



**UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA**  
**DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE**  
**CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE**  
**PROVA FINALE**

**ANALISI AERODINAMICA DI UN AEROMODELLO IN VOLO  
MARZIANO MEDIANTE SIMULAZIONI CFD E PROVE  
SPERIMENTALI IN GALLERIA DEL VENTO**

**RELATORE:**

**PROF. FEDERICO DALLA BARBA**

**CORRELATORE:**

**PROF. GIACOMO COLOMBATTI**

**LAUREANDO:**

**SALVADEGO DAVIDE**

**MATRICOLA N. 2122764**

**ANNO ACCADEMICO 2025-2026**





# INDICE

## ABSTRACT

### **CAPITOLO 1 INTRODUZIONE**

- 1.1 OBIETTIVI DELLA TESI E STRUTTURA DEL LAVORO
- 1.2 COSE' LA CFD
- 1.3 AEROMODELLO IN ESAME

### **CAPITOLO 2 SIMULAZIONE SU ANSYS**

- 2.1 INTRODUZIONE DEL LAVORO E METODOLOGIA DI SIMULAZIONE
- 2.2 SETUP, MESH E VARIE DI ANSYS
- 2.3 RISULTATI DELLA SIMULAZIONE

### **CAPITOLO 3 SIMULAZIONE IN GALLERIA DEL VENTO**

- 3.1 PROGETTO E STRUMENTAZIONE DELLA GALLERIA DEL VENTO
- 3.2 REALIZZAZIONE
- 3.3 SETUP E CALIBRAZIONE DELLA GALLERIA DEL VENTO

### **CAPITOLO 4 COMPARAZIONE DEI RISULTATI RANS E GALLERIA**

- 4.1 RISULTATI DELLA SIMULAZIONE IN GALLERIA DEL VENTO E CONFRONTO CON ANSYS
- 4.2 CONCLUSIONI
- 4.3 POSSIBILI RISVOLTI FUTURI

## BIBLIOGRAFIA

## **ABSTRACT**

Questa tesi analizza il comportamento aerodinamico di configurazioni semplificate attraverso un approccio integrato numerico-sperimentale, con l'obiettivo di confrontare i risultati ottenuti mediante Computational Fluid Dynamics (CFD) con evidenze sperimentali ricavate da una galleria del vento a scala ridotta di tipo artigianale.

L'analisi aerodinamica rappresenta un elemento fondamentale nella progettazione di velivoli, in quanto consente di valutare le caratteristiche del flusso e le forze agenti sulle superfici. In questo contesto, la CFD costituisce uno strumento ampiamente utilizzato per la previsione del campo di moto, grazie alla possibilità di ottenere informazioni dettagliate con costi e tempi contenuti. Tuttavia, tali simulazioni si basano su modelli matematici e, nel caso delle equazioni di Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations (RANS), introducono approssimazioni legate alla modellazione della turbolenza.

Parallelamente all'analisi numerica è stata dunque progettata e realizzata una galleria del vento a scopo didattico, finalizzata alla visualizzazione qualitativa del flusso e alla raccolta di misure indicative. Tale dispositivo, pur presentando limitazioni intrinseche in termini di controllo delle condizioni operative e accuratezza sperimentale, consente di osservare direttamente fenomeni aerodinamici e di stabilire un confronto con le previsioni numeriche.

Le simulazioni CFD sono state condotte mediante ANSYS Fluent, utilizzando modelli RANS per garantire un compromesso tra accuratezza e costo computazionale. Il confronto tra i risultati si concentra principalmente su aspetti qualitativi del campo di moto e sulla coerenza degli ordini di grandezza delle grandezze aerodinamiche.

Il lavoro evidenzia come, anche in presenza di un setup sperimentale semplificato, sia possibile instaurare un confronto utile con le simulazioni numeriche, mettendo in luce punti di accordo e discrepanze e sottolineando l'importanza di un approccio critico nell'interpretazione dei risultati.

## CAPITOLO 1 INTRODUZIONE

### OBIETTIVI DELLA TESI, STRUTTURA DEL LAVORO E INTRODUZIONE ALLA CFD

L'analisi aerodinamica riveste un ruolo centrale nella progettazione di velivoli, sia in ambito aeronautico sia nei trasporti terrestri, dove è necessario coniugare elevate prestazioni con la riduzione dei consumi e delle emissioni. In questo contesto, l'utilizzo della Computational Fluid Dynamics (CFD) consente di prevedere il comportamento del flusso e di stimare le forze aerodinamiche agenti su un corpo, rappresentando uno strumento fondamentale nelle fasi preliminari di progettazione.

L'ottimizzazione aerodinamica costituisce quindi un passaggio chiave nello sviluppo di numerose applicazioni ingegneristiche, in particolare per i veicoli aeronautici, ma sempre più anche per quelli terrestri, quali trasporti urbani, treni ad alta velocità e automobili. Per affrontare tale processo, l'analisi aerodinamica si basa generalmente su due approcci complementari. Il primo è rappresentato dalla simulazione numerica tramite CFD, che consente di ottenere una descrizione del campo di moto e una stima degli ordini di grandezza delle forze aerodinamiche con costi relativamente contenuti. Il secondo è costituito dalla sperimentazione in galleria del vento, che permette un'osservazione diretta dei fenomeni fisici ma richiede tempi e risorse maggiori, legati anche alla realizzazione di modelli in scala. Tradizionalmente, prima della diffusione delle tecniche CFD, la galleria del vento rappresentava uno strumento essenziale per l'analisi aerodinamica, affiancata da prove in condizioni reali. Oggi, invece, l'approccio numerico consente di anticipare molte valutazioni, pur introducendo approssimazioni legate alla modellazione del flusso.

In particolare, le simulazioni CFD utilizzate nel presente lavoro si basano sulle equazioni di Reynolds-Averaged Navier–Stokes equations (RANS), ottenute mediante una media temporale delle equazioni di Navier–Stokes. Tale formulazione consente di ridurre significativamente il costo computazionale modellando gli effetti della turbolenza attraverso il tensore degli sforzi di Reynolds, senza risolvere direttamente tutte le scale del moto. L'equazione di conservazione della massa e della quantità di moto per un fluido incomprimibile, nella formulazione RANS, può essere espressa come segue:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \\ \frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \frac{p}{\rho} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\nu E_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \langle u'_i u'_j \rangle \end{array} \right.$$

Il termine  $\langle u'_i u'_j \rangle$  rappresenta il tensore degli sforzi di Reynolds e la sua modellazione, che può essere effettuata tramite diverse strategie (ad esempio l'ipotesi di Boussinesq o modelli di turbolenza quali  $k-\varepsilon$  e  $k-\omega$ ), costituisce una delle principali fonti di approssimazione del metodo. Metodi più avanzati, come le Large-Eddy Simulation (LES) o le Direct Numerical Simulation (DNS), consentirebbero una descrizione più dettagliata del campo turbolento. Tuttavia, tali approcci comportano un costo computazionale significativamente maggiore, che ne limita l'applicabilità in contesti ingegneristici complessi.

Per questo motivo, nel presente lavoro si è scelto di utilizzare il software ANSYS Fluent, basato su approcci RANS, al fine di garantire un adeguato compromesso tra accuratezza e costo computazionale.

Parallelamente, è stata progettata e realizzata una galleria del vento a scala ridotta con finalità didattiche e sperimentali. Tale dispositivo consente di effettuare osservazioni qualitative del flusso e di ottenere misure indicative, pur presentando limitazioni in termini di controllo delle condizioni operative e accuratezza sperimentale.

L'obiettivo della tesi è quindi quello di mettere in relazione i risultati ottenuti tramite simulazioni CFD con le osservazioni sperimentali ricavate dalla galleria del vento, attraverso un confronto critico basato sia su aspetti qualitativi del campo di moto sia sulla coerenza degli ordini di grandezza delle grandezze aerodinamiche. Infine, il lavoro è strutturato come segue: nel Capitolo 2 vengono introdotte le equazioni RANS e i principali modelli di turbolenza; nel Capitolo 3 viene descritta la metodologia numerica adottata; nel Capitolo 4 viene presentata la galleria del vento e la configurazione sperimentale; nel Capitolo 5 vengono discussi i risultati e il confronto tra approccio numerico e sperimentale.

## 1.1 REGIME DI FLUSSO ED EVENTUALI PROBLEMATICHE

Per poter confrontare i risultati ottenuti in galleria del vento e la CFD è fondamentale fare una breve parentesi su quali sono i parametri fondamentali che devono essere considerati e come questi influenzano l'ambiente di lavoro all'interno della camera di prova e la sua interazione con il modello stesso, attraverso la definizione di parametri adimensionali che ne legano e spiegano il comportamento del fluido in questione.

In primis, è importante sottolineare tutti quei valori che devono essere mantenuti costanti per non ottenere dei risultati altalenanti e inficiare quindi la ripetibilità delle simulazioni. In particolare, questi sono la densità  $\rho$ , la temperatura  $T$  e, conseguentemente da quest'ultima, la viscosità dinamica  $\mu$ . Infatti, con un piccolo cambiamento della temperatura, si ha un drastico cambiamento della viscosità dinamica che porterebbe ad un cambiamento dei parametri di simulazione. Si può, inoltre, definire un parametro adimensionale che vada a legare densità e viscosità dinamica, denominato viscosità cinematica del fluido  $\nu$ , definito come il rapporto tra la viscosità dinamica  $\mu$  e la densità  $\rho$ ,  $\nu = \mu/\rho$ .

È ora possibile definire il parametro più importante nell'analisi aerodinamica, ovvero il numero di Reynolds definito come  $Re = \frac{\rho v L}{\mu} = \frac{v L}{\nu}$  in cui  $v$  rappresenta la velocità del flusso e  $L$  la lunghezza caratteristica del modello in esame che permette di legare i parametri del fluido che compone il flusso con il corpo che si sta studiando. Basandosi sul valore del numero di Reynolds, è possibile distinguere 3 zone principali: una zona laminare, una di transizione e una turbolenta. In particolare, queste sono separate in base al valore di tale parametro che va ad influenzare il flusso in analisi. Inoltre, tali regimi dipendono fortemente dal tipo di esperimento che si sta conducendo in quanto, ad esempio, i valori di separazione cambiano se si sta analizzando un flusso su una lastra piana o su un cilindro, mostrando come la geometria del corpo sia importante. Un'ulteriore differenza la si ha considerando l'ambiente in cui viene fatta l'analisi; infatti, se un flusso viene analizzato in un dominio di calcolo ideale, tipico ad esempio della CFD e della simulazione in galleria del vento, si avrà il regime inferiore ad un valore molto più elevato dello stesso caso ma svolto all'interno di un tubo cilindrico, in quanto vi sono fenomeni che non si sviluppano nell'altra situazione.

Andando ad analizzare i vari regimi che si possono sperimentare si ha:

- Una zona a flusso laminare per valori molto bassi del numero di Reynolds, minore di 1000, dominio della viscosità;
- Un regime a basso Reynolds (zona critica) con valori compresi tra  $10^4$  e  $10^5$  e questo è il regime che verrà sperimentato in camera di prova, turbolento, ma che potrebbe avere delle criticità che verranno analizzate in seguito, se riscontrate;
- infine, una zona a flusso turbolento per un valore del numero di Reynolds maggiore di  $10^6$ .

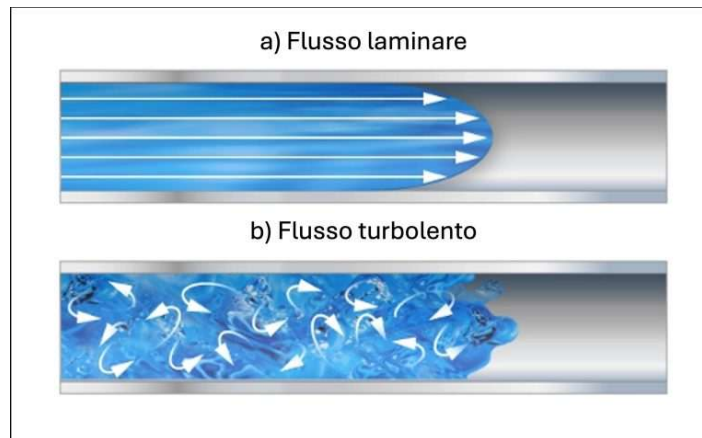
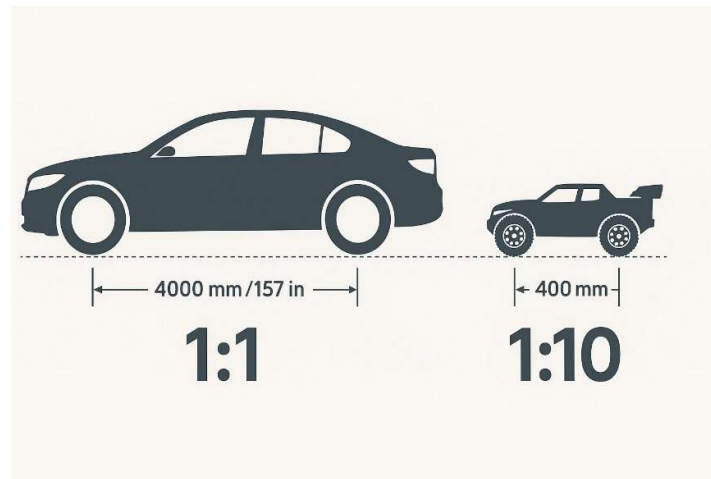


Figura 1: Differenze flusso Laminare e Turbolento

È quindi importante evidenziare come il regime che si andrà ad incontrare sarà quello più complesso, ossia quello transitorio a basso Reynolds. Infatti, in questo regime, non si è ancora entrati pienamente nel regime turbolento, ma si è ancora in una fase di transizione in cui le forze viscosse mantengono un'influenza critica sulla dinamica dello strato limite, pur essendo l'inerzia generalmente dominante nel flusso esterno e quindi si hanno vari fenomeni critici che possono essere problematici nella simulazione, sia per quanto riguarda quella CFD sia per quanto riguarda quella in galleria del vento. In particolare, a questi valori del numero di Reynolds, secondo la teoria dello Strato Limite, questo appunto, a causa della presenza residua di una componente di forze viscosse, dovrebbe essere instabile. La zona di transizione laminare-turbolenta, infatti, è molto sensibile alle condizioni di turbolenza in ingresso e questo può andare ad inficiare in maniera notevole le prestazioni aerodinamiche Lift e Drag rispetto a quanto ci si possa attendere dai modelli RANS previsti. Per mitigare questo effetto, verrà utilizzato un apposito elemento del design in galleria del vento per poter eliminare le turbolenze alle scale più grandi, lasciando però quelle di piccola scala ed analizzando gli effetti che avranno. Ci sono, poi, altri fenomeni che possono intercorrere in questo regime. In particolare, tra i fenomeni critici che possono intercorrere in questo regime vi sono la Bolla di Separazione Laminare (che verrà trattata in maniera esaustiva se si presenterà nella camera di prova nel corso delle simulazioni), una marcata sensibilità alla turbolenza in ingresso residua, che può andare a variare la dimensione della bolla di separazione o ritardare la transizione di regime, andando ad invalidare il confronto tra RANS e galleria del vento o gli effetti che si possono avere sulla misurazione dei coefficienti aerodinamici. È importante aggiungere alla fine che le simulazioni CFD basate sulle RANS in questo regime potrebbero essere meno accurate di quanto potrebbero esserlo in regimi a Reynolds più elevato e quindi è cruciale l'analisi sperimentale in galleria del vento per poter validare quanto simulato tramite l'analisi al computer.

È importante ora sottolineare come il numero di Reynolds sia il parametro adimensionale fondamentale per poter legare il mondo reale o quello della modellistica per le simulazioni in galleria del vento, in quanto sarebbe troppo oneroso dal punto di vista economico creare un modello in scala 1:1. Il numero di Reynolds è fondamentale perché permette di mettere in relazione modelli di dimensioni geometriche differenti, ma che abbiano tra di loro un rapporto tra le grandezze di riferimento ben definito, come può esserlo la corda media nel caso di un aereo. La teoria che tratta ciò è quella della similitudine, in particolare la similitudine di Reynolds che afferma come, per ottenere dei risultati comparabili, si debba garantire la soddisfazione di questa equazione  $Re_{modello} = Re_{reale}$ . Se vale questa equazione, tramite il rapporto di scala, ad esempio 1:3 (dove il 3 rappresenta la geometria del modello e l'1 quella reale)

che evidenzia un rapporto di riduzione pari a 3 volte confrontando la geometria reale con quella del modello.



*Figura 2: Modello Reale vs Modello in scala*

Avendo evidenziato anche questo aspetto è importante ora sottolineare come si comporta la camera di prova con all'interno un modello in quanto vi sono diversi aspetti e problematiche che devono essere analizzate. Il primo principale problema è rappresentato dal fatto che si sta eseguendo una simulazione in un'area chiusa che mi porta ad avere effetti di interferenza con le pareti che vanno ad alterare le misurazioni delle forze aerodinamiche in gioco. Questi effetti possono manifestarsi in molteplici modi, alcuni che vanno ad alterare la misura del Lift, altri del Drag.

In quest'ultima categoria vi è:

- in primis, vi è il cosiddetto Blocco Solido o Solid Blockage dovuto solamente alla presenza del modello da testare che limita lo spazio in cui il flusso può circolare creando quindi, attraverso la legge di continuità, un'accelerazione locale che va a provocare una misurazione maggiore della pressione dinamica e di conseguenza delle forze aerodinamiche. Per poter contrastare questo fenomeno è importante andare a progettare al meglio le dimensioni della camera stessa mettendo fin da subito in correlazione la dimensione attesa del modello con la camera stessa. Infatti, se il rapporto tra le aree frontali della sezione e del corpo da simulare è inferiore al 10%, tale problematica è del tutto evitabile o percepibile solo in maniera molto limitata.
- Poi, vi è l'effetto denominato Blocco di Scia o Wake Blockage che ha a che fare con il fatto che l'aria posteriormente al modello risulterà rallentata in quanto attraversando il corpo risente di una certa resistenza e la zona di scia posteriore al modello convertirà parte dell'energia cinetica in energia termica (calore) e energia turbolenta, generando appunto dei vortici.

Tra quelle problematiche che, invece, vanno ad alterare la misurazione del Lift vi è:

- L'effetto del downwash generato dai profili alari da cui si misura la portanza  $L$  nelle camere di prova delle gallerie del vento. La presenza delle pareti va a limitare la naturale espansione del downwash, che quindi, interagendo con le pareti, va a creare un effetto di upwash che quindi va ad alterare l'angolo d'attacco effettivo percepito dal profilo, andando ad alterare il valore del Lift ed anche del Drag ovviamente.

L'ultima quesitone, però trascurabile, è dovuto al fatto che le pareti obbligano il flusso dopo aver incontrato il corpo a curvare di più di quanto farebbero in aria libera, andando quindi a modificare il gradiente di pressione e quindi modificando leggermente i valori ottenuti e leggermente anche l'angolo d'attacco effettivo percepito dal profilo.

Ognuna di queste problematiche verrà trattata nel dettaglio se risulterà presente nelle varie simulazioni fatte in galleria del vento.

Inoltre, vi sono delle metodologie di correzione dei dati ottenuti attraverso la galleria del vento per poter comparare tali valori a quelli in aria libera ottenuti tramite la CFD. Infatti, per quanto precedentemente elencato, è possibile trovare una soluzione a quanto visto. In particolare, ci sono diverse teorie di correzione come quella di Pope, quella di Prandtl – Glauert e quella di Maskell.

Entrando nel dettaglio, per porre un rimedio al Blocco Solido è possibile utilizzare la teoria di Prandtl-Glauert che va a modellare l'effetto del volume del corpo andando a stimare una correzione della velocità  $\Delta v$  che va a mettere in relazione la geometria del modello con quella della sezione della camera. Per quanto riguarda, invece, il problema derivato dal Blocco di Scia si ha che la teoria utilizzata è quella di Maskell, come si può leggere nel trattato *'A Theory of the Blockage Effects on Bluff Bodies and Stalled Wings in a Closed Wind Tunnel'* scritto appunto da E. C. Maskell nel 1965, particolarmente adatta ai regimi di transizione in cui si può avere la Bolla di Transizione, mettendo in relazione la velocità dovuta alla scia al coefficiente di Drag misurato in camera di prova.

Attraverso, poi, l'utilizzo delle seguenti formule analitiche è possibile andare a stimare il valore esatto del coefficiente di Drag:  $C_D = C_{D,mis}(1 - 2\varepsilon_{blocco})$  ove  $\varepsilon_{blocco} = \varepsilon_s + \varepsilon_w$  con  $\varepsilon_w = \delta_w C_D \frac{A_m}{A_c}$  in cui:  $C_{D,mis}$  è il  $C_D$  misurato,  $\varepsilon_{blocco}$  è la correzione totale dovuta al blocco,  $\delta_w$  è un parametro sperimentale pari a 0.25 per camere di prova a sezione chiusa,  $\frac{A_m}{A_c}$  è il rapporto tra l'area del modello e quella della sezione della camera.

Infine, poi vi sono le correzioni dovuti al downwash andando a risolvere le problematiche relative al cambiamento dell'angolo d'attacco effettivo percepito dal profilo alare. Si utilizza nuovamente il modello di Prandtl-Glauert per andare a stimare la variazione angolare  $\Delta\alpha$ .

