



**POLITECNICO**  
MILANO 1863

SCUOLA DI INGEGNERIA INDUSTRIALE  
E DELL'INFORMAZIONE

# Ottimizzazione dell'ala anteriore di una monoposto di Formula Student

Author:

Silvia Danesi 10730332  
Luca Galati 10712513  
Daniele Galluzzo 10709843  
Giorgio Marinaro 10711748

Advisor: Prof. Maurizio Boffadossi  
Academic Year: 2024-25



# Indice

<b>Indice</b>	<b>i</b>
<b>1 Introduzione</b>	<b>1</b>
1.1 Outwash e la sua importanza . . . . .	1
1.2 Overview del metodo di ottimizzazione . . . . .	1
<b>2 Modellazione muso e definizione dei vincoli geometrici</b>	<b>3</b>
2.1 Ala anteriore . . . . .	4
2.2 Ruote . . . . .	4
2.3 Elementi verticali . . . . .	5
2.4 Muso . . . . .	6
<b>3 Ottimizzazione dell'ala anteriore</b>	<b>9</b>
3.1 Scelta dei profili . . . . .	9
3.2 Simulazioni su SU2 . . . . .	11
3.2.1 Importazione profili e muso . . . . .	11
3.2.2 Generazione file .geo . . . . .	12
3.2.3 Impostazioni di simulazione . . . . .	12
3.3 Fronte di pareto e Funzione Obiettivo . . . . .	13
3.3.1 Configurazione con muso . . . . .	16
3.3.2 Configurazione senza muso . . . . .	17
<b>4 Scelta dei profili e accoppiamento per il flap verticale</b>	<b>19</b>
4.1 Profili utilizzati . . . . .	20
4.2 Orientamento e accoppiamento . . . . .	21
4.3 Simulazioni 2D e metodologia . . . . .	23
4.3.1 Physics continuum . . . . .	23
4.3.2 Condizioni al contorno . . . . .	24
4.3.3 Mesh . . . . .	24

4.4	Risultati . . . . .	25
4.4.1	Accoppiamenti scelti . . . . .	25
4.4.2	Risultati iniziali . . . . .	26
4.4.3	Funzione obiettivo . . . . .	27
4.5	Posizionamento . . . . .	28
<b>5</b>	<b>Simulazioni Low Fidelity VSPAero</b>	<b>31</b>
5.1	Caratteristiche e limitazioni del software . . . . .	31
5.2	Impostazione di simulazione . . . . .	32
<b>6</b>	<b>Simulazioni 3D e analisi dei risultati</b>	<b>35</b>
6.1	Metodologia e setup . . . . .	35
6.2	Analisi dei risultati . . . . .	36
6.2.1	Coefficienti . . . . .	36
6.2.2	Linee di flusso e Isosuperfici . . . . .	36
6.2.3	Angolo di deflessione . . . . .	38
<b>7</b>	<b>Conclusioni e sviluppi futuri</b>	<b>41</b>
7.1	Risultati finali e conclusioni . . . . .	41
7.2	Sviluppi futuri . . . . .	42
	<b>Bibliografia</b>	<b>43</b>

# 1 | Introduzione

Lo scopo del seguente studio è quello di ottimizzare l'ala anteriore di una monoposto di Formula Student, uno degli elementi principali per la performance aerodinamica della vettura.

L'analisi è suddivisa in due parti principali: massimizzazione della deportanza e ottimizzazione dell'effetto di deviazione del flusso verso l'esterno delle ruote, noto come *outwash*.

## 1.1. Outwash e la sua importanza

Poichè la *front wing* di una vettura di Formula Student ha apertura finita, così come le altre appendici aerodinamiche, come ad esempio gli *end-plate*, il flusso che la investe assume carattere tridimensionale. Per tale motivo grazie ad un opportuno design dell'ala anteriore, è possibile deviare il flusso esternamente. Tale fenomeno prende il nome di *outwash* ed è di vitale importanza perché fa sì che il flusso altamente turbolento e instazionario che si crea dietro all'ala anteriore non finisca convogliato nel fondo vettura, causando un riduzione di *downforce*.



Figura 1.1: Dettaglio della Ferrari SF70H

## 1.2. Overview del metodo di ottimizzazione

Nel campo dell'aerodinamica di auto ad alta prestazione non è possibile massimizzare un singolo parametro senza doverne compromettere altri; a causa di ciò le scelte progettuali che vengono adottate sono sempre dei trade-off. Di conseguenza, uno studio di ottimiz-

zazione multi-obiettivo risulta la scelta più appropriata.

In questo lavoro si è fatto ricorso al concetto di *Fronte di Pareto*, che identifica l'insieme delle soluzioni non dominate, ovvero quelle per cui non è possibile migliorare un obiettivo senza peggiorarne almeno un altro [2].

## 2 | Modellazione muso e definizione dei vincoli geometrici

Nel presente capitolo vengono presentate le principali caratteristiche geometriche utilizzate nel corso di questo studio e che sono rimaste immutate nel processo di ottimizzazione svolto. La geometria dell'ala anteriore analizzata in questo progetto è basata principalmente sulla monoposto di Formula Student del team Dynamis PRC del Politecnico di Milano la quale è stata presa come riferimento per gli ingombri principali, come le dimensioni del profilo dell'ala anteriore, ma anche per la forma del muso.

Per i flap verticali, volti a generare outwash, si è seguita l'idea inizialmente sviluppata dal team austriaco Joanneum Racing Graz, implementata poi da quasi tutte le monoposto presenti nella competizione.

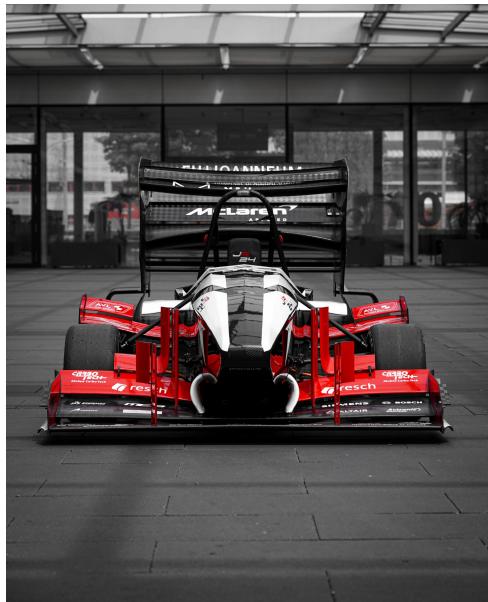


Figura 2.1: Monoposto di Joanneum Racing Graz (sinistra) e Dynamis PRC (destra)

Inizialmente la geometria è stata modellata sul software *OpenVSP* e successivamente esportata su *SU2* e *StarCCM+* per le simulazioni CFD.

## 2.1. Ala anteriore

La struttura principale dell'ala anteriore verrà ottimizzata nel corso dello studio con l'obiettivo di massimizzare la deportanza. L'ala orizzontale è quindi composta da due parti, quella principale nel corso dello studio nominata come *Main*, e da una seconda ala, da ora nominata come *First Flap*.

Le caratteristiche geometriche di lunghezza e larghezza sono qui elencate:

	Main	<i>1<sup>st</sup> Flap</i>
Semi-span orizzontale (mm)		650
Corda (mm)	320	130
Angolo d'attacco (°)	-3	-20

Tabella 2.1: Caratteristiche geometriche dell'ala orizzontale

L'angolo d'attacco e l'accoppiamento rimangono invariati nel corso dello studio sia per non generare eccessiva resistenza e non rischiare di incorrere nello stallo dei profili, che per evitare problemi di penetrazione delle ali con il muso anteriore.

All'estremità dell'ala sono stati modellati due endplate, utilizzati in campo aerodinamico per ridurre il problema dei vortici d'estremità, le cui dimensioni sono 480 mm x 150 mm. Non essendo però al centro dello scopo del progetto, in questo lavoro l'endplate è una semplice lastra rettangolare piana. Tuttavia, dato che in *OpenVSP* non è possibile modellare direttamente una superficie piatta, è stato utilizzato un profilo NACA 0001.

## 2.2. Ruote

Gli pneumatici sono modellati partendo da quelli generalmente usati nella competizione studentesca, ovvero 10" Hoosier. Si è quindi semplificata la geometria, considerandole solo come cilindri e non si è tenuto conto dello schiacciamento. Per motivi di costo computazionale non si è tenuto conto inoltre del rotolamento.



Figura 2.2: Ruote da competizione - Formula Student

Le dimensioni della ruota sono 194 mm di larghezza e 410 mm di diametro.

Per quanto riguarda il loro posizionamento, il centro della ruota è distante 530 mm dall'asse di simmetria dell'auto e 890 mm dal bordo d'attacco del *Main*.

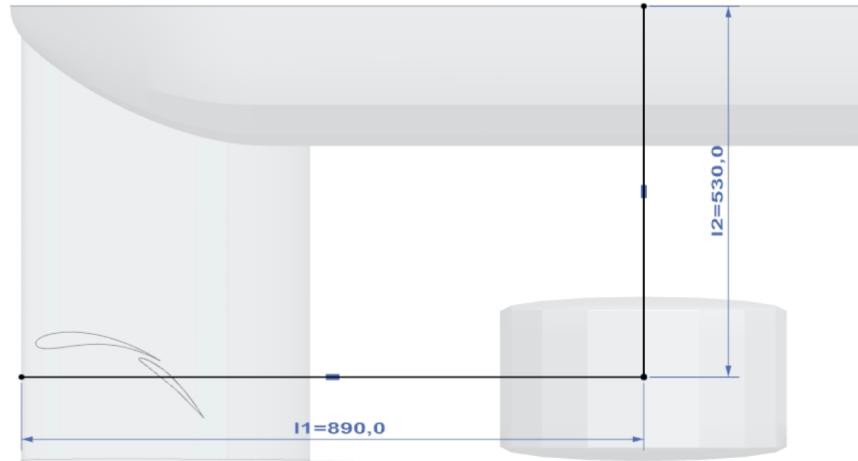


Figura 2.3: Posizionamento pneumatici

### 2.3. Elementi verticali

Gli elementi verticali volti a generare l'outwash sono realizzati a loro volta da due profili le cui caratteristiche sono qui elencate:

	Outwash Main	Outwash Flap
Altezza (mm)		200
Corda (mm)	180	126

Tabella 2.2: Caratteristiche geometriche dell’ala verticale

Entrambi i flap sono montati direttamente sul *Main*. Il loro orientamento e accoppiamento non sono stati decisi a priori e verranno discussi in una parte successiva dello studio, insieme alla posizione lungo la direzione trasversale dell’ala. (vedi Sezioni 4.2 e 4.5)

## 2.4. Muso

Il muso della vettura è stato sviluppato in *OpenVSP* tramite la funzione dedicata alla modellazione della fusoliera ed è stato successivamente mantenuto anche nelle simulazioni 2D e 3D. Per non rendere le successive analisi troppo complicate e computazionalmente costose si è deciso di modellare solo la parte anteriore. Per questo stesso motivo la parte conclusiva della struttura ha una forma affusolata senza terminare bruscamente in modo da evitare un distacco repentino del flusso, inesistente nella realtà. La lunghezza del naso è di 2170 mm mentre la larghezza massima è di 400 mm.

