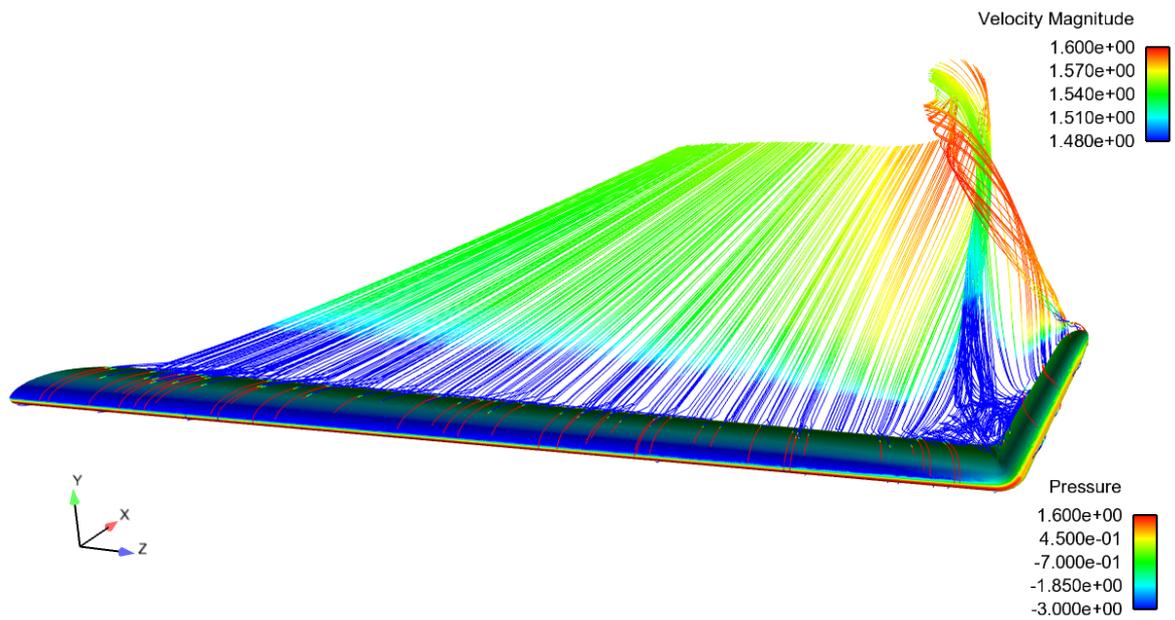


Figura 4.28: Traiettorie per ala con *winglet* semplice e $\alpha=10^\circ$ (vista 1)

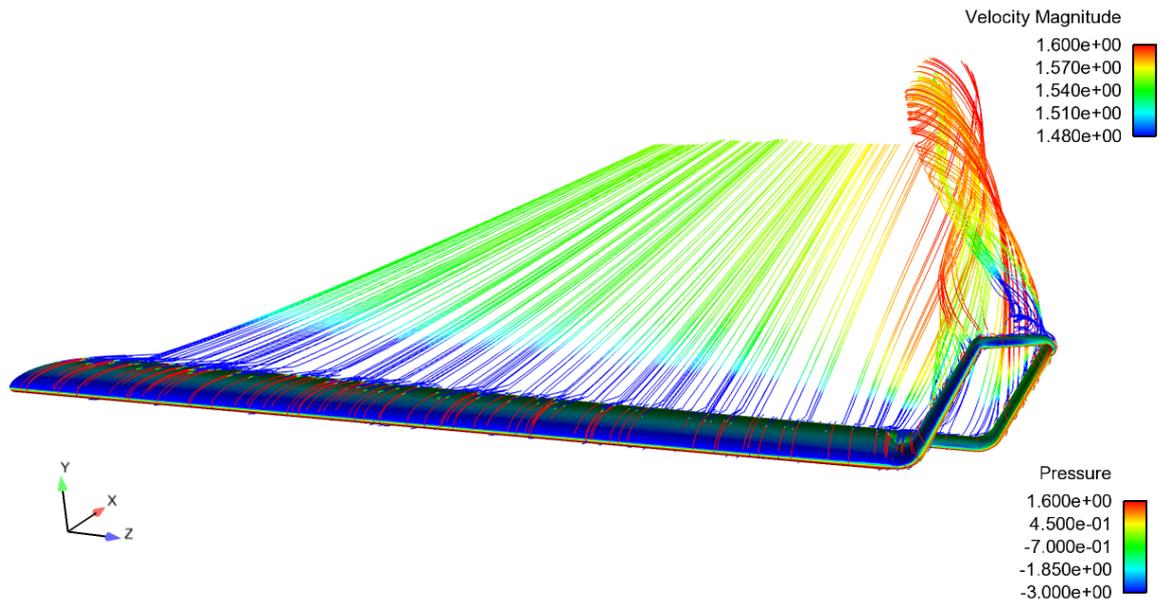


Figura 4.29: Traiettorie per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=10^\circ$ (vista 1)

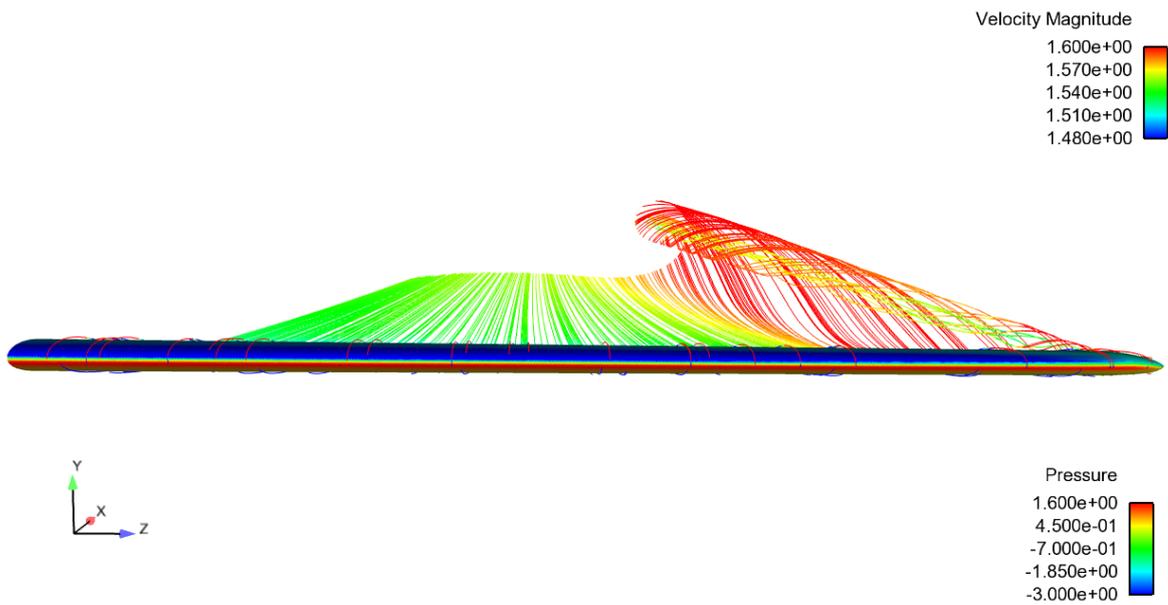


Figura 4.30: Traiettorie per ala base e $\alpha=10^\circ$ (vista 2)

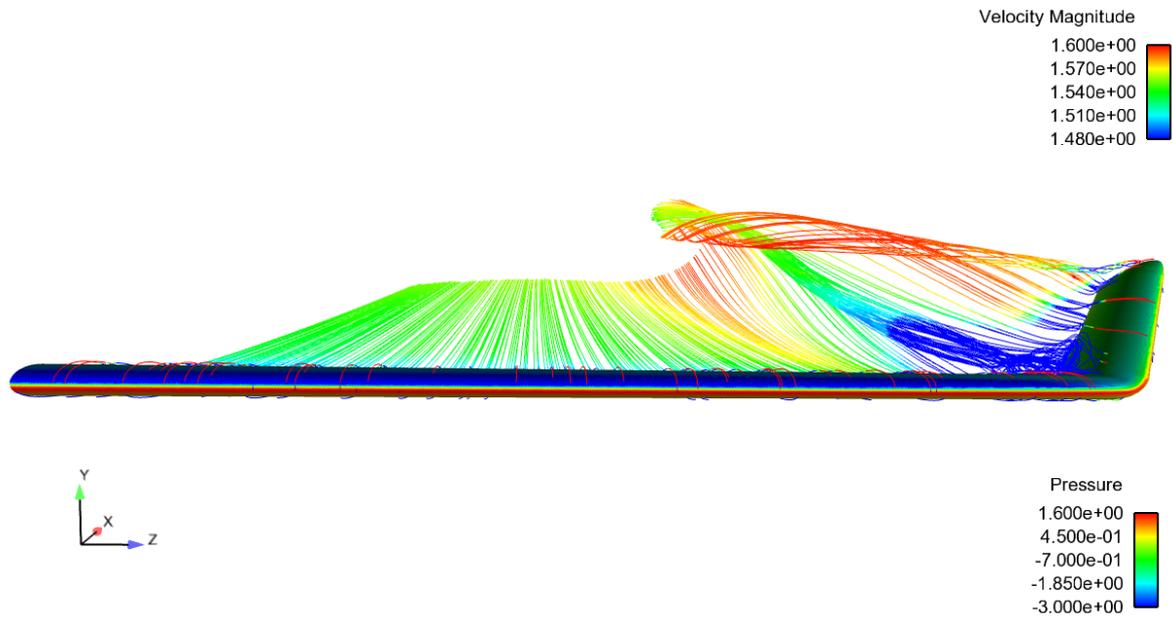


Figura 4.31: Traiettorie per ala con *winglet* semplice e $\alpha=10^\circ$ (vista 2)