## 1.2 MARTE ED AEROMODELLO IN ESAME

Negli ultimi anni il pianeta Marte è stato oggetto di crescente interesse scientifico e tecnologico, anche grazie agli investimenti promossi da aziende private come SpaceX. In particolare, lo studio dell'atmosfera marziana e delle possibilità di esplorazione ha aperto nuove prospettive nello sviluppo di sistemi di volo operanti in condizioni ambientali significativamente diverse da quelle terrestri. Ad oggi, tuttavia, non sono stati realizzati velivoli ad ala fissa in grado di operare su Marte con profili di missione analoghi a quelli tipici del volo atmosferico terrestre. L'unico sistema di volo autonomo attualmente testato con successo è il drone-elicottero Ingenuity sviluppato dalla NASA, che ha operato fino al 25 gennaio 2024. Tale piattaforma rappresenta il primo esempio di velivolo a motore capace di volare su un altro pianeta, dimostrando la fattibilità del volo atmosferico in condizioni di densità estremamente ridotta.



*Figura 3: Ingenuity su Marte*

Come si può vedere dalla foto ci sono dei tratti importanti che lo differenziano dai classici droni e elicotteri a cui siamo abituati a vedere sul suolo e nei cieli terrestri. Infatti, a fronte di un peso totale di circa 1,8kg, monta due eliche coassiali che hanno una lunghezza di 1.2m che possono generare una spinta di oltre 6N nell'atmosfera marziana attraverso il loro elevatissimo regime di rotazione pari a 3000 RPM, circa 10 volte superiore a quello di un elicottero.

È per poter volare in questa stessa atmosfera che è stato pensato il velivolo di riferimento che verrà successivamente trattato.

Un aspetto fondamentale da analizzare, quindi, è l'atmosfera in cui l'aeromodello, che verrà trattato successivamente, dovrà essere in grado di volare che è quella del pianeta Marte, che è molto diversa da quella che siamo abituati a trattare nelle simulazioni aerodinamiche dei velivoli terrestri. Infatti, la prima grande differenza è la accelerazione di gravità  $g$  che sulla terra è pari a  $9.807 \text{ m/s}^2$  mentre sul pianeta Rosso è pari a  $3.73 \text{ m/s}^2$ . Questo fatto fa sì che la atmosfera sia estremamente rarefatta e composta al 95,1% da Anidride Carbonica a cui si aggiunge il 2.57% e l' 1.94% rispettivamente di Azoto e Argon con poi piccolissime percentuali di altri gas come ossigeno, monossido di carbonio e vapore acqueo, ma non sono valori fissi ma, come è stato registrato dalle missioni 'Vikings', subiscono delle fluttuazioni stagionali, soprattutto la  $\text{CO}_2$  modificando poi tutte le proporzioni con gli altri gas.

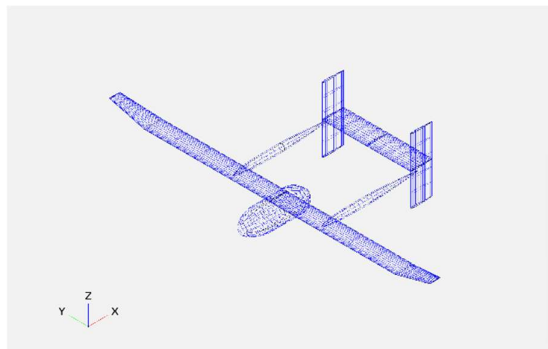
Legato a questo aspetto vi è quella che rappresenta la sfida aerodinamica più grande, ossia la densità estremamente bassa dell'atmosfera marziana paragonata a quella terrestre. Infatti, si può notare dalle registrazioni spaziali effettuate che la densità di Marte è 60 volte inferiore rispetto a quella della Terra con un confronto che è  $0.015 \text{ Kg}/\text{m}^3$  contro  $1.225 \text{ Kg}/\text{m}^3$  al suolo terrestre. Ovviamente questo dato rende il volo molto complicato e diverso da come avviene sulla Terra.

Questo ambiente però porta con sé la più grande differenza aerodinamica che è il numero di Reynolds che risulta molto basso e quindi l'aereo dovrà potersi adattare al volo in tale regime (i valori esatti verranno riportati successivamente anche alla luce delle dimensioni del modello da utilizzare in camera di prova della galleria).

Inoltre, vi è una differenza anche a livello del Lift necessario in quanto il peso del velivolo, a parità di massa, risulta essere differente e pari a circa un terzo di quello misurato sulla Terra. Questo inizialmente potrebbe sembrare un vantaggio perché può portare a pensare che quindi il velivolo dovrà poter vincere un peso minore e quindi può volare a velocità minori, ma dato che anche nella formula del Lift è presente la densità e questa è 80 volte inferiore contro il peso che invece risulta essere solo 3 volte inferiore, di conseguenza risulta che la velocità deve essere  $\sqrt{26.667} = 5.164$  volte maggiore di quella misurata sulla Terra.

Dopo questa breve introduzione riguardante Marte ed il volo in ambiente marziano è importante andare ad analizzare il velivolo scelto per tale missione, ovvero poter decollare, volare una certa fase di crociera e poi atterrare.

L'aeromodello è stato ideato da Pietro Pinton, collega del corso di laurea, che nel trattare la sua tesi ha effettuato dei calcoli sperimentali per poter valutare come si comportasse tale aereo in diverse fasi di volo. Nel suo progetto, però, non ha avuto bisogno di un livello aerodinamico estremamente ottimizzato ma si è limitato a studiare le ali ed entrambi i piani di coda che presenta.



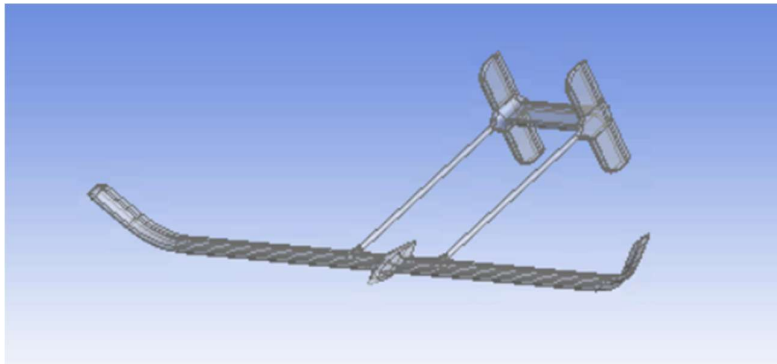
*Figura 4: Velivolo Pinton Pietro*

Come si può evidentemente vedere dalla figura, presenta un'apertura alare molto importante pari a 20m se confrontata con quella della fusoliera che ha una larghezza longitudinale pari a 1.5m. L'elevato Aspect Ratio è fondamentale per il volo nell'atmosfera prima descritta in quanto è evidente che, dato che l'aria è molto più rarefatta rispetto a quella terrestre, sia necessario aumentare notevolmente la superficie bagnata dal volume di aria sotto l'ala stessa. In particolare, il profilo scelto è quello di un NACA 2412 in cui l'ultima porzione di ala esterna presenta una geometria che ricorda un diedro che si sviluppa negli ultimi 2.215m della semiala.



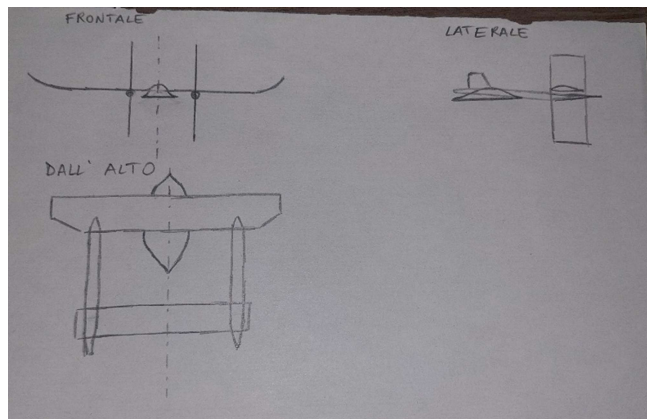
Il secondo cambiamento è stato apportato all'ala principale in cui è stato rimosso il diedro finale che è stato sostituito da un arrotondamento che va a limitare anche problemi a livello di mesh in quanto nell'analisi di aree con spigoli forti vi è sempre una piccola probabilità che possano indurre in errore il software. Inoltre, è stato modificato leggermente anche il design dei collegamenti tra ala principale e piano di coda andando a creare un'area frontale appuntita in modo da penetrare meglio nel fluido limitando il Drag di forma generato; questa parte geometrica poi prosegue con un andamento cilindrico fino al piano di coda in cui conclude senza andare a recuperare la forma spigolosa antecedente o come avviene nella fusoliera.

Questo perché, ipoteticamente in quanto non è stato oggetto di studio in questo progetto, quell'uscita posteriore poteva essere legata a due ugelli di scarico del carburante utilizzato che secondo il progetto iniziale è tramite metano liquido LCH<sub>4</sub> ed ossigeno liquido LOx, magari in aggiunta ad un piccolo motore a combustione interna posto nella zona della fusoliera. Tutto questo, assieme a tutti i sottosistemi che compongono il velivolo dovrebbero essere studiati ad hoc per poter funzionare su Marte; in particolare, per quanto riguarda gli scarichi nei collegamenti tra ala e piano di coda bisognerebbe andare a valutare come questi gas di scarico vadano ad impattare sul corretto comportamento del piano di coda.



*Figura 6: Velivolo di riferimento*

Prima di aver creato il modello CAD, è stato fatto un disegno cartaceo, tenendo conto di tutti gli accorgimenti geometrici fatti in precedenza, così anche da poter evidenziare come il passaggio da modello cartaceo a digitale non sia sempre definitivo, ma può subire alcuni leggeri cambiamenti, come d'altronde accade anche per quando si passa dalla fase progettuale a quella di costruzione fisica dei velivoli.



*Figura 7: Progetto cartaceo con le varie viste del velivolo*

## **CAPITOLO 2 SIMULAZIONE SU ANSYS**

### **2.1 INTRODUZIONE DEL LAVORO E METODOLOGIA DI SIMULAZIONE**

Al giorno d'oggi sono stati sviluppati numerosi software che possano andare a dare una spiegazione di come si comportino i fluidi attorno a corpi o all'interno di condotti, quindi per andare a studiare la fluidodinamica. La materia che studia tutto ciò, come già precedentemente spiegato, è la Computational Fluid Dynamics che si avvale appunto di un software o uno strumento di calcolo. Questa è la branca della meccanica dei fluidi che sfrutta il calcolo numerico per risolvere in modo approssimato le equazioni di Navier-Stokes, le quali si basano sulle equazioni di conservazione della massa, della quantità di moto e dell'energia, su una griglia spaziale discreta, permettendo di simulare il comportamento dei fluidi in condizioni complesse.

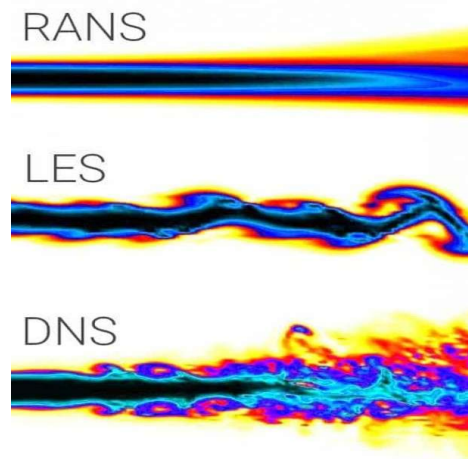
I principali software disponibili e che vengono utilizzati per la risoluzione delle equazioni di Navier-Stokes sono:

- Ansys Fluent: Ampiamente utilizzato nell'industria e nel mondo accademico, basato sul metodo dei volumi finiti e noto per la sua precisione e flessibilità.
- Ansys CFX: Considerato leader per le applicazioni che riguardano le turbomacchine, con workflow semplificati e risultati accurati.
- Siemens Simcenter STAR-CCM+: Un software di simulazione multi-fisica che consente di modellare complessità ed esplorare possibilità in condizioni reali.
- Simcenter FLOEFD: Un software CFD completamente integrato nei principali sistemi CAD, come ad esempio Catia, per una maggiore efficienza del processo di progettazione.
- Autodesk CFD: Offre strumenti potenti per simulazioni di fluidi e gas, con la possibilità di personalizzare le configurazioni tramite un'interfaccia intuitiva.
- Dassault Systemes PowerFLOW: Ideale per l'aeroacustica e l'aerodinamica in settori come automotive e aerospaziale, oltre che per analisi termiche e simulazioni HVAC.
- OpenFOAM: un software open source che permette di eseguire simulazioni fluidodinamiche CFD in diversi campi di applicazione
- Software internamente creati: come accade presso l'azienda Dallara che, basandosi sui software esistenti, ne ha implementato uno ad hoc per le proprie esigenze.

Il software che verrà utilizzato per lo studio dell'aeromodello proposto è Ansys Fluent, che è uno tra i principali software utilizzati, che venne rilasciato negli anni Ottanta, svolgendo un ruolo fondamentale nei più diversi campi di applicazione perché è sufficiente creare la geometria ed impostare correttamente le condizioni al contorno per ottenere una prima idea del comportamento di ciò che viene testato. Infatti, permette di simulare modelli, componenti o comportamenti senza dover necessariamente costruire un prototipo e quindi permette di risparmiare budget per altri step di produzione e accelerano il percorso produttivo andando a migliorare anche la competitività aziendale in termini di Ricerca e Sviluppo. Utilizzando Ansys Fluent è possibile andare a testare il comportamento di qualunque tipo di fluido, a patto che si conoscano le principali caratteristiche come ad esempio densità, viscosità, massa molare e molte altre che possono rendere lo studio quanto più reale possibile. Inoltre, questa scelta è giustificata dalla sua flessibilità, dalla vasta libreria di modelli di turbolenza e dalla capacità di gestione di mesh complesse, risultando uno standard consolidato per l'aerodinamica di corpi esterni.

L'approccio alla modellazione della turbolenza si basa su un compromesso fondamentale tra accuratezza e costo computazionale.

1. Direct Numerical Simulation (DNS): Rappresentano l'approccio ideale in quanto risolvono direttamente le Equazioni di Navier-Stokes su tutte le scale turbolente, fino alle scala di Kolmogorov, ottenendo un risultato esattamente pari al comportamento reale. Il problema principale è relativo all'elevatissimo costo computazionale richiesto, circa 1000 volte superiore a quello delle RANS, che le rende pressoché inutilizzabili per la maggior parte delle applicazioni ingegneristiche complesse.
2. Large-Eddy Simulation (LES): Questo approccio modella solo le scale vorticose più piccole e risolve in modo preciso le scale più grandi, che contengono la maggior parte dell'energia del flusso. Hanno un costo computazionale maggiore delle RANS, ma sono gestibili per simulazioni più dettagliate.
3. Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS): I modelli RANS sono l'approccio più diffuso in campo ingegneristico. Utilizzano le Reynolds Average Numerical Simulation (RANS) equations, offrendo un minor costo computazionale in cambio di una analisi di livello inferiore in termini di precisione, ma sufficiente a dare delle idee generali sul comportamento del flusso. I modelli RANS non risolvono le scale turbolente, ma ne simulano gli effetti medi.



*Figura 8: Differenze tra i vari approcci di simulazione*

Ansys in particolare offre l'opportunità di utilizzare diversi modelli matematici e aerodinamici per poter analizzare al meglio il caso che si sta studiando. I principali sono appunto di tipo RANS, ovvero utilizzano le Reynolds Average Numerical Simulation equations, che offrono un minor costo computazionale in cambio di una analisi di livello inferiore in termini di precisione e coincidenza con quanto avviene in realtà, ma sufficiente a dare delle idee generali sul comportamento. I modelli RANS vanno a simulare tutte le scale intermedie e piccole e vanno a risolvere le scale più grandi.

Le equazioni che governano questo modello sono:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \\ \frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \frac{p}{\rho} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\nu E_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \langle u'_i u'_j \rangle \end{array} \right.$$

Si può notare che queste sono 4 equazioni in 5 incognite e quindi si presenta il problema della chiusura, ossia che non è possibile andare a risolvere il sistema precedente perché ogni qualvolta si andasse ad aggiungere una equazione per risolvere il sistema, si aggiungerebbe una nuova incognita al sistema che riporta al punto di partenza. Per poterlo risolvere bisogna, quindi, andare a trovare un modello matematico attraverso l'ipotesi di Boussinesq per la viscosità turbolenta  $\nu_T$  andando a riscrivere l'ultimo termine del sistema  $\langle u'_i u'_j \rangle$ , ossia gli sforzi di Reynolds nel seguente modo:  $\langle u'_i u'_j \rangle = -\frac{2}{3} K \delta_{ij} + 2\nu_T E_{ij}$ .

Andando poi infine a effettuare alcuni passaggi matematici e di raggruppamento si ottiene il sistema finale per le equazioni RANS sotto l'ipotesi di Boussinesq per la viscosità turbolenta che è:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \\ \frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_j}{\partial x_j} = - \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \frac{P_M}{\rho} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} [2(\nu_T + \nu) E_{ij}] \end{array} \right.$$

Vi sono 2 metodi che utilizzano questa approssimazione e sono il K- $\epsilon$  e il K- $\omega$  in cui si usano due differenti modulazioni per la viscosità turbolenta, basandosi entrambi sull'equazione dell'energia cinetica K e nel primo caso  $\epsilon$  ossia l'anomalia dissipativa, mentre nel secondo  $\omega$ , ovvero la frequenza della turbolenza: nel primo caso  $\nu_T$  è proporzionale a  $K^\alpha \epsilon^\beta$  in cui  $\alpha = 2$  e  $\beta = -1$  ottenendo quindi che  $\nu_T = c_\mu \frac{K^2}{\epsilon}$  dove  $c_\mu$  è una costante arbitraria; nel secondo caso, invece, con  $\omega = \frac{\epsilon}{K}$  frequenza della turbolenza che permette di ottenere una relazione per la viscosità turbolenta che è  $\nu_T = c_\mu \frac{K}{\omega}$ . Dal punto di vista teorico i 2 modelli sono equivalenti. Nel modello K- $\epsilon$  si ha, con le opportune condizioni al contorno, una singolarità alla parete, mentre nel modello K- $\omega$  non si hanno singolarità vicino alla parete; inoltre, il modello K- $\omega$  ha una forte sensibilità al valore in ingresso Inflow che, anche con piccole variazioni, comportano risultati diversi, cosa che l'altro modello non evidenzia.

Per andare a superare il problema legato alla parete si è andati a fare una combinazione di quanto proposto finora: infatti, un esempio il modello K- $\omega$  SST (che sta per Shear Stress Transport) che va ad utilizzare il modello K- $\omega$  vicino alla parete ed utilizza il modello K- $\epsilon$  lontano da essa e quindi è in grado di offrire una copertura ottimale del dominio di calcolo.

Quelli che, quindi, Ansys è in grado di simulare sono tutti quelli di tipo RANS che, come appena detto, sono:

- $K-\omega$
- $K-\varepsilon$
- $K-\omega$  SST

Un altro modello molto utilizzato è lo Spalart – Allmaras che è più semplice dei modelli a 2 equazioni proposti in precedenza in quanto va ad utilizzare una sola variabile che è la viscosità cinetica turbolenta modificata  $\tilde{\nu}$  ed è un modello che, essendo ad una sola equazione, converge molto rapidamente se confrontato con gli altri analizzati precedentemente anche se presenta dei punti deboli come l'analisi della previsione della separazione in grandi aree 3D di flusso o in flussi che non sono dominati dallo strato limite come flussi con forti vortici o miscelazioni.

complemento del quadro teorico, la *'Ansys Fluent Tutorial Guide'* (Edizione gennaio 2017) è stata assunta come riferimento essenziale per l'implementazione pratica dei modelli fisici e per l'analisi della stabilità delle soluzioni numeriche. La consultazione di questo supporto è risultata determinante per approfondire le diverse opzioni che il software mette a disposizione, permettendo di comprendere al meglio la logica dei metodi risolutivi e di acquisire una conoscenza critica delle funzionalità pratiche necessarie per una corretta impostazione del setup di calcolo.

## 2.2 SETUP, MESH E VARIE DI ANSYS

Dopo aver definito la metodologia di calcolo e il modello di turbolenza più appropriato nel Capitolo 2.1, il presente capitolo si concentra sull'implementazione pratica della simulazione CFD utilizzando il software Ansys Workbench e i suoi moduli Design Modeler, Meshing e Fluent.

La simulazione è stata sviluppata seguendo il tradizionale flusso di lavoro in tre fasi fondamentali:

- Preprocessing, Geometria e Mesh: Consiste nella creazione del dominio di calcolo e della discretizzazione dello spazio attraverso una mesh. L'obiettivo primario in questa fase è trovare un buon compromesso tra accuratezza del risultato e costo computazionale, affinando la mesh nelle regioni critiche come, ad esempio, vicino al corpo alare per risolvere lo strato limite.
- Solver, tramite Setup in Fluent: Si procede con l'impostazione fisica del modello. In questa fase si definiscono il fluido di lavoro, le condizioni al contorno (velocità, pressione, temperatura), il modello di turbolenza selezionato e i criteri di convergenza.
- Post-Processing ed analisi dei risultati: L'ultima fase consiste nell'analisi dei risultati numerici. Si estraggono le grandezze di interesse, come la Portanza L e la Resistenza D, e si visualizzano i campi di flusso (velocità, pressione, linee di flusso) per comprendere il comportamento aerodinamico del modello.

I seguenti paragrafi descriveranno in dettaglio il processo di creazione della geometria, la strategia di meshing adottata (inclusi i criteri di Sizing, Inflation e l'uso delle Sfere di Influenza) e, infine, il setup specifico dei parametri di simulazione in Ansys Fluent.