La geometria di base del modello su cui si basa questo studio è quindi la seguente:

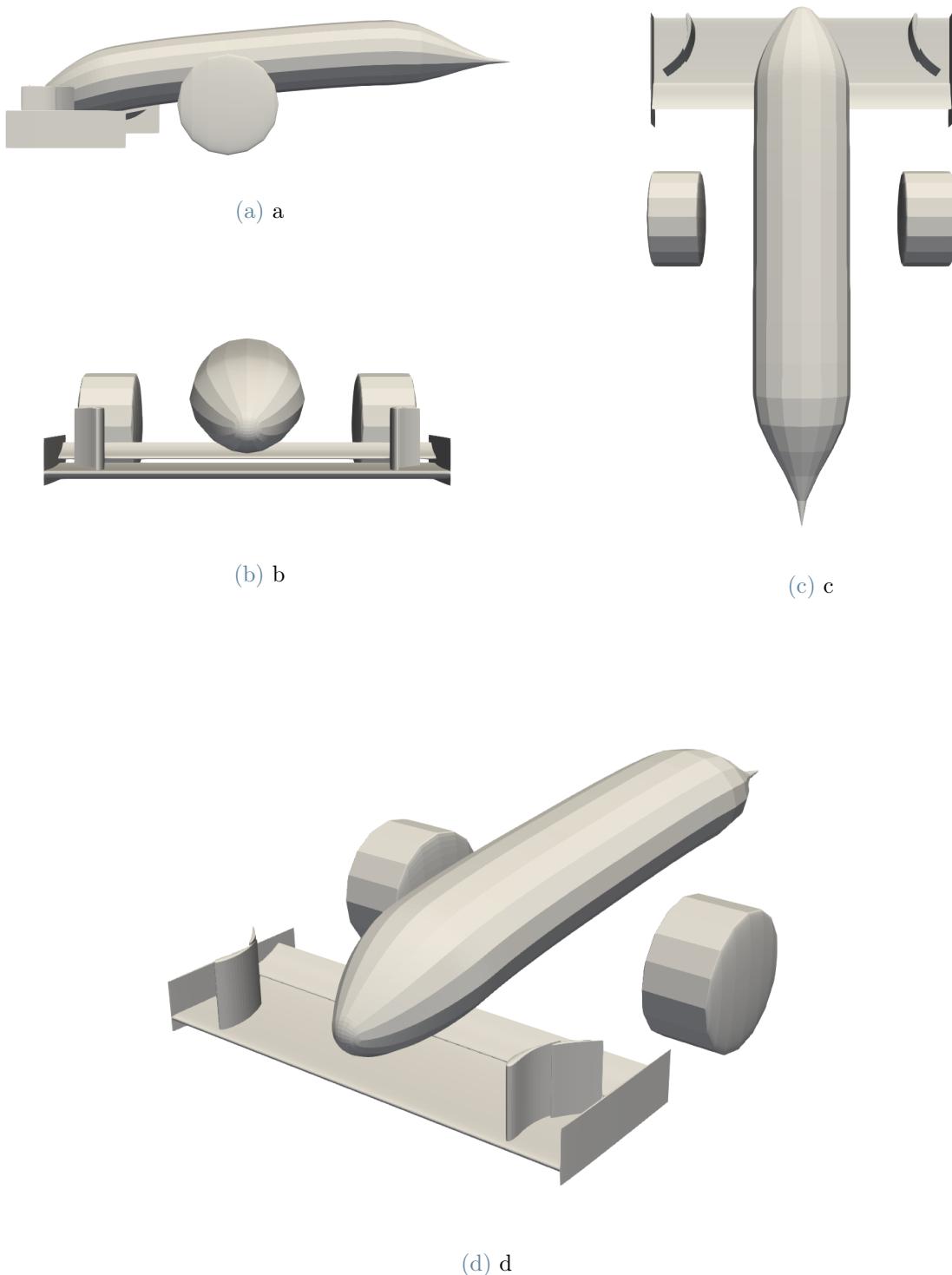


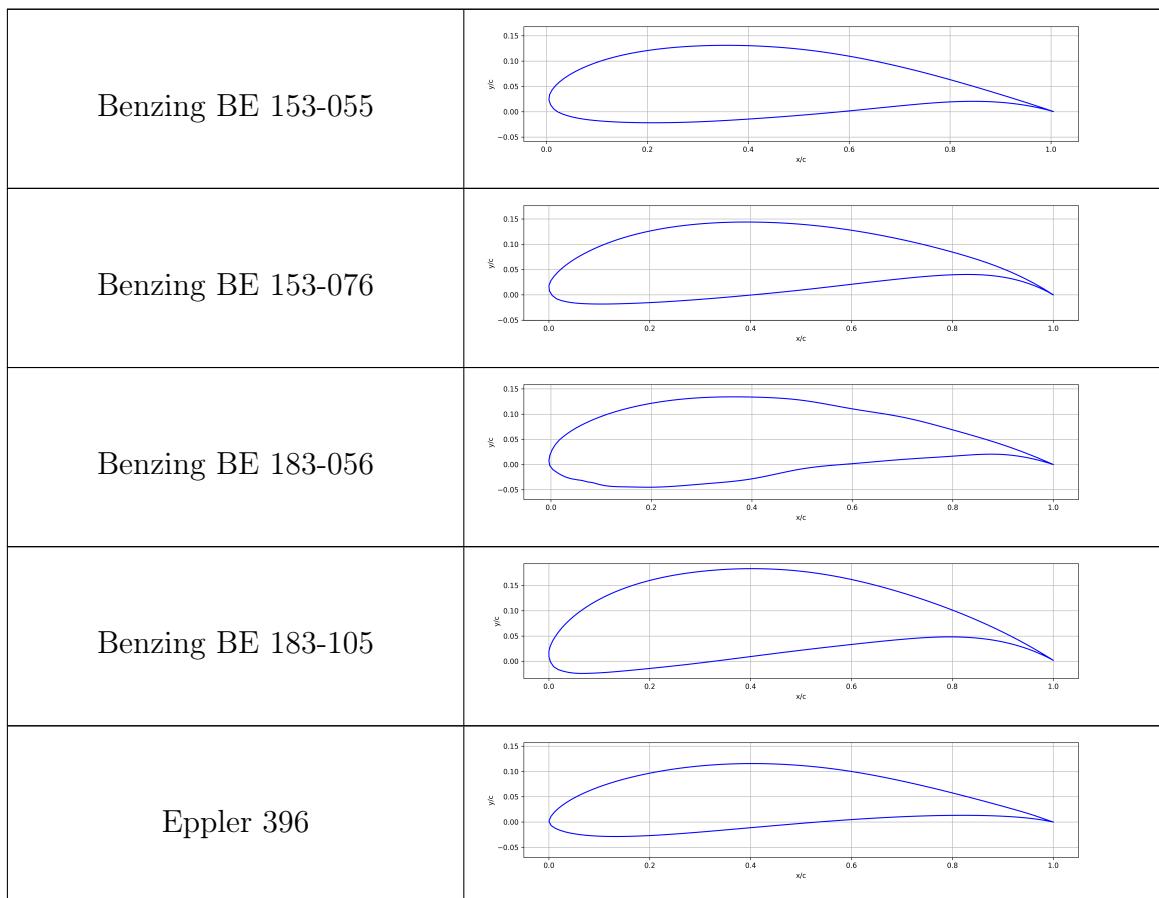
Figura 2.4: a) Vista laterale, b) Vista frontale, c) Vista superiore, d) Vista prospettica

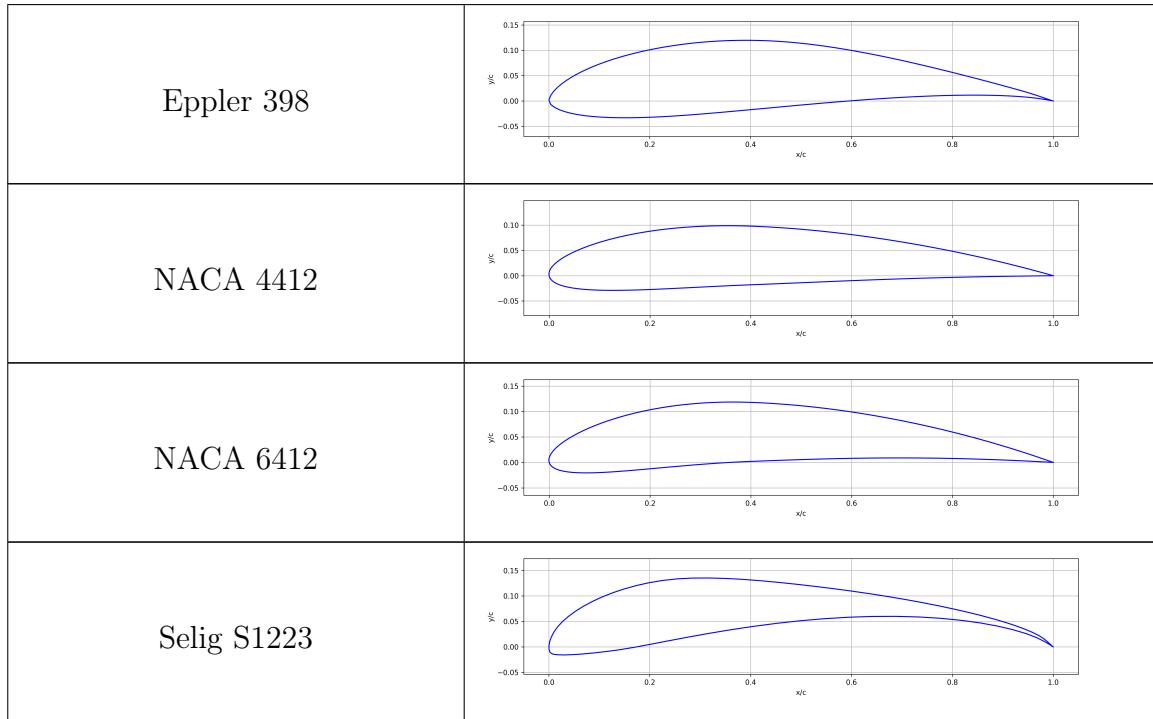


# 3 | Ottimizzazione dell'ala anteriore

## 3.1. Scelta dei profili

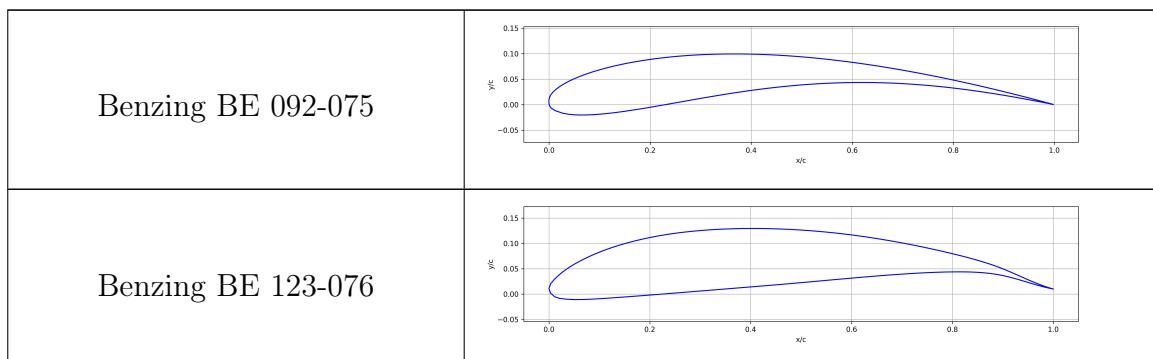
Poiché le vetture di Formula Student operano a bassi numeri di Reynolds ( $Re \sim 10^5$ ) e in prossimità del suolo, la selezione dei profili alari per il *Main* è ricaduta su geometrie capaci di generare elevata deportanza a velocità contenute, mantenendo al contempo un comportamento stabile in prossimità dello stallo.

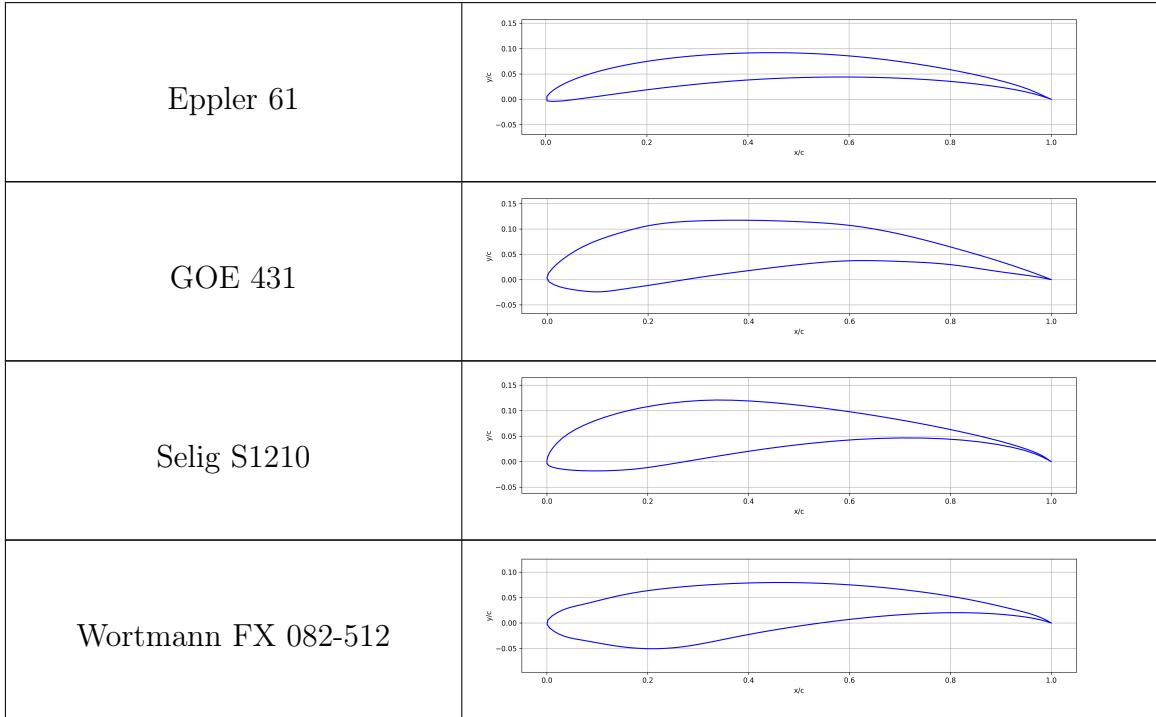


Tabella 3.1: Profili selezionati per il *Main*

La famiglia degli Eppler è nota per le buone prestazioni a bassi  $Re$ , mentre i profili della famiglia Selig sono sviluppati per garantire coefficienti di portanza molto elevati. I profili NACA, pur meno ottimizzati per condizioni a basso  $Re$ , sono stati inclusi come riferimento classico, mentre la serie Benzing è stata considerata in quanto è stata disegnata per applicazioni prettamente automobilistiche.