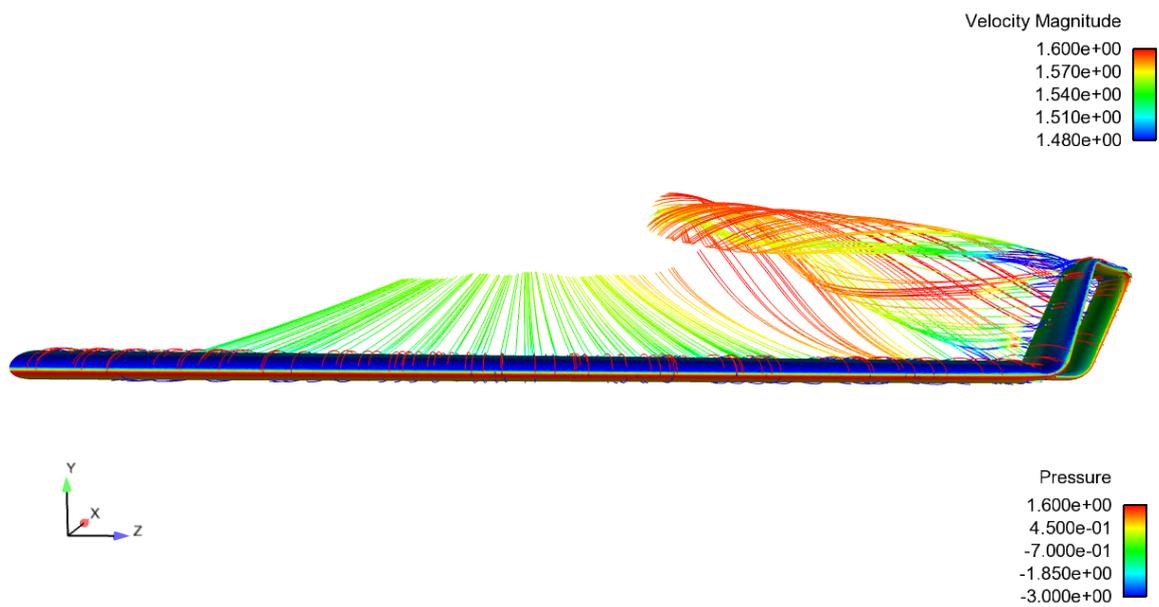


Figura 4.32: Traiettorie per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=10^\circ$ (vista 2)

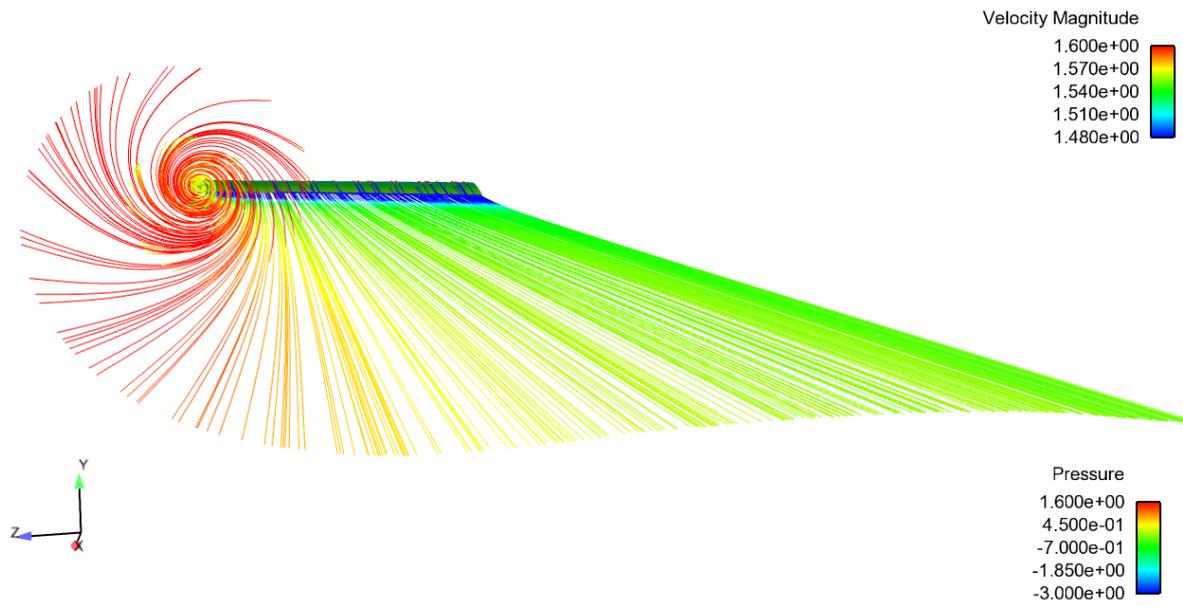


Figura 4.33: Traiettorie per ala base e $\alpha=10^\circ$ (vista 3)

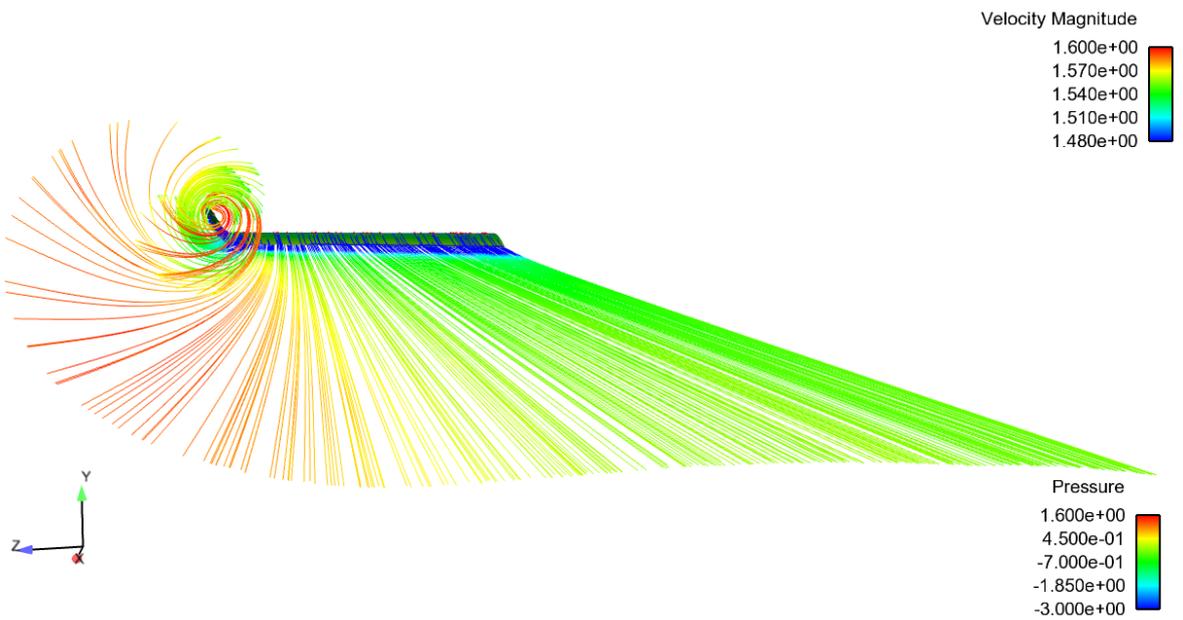


Figura 4.34: Traiettorie per ala con *winglet* semplice e $\alpha=10^\circ$ (vista 3)

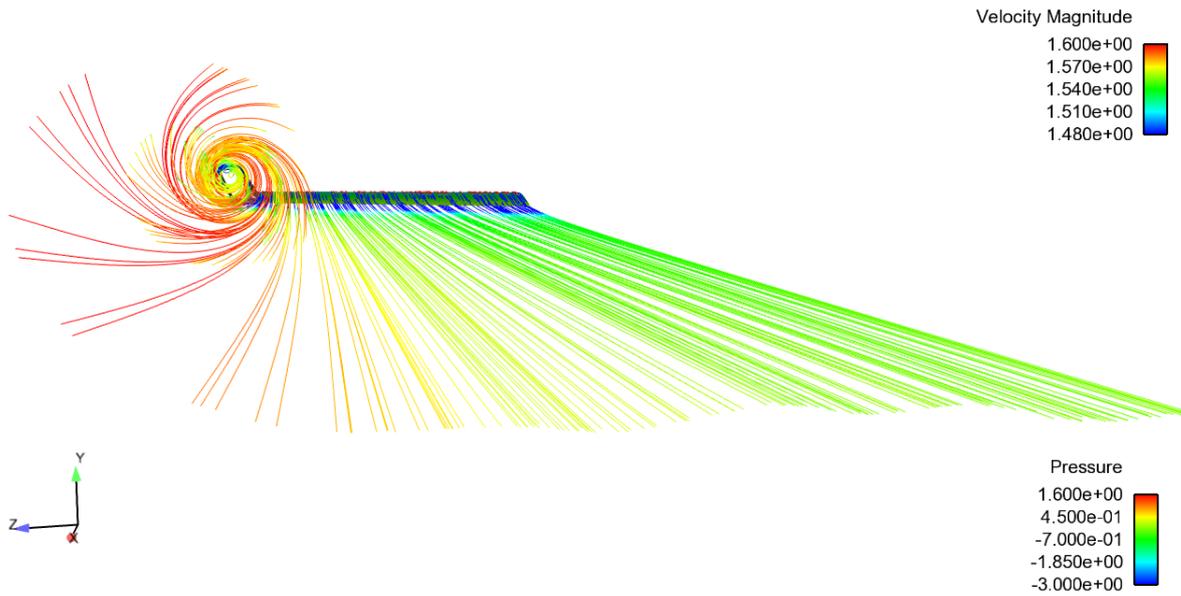


Figura 4.35: Traiettorie per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=10^\circ$ (vista 3)