La geometria è stata realizzata, dopo diversi fallimenti utilizzando DesignModeler che si trova all'interno di Ansys Workbench sia utilizzando SolidWorks, attraverso un software di modellazione CAD parametrica denominato Shapr 3D, che ha un'interfaccia molto intuitiva e diretta che permette la facile comprensione e trattazione anche delle geometrie un po' più complesse come quella trattata, partendo dall'aereo del collega Pontin come base. Inoltre, questo programma dà la possibilità di estrarre il formato desiderato tra una scelta veramente molto ampia, molto superiore a quella offerta da SolidWorks. Il file è stato, quindi, generato nel formato '.x\_t', che è quello solitamente utilizzato da Ansys Workbench, dato che il formato '.stl' aveva dato numerosi problemi in quanto richiedeva un passaggio obbligato attraverso SolidWorks per ottenere il formato '.x\_t'. Il velivolo da studiare è stato generato di varie dimensioni intermedie fino a quella a grandezza naturale, in quanto avendo una apertura alare di 20 metri, per poter avere un dominio di calcolo sufficientemente grande da non andare a contaminare il flusso attorno alle ali con ricircoli esterni dovuti alle pareti laterali, il costo computazionale richiesto a tale simulazione era di diverse ore. La soluzione è stata quindi quella di realizzare vari modelli intermedi di dimensione crescente, in particolare, prendendo come parametro di comparazione l'apertura alare, di 3m, 6m ed infine 10m.

A questo punto il lavoro si è spostato tutto su Workbench, andando ad importare la geometria e andando a lavorare su DesignModeler per poter creare un dominio di calcolo abbastanza grande per poter rendere la simulazione adatta. Il dominio è stato generato attraverso l'utilizzo del comando 'Enclosure' che, attraverso le misure X, Y, Z e -X, -Y, -Z ed attraverso la scelta del tipo di volume che si voleva utilizzare, garantiva, con l'ausilio della teoria del Blockage Ratio, di stabilire le misure ideali del parallelepipedo atto a dominio di calcolo. Questa teoria, in particolare, specifica che, come noto in letteratura CFD, per minimizzare gli effetti di interferenza delle pareti è generalmente raccomandato un

Blockage Ratio BR inferiore al valore critico del 3%. Un BR superiore introdurrebbe un'accelerazione artificiale del flusso tra il corpo e le pareti del dominio, portando a una potenziale sovrastima del Drag e a una distorsione non fisica dei coefficienti aerodinamici, oltre al comportamento non del tutto veritiero delle linee di flusso che vengono modellate attorno al velivolo. Per la presente analisi, si è proceduto con tale vincolo di dominio, ottenendo alla fine un BR pari al 0,25% molto al di sotto del valore critico proposto in precedenza, ottimali per le simulazioni in un dominio di calcolo esteso.

Per ottenere tale BR l'enclosure è stata strutturata con le misure che si possono trovare nella foto seguente.

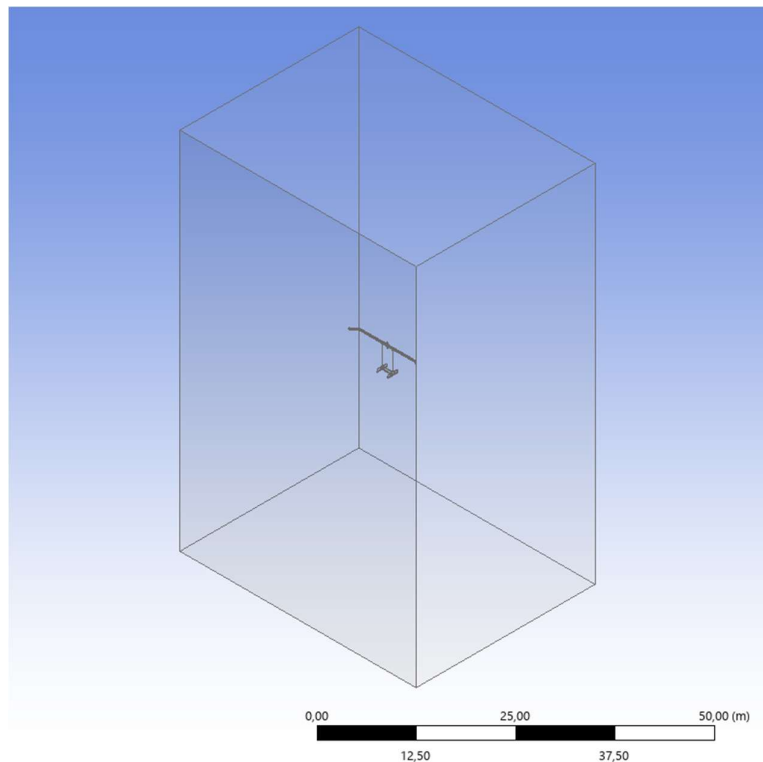
Details View	
[-] Details of Enclosure1	
Enclosure	Enclosure1
Shape	Box
Number of Planes	0
Cushion	Non-Uniform
<input type="checkbox"/> FD1, Cushion +X value (>0)	15 m
<input type="checkbox"/> FD2, Cushion +Y value (>0)	30 m
<input type="checkbox"/> FD3, Cushion +Z value (>0)	15 m
<input type="checkbox"/> FD4, Cushion -X value (>0)	15 m
<input type="checkbox"/> FD5, Cushion -Y value (>0)	30 m
<input type="checkbox"/> FD6, Cushion -Z value (>0)	15 m
Target Bodies	All Bodies
Export Enclosure	Yes

Figura 9: Misure Enclosure Preliminari

Ora il velivolo era generato ed anche il dominio di calcolo. Questo però non è sufficiente a poter far generare correttamente una mesh così complessa. Infatti, per poter andare a effettuare correttamente la simulazione è importante fare una Boolean Operation che sono un insieme di strumenti che permettono di combinare, unire, sottrarre e modificare volumi solidi attraverso diverse operazioni che risultano essere fondamentali. La più importante è quella che è stata utilizzata è la Boolean Subtract che richiede la definizione di un Target Body, che è il dominio di calcolo esterno e quindi il corpo dal quale viene sottratta una parte, e di un Tool Body, che è il corpo da sottrarre ossia quello dell'aereo. Prima di poter generare il tutto però vi è un'ultima scelta da effettuare: mantenere o meno il Tool Body. In particolare:

- se viene tenuto si ottengono 2 spazi separati con un dominio di calcolo solido con all'interno un altro corpo. Questo processo solitamente è tipico delle analisi di Aeroelasticità che hanno bisogno di un corpo su cui essere valutate;
- Se invece, come è stato effettuato, non viene mantenuto il Tool Body si ottiene un solo corpo con una cavità interna della forma dell'aereo che è stato sottratto e scartato. Questa, invece, è la scelta tipica delle analisi CFD in quanto non è fondamentale avere il corpo su cui fare la simulazione, ma è più importante ciò che avviene attorno allo stesso.

Nella foto seguente si può vedere come si presenta il dominio di calcolo concluso con l'operazione Booleana effettuata, che può sembrare identica a quella precedente, ma la sostanza è profondamente differente perché l'aereo è stato rimosso dal dominio.



*Figura 10: Dominio di calcolo post operazione Boolean*

A questo punto, si riteneva che il lavoro fosse terminato per quanto riguarda la geometria; passando allo step successivo, ovvero alla parte relativa alla mesh, e provando a generarne una, il processo continuava a fallire con i medesimi errori: 'Patch-conforming tetrahedron mesh failed possibly because of bad boundary mesh', 'The current meshing options and settings cannot generate a mesh'.

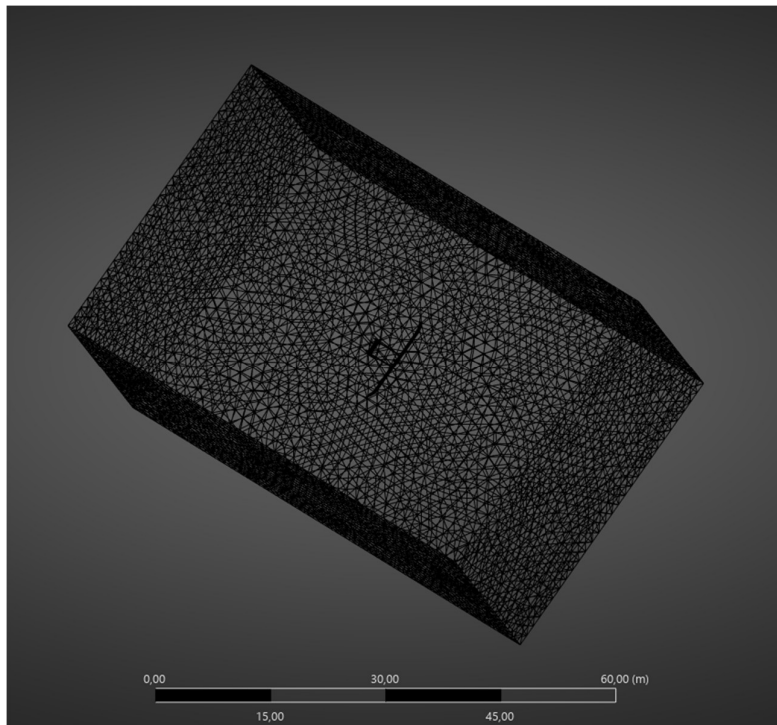
In particolare:

- il primo errore è relativo al fatto che attraverso la mesh tetraedrica standard il software non è stato in grado di coprire tutto il dominio fluido in modo continuo andando ad incontrare degli spazi che geometricamente non era in grado di riempire, andando ad evidenziare problematiche a livello di Surface Mesh, dovuto a difetti geometrici;
- il secondo errore, invece, indica che il solutore ha rilevato un'incompatibilità tra le impostazioni globali della mesh, come ad esempio la dimensione massima dell'elemento, e i requisiti delle funzioni di affinamento locali.

Per poterli risolvere è stato necessario diverso tempo perché tali errori si ripresentavano ad ogni cambiamento proposto e quindi ha reso molto complicato il processo di meshing. In particolare, partendo dal secondo errore in quanto è quello più immediato, si è proceduto attraverso un processo iterativo andando man mano a modificare alcuni parametri che continuavano a dare errore come 'Element Size', 'Growth Rate' e 'Maximum Size' in modo da riuscire a completare una generazione di mesh. Si è compreso come Element e Maximum Size vadano definiti assieme dato che il secondo rappresenta il limite massimo del primo ed in particolare si è trovato un punto di funzionamento ad una dimensione pari a 1,5m per entrambe le opzioni, in quanto una scelta di elementi minore, come ad esempio compresa tra 1,0m e 1,4m (in tutte le possibili combinazioni) portava sempre al medesimo fallimento.

Per quanto riguarda, invece, il Growth Rate era di default impostato a 1,4m e funzionava il processo di mesh e si è capito come andando a diminuire questo dato anche di poco passando a 1,2m si è in grado di affinare notevolmente la mesh passando da circa 250.000 elementi del caso con 1,4m a oltre 1.2 milioni del caso con 1,2m andando però incontro ad un notevole aumento del costo computazionale e che richiederebbe un processore molto più avanzato di quello a disposizione.

Il primo errore invece è stato un po' più complesso da trattare ed ha richiesto anche la supervisione da parte del docente relatore in quanto anche dopo numerosissimi tentativi comunque continuava a non generare la mesh. Si è quindi fatto un passo indietro, tornando alla parte di Geometry e nel DesignModeler per andare a fare alcuni tentativi di leggera modifica e vedere se evidenziava delle parti che davano problemi su cui operare delle azioni di 'Repair', ma queste non vi erano. Allora è stato tentato un altro Tool ossia 'Merge' sull'aeromodello in modo da unire la maggior parte degli elementi che lo compongono e vedere se questa semplificazione fosse quella risolutiva. Facendo quindi l'Update della nuova Geometria nel Workbench e ritentando a generare nuovamente una mesh con i parametri di Element Size, Maximum Size e Growth Rate precedentemente elencate, questa ha prodotto una mesh corretta e coerente con le impostazioni impostate.



*Figura 11: Mesh con Growth Rate pari a 1.2*

Ora che questa mesh funzionava, si dovevano definire i nomi per poter poi assegnare i vari input sul solver Fluent. In particolare:

- la faccia antecedente al corpo è stata chiamata 'Inlet';
- quella posteriore al corpo è stata denominata 'Outlet';
- la zona che delimita il corpo del velivolo rimosso 'Wall';
- infine, tutte le 4 pareti del parallelepipedo circostanti al velivolo sono state definite come 'Far Field'.

Il passaggio successivo, prima di passare alla risoluzione vera e propria era tentare di rendere la mesh migliore inserendo dei Sizing o una Inflation. Per quanto riguarda il primo approccio per il miglioramento vi sono varie possibili scelte che possono essere operate. In particolare:

- Factor of Global Size: imposta la dimensione locale come frazione o multiplo del parametro di mesh globale, utile alla scalabilità del modello;
- Sphere of Influence: crea una zona di addensamento sferica in cui devono essere definiti raggio e centro della sfera. È applicabile ad ogni superficie che vi ricada all'interno;
- Body of Influence: utilizza un volume geometrico per infittire la mesh solo all'interno della zona selezionata;
- Element Size: definisce la dimensione massima del lato di ogni elemento della mesh;
- Number of Divisions: permette di inserire il numero desiderato di segmenti in cui suddividere un Edge ed è ideale per andare ad utilizzare il Bias, ossia un infittimento graduale verso l'estremità.

Questi parametri però si sono rivelati molto inconcludenti una volta effettuate le simulazioni in quanto andavano a modificare enormemente le pathlines, che sono il metro di paragone che ho utilizzato per coglierne il funzionamento corretto e coerente. Ad esempio, per portare un caso concreto di errore, si può notare come, nonostante la Sphere of Influence generasse la mesh sferica estremamente precisa e fina, seguendo coerentemente il pattern sferico impresso dal Sizing, una volta conclusa la simulazione su Fluent, le linee di campo risultavano sferiche e del tutto prive di ogni logica fisica ed aerodinamica, probabilmente a causa di una discontinuità di risoluzione eccessiva che influenzava il calcolo dei gradienti, distorcendo i risultati.

La soluzione adottata è stata quindi scartare ogni Sizing aggiuntivo, in primo luogo, per non caricare eccessivamente il costo computazionale e, in secondo luogo, perché tale aumento non andava incontro ad un significativo aumento della qualità della simulazione. Infine, l'unico Sizing che è stato mantenuto è quello generale di tipologia Element Size, applicato a tutto il dominio di calcolo e non solamente al velivolo.

Restava però da risolvere come andare ad aumentare la finezza della Mesh senza andare ad utilizzare il parametro del Growth Rate, in quanto andando a diminuire tale numero, si andava sì ad aumentare la precisione della mesh, ma anche in zone inutili come molto a valle o a monte del modello e quindi aumentando inutilmente il costo della simulazione. Infatti, il comando di Inflation è stato l'ultimo tentativo fatto dato che inizialmente era stato inserito fin da subito in quanto considerata fondamentale per la miglior precisione della simulazione ma non si riusciva a generare correttamente la mesh e quindi era stata subito accantonata come opzione. Una volta riprovata ad inserire, la mesh è stata generata senza alcun tipo di Warning e quindi si è potuto iniziare ad infittire sempre di più tale tecnica per poter ottenere uno strato limite coerente con quanto ci si aspetta.

Per poter effettuare il setting correttamente si deve inizialmente selezionare la geometria di tutto il dominio di calcolo e successivamente, utilizzando la possibilità di andare a evidenziare tramite 'Named Selection' il 'Wall', ossia il velivolo, per quanto riguarda il Boundary. A questo punto si trattava di scegliere quale Inflation Option fosse la migliore tra:

- Total Thickness: permette di definire lo spessore complessivo dell'intero pacchetto di strati;
- First Layer Thickness: è l'opzione più usata in CFD professionale. Consente di impostare l'altezza esatta del primissimo elemento a contatto con la parete;
- Smooth Transition: è l'opzione di default. Calcola l'altezza degli strati in modo che l'ultimo strato dell'inflation abbia una dimensione simile a quella degli elementi della mesh volumetrica circostante, garantendo un passaggio fluido e senza salti dimensionali bruschi;
- First Aspect Ratio: definisce lo spessore del primo strato in base al rapporto tra la sua altezza e la lunghezza della sua base;
- Last Aspect Ratio: controlla la dimensione dell'ultimo strato dell'inflation impostando il rapporto tra l'altezza dell'ultimo layer e la dimensione degli elementi locali nel volume, cercando di uniformare la transizione.

Inizialmente, per la risoluzione dello strato limite, è stata impostata un'Inflation con opzione 'Smooth Transition', che è la standard e che per cominciare è la scelta migliore in quanto ha una buona stabilità numerica, nonostante le geometrie complesse, e riduce il rischio di avere elementi distorti o con Aspect Ratios importanti nelle zone critiche. I parametri configurati prevedono un Transition Ratio di 0,001 per minimizzare la discontinuità tra prismi e tetraedri, un Maximum Layers pari a 10 e Growth Rate di 1.2. Questa configurazione assicura un'espansione geometrica graduale degli elementi, necessaria per risolvere correttamente i gradienti di velocità nella regione viscosa senza compromettere la qualità complessiva della mesh.

Avendo certificato che questa soluzione funzionasse correttamente anche su Fluent allora si è passato al tentativo di utilizzo di una opzione più comune nell'ambito della CFD che è il 'First Layer Thickness'. Tuttavia, questa configurazione ha portato a un'immediata instabilità numerica, con una divergenza dei residui già alla prima iterazione con valori superiori a  $10^{10}$ . Tale criticità è riconducibile all'elevato Aspect Ratio degli elementi creati e alla forte discontinuità dimensionale tra l'ultimo strato di Inflation e la mesh circostante. Non potendo garantire un raccordo fluido senza un eccessivo affinamento globale della superficie, si è confermato l'utilizzo dell'opzione 'Smooth Transition', che ha dimostrato una robustezza superiore e una convergenza stabile.

Con questa configurazione di mesh sono state svolte le prime simulazioni tramite Ansys Fluent. Ora verrà analizzato step by step il setup che è stato utilizzato per le varie simulazioni. In particolare, ora saranno presentate le varie scelte effettuate

In primis, l'analisi è stata effettuata sulla base di un Solver Type Pressure-Based con regime Steady in quanto era la soluzione migliore dato che alle velocità simulate non vi erano effetti dovuti a numeri di Mach prossimi o superiori a Mach  $M=1$ .

Per quanto riguarda Models si è optato per utilizzare il metodo  $K-\omega$  SST (Shear Stress Transport), di cui si è precedentemente trattato, a cui è stata integrata la Energy Equation per dare maggior completezza fisica alla simulazione, nonostante i regimi di velocità contenuti.

Il passo successivo era scegliere i Materials ed in particolare il Fluid nel quale far avvenire la simulazione che era la Carbon Dioxide  $CO_2$  selezionata dal Fluent Database in cui si trovano i parametri già impostati

solo selezionando il nome della molecola. A questo punto però è stata effettuata una modifica in quanto le caratteristiche del Carbon Dioxide cambiano profondamente su Marte rispetto a quelle sulla Terra; infatti, la densità  $\rho$  è stata impostata a  $0,015 \text{ kg/m}^3$  mentre la viscosità per poter simulare al meglio il numero di Reynolds è stata variata man mano nel corso delle simulazioni in base alla velocità che si preferiva impostare tra  $10^{-3}$  e  $10^{-5}$ . La proprietà del fluido va poi applicata nella sezione Cell Zone Condition in modo da andare a cambiare dalla predefinita Air al materiale fluido di interesse, che è la Carbon Dioxide.

Ora vi è lo step più importante, ossia quello delle impostazioni delle Boundary Conditions in cui la prima cosa effettuata è stata quella di raggrupparle per Zone Type, quindi:

- 'Velocity Inlet': in cui sono state collocate sia l'Inlet, dal quale proviene effettivamente la velocità, ed il Far Field solamente per poter permettere all'aria di poter seguire regolarmente il suo corso e non percepire una sorta di muro che implica delle restrizioni sul movimento del flusso d'aria esterno al corpo analizzato. Nell'inlet va impostata la velocità come 'Normal to Boundaries' pari al valore con il quale viene effettuata la simulazione mentre per il Far Field si è optato per 'Components' in cui si sono poste tutte le componenti nulle in modo da non generare velocità in ingresso dalle sezioni laterali del dominio di calcolo;
- Pressure outlet: in cui è stato incluso l'outlet del dominio di calcolo in modo da poter permettere il corretto svolgimento del flusso dato che anche in questo caso anche il pressure outlet non svolge un ruolo di ostacolo al procedere delle linee del campo e della scia;
- Wall: qui è posto il cosiddetto Wall, ossia il vuoto del modello del velivolo che va simulato e questa sezione nel nostro caso non porta con sé delle caratteristiche da impostare ma è già tutto corretto in quanto il corpo è fermo e l'aria intorno è messa in moto.

Successivamente, è stato il caso di selezionare i Reference Values su cui calcolano le forze agenti durante la simulazione e i relativi coefficienti. In questo caso è sufficiente impostare Inlet come zona da cui andare a prendere tutte le varie caratteristiche per quanto riguarda velocità, pressione, temperatura, densità, viscosità; l'unica modifica manuale che si deve effettuare è relativa alla sezione dell'ala in quanto Ansys non percepisce autonomamente il valore dell'area.

I Methods utilizzati poi sono stati quelli standard del secondo ordine per avere una maggior precisione di calcolo con dei Residuals impostati a  $10^{-6}$  per poter andare convergenza con maggiore precisione.

A questo punto manca solo l'inizializzazione della simulazione, optando per una Standard Initialization operando 'from Inlet' ed applicando poi una FMG, ovvero una Full Multigrid Initialization, che permette di accelerare la convergenza iniziale delle equazioni. Con 200 iterazioni impostate, ora il setup è definito e completo per poter analizzare il modello e premere 'Calculate' nella sezione 'Run Calculation'.

Tutte queste simulazioni sono state effettuate su modelli di varia grandezza per capire come gestire al meglio il costo computazionale, che è stato molto elevato, con modelli che avevano aperture alari di 6m inizialmente a cui poi son seguiti da 12m e da 20m che sarebbe la grandezza naturale del velivolo.