La scelta dei profili per il *First Flap* è invece ricaduta su geometrie caratterizzate da una curvatura accentuata, in grado di incrementare la deportanza totale, senza però favorire la separazione del flusso.



Tabella 3.2: Profili selezionati per il *First Flap*

## 3.2. Simulazioni su SU2

In questa sezione vengono spiegati i passaggi eseguiti per impostare le simulazioni CFD su *SU2*. Per motivi di costi computazionali si è preferito approcciare il problema con analisi bidimensionali.

### 3.2.1. Importazione profili e muso

Tramite script in *Python* dedicati, è stato possibile manipolare i file contenenti le coordinate dei profili, traslandoli e ruotandoli adeguatamente, interpolando i punti, aumentando di conseguenza la discretizzazione, nonché renderli interpretabili dai diversi software da noi utilizzati, come *Gmsh* e *OpenVSP*.

Per quanto riguarda il telaio, *OpenVSP* non consente di esportare solo i punti su un piano di taglio. È stato quindi necessario esportare la geometria in tre dimensioni e successivamente tramite *Python* eliminare i punti aventi la terza coordinata superiore a una determinata tolleranza (1E-6). Queste coordinate verranno opportunamente inserite nella geometria di simulazione, fornendo la possibilità di una differenziazione tra una simulazione della parte centrale dell'ala, che deve tener conto della presenza del muso, o di un'estremità.

### 3.2.2. Generazione file .geo

Ottenuti file necessari con le coordinate dei profili, è possibile passare alla generazione del file .geo, ovvero il più semplice, ma anche il più completo formato per descrivere geometrie interpretabile da *Gmsh*.

È necessario definire ogni punto dei due profili e del naso, associando un numero diverso a ogni punto. È importante notare il quarto valore: non si tratta di una coordinata, ma di una dimensione caratteristica, utile per indicare la grandezza dell'elemento della mesh vicino al punto. Usando le diciture "Spline", "Curve Loop" e "Physical Line" vengono definite superfici, piani, linee chiuse e i loro nomi, utili per la corretta impostazione della simulazione su *SU2*. Usando la dicitura "Field", si definisce una Refinement box per aumentare maggiormente la qualità della mesh vicino ai profili, garantendo una più precisa interpretazione del comportamento del fluido nelle vicinanze della parete.

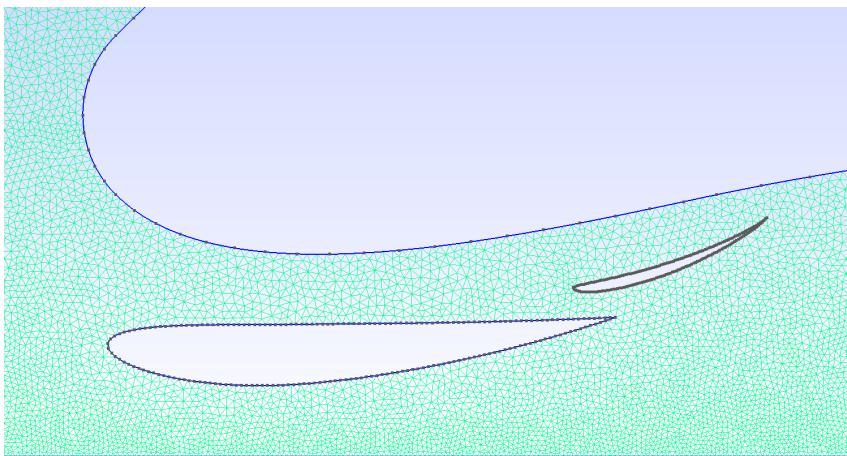


Figura 3.1: Esempio di mesh con naso

### 3.2.3. Impostazioni di simulazione

Dopo aver completato la creazione della mesh, si procede scrivendo il file di configurazione. Dato il basso numero di Mach e la conseguente poca influenza della comprimibilità del fluido sui fenomeni in analisi, si è optato per un risolutore di tipo RANS incomprimibile, con un modello di transizione di tipo Langtry-Menter. Si tratta di un risolutore in cui, nonostante il basso numero di Mach, si considerano variazioni di densità non ottenute tramite un accoppiamento della densità con pressione e temperatura, ma con un'equazione di stato dipendente dalla sola temperatura.

Le condizioni iniziali all'inlet sono quelle standard dell'aria,  $288.15 \text{ K}$  di temperatura e  $1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ , mentre la condizione al contorno all'inlet è di velocità, impostata a  $20 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ .

La simulazione è stata impostata con una condizione di Slip sulla parete inferiore, impiegata per riprodurre al meglio la soluzione con il fluido che prima del passaggio dell'ala è in quiete: l'applicazione di una condizione di No-Slip, infatti, porterebbe alla formazione di uno strato limite sulla parete inferiore non presente in un caso reale, in cui l'aria prima del passaggio della vettura è invece in quiete a qualsiasi distanza da parete. Questa condizione al contorno può essere ritrovata sperimentalmente in una galleria del vento di tipo automobilistico, fornita di tappeto mobile.

Per gli altri segmenti del contorno del dominio, invece, la condizione usata è di tipo "Farfield", garantendo possibilità di outflow non solo dall'outlet, ma anche dal contorno superiore, ottenendo un modello più vicino ad un caso reale. Avendo scelto un risolutore di tipo RANS, si ha la possibilità di impostare una condizione al contorno di No-Slip sui profili, aumentando ancora la fedeltà della simulazione.

Per quanto riguarda il risolutore lineare, la scelta è ricaduta su FGMRES, ovvero un metodo al residuo minimo, considerato in grado di diminuire sensibilmente i tempi di calcolo quando abbinato ad un alto CFL e un alto numero di iterazioni interne. Le simulazioni, infatti, sono state effettuate con un CFL adattivo con valore massimo pari a 400, scelto dopo diverse sperimentazioni, osservando la stabilità della simulazione: un valore più alto comporta una maggiore instabilità, causando una più marcata oscillazione dei risultati. Le iterazioni del risolutore lineare sono state invece impostate a 100, ricercando anche con questa scelta, una maggiore stabilità, non sprecando, però, tempo di calcolo con un numero eccessivo di iterazioni.

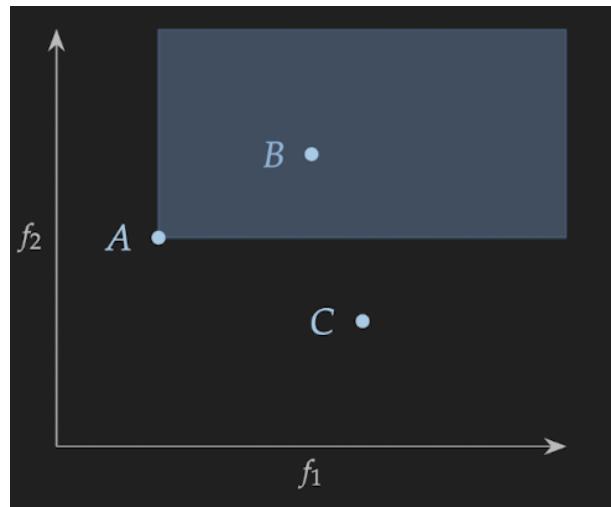
Anche dal punto di vista dello schema numerico convettivo, la scelta del Jameson-Schmidt-Turkel (JST), ovvero uno schema del secondo ordine alle differenze centrate, risulta adeguata alle necessità consentendo di impostare un CFL massimo per le simulazioni pari a 400 senza che debba essere sottoposto a reset per recuperare stabilità. Il valore dei residui considerato per la convergenza della simulazione è stato impostato a  $10^{-9}$ .

### 3.3. Fronte di pareto e Funzione Obiettivo

L'ottimizzazione multi-obiettivo cerca di individuare i trade-off tra diversi parametri che definiscono il nostro problema fornendo una famiglia di soluzioni possibili. Il problema da risolvere può essere scritto come:

$$\underset{x}{\text{minimize}} \quad f(x) = \begin{bmatrix} f_1(x) \\ f_2(x) \\ \vdots \\ f_{n_f}(x) \end{bmatrix}, \quad \text{where } n_f \geq 2.$$

Nello specifico, come riportato nel paragrafo 1.2, la scelta per il metodo da usare ricade sull'analisi del fronte di Pareto.



**Figura 3.2:** Tre possibili soluzioni A,B,C di un problema a due variabili  $f_1$  e  $f_2$ . Il rettangolo blu definisce la regione delle soluzioni dominate dal punto A

La Figura 3.2 mostra un insieme di soluzioni rispetto a due parametri  $f_1$  e  $f_2$  da voler minimizzare. Poichè la soluzione A è migliore della soluzione B in entrambi i parametri, ovvero sia  $f_1$  che  $f_2$  sono minori, si dice che A *domina* B. Perciò, una soluzione è dominante rispetto ad un'altra quando i parametri che la definiscono sono migliori. Andando ad analizzare le soluzioni A e C, si nota che  $f_1$  è migliore per A mentre  $f_2$  è migliore per C, di conseguenza nessuna delle due soluzioni domina l'altra. Un punto è detto *non-dominato* se nessuno altro punto lo domina, e tale punto viene detto *Pareto ottimale*.

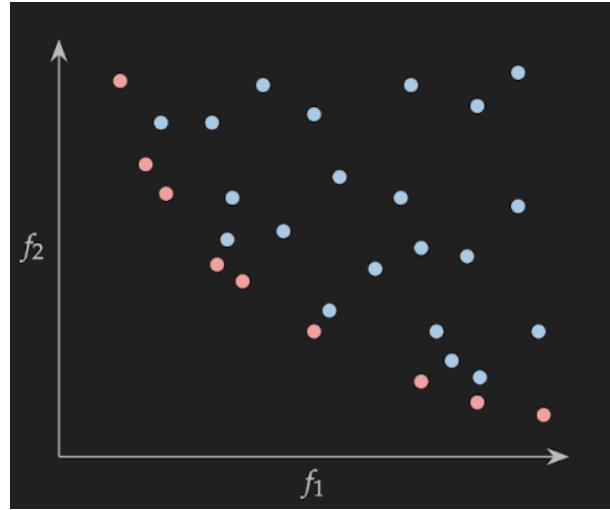


Figura 3.3: I punti rossi corrispondono alle soluzioni non-dominate e il loro insieme corrisponde al *Pareto set*

Per la risoluzione del problema si è fatto ricorso al metodo delle *Weighted Sum*, che si basa sul ridurre il problema ad una singola funzione attraverso una serie di pesi normalizzati:

$$\bar{f}(x) = \sum_{i=1}^{n_f} w_i f_i(x) \quad (3.1)$$

$$\sum_{i=1}^{n_f} w_i = 1 \quad (3.2)$$

Nell'equazione (3.1)  $n_f$  indica il numero di obiettivi del problema da analizzare. Nel caso in esame abbiamo solamente due funzioni da dover comparare, quindi possiamo riscrivere il tutto come:

$$f(x) = w f_1(x) + (1 - w) f_2(x), \quad w = [0, 1] \quad (3.3)$$

L'ottenimento dei punti che andranno a comporre il *Pareto Set* avviene facendo variare i pesi. Scegliendo gli estremi del dominio di  $w$  si ottengono rispettivamente i punti che vanno a minimizzare  $f_1$  e  $f_2$ .