4.2.2.3 Angolo d'attacco 0°

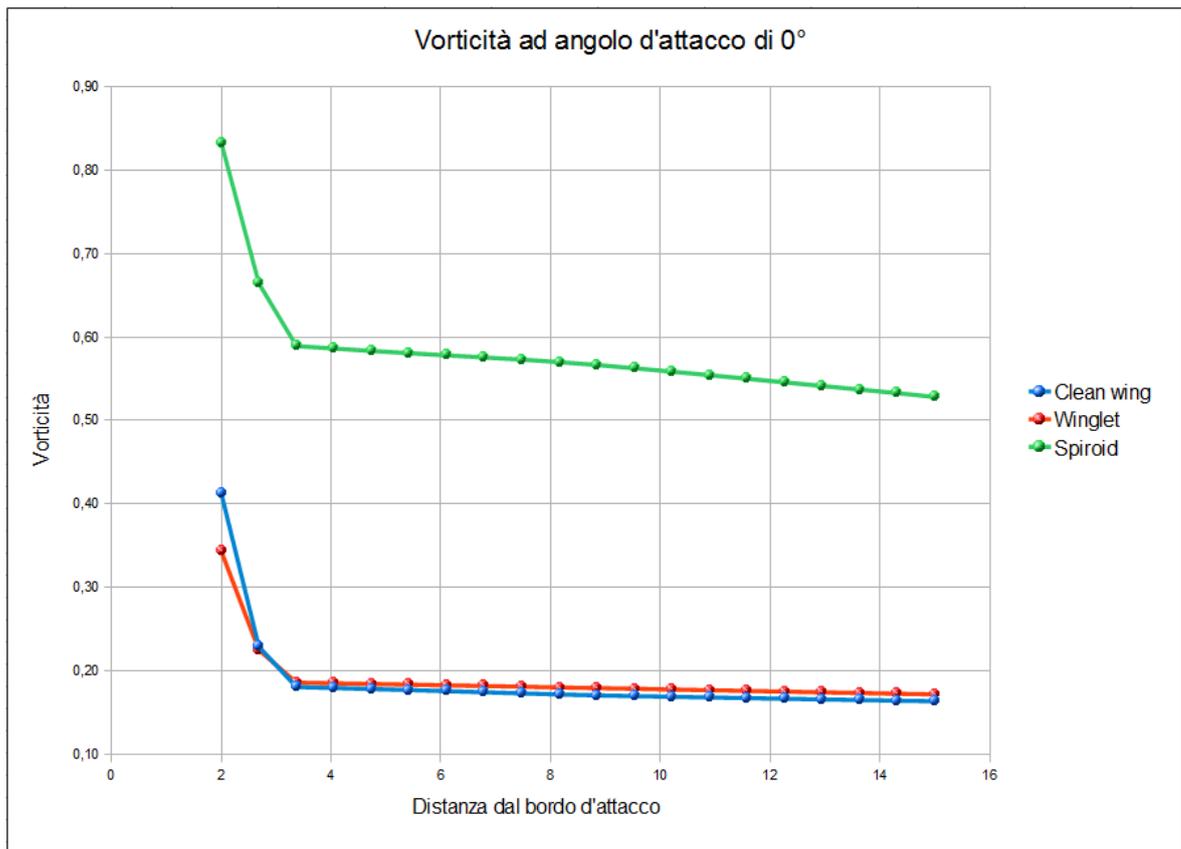


Figura 4.36: Vorticità massima al variare della distanza dal bordo d'attacco per α pari a 0°

In figura 4.36 si può osservare come l'intensità dei vortici sia molto simile nel caso di ala base e di ala con *winglet* semplice, con valori maggiori per la prima configurazione a distanza di 2 metri dal bordo d'attacco e valori leggermente maggiori per la seconda configurazione a distanza di 15 metri. Si ha invece un'intensità molto maggiore per l'ala con *winglet* spiroidale. Questo è spiegabile col fatto che ad angolo d'attacco pari a 0° l'ala base e l'ala con *winglet* semplice generino molto meno vortici di quelli generati dall'ala con *winglet* spiroidale, come si può notare dalle visualizzazioni delle traiettorie. Questo fatto non è però penalizzante in quanto, come è stato presentato in precedenza, ad angolo d'attacco pari a 0° la *winglet* spiroidale genera comunque una riduzione della resistenza indotta e nelle fasi di decollo e atterraggio, in cui è importante ridurre l'intensità dei vortici, si hanno angoli d'attacco ben diversi da 0° .

Vengono ora presentate (in figura 4.37, 4.38 e 4.39) le visualizzazioni della vorticità, ugualmente ai casi con α pari a 5° e 10° . Si noti che, in questo caso, le scale di vorticità e pressione sono più dettagliate essendo i valori in gioco più piccoli e quindi più difficilmente distinguibili. Inoltre la scala di vorticità non è più uguale nei tre casi poichè i valori della vorticità, seppure piccoli, sono molto diversi quantitativamente gli uni dagli altri. Analizzando le figure la cosa più significativa da notare è il fatto che le zone a isovorticità sono più estese di quelle che erano state visualizzate per α pari a 5° o 10° . Questo si spiega osservando che le intensità in gioco sono molto minori e quindi anche la scala impostata avrà valori minori: in questo modo viene quindi ad essere visualizzata anche la vorticità che si forma attorno al profilo alare quando il fluido interagisce con esso (questa vorticità era presente anche per α di 5° e 10° ma non era visibile per via della scala diversa).

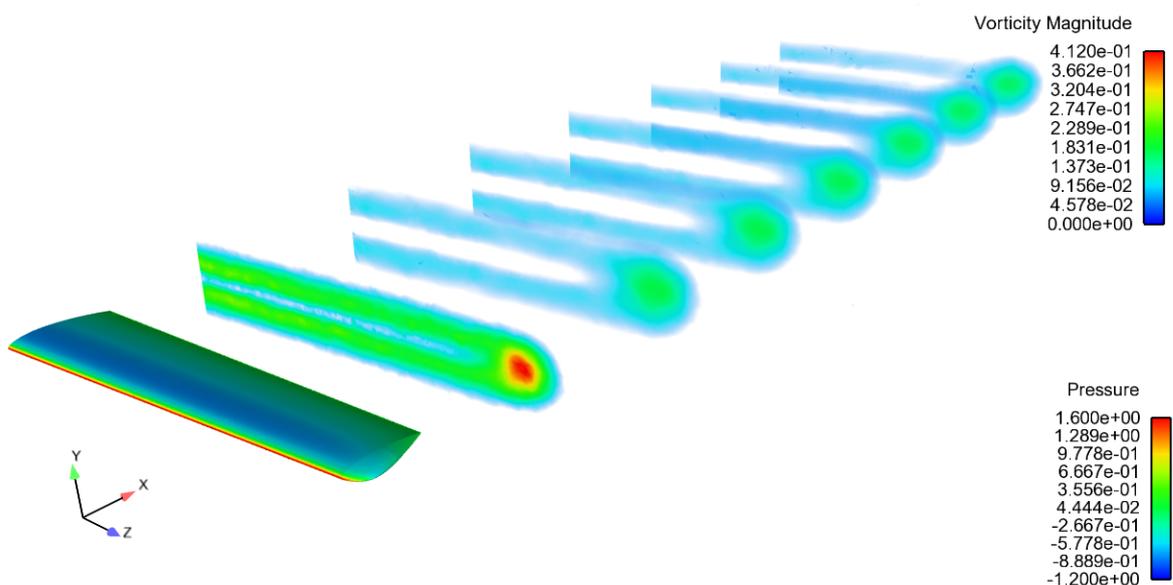


Figura 4.37: Vorticità su piani successivi equispaziati per ala base e $\alpha=0^\circ$

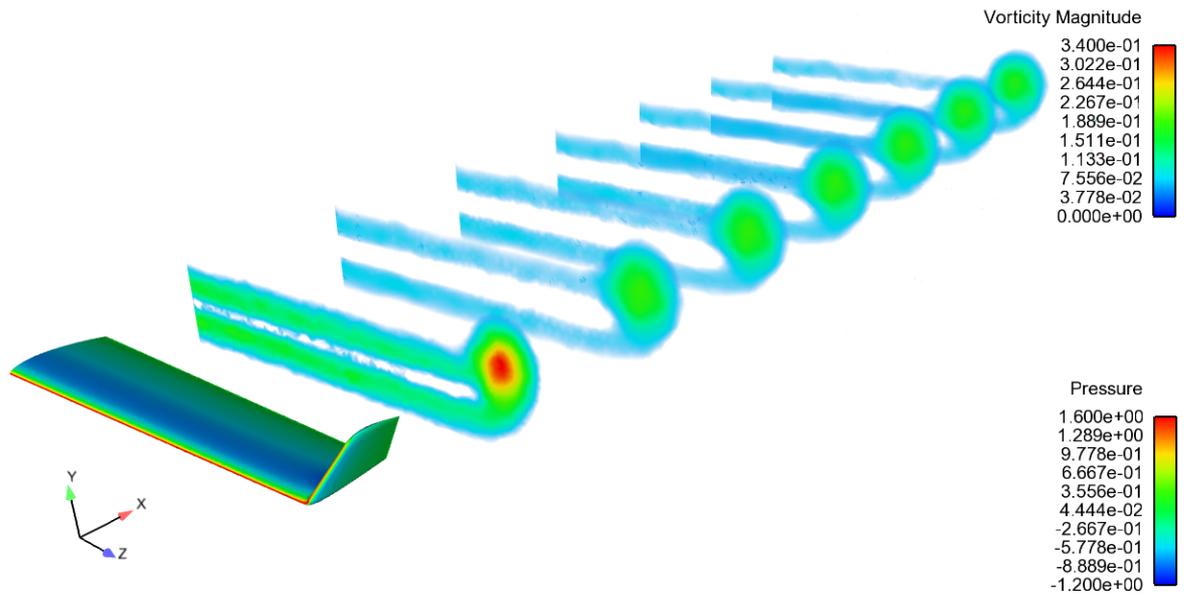


Figura 4.38: Vorticità su piani successivi equispaziati per ala con *winglet* semplice e $\alpha=0^\circ$