I risultati ottenuti dopo anche 30 minuti di simulazione in questo modo però hanno sempre evidenziato delle problematiche che verranno trattate successivamente alla tabella in cui vengono riportati i risultati delle varie simulazioni.

Dimensione Ala aereo	Inflation	Velocity m/s	Angle of attack	L N	C <sub>L</sub>	D N	C <sub>D</sub>
20m	Si	10	4	29,8707	1,3879	133,1316	8,9248
12m	Si	10	4	-2,2239	-0,2033	0,184	0,042
12m	Si	10	4	11,9634	0,0269	36,1733	0,08009
12m	Si	100	4	1,60	0,1598	36,7213	0,4112
12m	Si	10	4	1.9817	-	36,133	-
6m	Si	10	4	0,0147	0,04929	0,1452	0,4837
6m	Si	10	4	-0,2109	-0,0148	3,4490	0,1738
6m	Si	10	15	0,6227	0,0354	4,1161	0,2061
6m	Si	10	10	-	-	0,1662	0,0083
6m	Si	1000	10	106,58	0,0354	655	0,2179
6m	No	10	10	0,2807	0,0187	2,4848	0,1657
6m	No	10	0	0,1851	0,0127	2,6218	0,1747

L'analisi dei dati raccolti nella fase iniziale della sperimentazione numerica rivela una serie di incongruenze fisiche che meritano un'attenta disamina. Come si può osservare dalla Tabella, i risultati appaiono fortemente influenzati da instabilità numeriche e da una configurazione dei parametri di riferimento che non riflette ancora correttamente la realtà fisica del volo, tantomeno in una atmosfera complessa come quella marziana.

Il primo elemento di incoerenza risiede nella risposta del solutore alla variazione della scala geometrica: il passaggio dai 10 metri ai 6 metri di apertura alare produce un'inversione della portanza  $L$  che, a parità di angolo d'attacco, assume valori negativi, suggerendo una mancata risoluzione dello strato limite o un'errata interpretazione del verso dei vettori forza.

Parallelamente, il rapporto tra Portanza e Resistenza appare sproporzionato in quasi tutti i casi analizzati; in particolare, il valore di resistenza  $D$  del modello da 10 metri risulta essere quasi cinque volte superiore alla portanza generata, un fenomeno che in un profilo alare efficiente indicherebbe una condizione di stallo profondo o, più verosimilmente in questo contesto, una mesh troppo grossolana attorno al profilo alare incapace di ricostruire correttamente i gradienti di pressione. Anche l'incremento della velocità non restituisce trend lineari: nel caso da 3 metri, l'incremento fino a regimi supersonici (1000 m/s) genera forze d'impatto elevate ma coefficienti  $C_L$  minimi. Infatti, il tentativo di simulazione a tale velocità estrema, fatto per provare a forzare la generazione di un valore di Lift quantomeno sensato, mette in luce i limiti del solutore Pressure-based. In regime altamente supersonico, la fisica del problema cambia radicalmente a causa della formazione di onde d'urto; i risultati ottenuti, pur mostrando forze elevate, non tengono conto della comprimibilità del fluido in modo rigoroso, portando a una sottostima della resistenza d'onda.

Il dato più critico emerge nell'analisi del modello con apertura alare di 10m, dove si registra un coefficiente di resistenza  $C_D$  pari a 8,92. Un valore di tale entità è palesemente fuori scala per un profilo aerodinamico efficiente, suggerendo che il software abbia calcolato i coefficienti basandosi su un'Area di Riferimento errata nei Reference Values. Questo errore sistematico si ripercuote sulla portanza  $C_L$ , rendendo i coefficienti non confrontabili con la letteratura tecnica. Tuttavia, questa opzione è stata scartata in quanto i Reference Values utilizzati erano stati correttamente impostati e la soluzione era da ricercare in altri campi.

Altrettanto anomalo è il comportamento del modello da 6m a basse velocità (10 m/s), il quale mostra una portanza negativa  $L = -2,22$  nonostante un angolo d'attacco positivo di  $4^\circ$ . Questa inversione del carico aerodinamico è un chiaro sintomo di una mesh insufficientemente raffinata in prossimità del bordo d'attacco e dei raccordi. In tali condizioni, il solutore non riesce a risolvere correttamente il gradiente di pressione, generando una separazione fittizia del flusso che impedisce la formazione della corretta circolazione attorno all'ala.

In conclusione, questi primi test evidenziano come la semplice applicazione del setup utilizzato non sia sufficiente e presenti delle lacune che devono essere risolte per poter ottenere dei valori sensati a livello fisico. Le discrepanze riscontrate indicano che la convergenza raggiunta in 200 iterazioni è solo parziale e che è necessario intervenire drasticamente sulla qualità della mesh superficiale e sulla calibrazione manuale delle aree di riferimento per ottenere dati che abbiano un reale significato ingegneristico.

Nonostante l'incoerenza dei dati quantitativi precedentemente analizzati, è possibile rintracciare elementi di validità osservando il comportamento qualitativo del fluido. L'analisi delle Pathlines e dei Contours di velocità ha infatti restituito un campo delle linee di velocità coerente con la fisica del problema: le linee di flusso seguivano correttamente il profilo del velivolo ed una deviazione del flusso del tutto plausibili.

Anche le distribuzioni macroscopiche di pressione (attorno al corpo, ma non quelle sul corpo che appunto erano numericamente lontane dalla realtà fisica ed hanno portato ai valori in precedenza tabulati) hanno confermato la correttezza logica del setup generale; tuttavia, è emersa una criticità localizzata in prossimità delle superfici del modello. La risoluzione della mesh nel boundary layer non è risultata sufficientemente raffinata da catturare con precisione il gradiente di pressione tra l'estradosso e l'intradosso dell'ala. Questa carenza numerica alla parete ha impedito una corretta integrazione degli sforzi, portando ai valori di portanza e resistenza anomali riscontrati in tabella, pur in presenza di un campo di moto globale che appariva ben impostato.

L'evidenza di risultati quantitativamente incoerenti, a fronte di un comportamento qualitativo del flusso che appariva comunque promettente, ha reso necessaria una revisione sistematica dell'intero setup numerico. Identificate le criticità nella gestione dei parametri di scala e nella risoluzione delle zone di parete, il lavoro è proseguito verso una fase di ottimizzazione mirata, concepita per stabilizzare la soluzione e rendere i coefficienti aerodinamici finalmente indipendenti dalle fluttuazioni della griglia di calcolo.

Questa transizione si è basata sulla necessità di superare i limiti dell'Inflation standard, che da sola non garantiva una transizione fluida e controllata tra la superficie del velivolo e il campo di moto esterno. Si è scelto, pertanto, di implementare un rigoroso Mesh Sizing accompagnato dalla funzione di Bias, applicato strategicamente lungo i bordi del modello. Invece di affidarsi ad un automatismo, questa tecnica ha permesso di definire puntualmente il numero di divisioni degli elementi e di imporre un gradiente di distribuzione che addensa i nodi verso la parete. Solo attraverso questa strutturazione del Bias è stato possibile catturare correttamente la regione viscosa del fluido lungo tutta la corda alare, ottenendo una distribuzione di pressioni sulle superfici che rispecchiasse la reale portanza generata e risolvendo le anomalie locali che l'Inflation generica, a causa di una transizione troppo brusca tra le celle, non riusciva a eliminare.

Parallelamente, si è intervenuti sulla normalizzazione dei Reference Values, effettuando una ritaratura manuale delle aree e delle lunghezze di riferimento, nonostante fossero già state verificate in precedenza per rimuovere ogni possibile fonte di incertezza, operazione che ha permesso di eliminare

quegli errori di scala che avevano portato a coefficienti di portanza e resistenza palesemente fuori scala. Per garantire la massima robustezza ai nuovi dati, il dominio di calcolo è stato modificato così da annullare ogni possibile interferenza numerica nelle zone di Far Field, mentre il limite delle iterazioni è stato innalzato per permettere ai residui di raggiungere un andamento asintotico stabile e profondo. Inoltre, il modello è stato posizionato maggiormente verso l'Inlet andando ad aumentare la zona posteriore per permettere un corretto sviluppo della scia. Questo processo di "debugging" ha trasformato la simulazione da una fase puramente esplorativa a un modello numerico solido, capace di essere la base fondante su cui poter ottenere dati fisicamente plausibili.

Al fine di bilanciare l'accuratezza dei risultati con l'onere computazionale richiesto, la metodologia di simulazione è stata affinata attraverso una serie di interventi strategici sulla geometria e sul dominio di calcolo. In primo luogo, si è scelto di focalizzare l'analisi su un modello con apertura alare di 12 metri in sostituzione del velivolo a scala reale da 20 metri. Questa riduzione di scala controllata ha permesso di operare su un volume di controllo più contenuto, facilitando la gestione delle dimensioni della griglia di calcolo senza tuttavia alterare la natura dei fenomeni aerodinamici analizzati.

Prima di procedere alla generazione della mesh, è stata ridefinita la geometria del dominio esterno. Di seguito viene illustrata la nuova configurazione dell'Enclosure, le cui dimensioni sono state ricalibrate per prevenire fenomeni di riflessione numerica ai confini e assicurare che il flusso indisturbato abbia spazio sufficiente per stabilizzarsi correttamente sia a monte che a valle del modello.

Details View	
[-] Details of Enclosure1	
Enclosure	Enclosure1
Shape	Box
Number of Planes	0
Cushion	Non-Uniform
<input type="checkbox"/> FD1, Cushion +X value (>0)	10 m
<input type="checkbox"/> FD2, Cushion +Y value (>0)	10 m
<input type="checkbox"/> FD3, Cushion +Z value (>0)	10 m
<input type="checkbox"/> FD4, Cushion -X value (>0)	10 m
<input type="checkbox"/> FD5, Cushion -Y value (>0)	30 m
<input type="checkbox"/> FD6, Cushion -Z value (>0)	10 m
Target Bodies	All Bodies
Export Enclosure	Yes

Figura 12: Misure definitive dell'Enclosure

In seconda istanza, all'interno dell'ambiente Design Modeler, è stata sfruttata la simmetria longitudinale del velivolo per ottimizzare l'efficienza computazionale del modello senza compromettere la fedeltà della soluzione fisica. Tale approccio si basa sull'assunto che, in condizioni di volo rettilineo e livellato con angolo di sideslip nullo, il campo di moto risulti speculare rispetto al piano di mezzeria del velivolo.

Per tradurre analiticamente questa condizione nel dominio di calcolo, è stato generato un piano di riferimento personalizzato, definito attraverso una trasformazione geometrica del piano globale YZ. Nello specifico, si è applicata un'operazione di Offset lungo l'asse Z, fissando lo spostamento alla quota di 32,5 m dall'origine per far coincidere perfettamente il piano con l'asse di simmetria della fusoliera.

Tale piano è stato utilizzato come strumento di taglio per il comando Slice, consentendo di sezionare l'intero volume di calcolo lungo l'asse di simmetria del velivolo. Questa operazione ha permesso di isolare e simulare esclusivamente la metà del dominio fisico, riducendo drasticamente il numero complessivo di elementi necessari per la discretizzazione spaziale. Il vantaggio di questa strategia non risiede solo nel risparmio di memoria e tempi di calcolo, ma nella possibilità di concentrare le risorse numeriche su un'unica semiala, garantendo una risoluzione dei gradienti fluidodinamici decisamente superiore rispetto a quella ottenibile su un modello integrale.

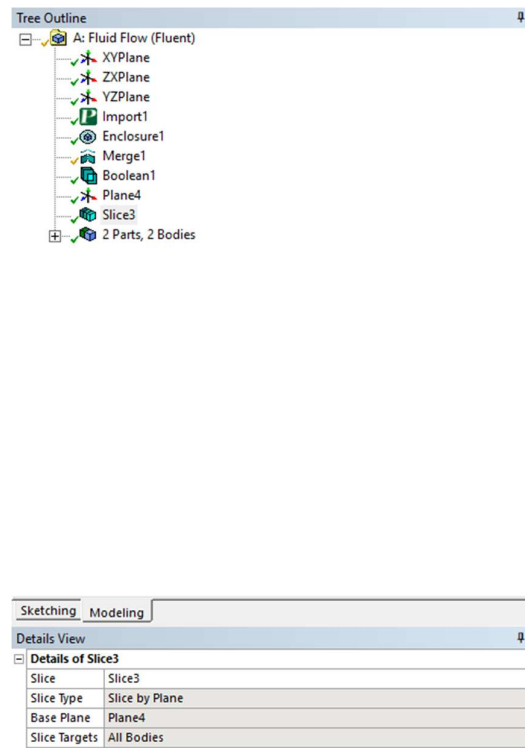
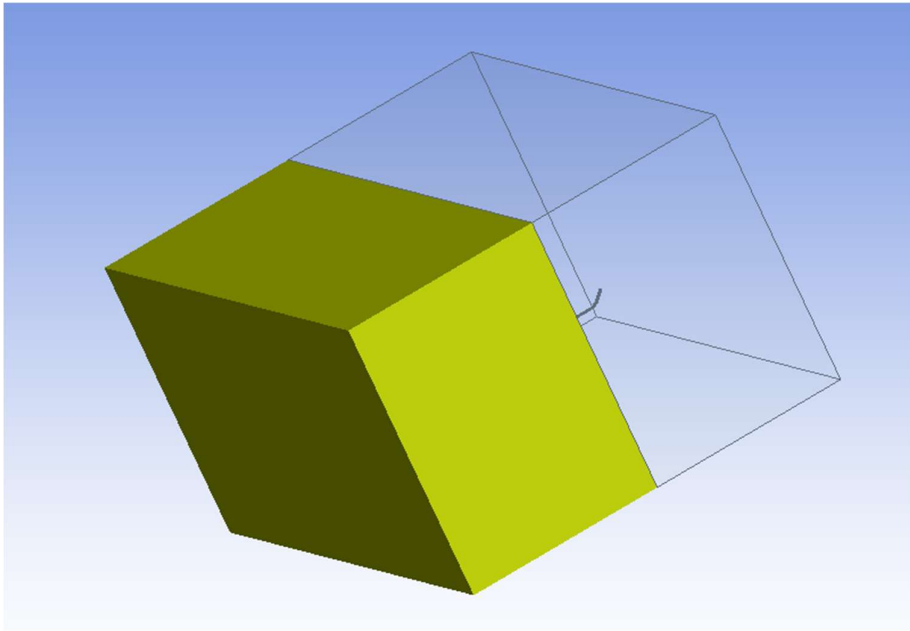
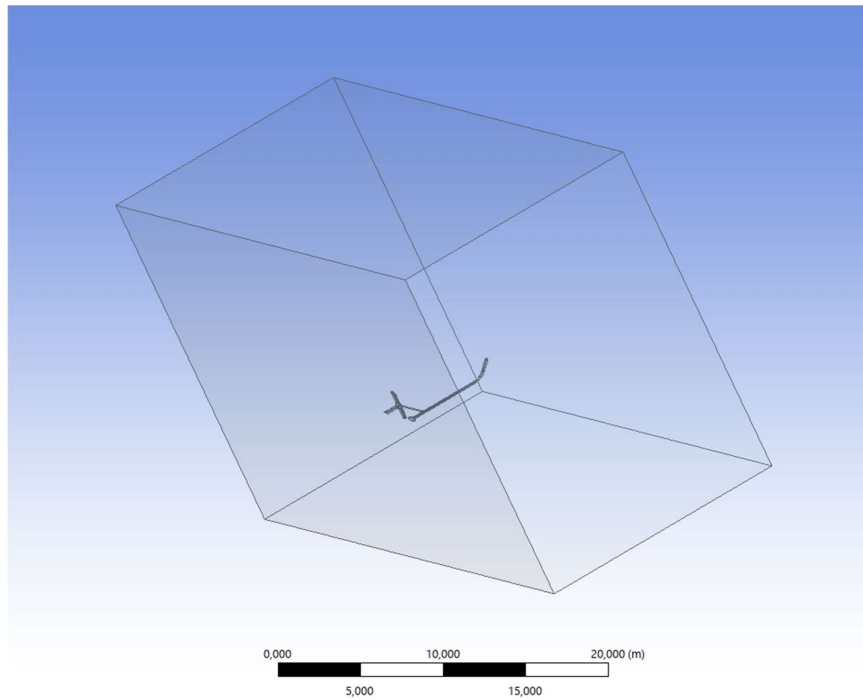


Figura 13: Parametri di Slice



*Figura 14: Dominio con i parametri di Slice*

L'immagine precedente mostra la divisione, che verrà poi mostrata generata nella figura successiva, con la parte colorata di giallo che sarà soggetta a rimozione. Il dominio di calcolo si presenterà quindi in questo modo:



*Figura 15: Dominio di calcolo post Slice*

Definita la geometria del dominio, il focus della trattazione si sposta sulla generazione di una griglia di calcolo ottimizzata. Per garantire che la fisica del problema sia catturata correttamente, si è proceduto a una discretizzazione spaziale tramite l'applicazione sistematica dell'Edge Sizing accoppiato alla funzione di Bias.

Questa configurazione ha permesso di catturare i gradienti di velocità nel viscous sub-layer, la cui mancata risoluzione era stata identificata come causa delle precedenti anomalie, garantendo al contempo una transizione armonica verso le celle volumetriche dell'Enclosure.

In virtù delle modifiche apportate alla geometria e alla metodologia di calcolo, si è resa necessaria una ridenominazione e una nuova classificazione delle superfici di controllo, ossia le Named Selections. Rispetto al setup preliminare, la logica dei confini è stata così aggiornata:

- Symmetry: La faccia generata dall'operazione di slice è stata definita come piano di simmetria. Questa condizione impone che le componenti vettoriali normali al piano siano nulle, permettendo al software di ricostruire virtualmente il comportamento dell'intero velivolo pur calcolando solo la metà del dominio.
- Far Field: A differenza della configurazione precedente, in cui l'ingresso era identificato singolarmente, la faccia antecedente al velivolo e le restanti pareti esterne del parallelepipedo sono state accorpate sotto la dicitura Far Field. Questa scelta uniforma le condizioni al contorno esterne, simulando un ambiente non confinato tipico del volo ad alta quota.
- Outlet: La faccia posteriore al corpo rimane denominata come sezione di uscita, fondamentale per garantire il corretto deflusso della scia e la stabilità della pressione a valle.
- Wall: Questa denominazione continua a identificare le superfici fisiche del velivolo, ovvero il vuoto nel volume di calcolo, dove vengono applicate le condizioni di aderenza del fluido.

Grazie a questa strutturazione della griglia, il modello risulta numericamente robusto, permettendo di superare le instabilità legate alla risoluzione dei bordi e di procedere verso l'estrazione dei risultati definitivi.

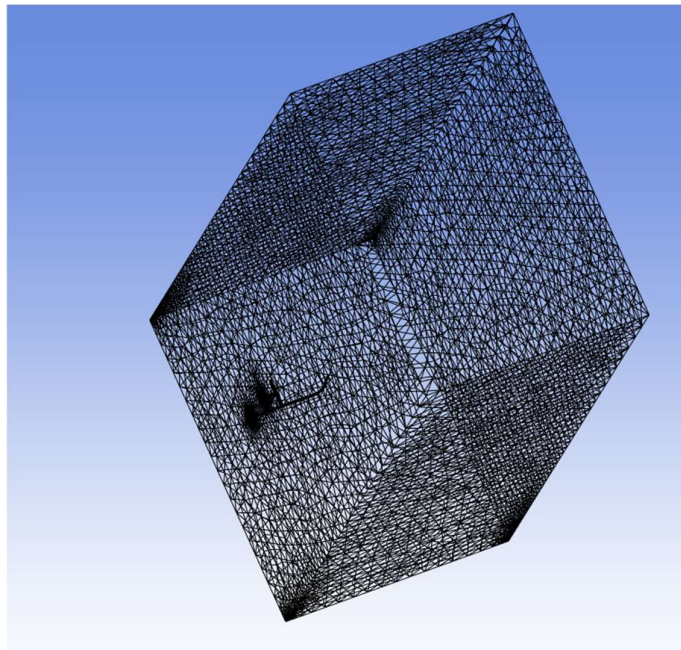
Entrando nel dettaglio della discretizzazione, l'operazione più significativa è stata l'applicazione dell'Edge Sizing su tutti gli spigoli del dominio ortogonali alle superfici alari. A differenza di una mesh globale uniforme, questa tecnica ha permesso di imporre un controllo puntuale sulla densità dei nodi. Nello specifico, è stato impostato un numero elevato di divisioni lungo gli edge critici, pari a 50 Number of Divisions, garantendo una risoluzione geometrica fedele del bordo d'attacco e del bordo d'uscita.

Tuttavia, il reale salto qualitativo è stato ottenuto attraverso l'impostazione del Bias Factor. Tale parametro definisce il rapporto di crescita tra l'elemento più piccolo, adiacente alla parete, e quello più grande, verso l'esterno del dominio. Utilizzando un bias strutturato, è stato possibile creare un addensamento nodale progressivo verso il Wall, assicurando che la prima cella della griglia fosse posizionata a una distanza tale da poter catturare i gradienti di velocità nelle prossimità dello strato limite.