### 3.3.1. Configurazione con muso

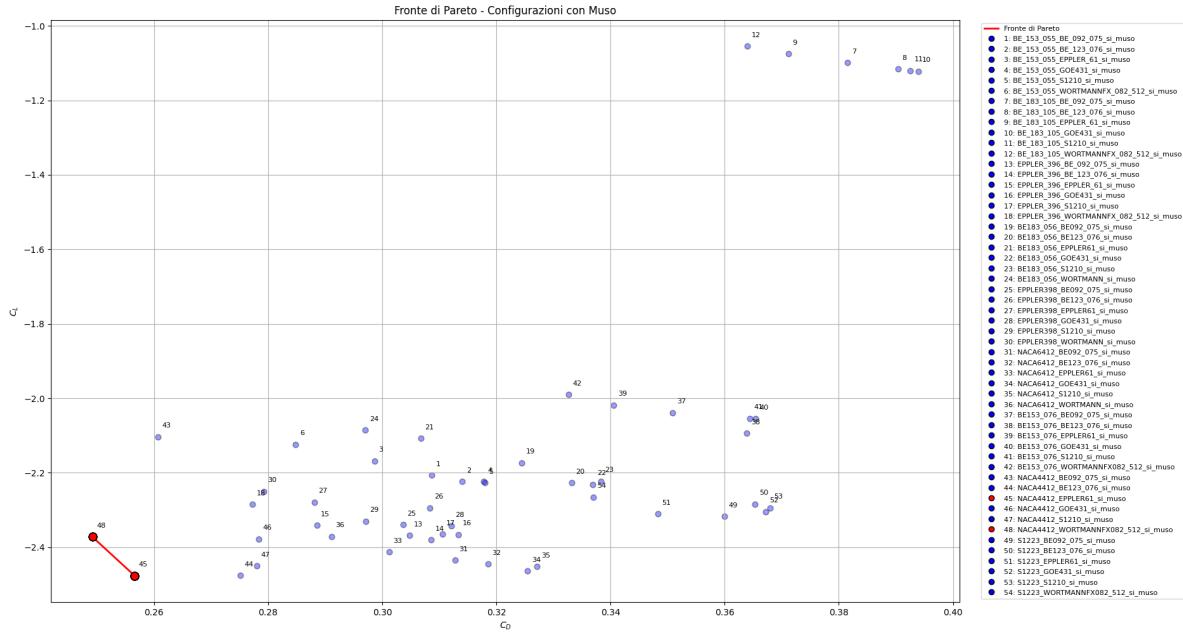


Figura 3.4: Fronte di pareto ottenuto considerando la presenza del muso

Analizzando i dati ottenuti per le simulazioni con la presenza del muso della vettura si ottiene il fronte di pareto in Figura 3.4. Il fronte ottenuto è composto da pochi punti perché risultano solamente due soluzioni *non-dominante* e poichè l'obiettivo dell'analisi è ottenere la maggiore deportanza possibile.

Peso $[\alpha]$	Configurazione
$0 \leq \alpha \leq 0.4$	NACA 4412 + Wortmann FX 082-512
$0.4 < \alpha \leq 1$	NACA 4412 + Eppler 61

Tabella 3.3: Soluzioni della funzione obiettivo per configurazione con muso

### 3.3.2. Configurazione senza muso

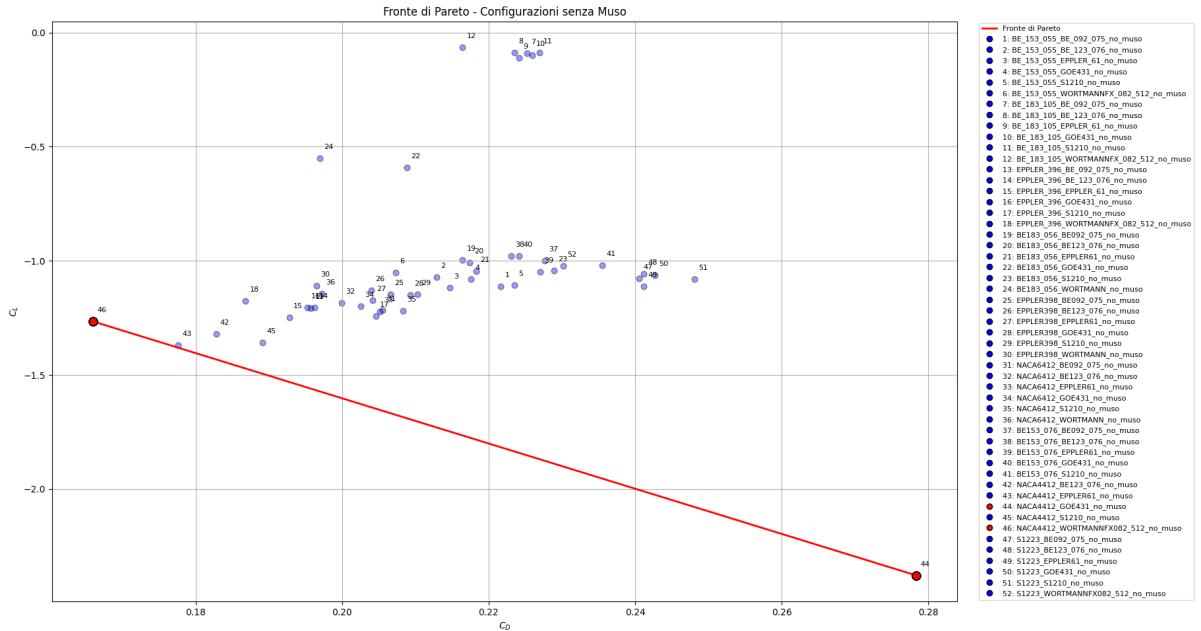


Figura 3.5: Fronte di pareto ottenuto non considerando la presenza del muso

Per le simulazioni senza muso, il fronte di pareto in Figura 3.5 mostra anch'esso come nel caso precedente, un fronte composto da solamente due punti in cui si può notare meglio l'influenza dei pesi della funzione obiettivo. Il punto a destra sul fronte fa fede al caso in cui nella funzione obiettivo si tende a dare più importanza al coefficiente di portanza, mentre con il punto a sinistra si da maggiore importanza al coefficiente di resistenza.

Peso $[\alpha]$	Configurazione
$0 \leq \alpha \leq 0.6$	NACA 4412 + Wortmann FX 082-512
$0.6 < \alpha \leq 1$	NACA 4412 + GOE 431

Tabella 3.4: Soluzioni della funzione obiettivo per configurazione senza muso

Per la configurazione finale tra i punti che compongono il fronte sono stati scelti per entrambi i casi quelli più in basso per ottenere maggiore deportanza. Per il *Main* è stato scelto il NACA 4412 risultato il profilo migliore in entrambe le configurazioni. Per il *First Flap* sono stati selezionati invece il profilo Eppler 61 nella sezione centrale ed il GOE 431 all'estremità.

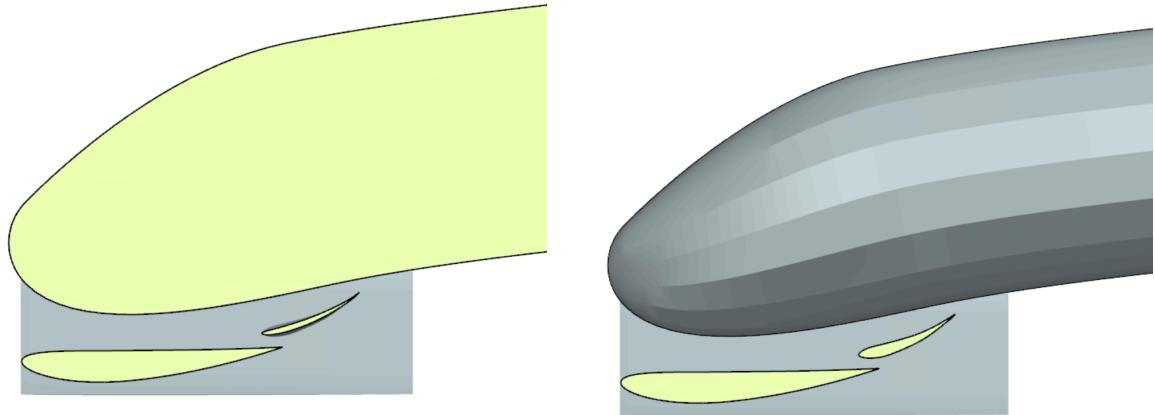
**3| Ottimizzazione dell'ala anteriore**

Figura 3.6: Sezione centrale (sinistra) e laterale dell'ala (destra)

# 4 | Scelta dei profili e accoppiamento per il flap verticale

Le ruote, nel contesto dell'aerodinamica di un veicolo risultano essere un problema, in quanto ruotando a circa 3000 rpm, spingono verso l'alto aria "sporca" e turbolenta, disturbando il flusso che raggiunge il fondo e l'ala posteriore. L'ala anteriore può aiutare a contrastare questo effetto tramite l'utilizzo di elementi adeguatamente progettati per far passare l'aria attorno alle ruote e non contro di esse, come per esempio endplate o elementi verticali come nel nostro caso.

L'ala inoltre può alimentare il canale Venturi del fondo, se presente, accelerando l'aria al di sotto della macchina, per aumentare la depressione. Se essa non funziona propriamente, anche i componenti posteriori soffrono e la performance aerodinamica degrada.

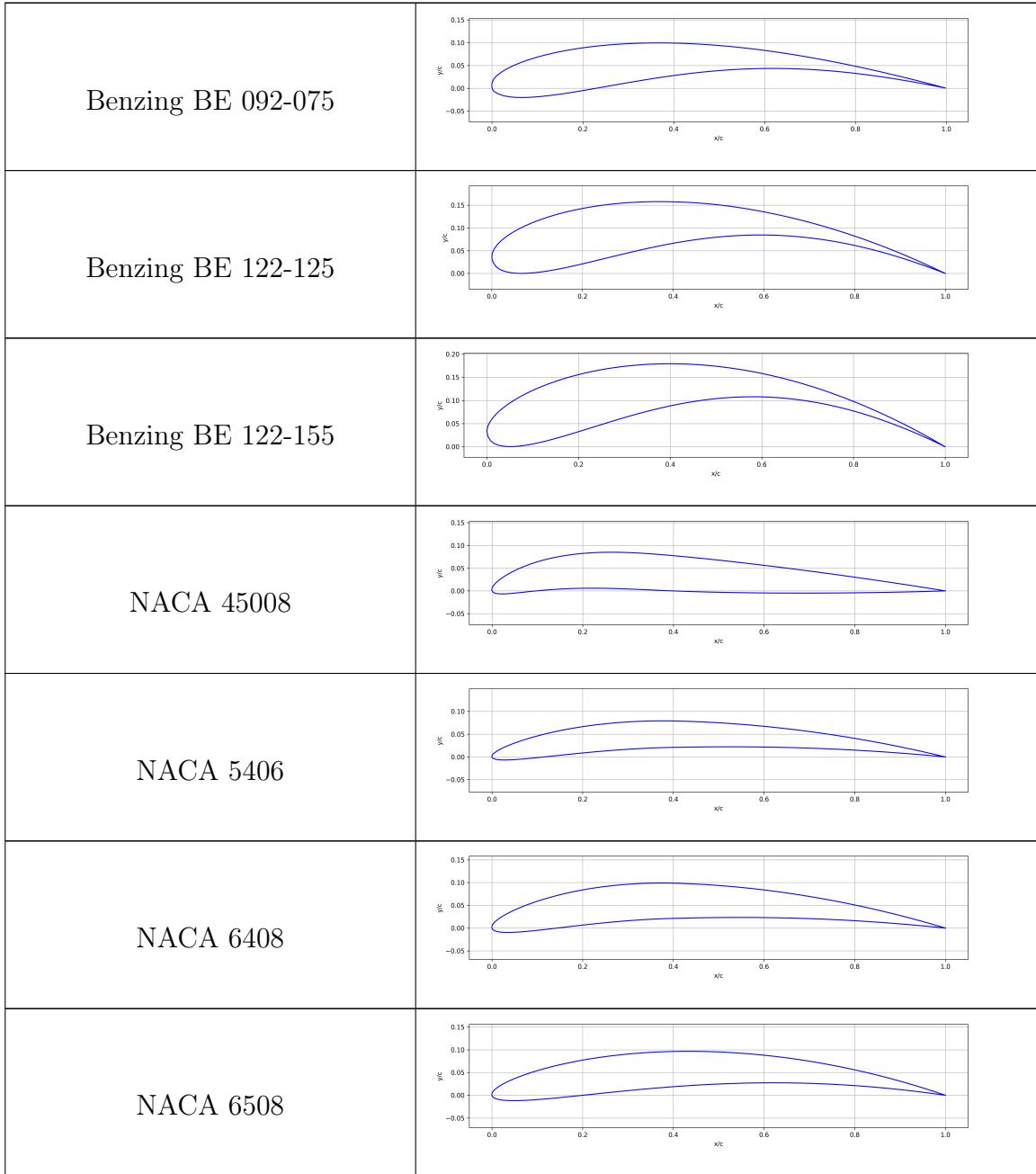
Come detto precedentemente, abbiamo deciso di utilizzare elementi verticali posizionati sull'ala anteriore per aumentare l'effetto "outwash".