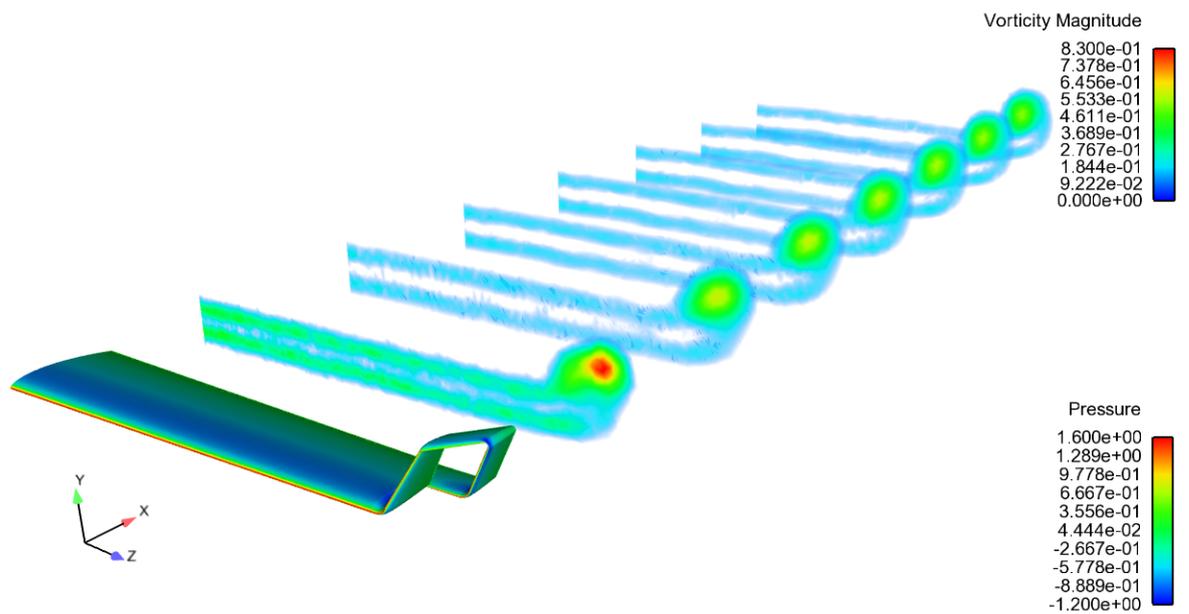


Figura 4.39: Vorticità su piani successivi equispaziati per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=0^\circ$

Sono ora riportate le visualizzazioni delle traiettorie del flusso per le tre configurazioni. I parametri e la disposizione sono gli stessi dei casi con α di 5° e 10° .

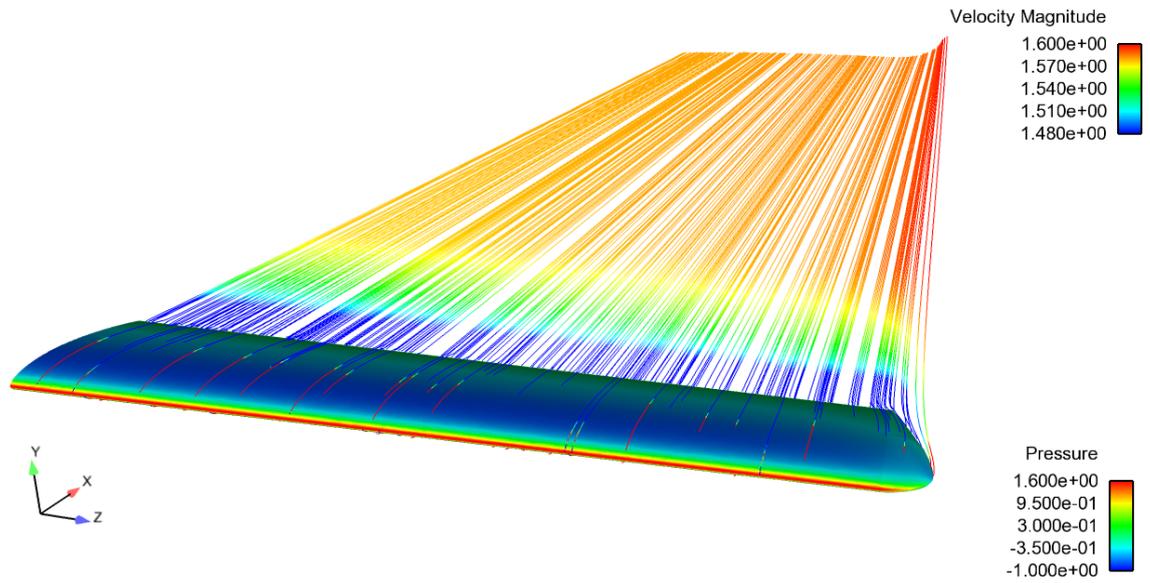


Figura 4.40: Traiettorie per ala base e $\alpha=0^\circ$ (vista 1)

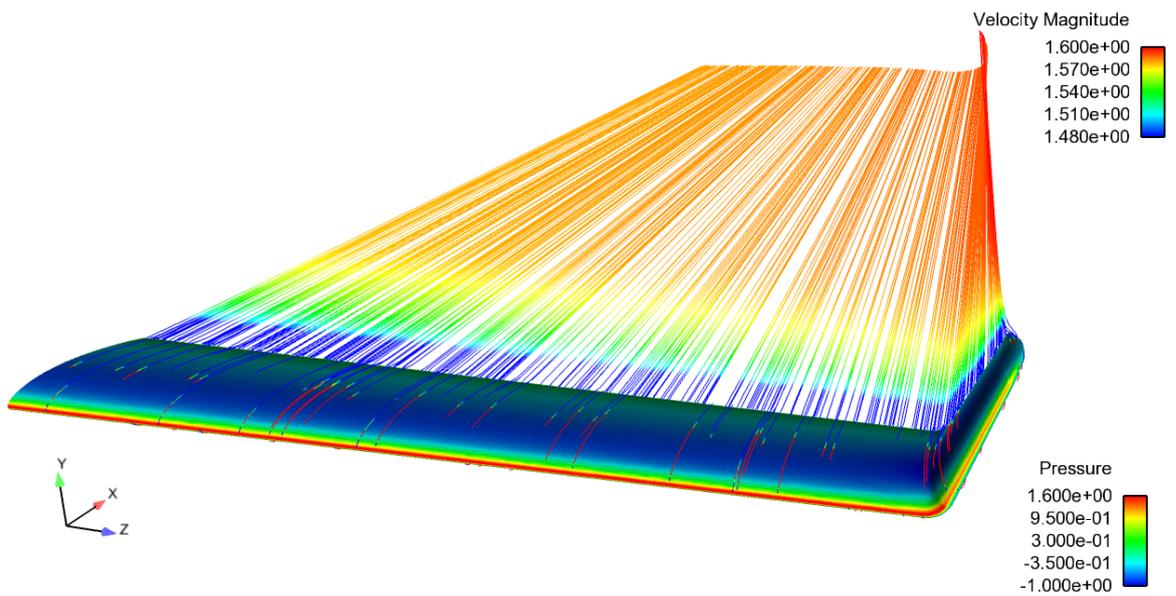


Figura 4.41: Traiettorie per ala con *winglet* semplice e $\alpha=0^\circ$ (vista 1)

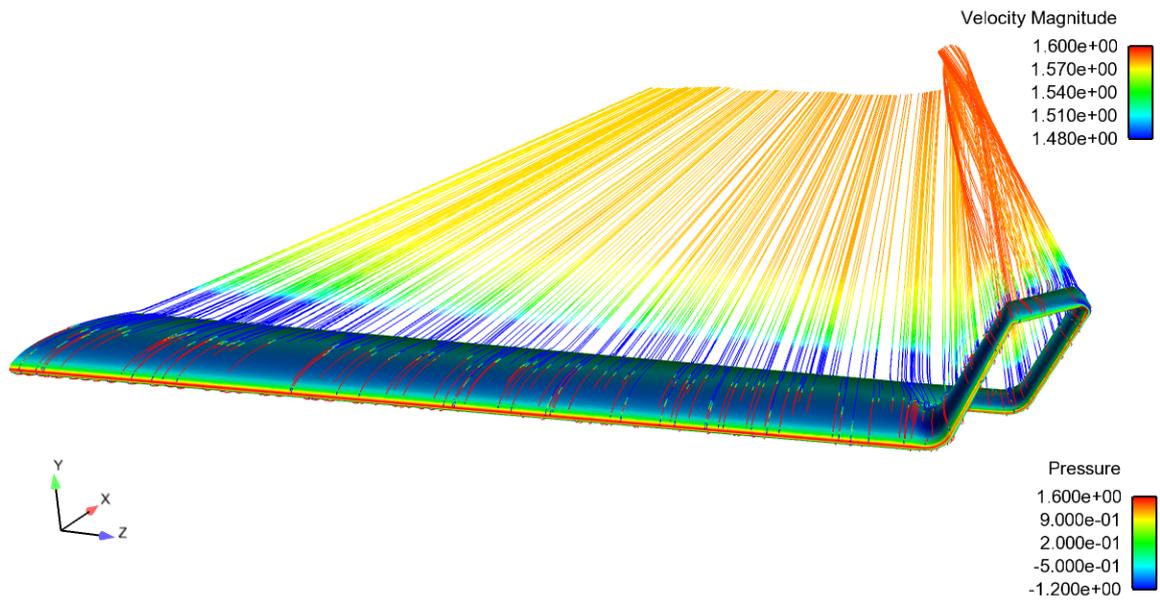


Figura 4.42: Traiettorie per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=0^\circ$ (vista 1)