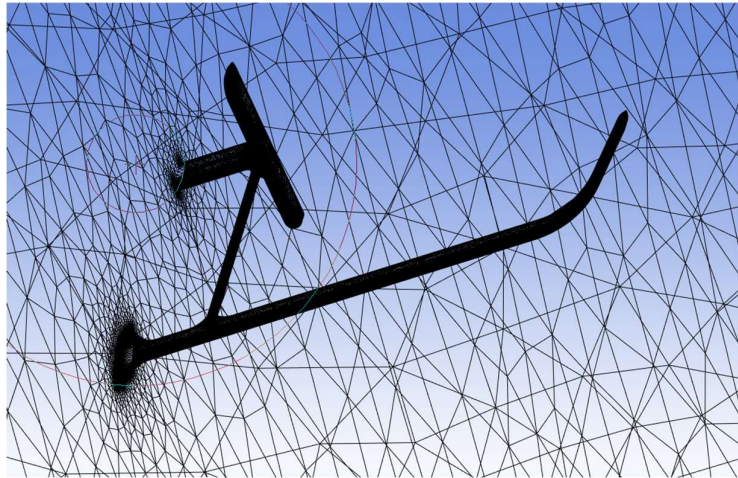
Details of "Edge Sizing" - Sizing	
<b>Scope</b>	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	4 Edges
<b>Definition</b>	
Suppressed	No
Type	Number of Divisions
<input type="checkbox"/> Number of Divisions	50
<b>Advanced</b>	
Growth Rate	Default (1,4)
Capture Curvature	Yes
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (8,°)
<input type="checkbox"/> Local Min Size	Default (1,e-003 m)
Capture Proximity	No
Bias Type	----- - - - -
Bias Option	Bias Factor
<input type="checkbox"/> Bias Factor	10,
Reverse Bias	2 Edges

*Figura 16: Impostazioni Edge Sizing*

Questa transizione controllata è fondamentale per la stabilità numerica: un rapporto di crescita troppo elevato comporterebbe errori di interpolazione tra celle adiacenti, mentre un bias bilanciato permette al solutore Ansys Fluent di risolvere accuratamente lo strato limite senza appesantire inutilmente il calcolo nelle zone di campo indisturbato (Far Field). Grazie a questa impostazione, è stato possibile eliminare i distacchi di flusso fittizi che avevano inficiato le simulazioni preliminari, ottenendo una distribuzione di pressione coerente lungo tutta la corda alare.



*Figura 17: Mesh*



*Figura 18: Primo piano sulla Mesh su metà velivolo*

Come si può facilmente notare, comparandola all'immagine della mesh utilizzata in precedenza, in questo caso è possibile vedere come si distribuiscono le celle attorno al modello, potendo quindi comprendere il comportamento e poter provare ad ottenere dei risultati dalla simulazione attendibili.

Una volta consolidata la base numerica attraverso una griglia di calcolo ottimizzata e una corretta definizione delle Named Selections, si è proceduto alla riconfigurazione del setup all'interno di Ansys Fluent. Questo passaggio è stato fondamentale per allineare la potenza risolutiva della nuova mesh con i modelli fisici necessari a descrivere l'aerodinamica marziana.

La transizione verso il setup definitivo è stata guidata dalla necessità di stabilizzare la convergenza, che nelle fasi preliminari era risultata precaria. L'impiego della simmetria e l'addensamento locale tramite Bias Factor hanno permesso di passare da una configurazione di prova a una simulazione ad alta fedeltà. Di seguito verranno analizzate le scelte effettuate in termini di modelli di turbolenza, proprietà del fluido e strategie di calcolo, che differiscono sensibilmente da quelle adottate nei test iniziali per garantire una maggiore robustezza dei risultati quantitativi.

Con il passaggio al dominio ottimizzato, la configurazione in Ansys Fluent è stata perfezionata per riflettere con precisione la fisica del volo in atmosfera marziana. Il cuore del setup fisico rimane il modello di turbolenza  $K - \omega$  SST; questa scelta si conferma la più idonea poiché, grazie al raffinamento della mesh tramite Bias Factor effettuato, il modello può ora sfruttare appieno la sua capacità di gestire i gradienti di pressione avversi e il distacco del flusso, garantendo un'elevata accuratezza nella risoluzione dello strato limite. A differenza delle simulazioni precedenti, si è scelto di disattivare l'Energy Equation in quanto le variazioni termiche sono state considerate trascurabili ai fini del calcolo dei coefficienti aerodinamici  $C_L$  e  $C_D$  permettendo così di ottenere simulazioni molto più rapide con un notevole alleggerimento del costo computazionale precedente, concentrando Fluent sulla risoluzione del calcolo dei campi di pressione e velocità.

Per i Materials, sono state confermate le proprietà del fluido precedentemente impostate per simulare l'atmosfera marziana, mantenendo costanti i valori di densità e viscosità necessari per il calcolo del numero di Reynolds.

Il cambiamento più significativo riguarda la gestione delle Boundaries, ora ottimizzate per il dominio simmetrico:

- Velocity Inlet: Applicata all'ingresso del dominio e alle pareti esterne del parallelepipedo, ovvero il Far Field. Per l'Inlet principale la velocità in questo caso è impostata come Components, così come è stata mantenuta per il Far Field con valori nulli. Questa strategia è fondamentale per simulare un ambiente aperto, garantendo che il flusso non subisca restrizioni o interferenze laterali e possa seguire regolarmente il suo corso attorno al corpo;
- Pressure Outlet: Posizionato nella sezione posteriore per permettere il deflusso naturale della scia senza indurre riflessioni di pressione. In questo caso non si è optato per la selezione classica per quanto riguarda il 'Backflow Direction Specification Method' in cui ovvero quella 'Normal to Boundary' ma si è optato per 'From neighboring cell' in cui si utilizza la direzione della cella precedente, risultando decisamente più efficace nel mantenere la stabilità numerica in presenza di scie turbolente o strutture vorticosi che potrebbero non essere perfettamente ortogonali alla superficie di uscita;
- Symmetry: Assegnata al piano di taglio longitudinale per permettere la ricostruzione virtuale dell'intero velivolo;
- Wall: Identifica le superfici del modello, dove la condizione di aderenza, la cosiddetta No-Slip condition, garantisce la corretta interazione fluido-struttura. Questa impostazione è essenziale per la formazione dello strato limite e per la successiva valutazione delle forze viscosi e di pressione.

Infine, per quanto riguarda i Reference Values, la Initialization e i Residuals, si è proceduto in modo analogo alla fase iniziale. In particolare, i valori di riferimento per le aree e le lunghezze sono stati mantenuti quelli ritirati a mano in precedenza sul velivolo di dimensione dell'apertura alare pari a 12 metri, mentre i criteri di convergenza dei residui sono stati mantenuti rigorosi e coerenti a prima per assicurare che la soluzione finale fosse perfettamente stabilizzata.

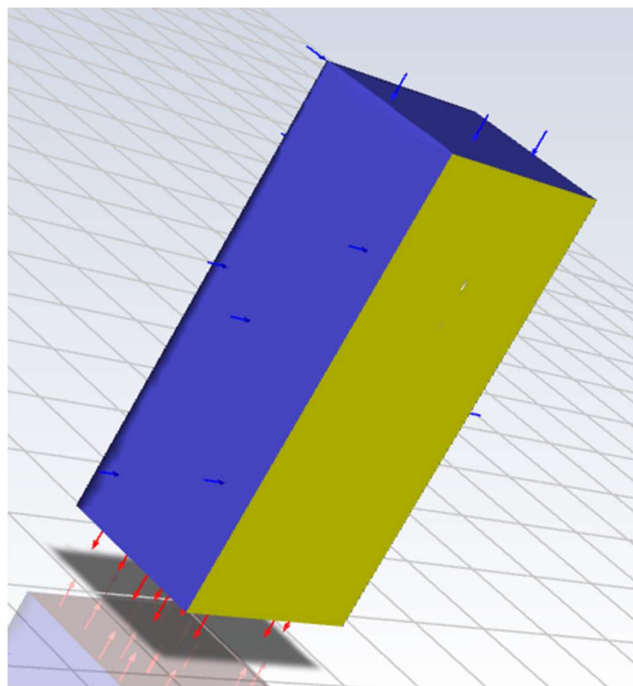


Figura 19: Dominio di calcolo su Fluent con le Boundaries applicate

In questo modo si presenta il dominio di calcolo precedentemente all'inizio della simulazione con i colori vanno a distinguere le varie zone ed in particolare:

- In blu vi è il Far Field con le frecce entranti in quanto impostato come velocity inlet;
- In giallo la faccia tagliata di symmetry;
- Infine, dove si notano le frecce rosse, vi è la faccia rossa che identifica il pressure outlet con le frecce uscenti;

### 2.3 RISULTATI DELLA SIMULAZIONE

Il passaggio a un dominio simmetrico, l'affinamento della mesh tramite bias factor e la rigorosa impostazione delle condizioni al contorno hanno radicalmente mutato il comportamento di Fluent rispetto alle prove preliminari. Se nelle prime iterazioni si riscontravano oscillazioni marcate e valori dei coefficienti aerodinamici palesemente fuori scala, l'attuale configurazione ha permesso di raggiungere una convergenza profonda e asintotica di tutti i residui.

L'impiego della condizione di Symmetry e la gestione avanzata del Backflow all'outlet hanno stabilizzato il campo di moto, permettendo alla scia del velivolo di svilupparsi correttamente senza rifrazioni numeriche. Questo ha reso possibile l'estrazione di dati fisicamente consistenti, che verranno di seguito analizzati nel dettaglio. La discussione si focalizzerà inizialmente sulla distribuzione delle pressioni superficiali e sull'andamento delle linee di corrente, per poi giungere alla quantificazione definitiva dei coefficienti di portanza  $C_L$  e resistenza  $C_D$ .

Dopo una fase preliminare di test condotta a basse velocità, pari a 30 m/s, necessaria per verificare la stabilità della mesh e la corretta risposta delle Boundary Conditions, la simulazione è stata portata alle condizioni operative di progetto, fissando la velocità di volo a 150 m/s.

Questa velocità, sebbene in atmosfera terrestre possa essere considerata ancora nel regime subsonico incomprimibile, assume un significato diverso nel contesto dell'atmosfera marziana. La composizione chimica, prevalentemente  $CO_2$  e le temperature estremamente basse della superficie marziana influenzano drasticamente la velocità del suono  $a$ , che si attesta mediamente intorno ai 240 m/s misurati dal Rover Perseverance nelle sue ricerche marziane, un valore significativamente inferiore rispetto ai circa 340 m/s terrestri.

Il calcolo del numero di Mach  $M$ , definito dal rapporto  $M = \frac{v}{a}$  rivela che, a  $v = 150$  m/s, il velivolo opera a circa  $M = 0,6$

Questo valore indica che il flusso si trova in un regime subsonico, dove gli effetti di comprimibilità dell'aria non sono più trascurabili. In tali condizioni, le variazioni di densità del fluido iniziano a influenzare la distribuzione delle pressioni e, conseguentemente, i coefficienti di portanza e resistenza. L'utilizzo del modello di turbolenza  $k-\omega$  SST, accoppiato con l'affinamento della mesh precedentemente descritto, si è rivelato fondamentale per gestire correttamente la simulazione, permettendo di osservare come il profilo alare risponda alle sollecitazioni aerodinamiche in condizioni di volo marziano.

L'obiettivo della campagna di simulazioni non si è limitato alla valutazione delle prestazioni in una singola condizione di volo, ma ha mirato alla costruzione della polare aerodinamica del velivolo. Tale curva, che mette in relazione il coefficiente di portanza con il coefficiente di resistenza, è essenziale per definire l'efficienza globale del progetto e individuare l'assetto di volo ottimale.

Per ottenere una mappatura completa, sono state condotte simulazioni multiple variando sistematicamente l'angolo d'attacco  $\alpha$ . Nello specifico, il velivolo è stato analizzato in un range compreso tra  $0^\circ$  e  $30^\circ$ . Questa analisi parametrica ha permesso di osservare come il velivolo reagisca alle variazioni di assetto nel rarefatto ambiente marziano. A diversi angoli d'attacco è stata valutata l'evoluzione dei Contour di Velocità con estrema attenzione: l'obiettivo era verificare che l'aumento della portanza non portasse a un incremento sproporzionato della resistenza o a distacchi precoci dello strato limite sul dorso dell'ala, fenomeni critici nell'aerodinamica del velivolo.

I dati estratti da queste simulazioni iterative hanno fornito la base numerica per il calcolo dell'efficienza aerodinamica, definita come  $E = \frac{L}{D}$ , parametro fondamentale per determinare l'autonomia e la capacità di carico del velivolo nel contesto della missione esplorativa.

Prima di procedere alla quantificazione dei carichi aerodinamici, è fondamentale analizzare visivamente il comportamento del fluido attorno al velivolo per capire se l'andamento sia fisicamente possibile o meno. L'esame dei Contour di Velocità e delle Pathlines permette infatti di validare la bontà del setup numerico e di verificare che la fisica del campo di moto sia coerente con la teoria.

In prima istanza, l'osservazione dei Contorni di Velocità sulla superficie e nel piano di simmetria consente di mappare l'accelerazione del flusso attorno alle geometrie del modello. La visualizzazione cromatica evidenzia chiaramente:

- Il punto di ristagno al bordo d'attacco, dove la velocità decresce drasticamente;
- La successiva accelerazione sul dorso dell'ala, dove il fluido raggiunge i valori massimi. Questa distribuzione è fondamentale per confermare che il profilo stia lavorando correttamente, creando la differenza di velocità tra dorso e ventre necessaria, secondo il principio di Bernoulli, a generare il gradiente di pressione portante;
- La regolarità delle sfumature cromatiche, che conferma l'assenza di instabilità numeriche o salti di velocità ingiustificati dovuti alla mesh.

I quattro contour di velocità a 0°, 4°, 15° e 20° presentati permettono di apprezzare visivamente la risposta aerodinamica del velivolo all'aumentare dell'incidenza. In particolare, i 4 grafici verranno analizzati a coppie prima per vedere come varia a bassi ed alti angoli d'attacco e poi si valuterà come sia il comportamento della scia.

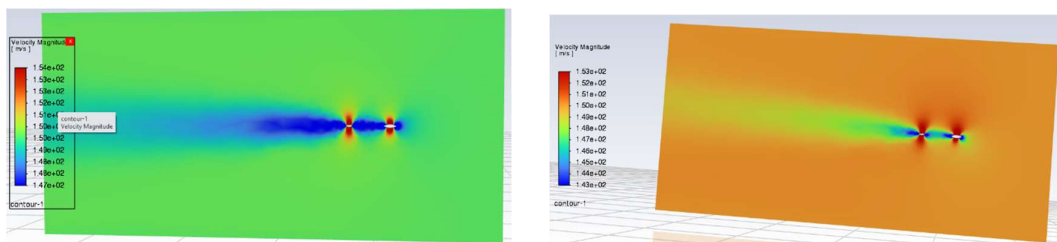


Figura 20 e 21: Assetto a bassa incidenza a 0° e 4°

In queste configurazioni, il campo di velocità appare simmetrico e ordinato. La zona di massima accelerazione, evidenziata dal colore rosso, è localizzata sul dorso del profilo alare, confermando un'efficace generazione di portanza con una scia fluida e sottile che si estende orizzontalmente a valle del velivolo. Questo indica una resistenza di forma minima. Un importante fatto è che nei Contours di velocità a 0° si può notare come la distribuzione di velocità sia pressoché identica tra dorso e ventre, cosa che verrà poi mostrata anche numericamente; nel caso a 4°, invece, si vede chiaramente anche visivamente la differenza tra la zona di accelerazione del flusso tra il ventre ed il dorso, con il secondo nettamente superiore.

Un'analisi più approfondita del contour a 4° permette di valutare l'interazione tra le diverse componenti del velivolo. Contrariamente a quanto accade in configurazioni ad accoppiamento stretto, qui si osserva come ogni superficie mantenga la propria individualità aerodinamica:

- Indipendenza dei Gradienti: L'ala anteriore e la superficie posteriore generano zone di accelerazione distinte. Questo suggerisce che la distanza tra le superfici sia sufficiente a evitare interferenze negative marcate, permettendo a ciascun profilo di lavorare nel modo corretto
- Pulizia del Flusso: L'assenza di zone blu tra le ali conferma che non si instaurano ricircoli di aria stazionaria, mantenendo la resistenza di forma a valori contenuti.

Infine, si può notare come i punti di ristagno in entrambe le configurazioni proposte siano coerenti con le angolazioni impostate alla velocità del flusso. La zona blu antecedente all'ala principale, infatti, è del tutto in linea con quanto ci si aspetterebbe dalla teoria aerodinamica.

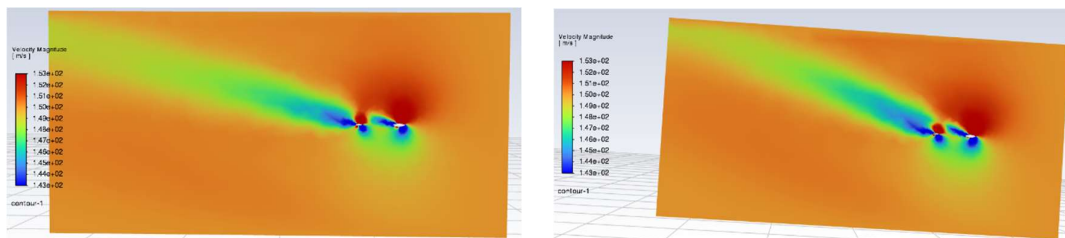


Figura 22 e 23: Assetto con incidenza di 15° e 20°

Qui invece, all'aumentare dell'angolo d'attacco, si osserva una marcata asimmetria nel flusso. Il punto di ristagno si sposta verso la parte inferiore del bordo d'attacco, mentre sul dorso l'area di alta velocità si estende e si intensifica. In questi due casi, si è ingrandito l'effetto di differenza tra ventre e dorso del piano alare e, inoltre, si può notare che la zona di accelerazione inferiore è pressoché assente. È interessante osservare, poi, come, nonostante l'elevata incidenza, il piano posteriore rimanga investito da un flusso ancora energetico, sebbene deflesso dal downwash dell'ala principale. Questo suggerisce che, pur in condizioni critiche, il velivolo mantiene una certa efficacia delle superfici di controllo.

Inoltre, è particolarmente interessante notare l'inclinazione e l'ispessimento della scia, data dalla zona blu e verde nei grafici a 15° e 20°. L'ampia zona di scia inclinata verso il basso è una manifestazione visiva del downwash, ovvero la deflessione del flusso verso il basso necessaria per generare portanza. Tuttavia, l'allargamento della zona blu segnala anche un aumento della resistenza indotta e l'approssimarsi di fenomeni di separazione del flusso. Inoltre, si può notare come a 20° la bolla di accelerazione sul dorso si espanda significativamente in senso normale al profilo. Questo indica che il velivolo sta spostando una massa d'aria maggiore, ma segnala anche che il flusso è sottoposto a un gradiente di pressione avverso molto severo nel recupero verso il bordo d'uscita ed è un fenomeno che verrà mostrato poi quando verranno analizzati i valori numerici con un grande aumento del Drag rispetto al Lift.

Nonostante l'elevata inclinazione a 20°, la continuità delle sfumature cromatiche attorno al corpo suggerisce che, grazie al modello k- $\omega$  SST e alla mesh strutturata, il solutore riesce ancora a gestire il forte gradiente di pressione, evitando l'instabilità numerica della soluzione. Questa progressione visiva giustifica l'andamento della polare aerodinamica che verrà analizzata nel prossimo paragrafo, dove la crescita della portanza si accompagnerà a un incremento esponenziale della resistenza.

Un dato che è importante sottolineare comune a tutti e 4 i casi è che la superficie posteriore si trovi parzialmente immersa nel flusso d'aria rallentato proveniente dall'ala anteriore. Questo è un aspetto critico per il volo su Marte: la densità ridotta rende la scia molto persistente, come si può notare soprattutto nelle angolazioni a 15° e 20° dietro al piano di coda. Tuttavia, il fatto che il contour mantenga una transizione cromatica regolare tra ala principale e piano di coda indica che quest'ultimo è comunque investito da un flusso sufficiente a garantire il controllo del velivolo.

A questo punto il passaggio necessario è quello di andare ad analizzare i dati numerici ottenuti durante le varie simulazioni effettuate. Infatti, la stretta correlazione tra l'evoluzione dei campi di moto precedentemente analizzati e la risposta dinamica del velivolo permette ora di passare alla fase quantitativa dello studio. Se i contour di velocità hanno mostrato visivamente la capacità del profilo di accelerare il fluido e l'ispessimento della scia ad alte incidenze, i dati numerici che seguono ne rappresentano la traduzione in termini di forze e momenti. Tale passaggio permette di verificare se l'architettura alare proposta sia effettivamente in grado di generare la portanza necessaria a contrastare il peso del velivolo, pur operando in un fluido dalla densità estremamente ridotta. In questo modo, l'analisi passa da una valutazione puramente fluidodinamica a una caratterizzazione ingegneristica dell'intero velivolo, fornendo i dati essenziali per il successivo dimensionamento del sistema propulsivo e per il calcolo dell'autonomia operativa sul suolo marziano.

Ora verranno proposte 2 immagini con delle stringhe di risultati ottenuti tramite simulazione su Ansys Fluent, in particolare sono quelli relativi al Lift ed al Drag nella configurazione a  $\alpha = 8^\circ$  di angolo d'attacco, in modo da dare un riscontro su come vengano presentati i risultati nel software fluidodinamico.

Forces - Direction Vector (0 -0.990268 0.139173)						
Forces [N]						
Zone	Pressure	Viscous	Total	Coefficients Pressure	Viscous	Total
wall	59.42379	13.358823	72.782613	0.058690163	0.0131939	0.071884062
Net	59.42379	13.358823	72.782613	0.058690163	0.0131939	0.071884062

Figura 24: Stringa di risultati a  $\alpha = 8^\circ$  per il Drag

Forces - Direction Vector (0 -0.1391731 0.990268)						
Forces [N]						
Zone	Pressure	Viscous	Total	Coefficients Pressure	Viscous	Total
wall	302.96032	3.3226254	306.28294	0.29922007	0.0032816053	0.30250167
Net	302.96032	3.3226254	306.28294	0.29922007	0.0032816053	0.30250167

Figura 25: Stringa di risultati a  $\alpha = 8^\circ$  per il Lift

In particolare, si può notare come vi siano varie colonne che vanno a dare i risultati numerici relativi a:

- Forze dovute alla pressione;
- Forze dovute all'azione viscosa;
- Forza totale agente nella direzione selezionata;

Le 3 colonne successive sono le analoghe componenti appena descritte, ma relative ai coefficienti aerodinamici, con le componenti di pressione, viscosità e, infine, il totale. I numeri presentati possono sembrare 'bassi', ma questo è dovuto al fatto che i risultati proposti sono relativi a metà velivolo; quindi, vanno tutti raddoppiati per ottenere i valori effettivi. Successivamente, i dati che verranno proposti saranno tutti già considerati nella configurazione del modello nella sua interezza. Il fatto che i risultati estratti debbano essere raddoppiati non è un mero dettaglio algebrico, ma la conferma della correttezza

della scelta del dominio simmetrico. Questa impostazione ha permesso di raddoppiare la risoluzione della mesh sulla semiala effettiva a parità di costo computazionale, garantendo che i gradienti visti nei contours siano risolti con la massima precisione possibile.