L'analisi è stata strutturata in sotto-fasi, di seguito riportate:

1. Scelta dei profili.
2. Calcolo dell'angolo di incidenza.
3. Creazione dell'accoppiamento di due flap.
4. Calcolo dell'angolo di deviazione del flusso: il calcolo è puramente geometrico e mirato semplicemente a valutare quali flap devino maggiormente.
5. Simulazione degli accoppiamenti tramite CFD.
6. Scelta dell'elemento migliore.

## 4.1. Profili utilizzati

Per realizzare un'ala con un'elevata deviazione del flusso la scelta è ricaduta su profili con una curvatura molto elevata. Per avere un'alta variabilità nei risultati ed avere una buona sicurezza nell'ottimizzazione, i profili vengono nuovamente scelti tra famiglie molto diverse tra di loro.



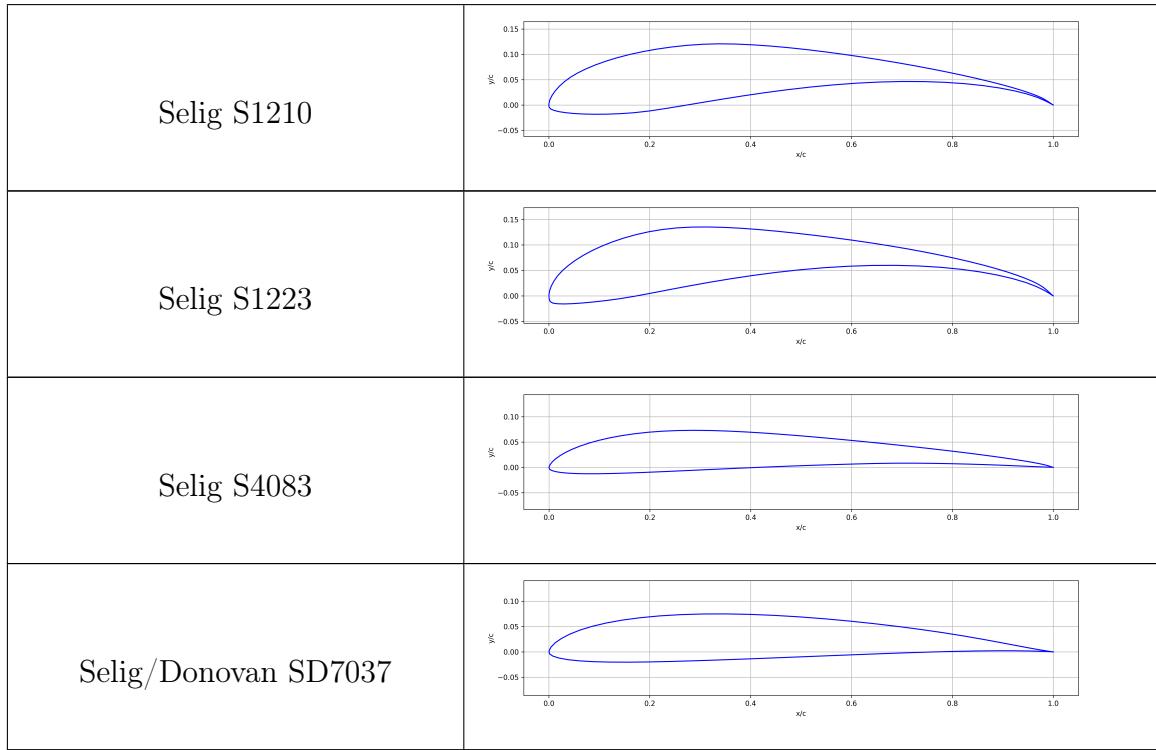


Tabella 4.1: Nomi e relative immagini

## 4.2. Orientamento e accoppiamento

Per massimizzare il fenomeno dell'outwash, è fondamentale che il flusso d'aria venga deviato dall'ala in maniera uniforme e prima dello studio di ottimizzazione sono stati scelti alcuni criteri per l'orientamento del bordo d'attacco del primo profilo e per l'accoppiamento con il secondo flap.

Per il primo punto è stato deciso di allineare il flap tramite una tangente ad esso lungo la linea media al 25% della corda, in modo da facilitare la transizione tra il flusso libero e il profilo e non generare eccessiva resistenza.

#### 4| Scelta dei profili e accoppiamento per il flap verticale

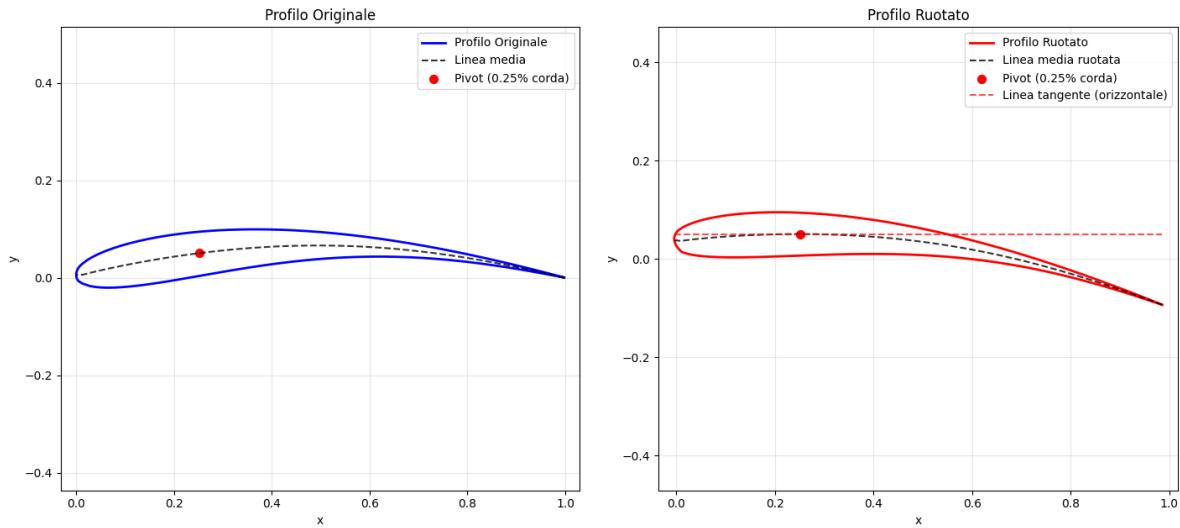


Figura 4.1: Esempio orientamento per il BE 092-075

L'orientamento del secondo flap viene deciso con un ragionamento simile, allineando la tangente al trailing edge del primo profilo con il punto al 20% della corda del secondo. Anche in questo caso l'obiettivo è la massimizzazione della deviazione del flusso e sfruttare la rienergizzazione dello strato limite per mantenerlo attaccato al flap completo.

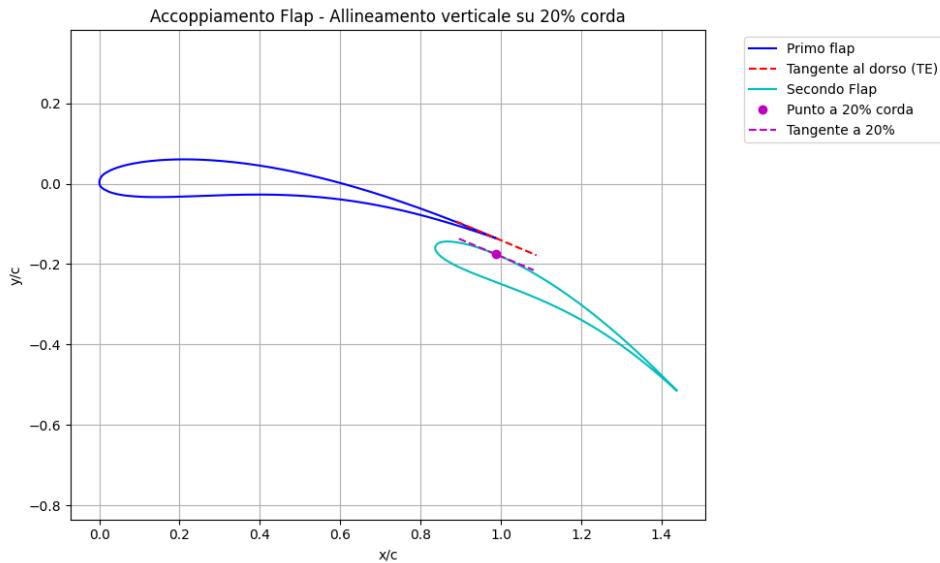


Figura 4.2: Esempio accoppiamento per due profili BE 092-075

## 4.3. Simulazioni 2D e metodologia

Per studiare l'effetto outwash generato dai flap verticali, si sono effettuate simulazioni CFD bidimensionali, poiché i software low-fidelity si sono rivelati inadeguati rispetto ai risultati richiesti. Per semplificare le simulazioni e ridurre il carico computazionale, in questa prima fase sono stati considerati separati gli effetti dei vari elementi aerodinamici, trascurando l'upwash generato dal *Main* e dal *First Flap*. Il software scelto è *Star CCM+*, intuitivo e di facile utilizzo, con il vantaggio di automatizzare l'impostazione delle simulazioni, consentendo un notevole risparmio di tempo. Il lavoro è stato condotto accoppiando due profili alla volta, selezionati tra quelli indicati nella sezione 4.1, generando automaticamente tutte le combinazioni tramite uno script *Python*. Lo script ha anche calcolato l'angolo tangente al bordo d'uscita del secondo flap. Successivamente, sono stati esclusi gli accoppiamenti troppo estremi, in quanto avrebbero con ogni probabilità causato separazioni significative del flusso. Questa procedura ha permesso di analizzare in dettaglio gli accoppiamenti ritenuti validi, studiare il campo di moto, misurare la deflessione del flusso e determinare la posizione ottimale dei flap per massimizzare l'effetto outwash.

Di seguito sono riportate le principali caratteristiche del set up scelto per le simulazioni in *Star CCM+*.

### 4.3.1. Physics continuum

Un continuum fisico contiene una selezione di modelli fisici, come ad esempio il risolutore di flusso scelto, modelli di materiale, il modello temporale stazionario o transitorio, un modello di turbolenza, e così via. Ogni continuum fisico rappresenta una singola sostanza che è presente in tutte le regioni a cui esso si applica.

I principali modelli scelti per il fluido in questione (aria) sono i seguenti:

1. Modello bidimensionale
2. Modello di turbolenza -  $k-\omega$  SST: il modello scelto è un modello turbolento a due equazioni. La formulazione  $k-\omega$  nelle zone interne dello strato limite permette l'uso diretto fino alla parete, mentre la formulazione SST passa a  $k-\epsilon$  nella regione di corrente libera, riducendo la sensibilità alle condizioni di ingresso tipica del  $k-\omega$ .
3. All  $y^+$  wall treatment : tecnica di modellazione delle pareti usata nei modelli di turbolenza, che permette al modello di funzionare in maniera robusta indipendentemente dal valore della variabile adimensionale  $y^+$ .
4. Segregated flow: metodo di calcolo numerico per risolvere le equazioni RANS in cui

le equazioni per le variabili vengono risolte separatamente, partendo da un campo iniziale.

### 4.3.2. Condizioni al contorno

Per quanto riguarda le condizioni al contorno, sono state scelte coerenti con l'applicazione in esame. In particolare troviamo:

- Velocità dell'aria in ingresso di 70 km/h, corrispondenti a circa 20 m/s.
- Densità dell'aria e pressione standard.

### 4.3.3. Mesh

La mesh che si è deciso di impostare è una mesh di tipo ibrido, poligonale nelle regioni fuori dallo strato limite e prismatica vicino a parete.

La mesh poliedrica, ottenuta agglomerando celle tetraedriche, riduce il numero totale di celle e migliora la qualità della mesh, trasformando tetraedri distorti in celle più regolari. Un ulteriore vantaggio di questa tipologia di mesh è la più rapida convergenza delle soluzioni numeriche. Inoltre, l'uso di celle poliedriche rende possibile sfruttare la flessibilità delle mesh non strutturate anche in geometrie particolarmente complesse, evitando però l'elevato costo computazionale che caratterizza una mesh tetraedrica molto densa [1].

In aggiunta a questo, come fatto in precedenza in alcune zone si è deciso di avere una rifinitura maggiore, che aumenta gradualmente man mano che ci si avvicina al profilo stesso.

Le impostazioni principali sono di seguito riportate:

1. Base size - 7 mm : è stata scelta tramite un'analisi preliminare il cui obiettivo era il mantenimento di un valore di  $y^+$  tra 0.8 e 1, in modo da garantire risultati accurati.
2. 8 strati prismatici : generalmente il loro numero varia tra 5 e 15.
3. Altezza della prima cella prismatica - 1.5E-2 mm : di nuovo, è stata calcolata in modo da ottenere il valore di  $y^+$  a parete desiderato.
4. Quattro zone di refinement:
  - prima zona cilindrica, racchiudente i due profili
  - tre zone successive quadrate con aumento graduale della rifinitura, rispettivamente del 20%, 35% e 50%.