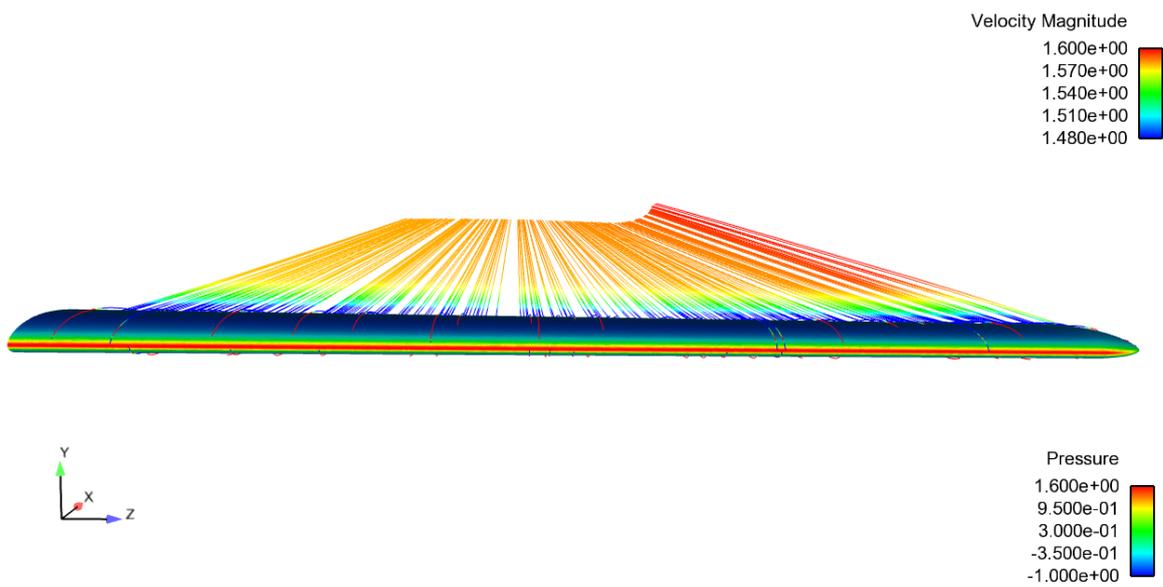


Figura 4.43: Traiettorie per ala base e $\alpha=0^\circ$ (vista 2)

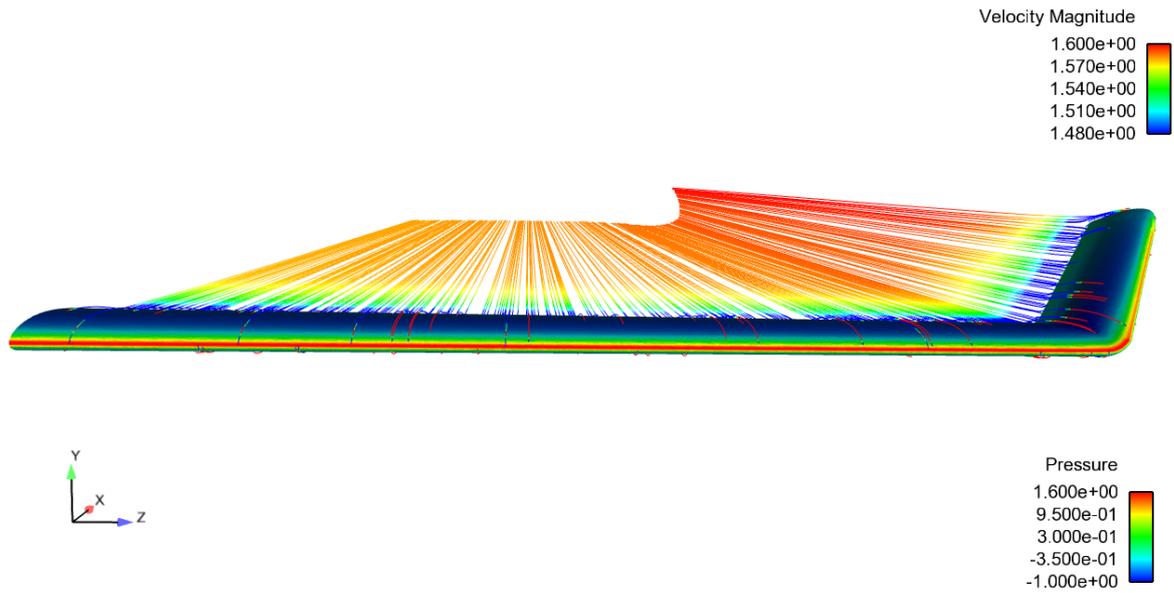
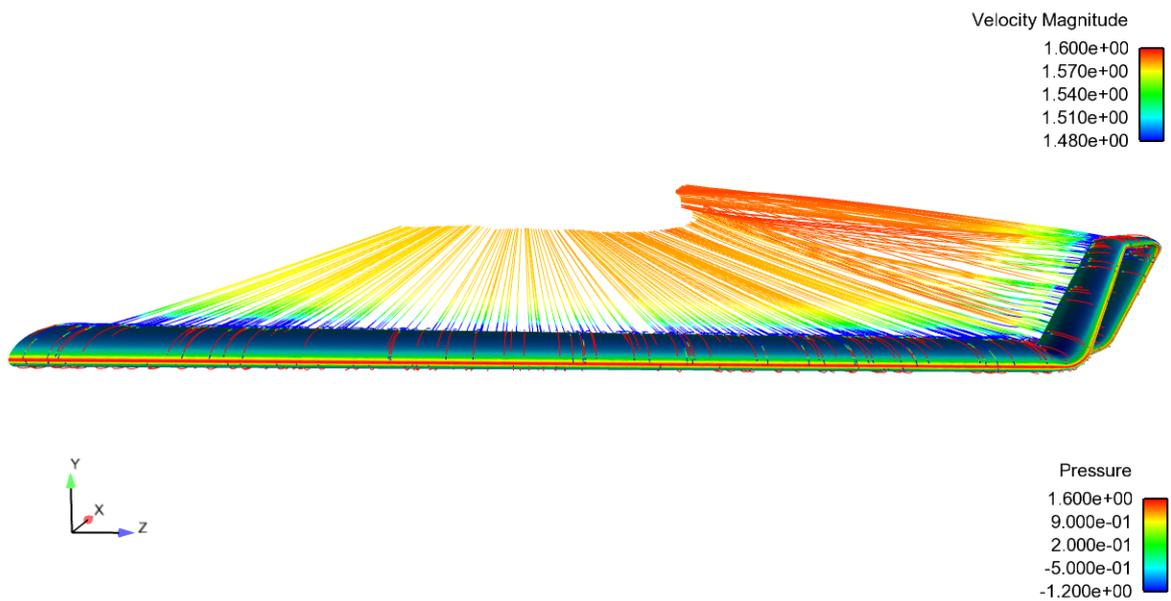
Figura 4.44: Traiettorie per ala con *winglet* semplice e $\alpha=0^\circ$ (vista 2)Figura 4.45: Traiettorie per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=0^\circ$ (vista 2)



Figura 4.46: Traiettorie per ala base e $\alpha=0^\circ$ (vista 3)

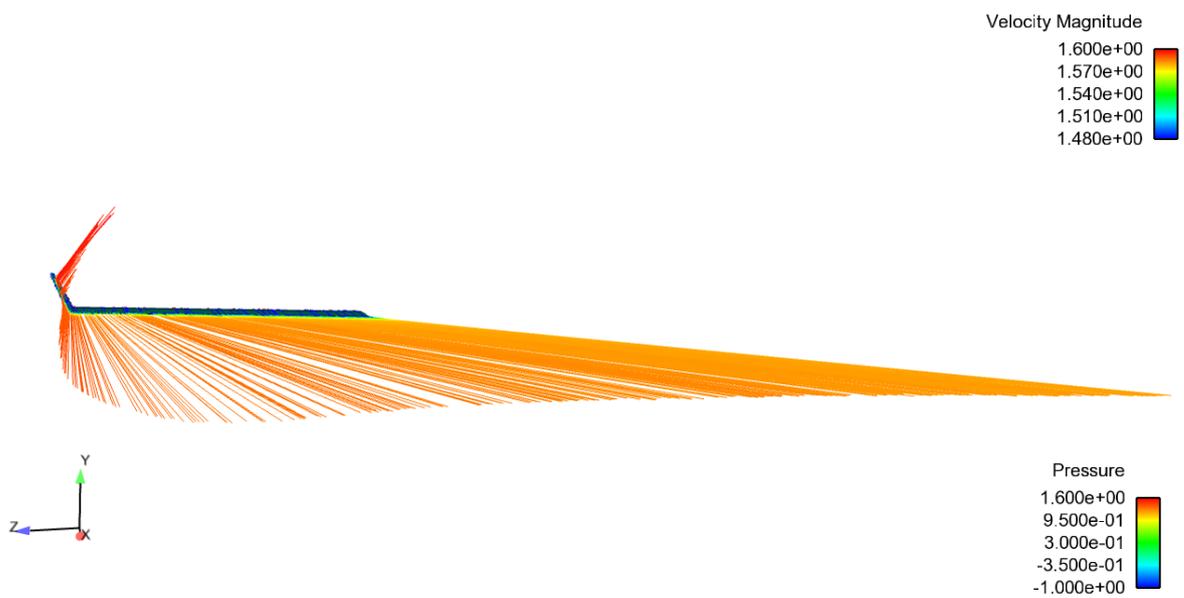


Figura 4.47: Traiettorie per ala con *winglet* semplice e $\alpha=0^\circ$ (vista 3)