Osservando i dati estratti a 8°, emerge un dettaglio tecnico di fondamentale importanza: il rapporto tra le componenti di pressione e quelle viscosse. Si nota come la componente di pressione sia l'elemento dominante nella generazione della portanza, mentre per quanto riguarda la resistenza, la componente viscosa mantiene un'incidenza non trascurabile. Questi dati fungono quindi da campione per comprendere la sensibilità del solutore. Da qui si può apprezzare come il velivolo si trovi in una zona di transizione della polare: a questa incidenza, il velivolo sta già sviluppando una portanza considerevole, ma la resistenza totale inizia a risentire dell'allargamento della scia che avevamo osservato visivamente.

La tabella successiva mostra i valori delle forze generate nelle varie simulazioni effettuate, in cui saranno anche presenti tutti gli angoli d'attacco che sono stati simulati per poter mostrare in modo migliore l'andamento dei valori al variare dell'incidenza del flusso.

ANGOLO D'ATTACCO $\alpha$	LIFT L (N)	DRAG D (N)
0°	0	118.462
4°	233.862	127.155
6°	464.414	135.915
8°	612.566	145.565
10°	740.704	158.638
12.5°	894.162	214.974
15°	1046.962	345.872
20°	1301.913	634.239

Il primo riscontro numerico di rilievo emerge a 0°, dove il valore nullo della portanza conferma quanto osservato precedentemente nei contour di velocità, validando la perfetta simmetria del campo di moto e l'assenza di portanza residua per questa specifica configurazione geometrica priva di calettamento e che quindi a 0° è corretto che non generi alcuna portanza, nonostante generi una resistenza. Procedendo con l'aumento dell'incidenza, si nota come la portanza cresca con una pendenza costante e regolare, segno di un flusso che rimane ben aderente alle superfici del velivolo e di una risposta del solutore estremamente stabile.

Tuttavia, l'analisi combinata dei dati rivela un mutamento nel comportamento del fluido al superamento dei 10° di inclinazione. Se inizialmente la resistenza cresce in modo proporzionale, oltre questa soglia si assiste a un'impennata dei valori del Drag, che passano dai 158.638 N misurati a 10° fino ai 634.239 N registrati a 20°. Questo incremento, quasi quadruplo a fronte di una portanza che non segue la medesima proporzione, fornisce la prova numerica della transizione verso un regime dominato dalla resistenza di pressione e dall'allargamento della scia turbolenta, fenomeno già notato nell'esposizione dei contours.

I dati presentati, riferiti all'intero modello grazie al raddoppio dei valori estratti dal dominio simmetrico, dimostrano che il velivolo raggiunge la sua massima capacità di sostentamento a 20° con 1301.913 N. Questo valore rappresenta il limite fisico superiore della simulazione, oltre il quale la stabilità del volo verrebbe compromessa dall'eccessivo costo in termini di resistenza, riflettendo fedelmente la

complessità di operare in un regime subsonico elevato all'interno della rarefatta atmosfera marziana. Volando a 20°, però, da un lato si ha il picco di Lift generato, ma parallelamente vi è anche un notevole incremento del Drag, con un annesso incremento dei consumi ed un drastico calo dell'efficienza rispetto ai valori precedenti.

Diventa quindi fondamentale analizzare il rapporto tra questi valori per identificare l'efficienza aerodinamica, ovvero il punto di equilibrio ottimale in cui il velivolo esprime le sue migliori prestazioni aerodinamiche.

In particolare, l'efficienza è il parametro che verrà ora presentato, in quanto dà la possibilità di comprendere il comportamento globale del velivolo a vari angoli d'attacco. Per dare un senso compiuto ai dati estratti delle forze, è necessario introdurre un parametro che metta in relazione la forza portante con la resistenza incontrata, spiegando perché il semplice aumento della portanza non sia l'unico fattore da considerare. Questa discrepanza tra l'incremento lineare della portanza e la crescita esponenziale della resistenza suggerisce che la semplice analisi delle forze assolute non sia sufficiente a definire la bontà del volo, rendendo indispensabile l'introduzione di un parametro di merito che metta in relazione i due coefficienti. Diventa quindi fondamentale analizzare il rapporto tra questi valori per identificare l'efficienza aerodinamica E, ovvero il punto di equilibrio ottimale in cui il velivolo esprime le sue migliori prestazioni a fronte del minor dispendio possibile.

ANGOLO D'ATTACCO $\alpha$	E
0°	0
4°	1.839
6°	3.417
8°	4.208
10°	4.669
12.5°	4.159
15°	3.026
20°	2.053

L'analisi della tabella delle efficienze mostra chiaramente come il rapporto tra portanza e resistenza non segua un andamento lineare, ma presenti un punto di massimo ben definito che identifica l'assetto ideale per il velivolo. Il picco di efficienza, pari a 4.669, viene raggiunto in corrispondenza di un angolo d'attacco di 10°, segno che in questa configurazione il design dell'ala riesce a massimizzare il sostentamento riducendo al minimo le perdite per scia e pressione tipiche del regime subsonico marziano.

Superata questa soglia critica, si osserva una caduta prestazionale marcata. Giunti a 20°, nonostante la portanza assoluta sia al suo valore massimo, l'efficienza crolla drasticamente fino a 2.053, risultando più che dimezzata rispetto alla condizione ottima. Questo fenomeno quantifica in modo inequivocabile l'impatto della separazione del flusso che avevamo già evidenziato visivamente nei contour di velocità, confermando che l'aumento dell'incidenza oltre i 10° produce un costo in termini di resistenza superiore al beneficio ottenuto in termini di portanza.

Dal punto di vista operativo, ottenere un valore di efficienza prossimo a 5 in un'atmosfera così rarefatta e con un numero di Mach pari a 0.62 rappresenta un risultato di grande rilievo per il progetto. Tale dato

valida l'intera geometria proposta, dimostrando che il velivolo è in grado di bilanciare correttamente le esigenze di alta velocità con una gestione efficiente della resistenza indotta, garantendo così una sostenibilità energetica adeguata al volo in atmosfera marziana.

Il quadro delle prestazioni fin qui delineato, pur essendo esaustivo nel descrivere il comportamento delle forze in gioco, richiede un ulteriore passaggio logico per svincolare i risultati dalle specifiche dimensioni del modello analizzato. Risulta infatti fondamentale tradurre i valori assoluti delle forze in coefficienti adimensionali di portanza  $C_L$  e resistenza  $C_D$ . Attraverso lo studio di questi coefficienti, è possibile giustificare l'origine fisica della polare aerodinamica e analizzare con precisione come la forma del profilo e il regime subsonico influenzino la generazione dei carichi aerodinamici, fornendo così una base di dati per la valutazione della stabilità e della sostenibilità del volo in un ambiente estremo come quello di Marte.

Ora verrà presentata un'altra tabella, questa volta con i valori numerici dei coefficienti di Lift e Drag ai vari angoli d'attacco analizzati, ottenuti sempre dalle stringhe di risultati, simili a quella precedentemente analizzata e poi raddoppiata.

ANGOLO D'ATTACCO $\alpha$	COEFFICIENTE DI LIFT $C_L$	COEFFICIENTE DI DRAG $C_D$
0°	0	0.1164
4°	0.2299	0.1250
6°	0.4384	0.1319
8°	0.6050	0.1437
10°	0.7315	0.1566
12.5°	0.8831	0.2123
15°	1.0337	0.3416
20°	1.2858	0.6264
30°	1.3427	0.9398

Il passaggio ai coefficienti adimensionali permette di analizzare la qualità del design alare indipendentemente dalle forze assolute, offrendo una visione chiara di come la geometria del velivolo risponda alle variazioni di incidenza. Osservando i dati emerge una progressione del Coefficiente di Lift  $C_L$  che mantiene un andamento lineare e robusto fino ai 15°, raggiungendo il valore di 1.0337. Questo comportamento indica che il profilo è in grado di generare una circolazione d'aria efficace anche in un'atmosfera rarefatta, arrivando a un picco di 1.3427 a 30° di inclinazione.

Tuttavia, l'aspetto più critico per la stabilità del volo marziano è l'evoluzione del Coefficiente di Drag  $C_D$ . Fino ai 10°, la resistenza cresce in modo estremamente graduale, mantenendosi su valori contenuti che non superano lo 0.1566. È proprio in questo intervallo che il velivolo esprime la sua massima efficienza, poiché riesce a incrementare la portanza senza pagare un pegno eccessivo in termini di attrito e scia.

Al superamento dei 10°, la situazione cambia radicalmente: il  $C_D$  inizia a salire con una pendenza molto più pronunciata, raddoppiando già a 15°, in cui è pari a 0.3416, e quasi triplicando a 20°, raggiungendo 0.6264. Questa impennata della resistenza è la traduzione numerica dei fenomeni di separazione del flusso e dell'ingrandimento della scia osservati precedentemente nei contour. Il dato a 30°, con un  $C_D$  di 0.9398, conferma che il profilo si trova ormai in una condizione di stallo profondo o comunque di forte inefficienza aerodinamica, dove la resistenza di pressione domina completamente il campo di moto.

L'analisi puntuale dei coefficienti permette finalmente di sintetizzare l'intero comportamento aerodinamico del velivolo attraverso la costruzione della Polare Aerodinamica. Per ottenere una rappresentazione rigorosa e continua di questo legame, i dati estratti dalle simulazioni puntuali su Ansys Fluent sono stati elaborati tramite uno script Matlab appositamente sviluppato. Questo passaggio computazionale è fondamentale perché consente di interpolare i valori discreti ottenuti ai vari angoli d'attacco, permettendo di visualizzare chiaramente il "trade-off" tra portanza e resistenza lungo tutto l'involucro di volo.

Di seguito si trova lo script che permette di interpolare i punti, tramite una interpolazione detta 'Akima' ovvero una interpolazione cubica che ha permesso di tracciare la polare senza dover far riferimento alla spezzata o dover aggiungere un numero di simulazioni elevate per poter tracciare correttamente il grafico.

```

1      % SCRIPT MATLAB: Polare Aerodinamica con Interpolazione di Akima
2      clear; clc; close all;
3
4      %% 1. Dati di Input (CD = x, CL = y)
5      % Inserimento dati con correzione dei refusi numerici
6      CD = [0.11648, 0.12503, 0.13193, 0.143768, 0.156681, 0.21232, 0.3416023, 0.62641, 0.9398];
7      CL = [0, 0.22994, 0.438456, 0.60500, 0.731559, 0.88312, 1.03377, 1.2858, 1.3427];
8
9      %% 2. Generazione della curva di Akima
10     % Creiamo un vettore fitto per una curva senza spezzate
11     CD_fine = linspace(min(CD), max(CD), 1000);
12
13     % Interpolazione 'makima' (Modified Akima Piecewise Cubic Hermite Interpolation)
14     % Passa esattamente per i punti e minimizza le oscillazioni artificiali.
15     CL_fine = interp1(CD, CL, CD_fine, 'makima');
16
17     %% 3. Calcolo parametri chiave
18     % Efficienza aerodinamica E = CL / CD
19     E = CL_fine ./ CD_fine;
20     [Emax, idx] = max(E);
21     CD_best = CD_fine(idx);
22     CL_best = CL_fine(idx);
23
24     %% 4. Visualizzazione Grafica
25     figure('Color', 'w', 'Name', 'Polare Aerodinamica');
26     hold on;
27
28     % Curva continua di Akima
29     plot(CD_fine, CL_fine, 'b-', 'LineWidth', 2.5, 'DisplayName', 'Interp. cubica');
30
31     % Punti originali
32     plot(CD, CL, 'ro', 'MarkerFaceColor', 'r', 'MarkerSize', 6, 'DisplayName', 'Dati Input');
33
34     % Evidenziazione Efficienza Massima
35     plot(CD_best, CL_best, 'ks', 'MarkerSize', 10, 'LineWidth', 2, ...
36           'DisplayName', ['E_{max} = ', num2str(Emax, '%.2f')]);

```

```

37
38 % Caratteristiche del grafico
39 grid on;
40 set(gca, 'GridLineStyle', ':', 'GridAlpha', 0.5);
41 xlabel('C_D (Coefficiente di Resistenza)', 'FontSize', 11);
42 ylabel('C_L (Coefficiente di Portanza)', 'FontSize', 11);
43 title('Polare Aerodinamica del Velivolo', 'FontSize', 13);
44 legend('Location', 'southeast', 'FontSize', 10);
45
46 % Annotazione sul grafico
47 text(CD_best + 0.05, CL_best - 0.05, ...
48     ['\leftarrow Punto di efficienza ottima (C_L: ', num2str(CL_best, '%.2f'), ')'], ...
49     'FontSize', 9, 'FontWeight', 'bold');
50
51 hold off;
52
53 %% 5. Output Risultati
54 fprintf('--- ANALISI POLARE ---\n');
55 fprintf('Efficienza Massima (L/D): %.3f\n', Emax);
56 fprintf('Coefficiente di Portanza ottimo (CL): %.4f\n', CL_best);
57 fprintf('Coefficiente di Resistenza ottimo (CD): %.4f\n', CD_best);

```

Figura 26 e 27: Script Matlab per la polare aerodinamica

Il grafico risultante su Matlab mette in relazione diretta il  $C_L$  sull'asse delle ordinate e il  $C_D$  sull'asse delle ascisse, tracciando la caratteristica curva a parabola. Attraverso questa visualizzazione, diventa immediato individuare il punto di tangenza della retta passante per l'origine, che identifica graficamente l'assetto di massima efficienza già riscontrato numericamente a  $10^\circ$ .

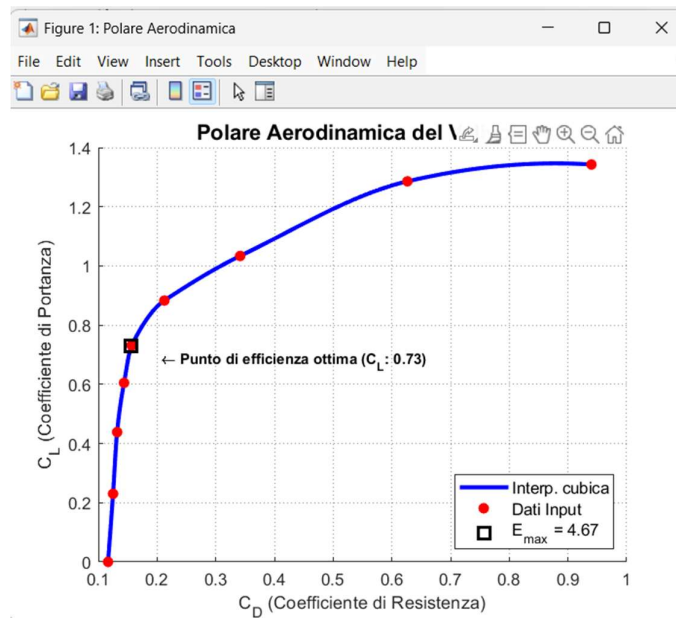


Figura 28: Polare aerodinamica

```

--- ANALISI POLARE ---
Efficienza Massima (L/D): 4.670
Coefficiente di Portanza ottimo (CL): 0.7287
Coefficiente di Resistenza ottimo (CD): 0.1560

```

Figura 29: Risultati analisi della polare aerodinamica

L'elaborazione via script permette inoltre di apprezzare la rapidità con cui la curva va incontro a valori di  $C_D$  sempre maggiori all'aumentare dell'incidenza: una conferma grafica del fatto che, dopo aver raggiunto la zona di massima efficienza, ogni ulteriore guadagno in termini di coefficiente di portanza richiede un dispendio energetico sproporzionato a causa del drastico aumento della resistenza. Questa polare rappresenta dunque la sintesi finale del lavoro di simulazione, fornendo la base tecnica necessaria per definire le strategie di controllo e le traiettorie di volo ottimali per la missione marziana.

Un punto di fondamentale importanza che emerge dall'elaborazione è l'identificazione univoca del punto di efficienza massima, che lo script fissa a un valore di 4.669. Questo dato non è solo un numero, ma rappresenta il baricentro operativo dell'intero progetto, poiché identifica il coefficiente di portanza ottimo di 0.7287 e quello di resistenza di 0.1560. Graficamente, questo assetto corrisponde alla zona di massima pendenza della polare rispetto all'asse delle ascisse, definendo il regime di volo in cui il velivolo riesce a percorrere la massima distanza col minor dispendio energetico possibile. L'utilizzo di un'interpolazione cubica per raccordare i punti estratti da Fluent consente di apprezzare la transizione fisica tra i diversi regimi di volo. Nella prima parte della curva, la polare mostra un andamento quasi verticale, dove a piccoli incrementi di resistenza corrispondono grandi guadagni in termini di sostentamento. Tuttavia, superata la zona di efficienza ottima, la curva inizia a flettere vistosamente verso destra, evidenziando quella degenerazione tipica del sopraggiungere dei fenomeni di separazione del flusso, visibile anche attraverso sia i valori numerici sia attraverso i contours. Questo cambio di curvatura dimostra che, sebbene il profilo possa ancora incrementare la sua portanza fino al valore massimo di 1.3427 registrato a  $30^\circ$ , il costo in termini di resistenza diventa insostenibile, con un  $C_D$  che schizza a 0.9398, segnando il passaggio a un regime dominato dalle perdite di pressione.

Un altro dettaglio tecnico di rilievo che lo script mette in luce è il valore della resistenza a portanza nulla, riscontrabile all'intersezione della curva con l'asse delle ascisse. Il valore di  $C_{D0}$  pari a 0.1164 rappresenta la resistenza parassita minima che il velivolo deve vincere per avanzare nel fluido marziano, indipendentemente dalla generazione di carico alare. La coerenza tra la forma della polare ottenuta e i risultati qualitativi analizzati in precedenza valida definitivamente la metodologia di calcolo utilizzata. La sintesi grafica prodotta su MATLAB fornisce quindi la prova finale della stabilità del progetto, confermando che il velivolo possiede un involucro di volo sicuro e ben definito, con i  $10^\circ$  che si confermano come il punto fondamentale per l'ottimizzazione delle prestazioni nell'atmosfera di Marte.

In conclusione, la caratterizzazione aerodinamica condotta attraverso l'analisi CFD e la successiva elaborazione dei dati permette di validare con successo l'architettura proposta per il volo nell'atmosfera rarefatta di Marte. Il lavoro svolto ha permesso di mappare con precisione il comportamento del velivolo in un regime subsonico elevato, dimostrando come la scelta dei profili e della configurazione alare risponda efficacemente alle sfide poste dalla bassa densità del fluido e dagli effetti di comprimibilità a  $M=0.62$ . La stretta corrispondenza tra l'evoluzione qualitativa dei campi di moto e i risultati quantitativi estratti dal solutore ha confermato la solidità del modello numerico k- $\omega$  SST e della mesh strutturata, garantendo l'affidabilità dei coefficienti ottenuti anche in condizioni di elevata incidenza.

L'individuazione di un'efficienza massima di 4.669 in corrispondenza di un angolo d'attacco di  $10^\circ$  costituisce il risultato fondamentale di questa fase di studio, definendo in modo univoco l'assetto di crociera ottimale per massimizzare l'autonomia energetica del velivolo. Il valore di efficienza massima riscontrato trova un solido riscontro nei test e negli studi condotti dalla NASA nell'ambito delle missioni con drone e test con velivoli, dove le efficienze aerodinamiche medie registrate per profili operanti in condizioni atmosferiche analoghe si attestano tipicamente in un intervallo compreso tra 4 e 7. Sebbene aumentando l'angolo d'attacco si assista a un rapido incremento della resistenza dovuto ai fenomeni di

separazione del flusso, la capacità del velivolo di generare una portanza massima superiore ai 1300 N garantisce ampi margini di manovra e sicurezza operativa. In definitiva, la polare aerodinamica tracciata rappresenta lo strumento cardine per le successive fasi di progettazione, fornendo i parametri necessari per il dimensionamento del sistema propulsivo e per la definizione delle logiche di controllo del volo, confermando che il design proposto possiede le caratteristiche necessarie per operare con successo nell'ambiente estremo del Pianeta Rosso.

### CAPITOLO 3 SIMULAZIONE IN GALLERIA DEL VENTO

La galleria del vento è una costruzione ingegneristica che nel corso dei decenni è stata migliorata sempre di più a partire dagli anni 40 del secolo scorso quando la NASA completò la prima galleria del vento per scopi aeronautici inizialmente per poi essere utilizzata anche per scopi aerospaziali. In ambito motoristico, la prima invece fu quella presso Moto Guzzi in Italia nel 1954. Il suo scopo è quello di permettere una visualizzazione del flusso d'aria attorno al modello in modo da capire in modo molto vicino alla realtà come avvenga l'interazione tra flusso e modello ed inoltre permette di avere un'idea dei carichi che si sviluppano sul modello stesso mentre viene testato.

Ci sono 2 categorie esistenti: a ciclo aperto e a ciclo chiuso. Quella a ciclo aperto è quella che verrà trattata in seguito in quanto permette di avere delle dimensioni più contenute dato che è assente tutta la parte che dovrebbe far ricircolare l'aria all'Inlet.