Di seguito è presentata la mesh, con aggiunta del dettaglio del bordo d'attacco del primo flap.

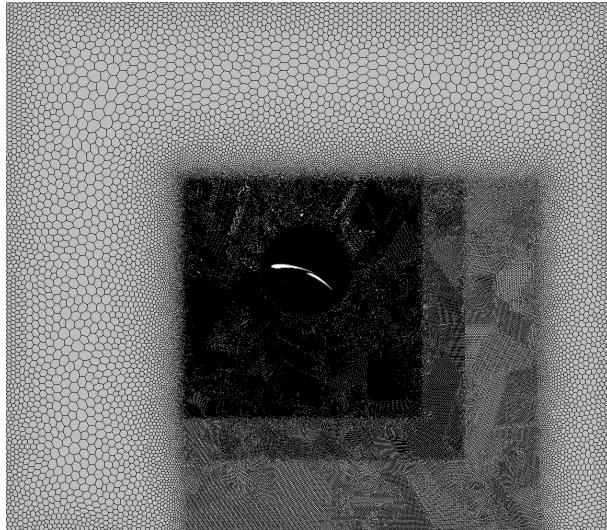


Figura 4.3: Mesh

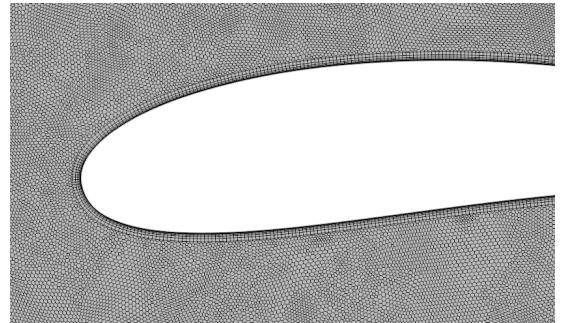


Figura 4.4: Mesh Detail

## 4.4. Risultati

In questa sezione analizziamo dunque i risultati delle varie simulazioni dei diversi accoppiamenti testati.

### 4.4.1. Accoppiamenti scelti

Avendo a disposizione numerosi profili (vedi tabella 4.1), testare tutte le 121 combinazioni sarebbe stato dispendioso e poco utile; per questo, come accennato in precedenza, alcune sono state scartate a priori, riducendo il totale a 81 simulazioni.

Gli accoppiamenti testati sono i seguenti:

- BE 092-075 + tutti i profili
- BE 122-125 + tutti i profili
- BE 122-155 + tutti i profili
- NACA 5406 + tutti i profili
- NACA 6408 + tutti i profili
- NACA 6508 + tutti i profili

- NACA 45008 + Profili Benzing e S12XX
- S4083 + Profili Benzing e S12XX
- SD7037 + Profili Benzing e S12XX

#### 4.4.2. Risultati iniziali

Per costruire il fronte di pareto si è quindi deciso di usare come parametri fondamentali il coefficiente di resistenza e l'angolo di deviazione del flusso. Quest'ultimo parametro è stato scelto come l'angolo composto dalle componenti di velocità in x e y alla distanza pari a quella della ruota dal flap. I risultati delle 81 simulazioni sono qui presentati:

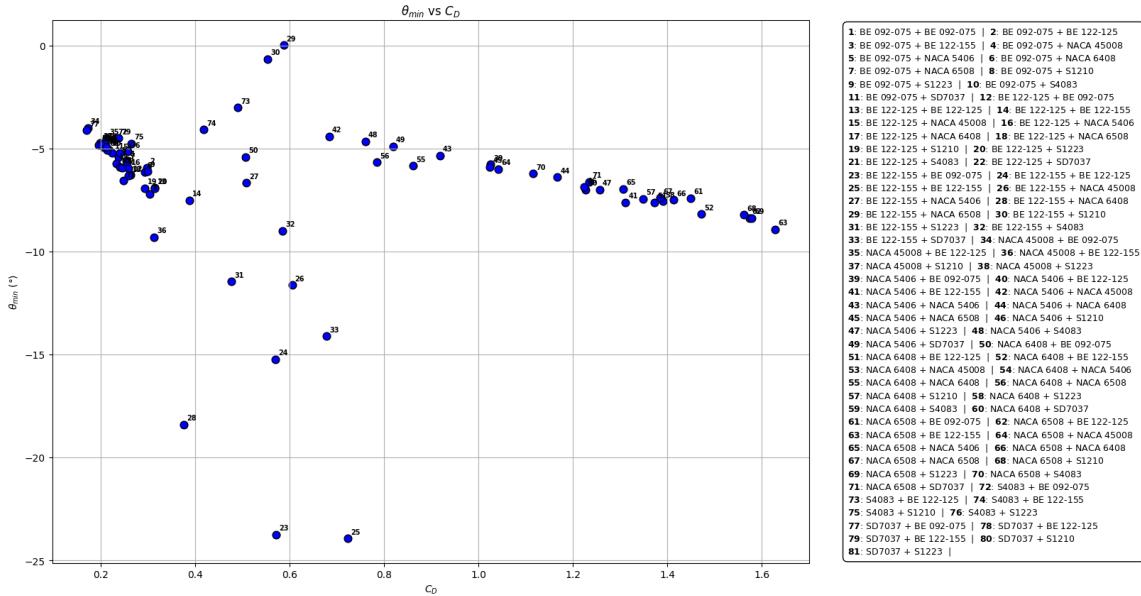
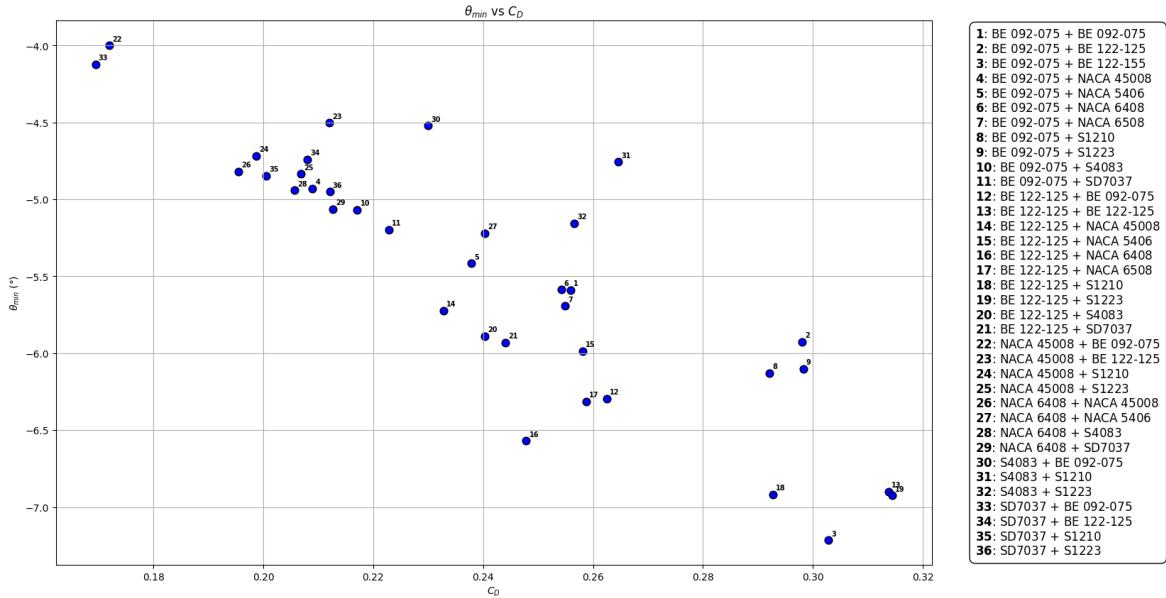


Figura 4.5: Grafico  $\theta$ - $C_D$  - Risultati di tutte le simulazioni

Nonostante la scrematura iniziale, si è notato, osservando le simulazioni, che alcuni accoppiamenti producessero eccessiva turbolenza o che fosse avvenuto lo stallo, generando valori dell'angolo di deviazione non veritieri, oltre che coefficienti di resistenza molto elevati. Queste combinazioni sono state quindi a loro volta scartate e non considerate nell'ottimizzazione.

I risultati accettabili sono qui riportati:

Figura 4.6: Grafico  $\theta$ - $C_D$  - Risultati utili

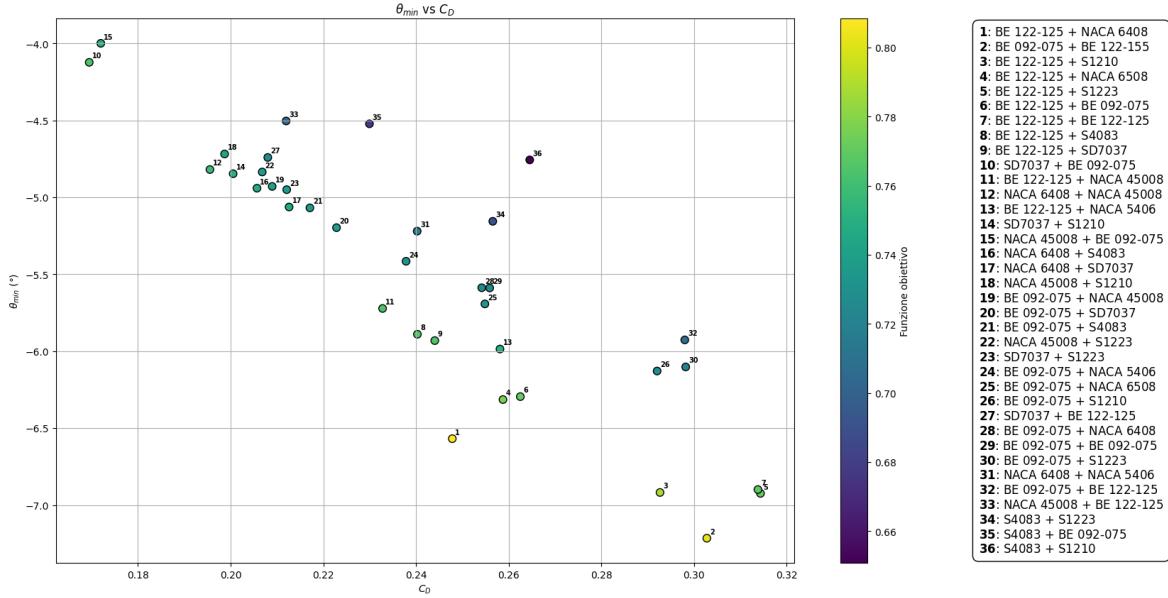
#### 4.4.3. Funzione obiettivo

Per selezionare la migliore combinazione si procede quindi alla scelta di una funzione obiettivo basata sui due parametri precedentemente citati, ovvero l'angolo di deviazione del flusso e il coefficiente di resistenza.

$$f = -0.55 * \frac{\theta}{|(\theta_{min})|} + 0.45 * \frac{1/C_D}{(1/C_D)_{max}} \quad (4.1)$$

considerando l'angolo di deviazione come negativo ed entrambi i parametri normalizzati rispetto al valore massimo. Essendo il primo parametro il più importante, esso rimane con un peso leggermente maggiore all'interno della funzione.

In figura tramite una scala di colori, si possono quindi mostrare i valori calcolati per gli accoppiamenti testati all'interno del Fronte di Pareto.



**Figura 4.7:** Grafico  $\theta$ - $C_D$ , i colori variano in base alla funzione obiettivo e le combinazioni sono ordinate in ordine decrescente in base al suo valore

I risultati migliori sono i seguenti:

La scelta è quindi ricaduta sull'accoppiamento costituito dal Benzing BE 122-125 come profilo principale e del NACA 6408 come secondo flap. Nella seguente tabella vengono infine mostrati i valori trovati:

$\theta [^\circ]$	$C_D$	$f$
-6.569	0.2478	0.8084

## 4.5. Posizionamento

Per il posizionamento del flap dell'outwash lungo l'apertura dell'ala principale si è deciso come accennato in precedenza di non scegliere la posizione a priori. Essa viene invece individuata guardando l'andamento lungo la direzione trasversale dell'angolo di deviazione del flusso e posizionando quindi il flap in modo da avere il picco in corrispondenza del centro della larghezza della ruota. In questo modo si ha il massimo effetto di deviazione davanti a questo corpo tozzo.