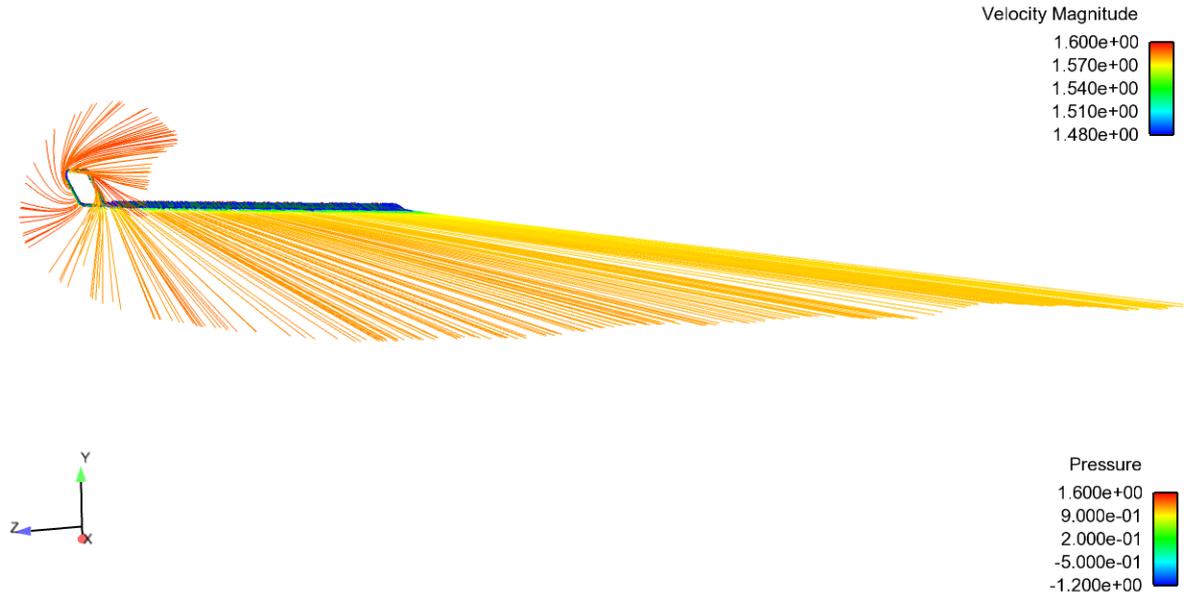


Figura 4.48: Traiettorie per ala con *winglet* spiroidale e $\alpha=0^\circ$ (vista 3)

4.2.3 Q-criterion

Il Q -criterion, dove Q è il secondo invariante del gradiente di velocità $\nabla\vec{V}$, definisce vortice una regione dove si abbia $Q > 0$. Ricordando che:

$$\|A\| = \sqrt{\text{tr}(AA^T)} \quad (4.7)$$

è la norma del generico tensore A , Q è definito come:

$$Q = \frac{1}{2}(\|\Omega\|^2 - \|S\|^2) \quad (4.8)$$

dove

$$\Omega = \frac{1}{2}(\nabla\vec{V} - \nabla\vec{V}^T) \quad (4.9)$$

è il tensore della velocità di rotazione e

$$S = \frac{1}{2}(\nabla\vec{V} + \nabla\vec{V}^T) \quad (4.10)$$

è il tensore della velocità di deformazione; sono rispettivamente la parte antisimmetrica e simmetrica del gradiente di velocità $\nabla\vec{V}$. Il valore di Q è indice della "competizione" tra la velocità angolare locale e la velocità di deformazione, quindi $Q > 0$ significa che domina l'effetto della rotazione locale. Il valore di Q è inoltre proporzionale al modulo della vorticità.

Il Q -criterion è un criterio molto usato per le visualizzazioni di isosuperfici di vorticità, infatti esso permette di filtrare la maggior parte della vorticità che si genera

attorno all'ala e isolare meglio i vortici veri e propri. Per apprezzare questo miglioramento si osservino le figure 4.49, 4.50 e 4.51, riferite all'ala base con α pari a 5° . In figura 4.49 è riportata una visualizzazione di superfici a isovorticità (notare l'estensione attorno all'ala), in figura 4.50 è riportata invece una visualizzazione di superfici a iso Q . In figura 4.51 è infine riportato il confronto tra i due tipi di isosuperfici.

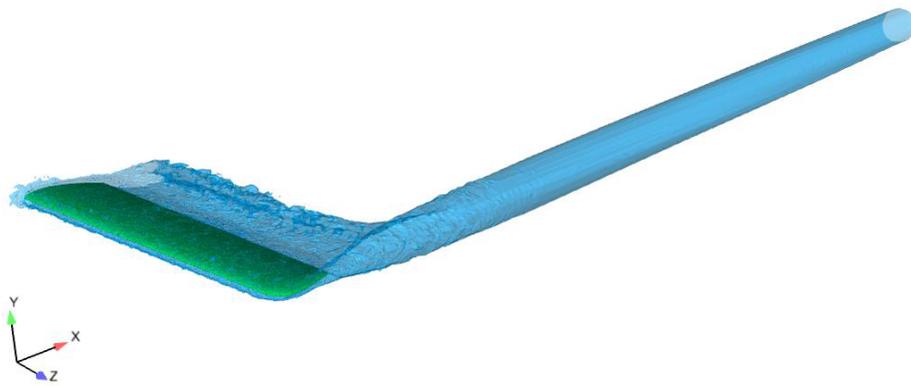


Figura 4.49: Superfici a isovorticità



Figura 4.50: Q -criterion



Figura 4.51: Confronto tra superfici a isovorticità e utilizzo del Q -criterion

Sono state realizzate tre visualizzazioni di superfici a iso Q per ogni configurazione alare, una per ogni angolo d'attacco. Per α pari a 5° e 10° è stato usato come valore 0.25; i due casi sono quindi direttamente confrontabili. Per α pari a 0° invece, data l'intensità dei vortici molto minore, il valore scelto è stato 0.0025. Ovviamente a parità di angolo d'attacco il valore è lo stesso per tutte e tre le configurazioni. Si noti che nello spazio attorno all'ala e al vortice vi sono spesso zone caratterizzate da errori di tipo numerico, ma la cosa è del tutto normale. Si noti infine che nelle visualizzazioni si possono ritrovare tutte le considerazioni fatte nella sottosezione 4.2.2 riguardo a forma e intensità dei vortici.