In particolare, è composta da tre zone principali: un condotto convergente, la camera di prova a cui segue poi un condotto divergente. Il primo è responsabile dell'accelerazione del flusso d'aria e di condurre lo stesso flusso alla camera di prova, luogo in cui viene effettuata la simulazione ed in cui viene posizionato il modello da analizzare aerodinamicamente a cui poi segue l'ultima zona che ha il compito principale di permettere il recupero di pressione grazie ad un piccolo angolo nella costruzione quindi fungendo da zona di espansione e rallentamento del flusso. Quella a ciclo chiuso invece, attraverso una serie di condotti, curve e vari altri elementi come degli scambiatori di calore per mantenere la temperatura all'interno costante o profili alari a schiera nelle curve in modo da indirizzare meglio il flusso d'aria e limitare le perdite di carico che si avrebbero a causa dell'attrito.

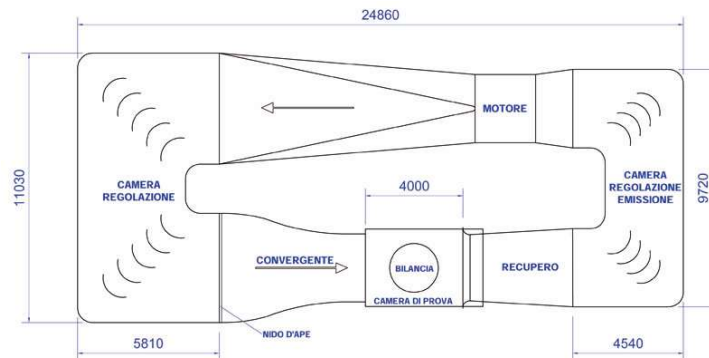


Figura 30: Galleria del vento a ciclo chiuso

### 3.1 PROGETTO E STRUMENTAZIONE DELLA GALLERIA DEL VENTO

L'obiettivo di questo progetto è quello di andare ad avere una visione quanto più possibile vicino alla realtà di come l'aeromodello con rotore si comporterà una volta che sarà in fase di volo. La galleria del vento, infatti, permette di avere un approccio che sia quasi comparabile con una simulazione Direct Numerical Simulation, ovvero un approccio CFD che permetta di simulare in maniera esatta quanto accade nella realtà, ma con un costo computazionale talmente elevato da limitarne notevolmente l'utilizzo a differenza di quanto già detto in precedenza per quanto riguarda Ansys Fluent che lavora con l'approccio RANS quindi andando a simulare solo le grandi scale e mediando tutte le scale intermedie e più piccole. In aggiunta, oltre a visualizzare il flusso attorno al corpo è anche possibile, tramite l'uso di una strumentazione adeguata, avere informazioni in scala delle forze agenti sul corpo, in particolare Lift e Drag.

A questo punto è bene iniziare a trattare la fase di progettazione vera e propria della galleria del vento.

Il primo passo fondamentale è stato quello di documentarsi attraverso diversi trattati su come ottimizzare al meglio la struttura nello spazio a disposizione garantendo delle prestazioni comunque soddisfacenti.

Successivamente, si è passati al disegno in modo da avere una prima bozza della struttura basandosi su vari parametri. I tre fondamentali che ho utilizzato sono riguardanti la camera di prova, il rapporto tra le aree di ingresso e uscita del condotto convergente e minimizzare il più possibile l'angolo di espansione del condotto divergente di uscita. Analizziamoli uno alla volta.

Il primo parametro è quindi il rapporto tra l'area di ingresso e uscita del condotto convergente che in un caso ottimale era di 6:1 con la sezione di uscita fissata a 30cm x 30cm quindi facendo i conti con questa geometria non c'era modo di trovare una soluzione. Questo perché la sezione d'ingresso veniva di 73cm x 73cm, valore che era fisicamente possibile creare ma faceva sorgere un altro problema che è stato centrale nella scelta del rapporto delle aree, ovvero una analisi qualitativa delle perdite di carico a causa delle turbolenze che si sarebbero create nell'imbocco. Infatti, per poter garantire questa geometria, dato che la lunghezza massima della proiezione del condotto doveva essere intorno ai 60-70 cm questo faceva sì che l'angolo di inclinazione del condotto fosse di 45° che avrebbe creato notevoli problemi di turbolenza legati alla separazione dello strato limite in quanto si sovrapporrebbero tutte le linee di flusso generando un flusso molto turbolento che nemmeno con un raddrizzatore di flusso sarebbe riuscito a sistemare. Cercando in vari trattati si è trovato che anche con un rapporto 4:1 si è ancora entro i parametri accettabili e quindi provando ad effettuare un nuovo disegno tecnico per tale rapporto si è trovato che il risultato ottenuto, frutto del trade off tra lo spazio disponibile e la garanzia di evitare il più possibile problemi di turbolenza in camera, è stato di una sezione di imbocco di 60cm x 60cm che si raccorda alla sezione di uscita 30cm x 30cm tramite un condotto rettilineo di 58cm che permette di avere un angolo di soli 14° limitando notevolmente gli spigoli in uscita.

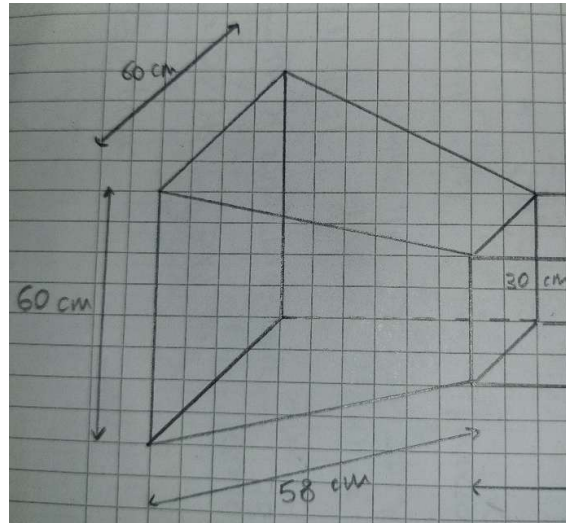


Figura 31: Progetto condotto convergente

Il secondo parametro erano le dimensioni della camera di prova, che è dove avviene fisicamente la simulazione e dovrà quindi contenere il modellino in scala del corpo da studiare. Per valutare al meglio la dimensione della camera si è tenuto conto del fatto che per limitare il distacco dello strato limite in maniera immediata appena subito il corpo la sezione dell'aeromodello in scala dovesse essere al massimo il 10% di quella della camera. Ipotizzando quindi una dimensione di 12cm x 8cm, confrontato con la dimensione 30cm x 30cm della camera di prova si è avuta una conferma del rispetto di questo parametro. All'interno della camera ci saranno poi le celle di carico e la strumentazione necessaria a valutare le forze in gioco oltre ad altre parti che verranno discusse in seguito. Infine, la lunghezza della stessa è stata posta a 50cm in modo da poter permettere al flusso dopo il corpo di non venire espanso subito ma di lasciare circa 20cm per poter visualizzare eventuali turbolenze prima dell'ingresso del flusso nella terza regione della struttura, ossia il condotto divergente.

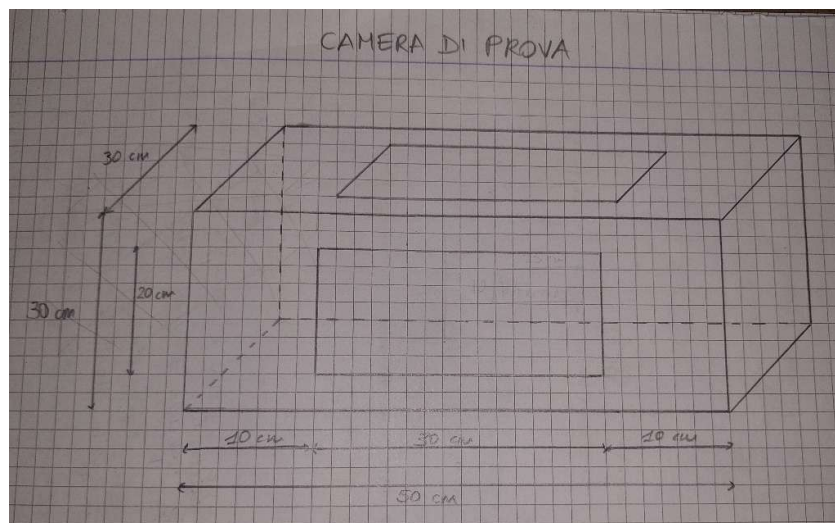


Figura 32: Progetto camera di prova

Per quanto riguarda invece l'ultimo parametro considerato nella progettazione della struttura vi è l'angolo del condotto di espansione che deve essere il minore possibile per garantire la miglior efficienza aerodinamica. Il diffusore ha il compito di rallentare il flusso in uscita dalla camera di prova in modo da massimizzare il recupero di pressione, convertendo la decelerazione del flusso in un aumento, e quindi un recupero, di pressione statica, riducendo il carico sulla ventola e migliorando in generale l'efficienza della galleria. Questa espansione genera intrinsecamente un gradiente di pressione avverso e, se l'angolo di espansione risulta essere eccessivo, si verifica la separazione dello strato limite dalle pareti, fenomeno che si cerca di evitare in ogni modo perché va ad annullare in maniera drastica tutti i benefici apportati dal condotto divergente. La letteratura aerodinamica consultata evidenzia come un angolo di espansione che permette di prevenire la separazione è mantenendo tale inclinazione al di sotto di  $7^\circ$ .

Il risultato ottimale è stato trovato anche in questo caso analogamente a quanto fatto per il condotto convergente andando a stimare lo spazio massimo disponibile in massimo 80cm con una area finale che doveva essere il massimo raggiungibile con l'inizio del condotto che coincide con la fine della camera di prova e quindi si trova ad una area iniziale di 30cm x 30cm. Il primo tentativo è stato fatto per puro scopo informativo per valutare quanto si dovesse trovare di compromesso quindi andando a fare una valutazione della lunghezza del condotto nel caso in cui la sezione finale fosse 45cm x 45cm con un angolo di  $3^\circ$  di espansione si raggiungeva una lunghezza di 143cm che risultava essere troppo al di fuori del range consentito. Dopo numerosi tentativi andando a variare l'area della sezione d'uscita, l'angolo di espansione, nonostante la prima scelta fosse imporre  $3^\circ$ , si è concluso che il trade off migliore fosse un condotto con un angolo di espansione di  $1.667^\circ$  e una lunghezza di 95cm per passare da una sezione di 30cm x 30cm ad una di 35cm x 35cm. La lunghezza è stata mantenuta invariata nonostante eccedesse il range massimo preliminarmente stabilito, ma si è deciso di mantenerla per via dell'ottimo angolo che si è sviluppato che garantisce un ottimo recupero della pressione.

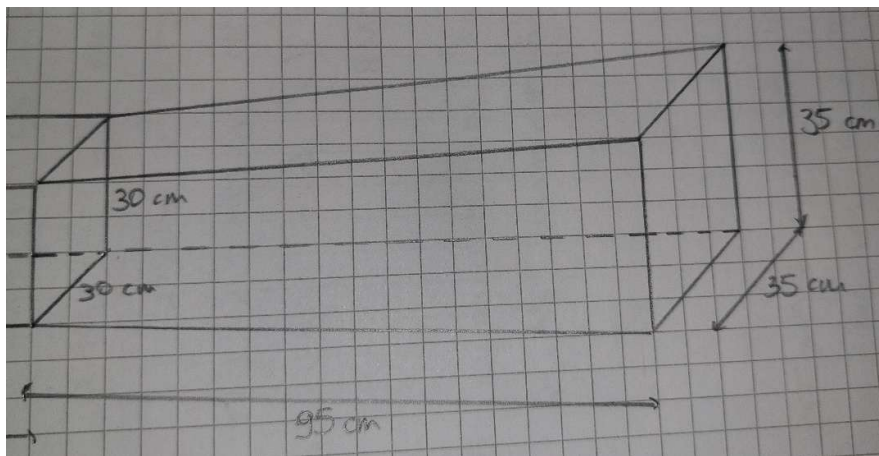


Figura 33: Progetto condotto divergente

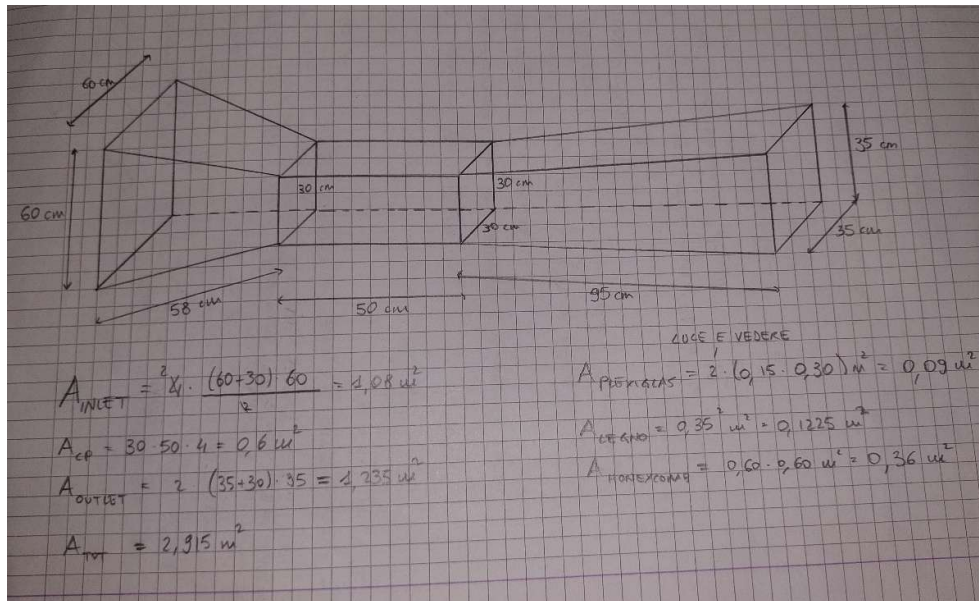


Figura 34: Progetto completo

La trattazione ora si sposta sull'aspetto della strumentazione scelta. Innanzitutto, la prima scelta è stata tra scegliere una strumentazione analogica o digitale, valutando pro e contro di entrambe. Nel primo caso vi era sicuramente un minor costo dell'insieme, con una risposta immediata e una facile taratura e installazione, ma il più grande limite resta la scarsa precisione. Inoltre, vi era anche la difficoltà di ripetibilità delle simulazioni e possibili errori umani legati alla acquisizione dei dati che potevano quindi invalidare tutto il progetto. Per quanto riguarda la strumentazione digitale invece, è chiaro ed evidente i vantaggi legati alla ripetibilità degli esperimenti, all'acquisizione immediata di N dati, non limitando il tutto ad ogni simulazione, e l'ottima precisione. Il contro in questo caso rappresentava il costo sicuramente più elevato e soprattutto la difficoltà di installazione perché richiede un importante lavoro di taratura, collegamento tra le varie strumentazioni che richiedono una notevole attenzione ed accuratezza, fondamentali per la buona riuscita dell'esperimento. Dato che l'obiettivo di questo progetto è quello di andare ad avere una visione quanto più possibile vicino alla realtà del comportamento dell'aeromodello, l'utilizzo di una strumentazione adeguata risulta essere fondamentale per avere informazioni in scala delle forze agenti sul corpo, in particolare Lift e Drag. La scelta è obbligatoriamente caduta quindi sul digitale in quanto ritenuta fondamentale, valutando i pro e contro precedentemente analizzati, per l'approccio quasi-DNS applicato nella galleria del vento e per poter catturare anche le piccole fluttuazioni aerodinamiche indotte dal rotore in movimento, essenziali per la buona riuscita del progetto.

Prima di parlare nello specifico di questi strumenti, è importante parlare di come si svilupperà il flusso d'aria all'interno della camera e come si potrà visualizzare questo flusso. In primis, si è optato per una ventola da radiatore per auto che garantisce con i suoi 80W di potenza un flusso, attraverso le espansioni e convergenze, di circa 10 m/s all'interno della camera di prova. Questo sarà posto nella sezione in uscita dal condotto divergente in quanto non si vuole soffiare il flusso d'aria, bensì aspirarlo all'interno. Ha un diametro di 12 pollici, quindi circa 30cm e verrà fissato ad un blocco di legno forato per garantire maggior stabilità e mantenere il flusso il più costante possibile.

Questa era la scelta effettuata fino a quando ho letto alcuni commenti, relativi ad un video che rappresenta la costruzione di una galleria del vento ad opera del canale 'Defiant Wings', in cui vi è l'utilizzo di una ventola da radiatore con una potenza di 120W che a seguito delle varie perdite di carico in galleria del vento otteneva una velocità pari a 13mph che convertiti in metri al secondo risulta in circa 5,81m/s, che è un dato eccessivamente basso in quanto non permette di raggiungere il numero di Reynolds stabilito. Si è, quindi, ripresa da zero la ricerca e, a seguito di numerose valutazioni e di diversi modelli, si è deciso di andare su una ventola assiale chiusa all'interno di un tubo di ferro in modo da limitare molto le perdite, con un diametro analogo all'altra, una potenza di 120W, una portata d'aria di 2650m<sup>3</sup>/h e un regime di rotazione massimo di 2800RPM. La struttura scelta permette, inoltre, attraverso il cilindro che ricopre il movimento delle pale, di incanalare il flusso d'aria in maniera eccellente minimizzando le perdite al bordo che si avrebbero in caso di assenza del cilindro circostante. Il modello scelto, della marca ECUTEE, è quello nella figura che segue:



*Figura 35: Ventola assiale chiusa ECUTEE*

Per quanto riguarda la visualizzazione si è scelto di usare una classica macchina per il fumo Boomtone F400 Noir che permette attraverso una struttura tubolare di diametro di 1cm da cui partono lateralmente 6 canali di diametro 2mm per indirizzare il fumo all'interno della camera in maniera il più possibile rettilineo e laminare. Il fumo sarà generato attraverso l'utilizzo di glicole propilenico adatto alla macchina precedentemente citata.

Per poter poi incanalare nel modo corretto il flusso di fumo nella sezione della camera di prova sarà necessario costruire una struttura composta da un tubo principale di diametro X da cui si diramano una serie di tubicini di diametro 5mm che indirizzano il fumo di fronte al modello e, attraverso l'aspirazione d'aria permetteranno di poter visualizzare in maniera chiara e evidente le linee di flusso attorno al corpo.



Figura 36: Macchina del fumo Boomtone F400

La scelta quindi, nonostante il costo più alto, è caduta sulla strumentazione digitale ritenuta più adatta per la simulazione che si deve effettuare. Ma quali sono gli elementi che la compongono?

Innanzitutto, vi è il nucleo fondamentale del sistema che è l'ESP32. Questo funge da Unità di Controllo e Acquisizione Dati (DAQ) centralizzata. Il suo ruolo principale è quello di gestire il campionamento ad alta frequenza necessaria per la natura *quasi-DNS* dell'esperimento. Inoltre, controlla la sequenza di taratura e calibrazione dei sensori e gestisce la comunicazione seriale con i convertitori, operando come l'interfaccia tra i sensori analogici e l'elaborazione digitale dei dati.

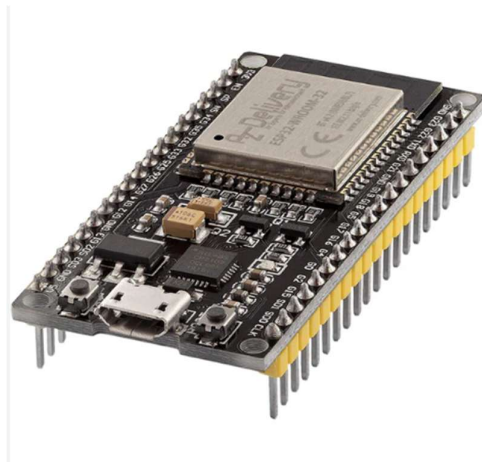
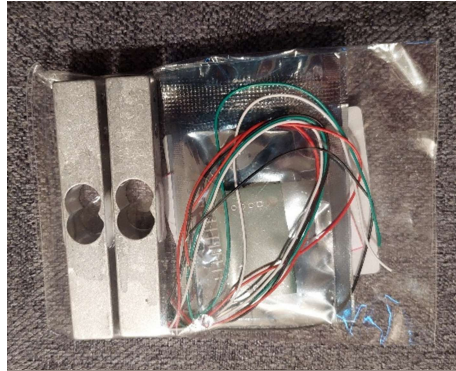


Figura 37: Sistema ESP32

Vi sono poi le 2 celle di carico che servono a misurare con alta precisione anche le piccole variazioni di Lift e Drag. Le due celle di carico sono disposte ortogonalmente sulla bilancia aerodinamica per misurare simultaneamente e indipendentemente le forze aerodinamiche principali: la Portanza L e la Resistenza D. Ciascuna cella è collegata a un modulo HX711, un convertitore analogico-digitale (A/D) a 24 bit per potersi interfacciare con l'Unità di Controllo. L'alta risoluzione di 24 bit è essenziale per rilevare le piccolissime variazioni di forza indotte dal rotore (micro-fluttuazioni), garantendo la precisione e l'accuratezza necessarie per una validazione affidabile.



*Figura 38: Celle di carico e moduli HX711*

Per la corretta misurazione della velocità del flusso nella camera di prova, è stato utilizzato un anemometro a paletta; questo è stato scelto come strumento di riferimento e calibrazione iniziale per impostare la velocità media del flusso, che secondo le stime effettuate dovrebbe essere attorno ai 6 m/s.