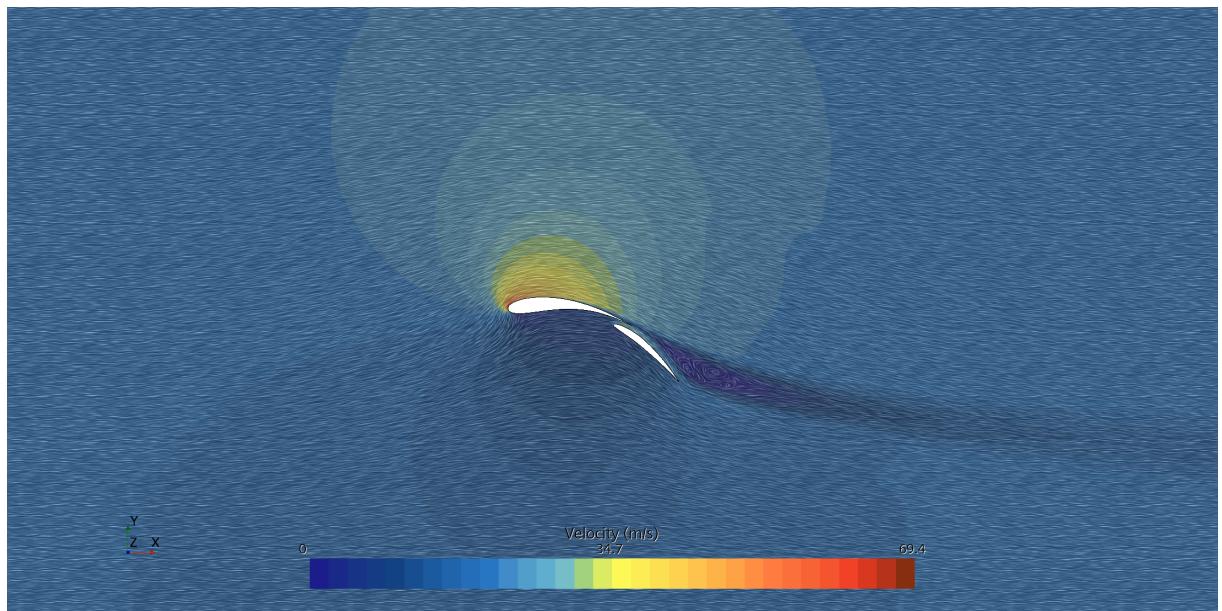


Figura 4.8: Esempio di campo di moto di una simulazione 2D



# 5 | Simulazioni Low Fidelity VSPAero

## 5.1. Caratteristiche e limitazioni del software

*OpenVSP* è un software Open Source sviluppato dalla NASA per analisi preliminari di aeromobili; si presenta con un'interfaccia simile a quella di un comune software CAD, con cui creare la geometria. È la possibilità di esportare la geometria creata nei formati più comuni, ma non di importare una geometria, limitazione da considerare nella parte di CFD; di conseguenza, la creazione della geometria completa, sia per le simulazioni low fidelity, che per quelle high fidelity, deve necessariamente partire su *OpenVSP*. È necessario sempre considerare, inoltre, che tale software non è concepito per disegnare un certo tipo di corpi particolarmente tozzi, come le gomme, né gli endplate dell'ala che, trattandosi di lastre piane, sono state modellate usando dei profili NACA 0001.

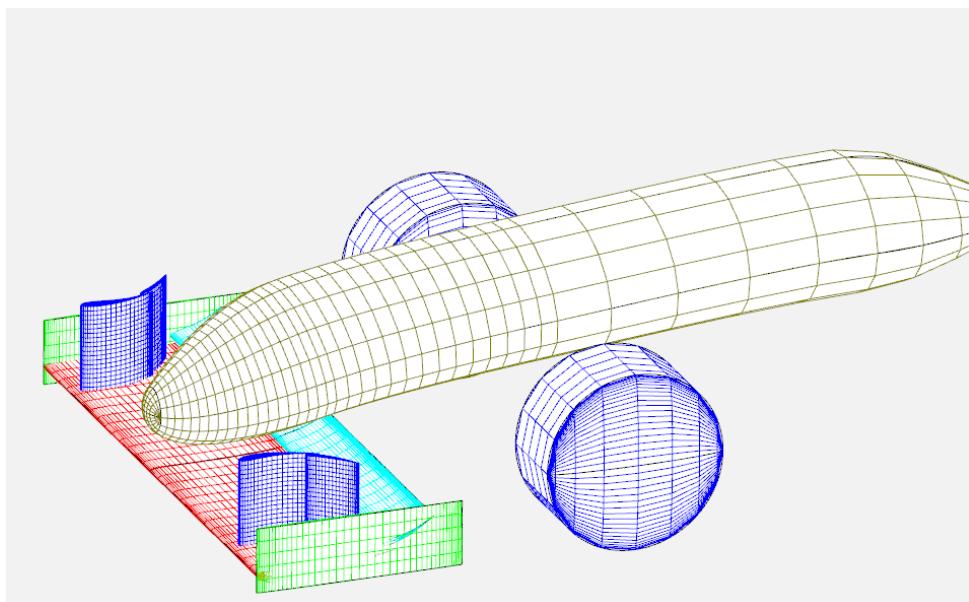


Figura 5.1: Modello VSP

*OpenVSP* include un modulo denominato *VSPAero*. Tale modulo può essere usato per effettuare simulazioni a bassa fedeltà servendosi di 2 differenti metodi: metodo a reticolo di vortici (VLM) e metodo a pannelli. Sfortunatamente, è stata riscontrata un'impossibilità di utilizzo del metodo a pannelli per le analisi e, dopo un confronto diretto gli sviluppatori e altri utilizzatori, è stato scelto il metodo a reticolo di vortici. Nonostante la scelta di un VLM sia forzata, consente comunque di risparmiare notevolmente sul tempo di simulazione.

Un notevole vantaggio del VLM di *VSPAero* rispetto a un qualsiasi altro VLM è la possibilità di calcolare la resistenza viscosa tramite una serie di metodi approssimati per diversi tipi di corpo, ali o corpi tozzi. Si ricorda sempre l'importanza di sottolineare che si tratta di metodi empirici adatti a una fase iniziale di progetto, non per valutazioni di dettaglio.

## 5.2. Impostazione di simulazione

Trattando le impostazioni di simulazione, è possibile presentare un'ulteriore interessante applicazione del software: l'evoluzione di scia del VLM. Questo ci permette di impostare un certo numero di iterazioni con cui far evolvere la scia; nel nostro caso, le iterazioni sono impostate a 30. È necessario anche scegliere un certo numero di nodi di scia, in cui verificare la sua evoluzione, impostato nel nostro caso a 1024.

Utilizzando queste impostazioni è stato possibile usare *VSPAero* con lo scopo di effettuare un confronto anche visivo dell'effetto di outwash dei profili verticali, osservando la capacità di deviazione del flusso attorno alle gomme.

Sia il numero di Reynolds che le misure di riferimento richieste per la simulazione, quindi la corda e l'apertura alare di riferimento, sono stati calcolati utilizzando le dimensioni dell'ala principale.

*OpenVSP* prevede la possibilità di utilizzare un'impostazione per simulare la presenza del suolo, rendendo in linea teorica la simulazione più pregiata e i risultati più fedeli ad un caso reale. Dal punto di vista operativo, però, è stata osservata una marcata discrepanza tra risultati ottenuti con tale impostazione e risultati ottenuti tramite CFD. Il risolutore si presenta molto sensibile a tale impostazione, spesso mostrando risultati decisamente improbabili inserendo l'altezza della terra alla quota effettiva di funzionamento della geometria. È probabile che tale sensibilità sia data dal fatto che il software non è stato concepito per analisi automobilistiche, perciò l'effetto suolo di questo tipo è marcatamente diverso da quello presente ad una quota di volo di un velivolo, che anche in caso di volo radente, non vola ovviamente a pochi centimetri dal suolo. Per questo motivo, anche in seguito ad un confronto con uno sviluppatore, si è deciso di non considerare i dati ottenuti

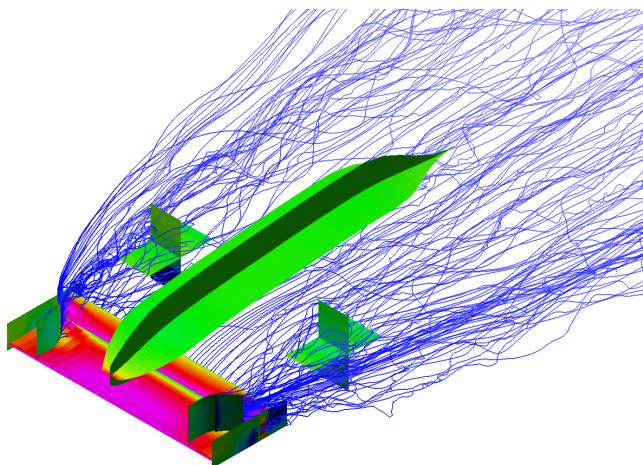


Figura 5.2: Output visivo da VSPAero

dalle simulazioni su *VSPAero* con l'effetto suolo.



# 6 | Simulazioni 3D e analisi dei risultati

Come ultimo passaggio del progetto è stato deciso di analizzare i risultati delle simulazioni low-fidelity, paragonandoli a quelli di una CFD 3D. In questo caso è stata simulata metà monoposto, importando il modello `.stl` che fornisce OpenVSP, ovviamente con dovute semplificazioni, quali:

1. Il telaio non presenta aperture per il cockpit del pilota
2. Non sono presenti supporti per l'ala anteriore
3. Non sono presenti braccetti e sospensioni
4. È presente solo la metà anteriore del veicolo
5. Non è presente fondo o altri elementi aerodinamici al di fuori dell'ala anteriore

Si è quindi deciso di analizzare la combinazione migliore delle analisi eseguite nelle sezioni precedenti:

Main	First Flap	Primo elemento verticale	Secondo elemento verticale
NACA 4412	Eppler 61 GOE 431	BE 122-125	NACA 6408

Tabella 6.1: Profili usati nelle simulazioni 3D

## 6.1. Metodologia e setup

Per quanto riguarda il set up di simulazione, questo è molto simile a quella delle simulazioni , riportato in sezione 4.3.

Ancora una volta è stata effettuata una piccola analisi prima di iniziare in modo da mantenere il valore di  $y^+$  tra un valore di 0.8 e 1. In questo modo riusciamo ad avere

un'indicazione riguardo l'accuratezza dei nostri risultati.

## 6.2. Analisi dei risultati

### 6.2.1. Coefficienti

Per prima cosa sono stati analizzati i tipici coefficienti aerodinamici che vengono considerati in queste applicazioni, quali coefficiente di portanza e di resistenza. Di seguito sono riportati i risultati ottenuti secondo le 2 metodologie:

	OpenVSP	Sim 3D	Errore relativo
$C_L$	-1,87	-1,23	0,506
$C_D$	0,257	0,69	0,616

Come si può notare il coefficiente di portanza calcolato tramite CFD risulta essere più basso rispetto a quello calcolato da OpenVSP, mentre quello di resistenza risulta più alto. Questo è dovuto al fatto che nei metodi VLM si assume un flusso a potenziale, cioè irrotazionale, incomprimibile e la viscosità viene considerata solo tramite modelli empirici. Esso quindi non predice correttamente fenomeni legati a quest'ultima come per esempio la separazione, strato limite o vortici, che portano generalmente a diminuzione della portanza e aumento della resistenza [3].

### 6.2.2. Linee di flusso e Isosuperfici

Di seguito sono riportate le comparative tra i due metodi. Purtroppo OpenVSP non permette di calcolare il campo di moto, per cui vengono presentate solo le linee di flusso e le isosuperfici.