4.2.3.1 Angolo d'attacco 5°

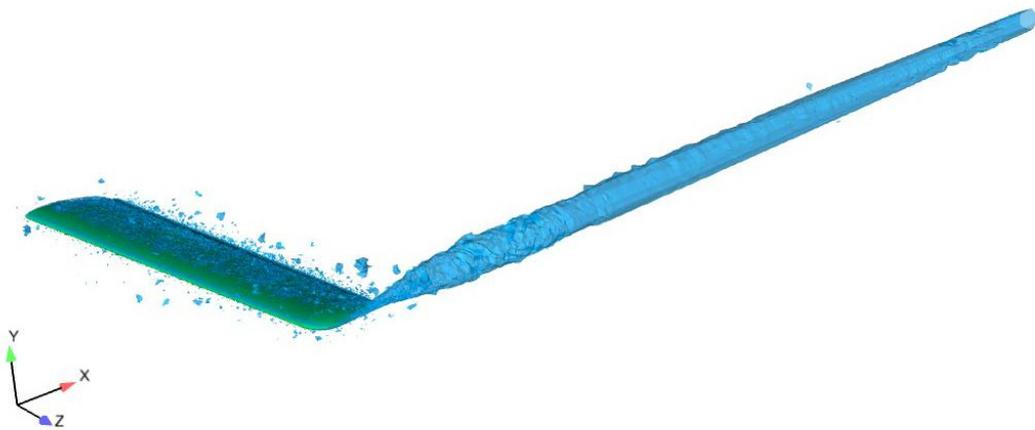


Figura 4.52: Q -criterion per ala base e α pari a 5°

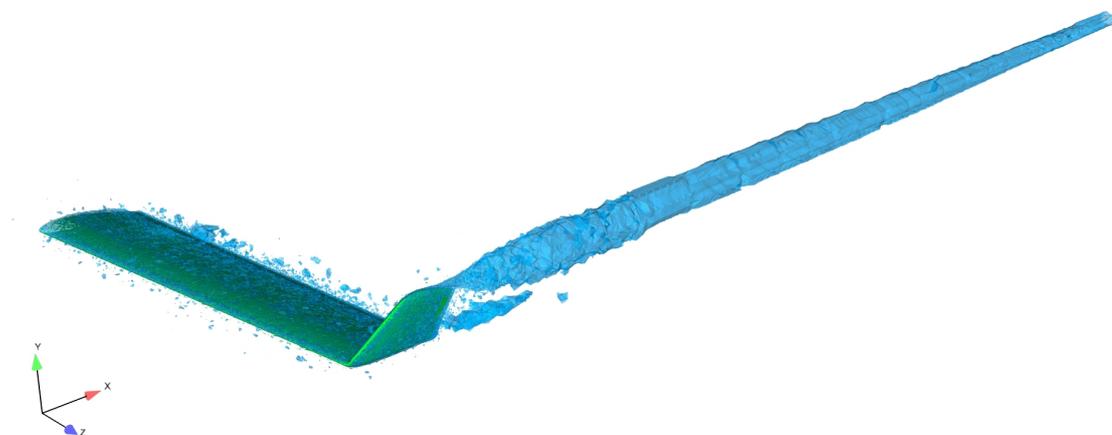


Figura 4.53: Q -criterion per ala con *winglet* semplice e α pari a 5°

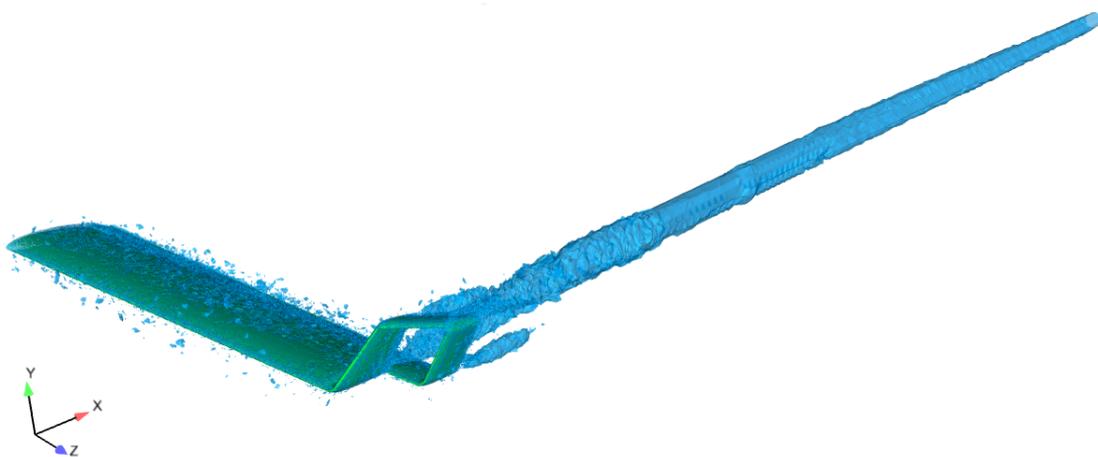
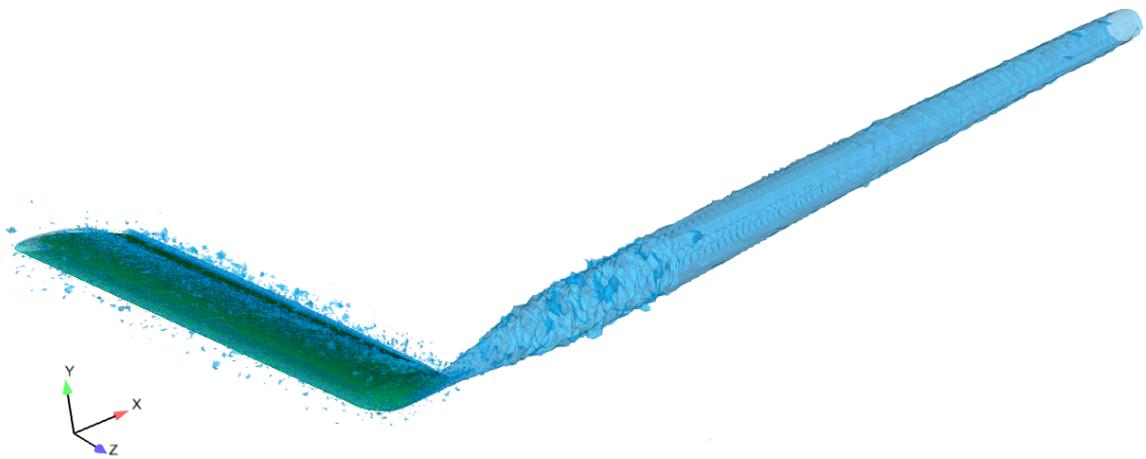
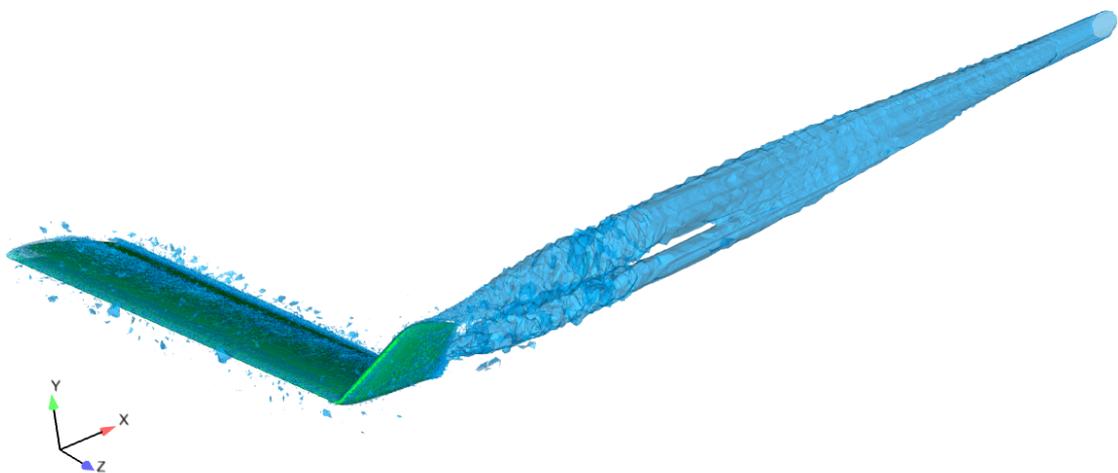


Figura 4.54: Q -criterion per ala con *winglet* spiroidale e α pari a 5°

4.2.3.2 Angolo d'attacco 10° Figura 4.55: Q -criterion per ala base e α pari a 10° Figura 4.56: Q -criterion per ala con *winglet* semplice e α pari a 10°