## Linee di flusso

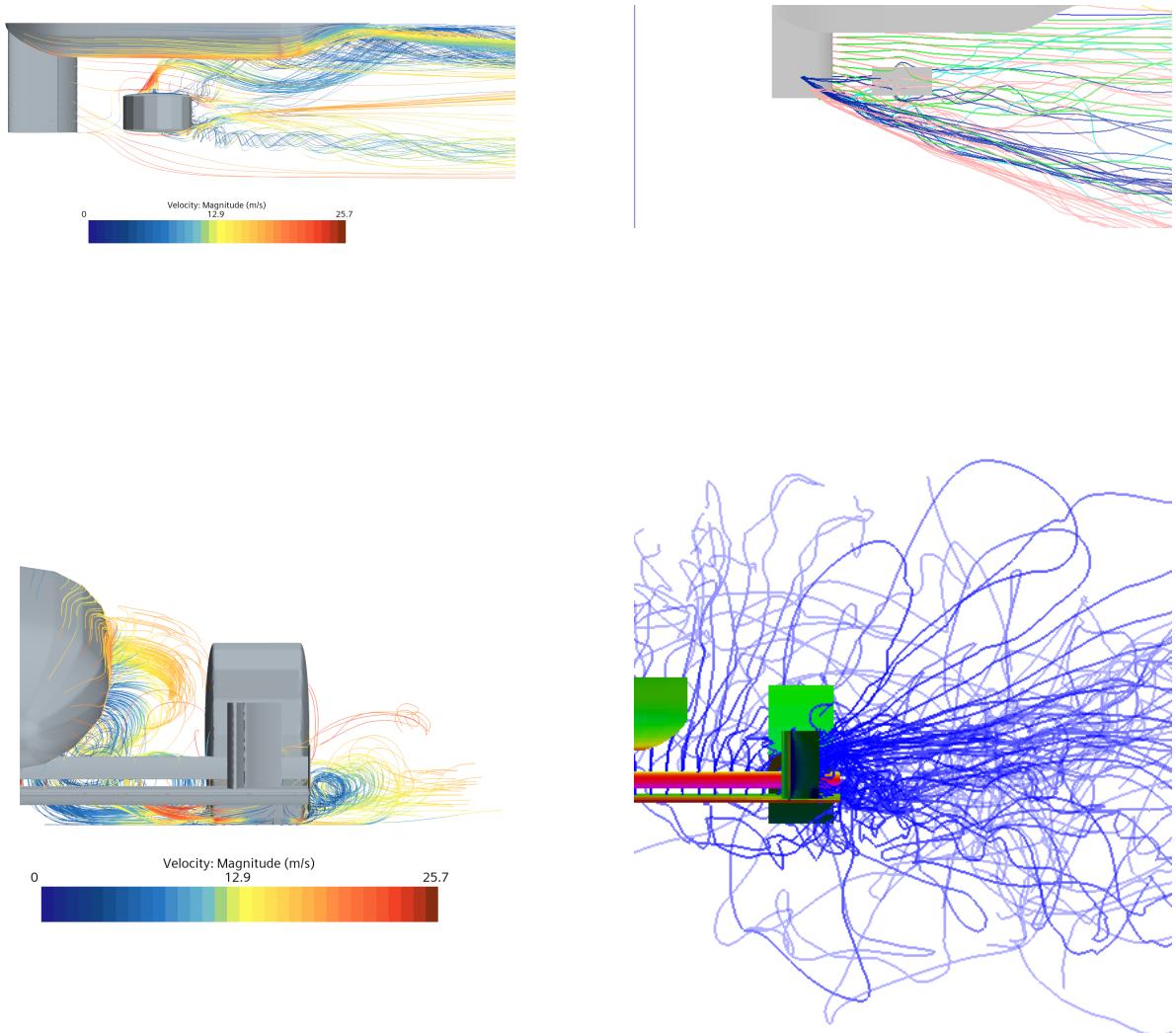


Figura 6.1: Paragone - Linee di flusso

Di nuovo si nota come la CFD permetta di cogliere gli effetti viscosi, mostrando fenomeni di separazione e ricircoli vorticosi a valle, nonché una distribuzione di velocità più realistica lungo il profilo. Al contrario, il metodo VLM restituisce un flusso più ordinato e privo di turbolenze, utile per valutazioni preliminari ma incapace di rappresentare la separazione del flusso. Per questa motivazione tende a fornire una stima idealizzata della portanza e della scia, mentre la CFD offre una descrizione più fedele dei fenomeni fisici coinvolti.

## Isosuperfici



Figura 6.2: Paragone - Superfici di pressione

Inoltre viene presentato il dettaglio dell'ala anteriore completa analizzata tramite CFD:



Figura 6.3: Dettaglio dell'ala anteriore - Superfici di pressione

Nel caso CFD è evidente una variazione graduale delle pressioni sulla superficie, con zone localizzate di alta e bassa pressione che riflettono la complessità del flusso reale e la presenza di effetti viscosi. Al contrario, la simulazione con metodo VLM restituisce una distribuzione molto più schematica e simmetrica, con campi di pressione uniformi e privi di dettagli locali.

### 6.2.3. Angolo di deflessione

Come già detto nella sezione 4.4, una parte di questo studio è stata spesa per stimare l'angolo di deflessione del flusso causato dagli elementi verticali per scegliere la combinazione migliore. Successivamente all'analisi 3D è stato ricalcolato l'angolo e la posizione di massima deflessione del flusso lungo il piano passante per il centro ruota per valutare l'effetto combinato di upwash (causato dal *Main* e *First Flap*) e outwash (effetto principalmente causato dagli elementi verticali). Di seguito sono riportati i risultati ottenuti:

	Sim 2D	Sim 3D	Variazione
Angolo (°)	-6,57	-26,74	75,4%
Posizione (mm)	780	726	-7,4%

Analizzando i valori ottenuti si può evincere che combinando i due effetti e includendo la ruota nell'analisi, l'angolo di deflessione risulta maggiore con un aumento del 75,4%. Quest'ultima causa una leggera variazione anche della posizione del picco di deflessione (-7,4%), variazione che però rimane contenuta e che rende affidabile l'analisi effettuata in precedenza.

Per concludere questa analisi tridimensionale si è deciso anche di simulare la peggior combinazione di elementi verticali, mantenendo *Main* e *First Flap* tali alla simulazione precedente. I profili usati nello specifico sono SD7037 per il primo elemento, mentre S1210 per il secondo.

Di seguito sono quindi riportati i campi di moto risultanti dalle due analisi, così come i valori misurati degli angoli.

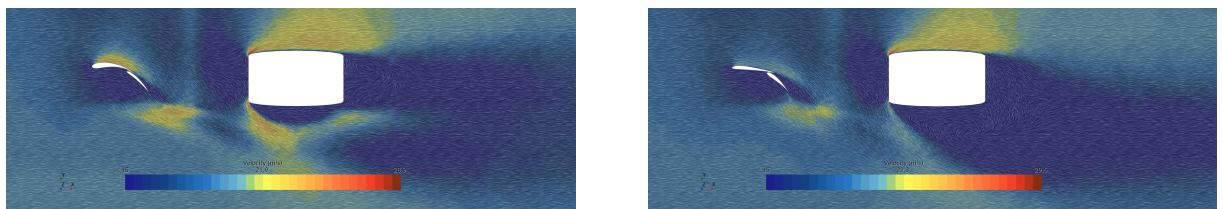


Figura 6.4: Campi di moto - Miglior combinazione a sinistra, peggiore a destra

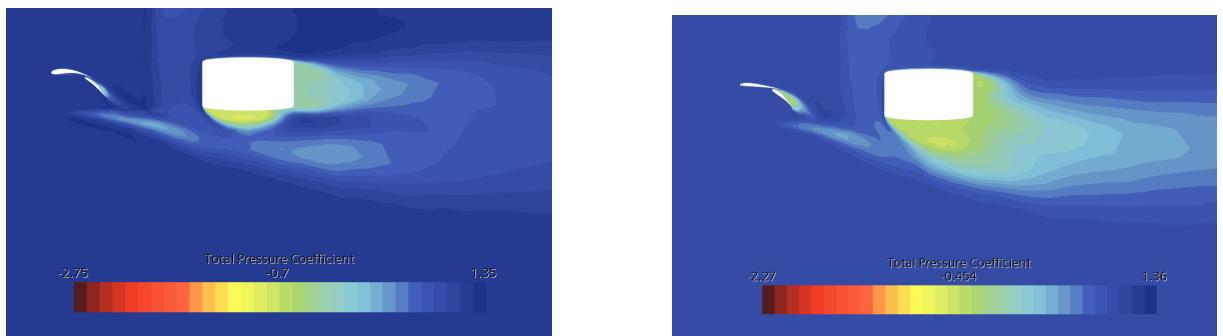


Figura 6.5: Confronto tra la il coefficiente di pressione totale tra la miglior combinazione a sinistra e la peggiore a destra

		Sim 2D	Sim 3D	Variazione
Miglior combinazione	Angolo (°)	-6,57	-32,81	75,4%
	Posizione (mm)	780	726	-7,4%
Peggior combinazione	Angolo (°)	-4,76	-20,93	77,3%
	Posizione (mm)	600	700	-14,3%

Tabella 6.2: Confronto tra le combinazioni: angolo e posizione di deflessione

Si noti come le variazioni dell'angolo tra 2D e 3D siano simili, mentre la variazione della posizione della massima deviazione risulta quasi il doppio nel caso peggiore. Questo enfatizza come la presenza della ruota contribuisca fortemente alla determinazione di quest'ultima. Inoltre si può notare sempre osservando le immagini, come nel secondo caso sia presente una zona di separazione dopo la ruota più grande e disordinata con un leggero aumento di cd, da 0.56 a 0.58.

# 7 | Conclusioni e sviluppi futuri

## 7.1. Risultati finali e conclusioni

Il lavoro ha prodotto risultati significativi nell'ottimizzazione dei profili dell'ala anteriore. Per l'ala orizzontale, il NACA 4412 si è dimostrato il più efficace per il *Main*, mentre per il *First Flap* sono stati selezionati l'Eppler 61 e il GOE 431, in grado di bilanciare elevata deportanza e resistenza contenuta. L'analisi del fronte di Pareto ha permesso di individuare configurazioni non dominate, guidando la scelta delle combinazioni più performanti.

Per i flap verticali, progettati per incrementare l'effetto outwash, le simulazioni 2D hanno evidenziato che l'accoppiamento Benzing BE 122-125 – NACA 6408 devia significativamente il flusso mantenendo valori accettabili di resistenza. Le analisi 3D hanno confermato questi risultati, mostrando un incremento dell'angolo di deflessione fino al 75% rispetto al 2D.

L'utilizzo combinato di simulazioni 2D e 3D ha evidenziato come le prime siano utili per una scrematura iniziale degli accoppiamenti, mentre le seconde restituiscano un quadro più realistico e complesso delle interazioni, rendendo difficile un'integrazione diretta tra i due approcci. Parallelamente, i metodi low-fidelity (*VSPAero*) si sono rivelati strumenti rapidi ed efficaci per valutazioni preliminari, pur mostrando limiti nelle fasi più avanzate della progettazione. Complessivamente, l'attività svolta ha permesso di individuare combinazioni di profili capaci di garantire un buon compromesso tra deportanza e resistenza, nonché accoppiamenti di flap verticali efficaci nell'aumentare l'outwash e deviare il flusso lontano dalle ruote.

L'ottimizzazione multi-obiettivo, pur limitata dal metodo *Weighted Sum*, ha consentito di identificare soluzioni promettenti e di orientare le scelte progettuali.

Le simulazioni CFD tridimensionali hanno confermato la validità dei risultati preliminari, mettendo in luce fenomeni viscosi complessi, come separazioni, vortici e ricircoli, non catturati dai modelli semplificati.

Nel complesso, i risultati hanno dimostrato la validità dell'approccio seguito e confermato come una progettazione accurata dell'ala anteriore sia centrale per le prestazioni della

monoposto: oltre ad aumentare la deportanza, essa migliora il flusso verso il fondo e la parte posteriore del veicolo, con benefici sul comportamento aerodinamico globale.

## 7.2. Sviluppi futuri

Il lavoro svolto apre la strada a diversi possibili sviluppi. Un primo passo importante sarebbe l'integrazione dell'intera vettura, che permetterebbe di analizzare in modo più accurato le interazioni tra ala anteriore, fondo, diffusore, sospensioni e ala posteriore, ottenendo così una visione più completa del comportamento aerodinamico complessivo. Un ulteriore sviluppo riguarda l'introduzione di condizioni di simulazione più realistiche, come il rotolamento delle ruote e l'inclusione delle interazioni fluido-struttura, al fine di riprodurre scenari più vicini a quelli effettivamente incontrati in pista.

Per quanto concerne l'ottimizzazione multi-obiettivo, l'approccio adottato ha mostrato buoni risultati ma anche alcune limitazioni, in particolare nella rappresentazione del fronte di Pareto. Con maggiori risorse computazionali sarebbe possibile applicare metodi più sofisticati, capaci di fornire una gamma più ampia di soluzioni progettuali. L'integrazione di tecniche come l'*Adjoint Method* e la *Shape Deformation* in 3D consentirebbe inoltre di raggiungere un livello superiore di accuratezza e approfondimento. Infine, l'estensione dell'ottimizzazione a parametri aggiuntivi oltre a deportanza e resistenza, insieme alla validazione sperimentale tramite test in galleria del vento, rappresenterebbe il passo conclusivo per consolidare le analisi numeriche svolte e trasformarle in soluzioni affidabili ed efficienti.

## Bibliografia

- [1] C. L. Jiyuan Tu, Guan-Heng Yeoh. *Computational Fluid Dynamics: A Practical Approach*. Butterworth-Heinemann, 2018.
- [2] J. R. R. A. Martins and A. Ning. *Engineering Design Optimization*. Cambridge University Press, 2022. doi: 10.1017/9781108980647.
- [3] A. M. Stoll. Comparison of cfd and experimental results of the leapttech distributed electric propulsion blown wing. *Joby Aviation - American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2015.