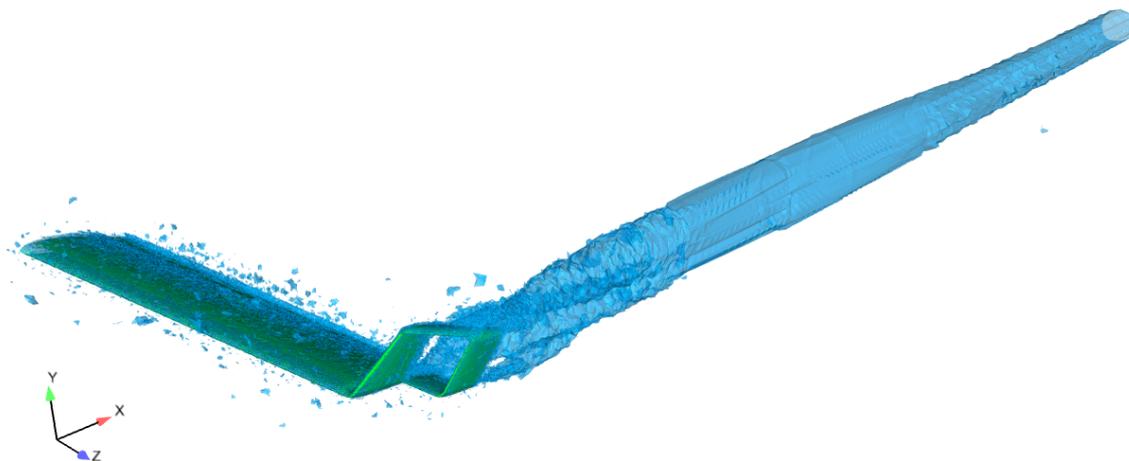


Figura 4.57: Q -criterion per ala con *winglet* spiroidale e α pari a 10°

4.2.3.3 Angolo d'attacco 0°

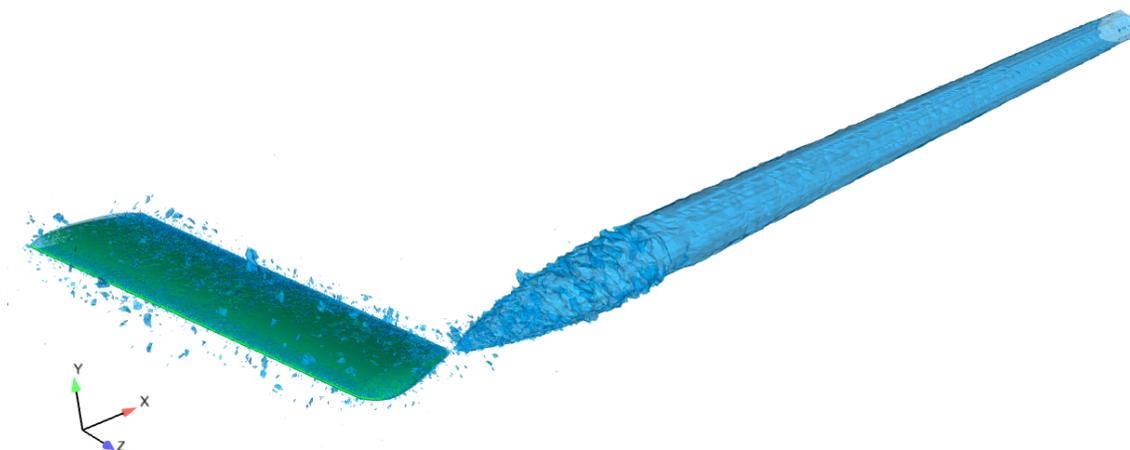


Figura 4.58: Q -criterion per ala base e α pari a 0°

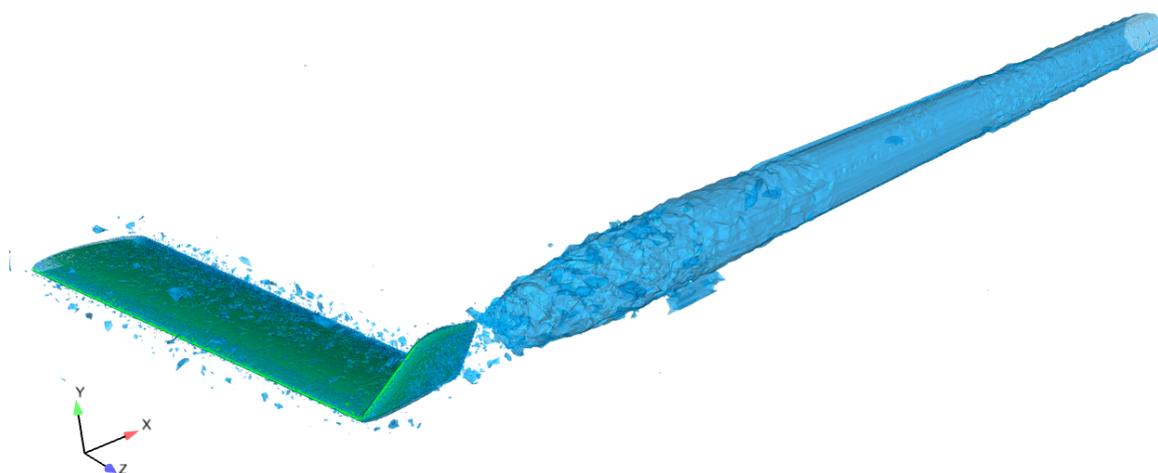


Figura 4.59: Q -criterion per ala con *winglet* semplice e α pari a 0°

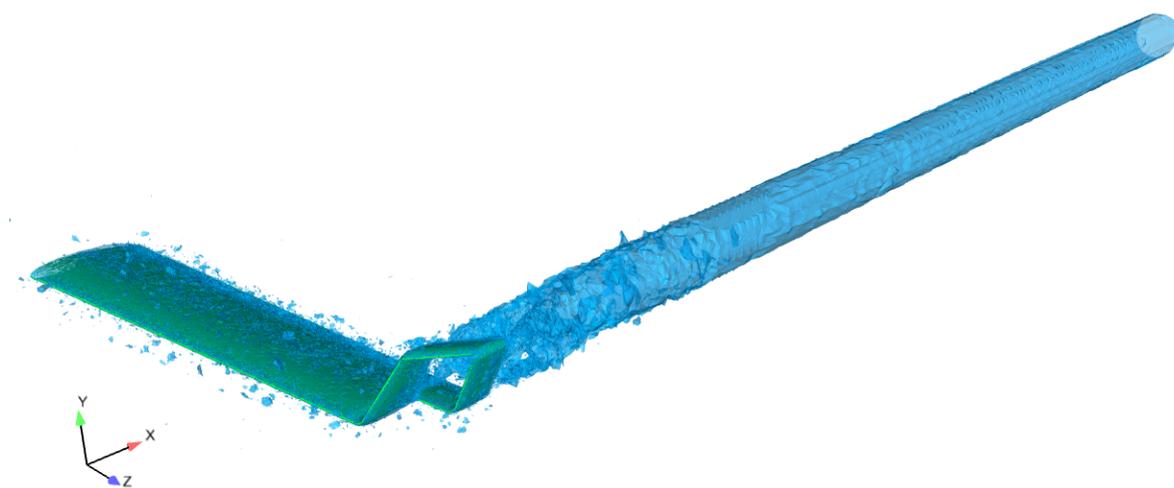


Figura 4.60: Q -criterion per ala con *winglet* spiroidale e α pari a 0°

Capitolo 5

Conclusioni

Le simulazioni effettuate hanno dato buone risposte per quanto riguarda la capacità di *winglet* semplici e spirodali di ridurre la resistenza indotta e l'intensità dei vortici di fondo ala.

La configurazione di *winglet* semplice studiata ha permesso di avere riduzioni massime della resistenza indotta attorno al 10.8%, ma si è riscontrato l'instaurarsi di una bolla di ricircolazione, che già ad angolo d'attacco di 5° ha limitato l'incremento di portanza e la riduzione di resistenza indotta. Ad angolo d'attacco pari a 10° non è stata rilevata riduzione della resistenza indotta. L'ala con *winglet* semplice ha inoltre evidenziato buone riduzioni dell'intensità dei vortici per angoli d'attacco positivi, con riduzioni massime del 20.3% per α pari a 5° e del 32.6% per α pari a 10°; per α pari a 0° l'intensità rimane sostanzialmente invariata.

L'ala con *winglet* spiroidale ha dato risultati estremamente incoraggianti, migliori sia della configurazione base, sia della configurazione di ala con *winglet* semplice. Rispetto all'ala base si sono riscontrate riduzioni della resistenza indotta attorno al 23%. L'intensità dei vortici è risultata ridotta rispetto all'ala base del 24.2% e del 28.7%, rispettivamente per angolo d'attacco di 5° e 10°; ad α pari a 0° è risultata invece superiore. La *winglet* spiroidale ha portato infine a valori più elevati del *lift to drag ratio*, con un incremento massimo rispetto all'ala base del 3.5%.

In ottica di ulteriori studi il primo passo da fare è sicuramente quello di ottimizzare la forma della *winglet* semplice per evitare la formazione della bolla di ricircolazione e migliorare le possibilità di confronto con le altre configurazioni. Si può poi passare a studi di ottimizzazione della forma della *winglet* spiroidale.

Lo studio è stato effettuato a numero di *Re* relativamente basso e, in ottica di applicazioni future su velivoli, un importante passo sarebbe quello di svolgere simulazioni a numeri di *Re* più elevati, anche di uno o due ordini di grandezza.

Per quanto riguarda invece le reali applicazioni su velivoli, le *winglets* spirodali offrono risultati estremamente incoraggianti, tanto da poterne supporre l'utilizzo nel prossimo futuro su alianti o aeroplani; questo ottimismo è confermato anche dai recenti studi, già a livello piuttosto avanzato, della Aviation Partners Inc. [11, 12], leader nel settore delle *winglets*.

Bibliografia

- [1] I. Rechenberg, Technische Universität Berlin, www.bionik.tu-berlin.de/
- [2] J. J. Spillman “The use of wing tip to reduce vortex drag” *Aeronautical Journal Paper* No. 618, 1978, pp. 387-395.
- [3] J. J. Spillman, H.Y. Ratcliffe, A. McVitie “Flight experiments to evaluate the effect of wing-tip sails on fuel consumption and handling characteristics ” *Aeronautical Journal Paper* No. 694, 1979, pp. 279-281.
- [4] H.Zimmer “The aerodynamic optimization of wings at subsonic speeds and the influence of wingtip design” *NASA Technical Memorandum*, NASA TM-88534, 1987
- [5] U. La Roche, H.L. La Roche “Induced drag using multiple winglets, looking beyond the Prandtl-Munk Model” *AIAA Paper* 2004 -2120
- [6] M.J. Smith, N. Komerath, R. Ames, O. Wong, J. Pearson “Performance analysis of a wing with multiple winglets” *AIAA Paper* 2001-2407
- [7] F.M. Catalano, H.D. Cerón-Muñoz “Experimental analysis of aerodynamics characteristics of adaptive multi-winglets” *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* AIAA 2005-1231 Reno,Nevada 2005
- [8] F.M. Catalano, R. Cosin “Aerodynamic analysis of the use of multi-winglets in light aircrafts” *3rd CTA-DLR Workshop on Data Analysis & Flight Control* September 14-16, 2009, S. J. Campos, SP, Brazil
- [9] D.P. Corio, F.Nicolosi, F.Scherillo, U.Maisto “Design of multiple winglets to improve turning and soaring characteristics of Angelo D’Arrigo’s hang-glider: numerical and experimental investigation” *XIX Congresso nazionale AIDAA* 17-21 settembre 2007, Forli
- [10] M. Stache, R. Bannasch, Technische Universität Berlin, www.bionik.tu-berlin.de/
- [11] www.aviationpartners.com/future
- [12] www.fbo.gov/index?s=opportunity&mode=form&id=352b12f978aca69f92f4b261a3d213f1&tab=core&_cview=0
- [13] Tung Wan, Hung-Chu Chou, Kuei-Wen Lien “Aerodynamic efficiency study of modern spiroid winglets” Department of Aerospace Engineering, Tamkang University, Taiwan, R.O.C.

- [14] P.R. Spalart and S.R. Allmaras, "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows," *Recherche Aerospaciale*, No. 1, 1994, pp. 5-21
- [15] Y.A. Cengel, J.M. Cimbala, 2006, "Fluid Mechanics. Fundamentals and applications", McGraw-Hill
- [16] Hale, F.J., "Aircraft performance selection and design", Wiley, New York, 1984