*Figura 39: Anemometro a paletta*

### 3.2 REALIZZAZIONE

Lo step successivo alla progettazione è la realizzazione che è stata portata avanti sia tramite metodi tradizionali che con metodi più all'avanguardia e moderni. In particolare, i primi sono stati utilizzati per costruire e comporre i canali convergenti e divergenti mentre i metodi più innovativi sono stati utilizzati per la camera di prova in cui si ha necessità di maggior precisione dato che è il luogo dove vengono fatte le misurazioni e la simulazione.

Per quanto riguarda i materiali utilizzati l'idea primaria era stata quella di utilizzare il legno date le sue ottime caratteristiche di resistenza, per via soprattutto dello sviluppo in lunghezza della struttura senza dover ricorrere a numerosi supporti intermedi per evitare un cedimento della stessa. Il primo problema in questa scelta è stato rappresentato dall'elevato costo odierno dei pannelli di legno, fin da quelli con il minor spessore che avrebbe implicato un costo per il materiale veramente troppo elevato e che avrebbe portato al fallimento del progetto. Per questo motivo, dopo una serie di valutazioni e consultazioni assieme a colleghi del settore, si è optato per un materiale che viene utilizzato per i cappotti termici delle abitazioni denominato Styrodur. Si tratta di polistirene estruso PSX solitamente di colore verde e si trova in commercio in pannelli che hanno un costo che comparato a quello del legno risulta essere circa 5 volte inferiore e quindi richiede un costo che è notevolmente inferiore considerando le aree della struttura. Il minor costo non è stata l'unica motivazione dietro alla scelta del materiale; infatti, non solo garantisce un ottimo isolamento sia termico che per l'ambiente interno, fondamentale per mantenere i parametri di simulazione il più costanti possibili tra una simulazione e l'altra, ma anche è facilmente lavorabile senza richiedere l'utilizzo di attrezzature specifiche, come le seghe circolari per poter tagliare i pannelli di legno. Inoltre, l'ultimo importante vantaggio è la sua resistenza ai carichi pari circa a 200kPa che permette di garantire stabilità a tutta la struttura dei condotti convergente e divergente.



*Figura 40: Pannelli Styrodur*

Questo materiale si era deciso di utilizzarlo per tutta la struttura inizialmente, compresa la camera di prova. Successivamente, però, è avanzata la possibilità di poter realizzare alcune parti fondamentali, come ad esempio il pannello Honeycomb da porre all'inizio del condotto convergente di dimensione 60cm x 60cm di superficie, irreperibili sul mercato a basso prezzo di poterle realizzare in stampa 3D il

cui materiale ha un costo molto limitato se comparato con quanto il mercato offre. Avendo avuto qualche colloquio con un esperto di stampa 3D, questo ha sollevato l'ipotesi di fare l'intera camera di prova tramite questa lavorazione garantendo notevole resistenza nonostante uno spessore di 3 millimetri, una eccellente precisione di stampa nell'ordine dei micrometri e nessun tipo di possibili interferenze date da eventuali rugosità residue del materiale.

A questo punto è necessario entrare nello specifico nella progettazione per la stampa e di tutti gli aggiustamenti fatti per poter rendere il pezzo coerente con quanto ci si aspetta. Prima di tutto, si è fatta una prova per poter stampare in modo unitario il blocco, cioè senza avere la necessità di fare più pezzi e poi assemblarli in seguito. Il blocco unico però aveva delle problematiche importanti soprattutto per quanto riguarda la struttura stessa; infatti, era necessario avere degli angoli a 45° o arrotondati leggermente per poter far sì che la stampa potesse essere iniziata. Questo compromesso, però, non poteva essere accettato. La soluzione intrapresa, infatti, è stata quindi quella di dividere il blocco in quattro parti e successivamente saldare le parti assieme attraverso l'utilizzo di una penna saldatrice apposita per il tipo di materiale utilizzato in modo da evitare ricircoli del flusso che potessero risultare problematici all'interno della camera. La divisione ha permesso di avere angoli esattamente di 90° senza la necessità di ricorrere a supporti o arrotondamenti necessari per la stampa ed inoltre i blocchi sono stati progettati in modo tale che le linee di flusso fossero parallele alle linee di costruzione dei filamenti in stampa. Queste due soluzioni hanno fatto in modo di garantire uniformità del flusso evitando di avere micro-rugosità che potessero modificarne l'andamento e la assenza di variazioni di angolazioni evita la presenza di turbolenze indesiderate.

Una volta conclusa la fase di progettazione, si è iniziata la fase di stampa vera e propria, ma subito sono emersi alcuni problemi. Innanzitutto, vi erano dei setting dei parametri di stampa, come la temperatura del piatto o del filamento da regolare in modo corretto, che hanno portato al fallimento delle prime stampe effettuate, fin dai primi minuti di stampa, non andando a generare troppo materiale di scarto. Il problema principale, però, è stato rappresentato dal repentino calo delle temperature che si è verificato ad inizio Ottobre 2025, che ha influenzato notevolmente tutto il processo di stampa; infatti, per poter stampare nel modo corretto pezzi di notevoli dimensioni e che vanno ad avere uno sviluppo lontano dal piano di stampa (infatti, nonostante il blocco della camera di prova fosse stato diviso in più pezzi, lo sviluppo verticale era comunque di 25cm), che è mantenuto a 70° costanti durante tutte le fasi, è necessario avere un ambiente con una temperatura il più possibile uniforme e mite intorno ai 25°/30°. Notando, quindi, con l'esperto che i pezzi, una volta raggiunte certe altezze dal piano, iniziavano a solidificare poco o nel modo sbagliato, compromettendo tutto il pezzo, si è valutato quindi di costruire una serra utilizzando canne di bambù e nylon spesso per poter garantire la temperatura necessaria all'interno dell'area di stampa. Inizialmente, questo sembrava aver avuto un ottimo impatto sulla stampa in quanto fin dai primi filamenti aveva garantito una miglior precisione e solidificazione, ma ancora una volta ha mostrato problemi negli ultimi centimetri del pezzo stampato. A questo punto allora sono riprese le valutazioni circa il proseguimento del progetto in stampa 3D della galleria del vento. Nonostante i vantaggi aerodinamici offerti dalla precisione micrometrica della stampa 3D, cruciale per minimizzare la rugosità, le difficoltà logistiche e l'eccessivo costo di affidarsi a servizi esterni hanno imposto la decisione pragmatica di tornare al progetto iniziale in Styrodur per l'intera struttura. Vi era anche la possibilità di effettuarlo in legno di abete, ma la difficoltà a tagliarlo a causa della mancanza degli arnesi necessari ha reso il tutto impraticabile, soprattutto per quanto riguardava il taglio per il foro da cui poter osservare la simulazione che necessita di una sega particolare che nemmeno al reparto dedicato al taglio nel negozio del materiale avevano a disposizione. A questo punto la scelta è stata chiara ed evidente.

Il taglio del materiale è stato effettuato utilizzando un cutter per imprimere un primo segno nel materiale a cui è seguito poi l'utilizzo di una spatola per stucco, un frattazzo e un coltello da cucina seghettato in quanto il materiale è molto facile da tagliare, prestando anche molta attenzione perché è anche fragile nonostante sia polistirolo rinforzato, con l'aiuto di una livella a bolla di precisione. Anche qui si sono presentati dei problemi. Infatti, la colla, nonostante fosse adatta al polistirene, la prima volta utilizzata ha mostrato dei segni di dissoluzione del materiale; quindi, per le volte successive è stata applicata solamente in punti critici e molta meno di quanta messa in precedenza. Per sostenere adeguatamente la struttura, quindi, sono state utilizzate delle viti autofilettanti lungo ogni spigolo a cui poi è stato aggiunto uno strato di nastro adesivo alluminato in modo da dare maggior resistenza alla struttura; questo è stato applicato anche nelle giunzioni interne tra camera di prova e cono convergente in modo da limitare eventuali turbolenze o spigoli residui dovuti alla costruzione.



*Figura 41 e 42: Costruzione e realizzazione camera di prova*

Per quanto riguarda, invece, la realizzazione del condotto convergente e divergente il lavoro è stato leggermente più complicato in quanto le dimensioni erano notevolmente superiori a quelle della camera di prova e l'attenzione è stata mantenuta molto alta in ogni movimento con gli attrezzi perché il materiale acquistato era preciso e non ammetteva errori. In questi due casi, oltre ad un leggero strato di colla ed un uso più numeroso di viti lungo le superfici di giunzione, è stato applicato uno strato di nastro alluminato. Questo stesso nastro poi, è stato utilizzato anche per il collegamento interno tra la

camera di prova ed il condotto convergente in modo da dare un raccordo più 'smooth' che andasse anche in qualche modo a minimizzare gli effetti dei leggeri spigoli che vi sono per via della costruzione.



*Figura 43: Condotto convergente costruito*

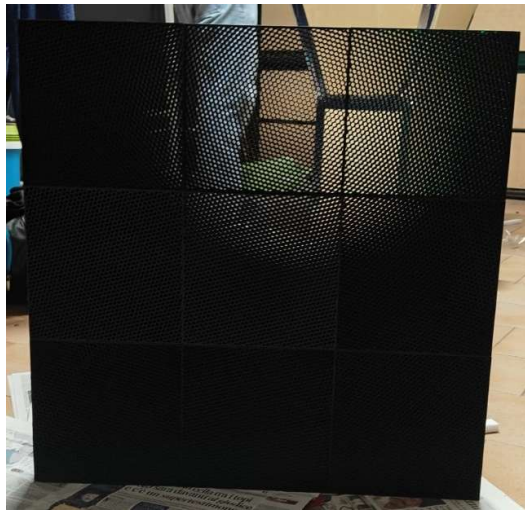


*Figura 44: Condotto divergente costruito*

Ci sono 2 componenti, quindi, che sono state effettuate tramite stampa 3D che sono, come accennato in precedenza, il pannello Honeycomb e poi un sistema di tubi per indirizzare il fumo per poter vedere in modo chiaro le linee di flusso.

Partendo descrivendo la realizzazione del pannello si può mettere in evidenza quale sia stato il parametro fondamentale che si è utilizzato, ovvero il rapporto tra la profondità della cella e il diametro idraulico dell'esagono fosse compreso tra 6 e 8, come si può trovare nel manuale 'Low-Speed Wind Tunnel Testing' di Pope e Barlow. Questo rapporto  $L/D_h$  è cruciale per la sua funzione di raddrizzatore di flusso (Flow Straightener). Infatti, quando posto in una sezione d'ingresso, è utilizzato per eliminare efficacemente la turbolenza residua e stabilizzare macroscopicamente il flusso. Considerando, poi, che in un esagono il diametro idraulico è approssimabile con il lato stesso e tenendo conto del fatto che il pannello era posto all'inizio del condotto e quindi il suo compito principale è quello di raddrizzare il flusso ed eliminare turbolenza residua si è scelto di lavorare con un rapporto circa pari a 6. Di conseguenza, stabilendo che il lato dell'esagono  $D_h$  fosse di 4.75mm risulta una profondità L di 30mm ottenendo un rapporto  $L/D_h = 6,315$ , perfettamente all'interno del range. Si è poi tracciato il modello

al pc per poterlo mandare in stampa ed è stato stampato anche questo in 9 blocchi divisi di 20cm x 20cm ciascuno per poter coprire l'intera sezione d'ingresso di 60cm x 60cm. Per poterlo creare però è stato necessario un notevole procedimento in quanto ci sono stati numerosi intoppi nel processo di stampa, che inizialmente si pensava lungo, ma senza intoppi. I problemi principali, come precedentemente trattato, erano legati al fatto che raggiunta una certa distanza dal piatto, la stampa si interrompesse o commettesse degli errori a causa delle temperature. Successivamente, però, tramite l'utilizzo di una seconda stampante, questa volta chiusa, anche questa della casa Anycubic, si è riuscito a generare 7 blocchi sui 9 necessari a causa della rottura dell'estrusore. Si è tentato di reperire un estrusore nuovo ma non ve ne erano disponibili sul mercato e quindi si è dovuto tentare nuovamente di generare gli ultimi due pezzi tramite la stampante aperta, che nei vari tentativi aveva anche rotto la cinghia che muoveva l'estrusore, rallentando ancora una volta la conclusione e la produzione dei due pezzi finali.



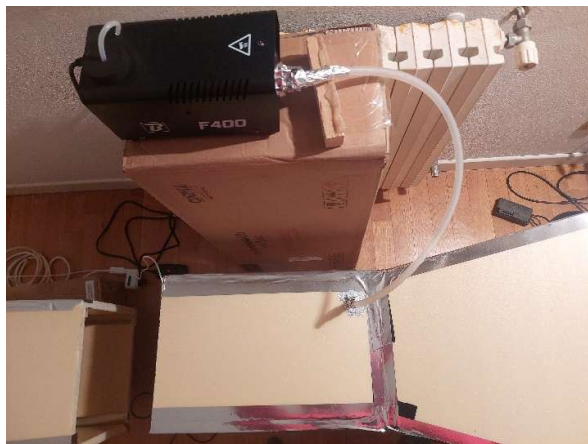
*Figura 45: Pannello di Honeycomb*

L'ultimo elemento generato tramite la stampante 3D è un pettine di iniezione per il fumo, collocato in un angolo della camera di prova, subito dopo l'ingresso. Da questo, partono 7 tubi che raggiungono il centro della camera, la cui posizione e geometria sono stati appositamente studiati per minimizzare l'interferenza con il flusso principale in camera. Questo sistema, collegato alla macchina per il fumo, è stato progettato in modo da poter evidenziare le linee di flusso tramite del fumo a base di glicole propilenico per poterne evidenziare l'andamento con la minima perturbazione, garantendo una visualizzazione fedele. Il tutto è stato progettato per essere collocato a partire dall'angolo superiore sinistro, dal lato del condotto convergente perché, se fosse stato collocato dal basso vi sarebbe stato una parte del tubo che, anche se in minima parte, avrebbe interferito con la parte più bassa del flusso in camera.



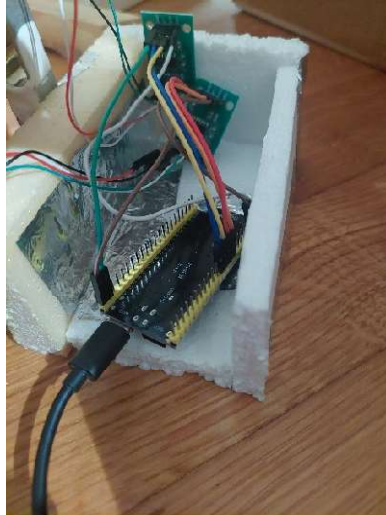
*Figura 46: Pettine per indirizzare il fumo*

Il sistema del pettine, poi, è stato collegato alla macchina del fumo Boomtone F400 tramite un altro tubo in materiale plastico reperito in una cantina di famiglia per poter riciclare più materiale possibile. La macchina è stata inizialmente collocata appoggiata sulla superficie superiore della camera di prova, solamente che il peso e le perdite di acqua nebulizzata producendo il fumo hanno fatto scartare tale ipotesi. Allora si è optato per l'utilizzo di un cartone che permetteva di sfruttare al meglio la gravità terrestre per poter far aiutare a fluire il fumo nel modo più corretto. Anche in questo caso, è stata utilizzata una notevole quantità di nastro alluminato per poter fare in modo che tutte le varie connessioni tra tubi non cedessero o si staccassero mentre il tutto era in funzione.



*Figura 47: Collocamento macchina del fumo*

Sono stati poi collegati tutti i cavi nel modo corretto, dopo aver costruito la presa della ventola, in quanto non era presente, ed il passo successivo è quello di mettere in moto tutto e vederne il funzionamento, di cui tratterà il prossimo capitolo.



*Figura 48: Cablaggi del sistema che colleziona i dati*



*Figura 49: Galleria del vento conclusa*

### 3.3 SETUP DEL MODELLO IN GALLERIA

In questo sottocapitolo viene descritta la procedura incrementale adottata per l'allestimento della camera di prova. L'obiettivo è validare il comportamento del flusso attraverso una serie di configurazioni a complessità crescente, garantendo che le linee di fumo generate dal pettine di iniezione seguano un andamento coerente con la teoria aerodinamica per bassi numeri di Reynolds.

Il processo di validazione si articola nelle seguenti fasi:

- Flusso indisturbato: Analisi della camera vuota per verificare la laminarità e l'assenza di turbolenze parassite indotte dalle pareti o dalle giunzioni in nastro alluminato.
- Validazione con geometrie canoniche: Utilizzo di oggetti d'uso quotidiano per simulare corpi solidi semplici di cui è noto il comportamento analitico. Nello specifico, un mappamondo è stato impiegato per simulare una sfera, mentre una lattina è stata utilizzata per modellare il comportamento di un cilindro. Questi test permettono di osservare fenomeni tipici come il punto di ristagno e il distacco della vena fluida.
- Analisi di corpi complessi: Introduzione di modellini in scala di profili alari e aerei. Questa fase funge da ponte verso l'analisi reale, permettendo di osservare l'interazione del flusso con superfici articolate e profili aerodinamici multipli.
- Test del prototipo finale: Analisi del modello definitivo realizzato tramite stampa 3D, oggetto centrale della presente trattazione.

L'utilizzo di questa procedura Step-by-Step risponde inoltre a precise esigenze di ottimizzazione delle risorse e gestione del rischio. Prima di sottoporre al flusso il prototipo finale, che ha richiesto un investimento significativo in termini di progettazione e costi di stampa 3D, si è scelto di testare la risposta della galleria con geometrie canoniche e oggetti di uso quotidiano già a disposizione.

Questo approccio ha permesso di:

- Salvaguardare l'integrità del modello definitivo, evitando di esporlo a potenziali imprevisti meccanici o strutturali durante le fasi iniziali di calibrazione.
- Identificare il comportamento intrinseco della galleria: ogni struttura sperimentale presenta delle caratteristiche aerodinamiche proprie, come zone di leggera turbolenza o gradienti di velocità locali, che devono essere comprese a fondo prima di poter interpretare correttamente i dati sul modello finale.
- Validare il sistema di visualizzazione in modo economico, utilizzando il riutilizzo di oggettistica preesistente come paragone per la fluidodinamica a bassi numeri di Reynolds.

Solo una volta superata questa fase di apprendimento e test, i meccanismi della galleria, che finora sono ignoti, potranno considerarsi assodati, permettendo di passare all'analisi quantitativa e ai test sul prototipo reale. Parallelamente alla validazione del flusso, emerge la necessità di studiare un sistema di supporto del modello che sia versatile ma aerodinamicamente neutro. Se nelle fasi preliminari il problema è marginale, come nel caso del mappamondo, che dispone di una propria base strutturale coerente con la simulazione di una sfera, la questione diventa centrale nel passaggio a geometrie più complesse. Per modellini di auto, aeromodelli o cilindri, è infatti indispensabile che l'oggetto sia sospeso o correttamente distanziato dalle pareti per evitare l'influenza dello strato limite.

In questo contesto, il supporto non deve essere inteso come un semplice elemento meccanico, ma come una componente del setup da progettare appositamente per minimizzare l'interferenza: un sostegno mal posizionato genererebbe infatti scie turbolente proprie, andando a inquinare i dati raccolti dalle celle di carico e alterando la visualizzazione dei filetti fluidi. Pertanto, la transizione dai corpi 'autoportanti' a quelli 'sospesi' rappresenterà un ulteriore step di affinamento del setup, volto a isolare esclusivamente il contributo aerodinamico del modello in esame.

In quest'ottica, l'integrazione della componente elettronica, basata sul microcontrollore ESP-32 e sulle celle di carico, è stata volutamente posticipata al completamento della fase di visualizzazione qualitativa. Questa scelta operativa non è dettata da ragioni 'astratte', ma da una strategia di riduzione del rumore e protezione della strumentazione, data l'assenza di ricambi in caso di danneggiamento:

- Isolamento delle vibrazioni parassite: Prima di collegare sensori con elevata sensibilità, è stato necessario mappare il comportamento dinamico della struttura in Styrodur per assicurarsi che le vibrazioni indotte dal gruppo ventilatore non saturino il segnale delle celle di carico.
- Taratura dello zero aerodinamico: La visualizzazione con fumo permette di individuare il posizionamento ideale del modello affinché le forze misurate siano effettivamente riconducibili alla fluidodinamica del corpo e non a interferenze locali o asimmetrie del flusso.
- Prevenzione del drifting dei sensori: Operare su un flusso già stabilizzato e validato macroscopicamente permette di ridurre i tempi di esposizione dei sensori a flussi instabili durante le fasi di accensione e spegnimento, minimizzando i fenomeni di deriva termica o meccanica durante la calibrazione.

Tale approccio garantisce che la successiva fase di acquisizione dati quantitativa intervenga su un sistema fisico già ottimizzato, dove ogni variazione registrata dall'ESP-32 sia correlabile univocamente ai fenomeni aerodinamici precedentemente osservati a livello visivo.

Ora verranno analizzati nel dettaglio tutti i vari step proposti.

Il primo caso ad essere analizzato è quello di flusso indisturbato, ovvero quella condizione per cui in camera di prova non vi è nulla al di fuori dell'aria aspirata dalla ventola che rappresenta il punto zero di tutta l'analisi sperimentale. In questo caso, è possibile andar a vedere in modo chiaro il comportamento del flusso e vedere il livello di turbolenza che si genera e se si genera. Prima di azionare la macchina del fumo ed analizzare, però, è stato utilizzato l'anemometro a paletta mostrato in precedenza per poter capire se le stime effettuate in fase progettuale fossero corrette o se le perdite di carico non fossero state analizzate nel modo corretto. Nel capitolo precedente, in fase di design, si è detto che in camera di prova ci sarebbero stati, tramite la potenza e i giri al minuto della ventola e tramite i rapporti tra le aree del condotto convergente e divergente, circa  $5,80 \text{ m/s}$ . La stima che è uscita come valore dell'anemometro è stata, però, sensibilmente minore, quasi la metà ovvero circa  $3,32 \text{ m/s}$ . A primo impatto potrebbe sembrare un valore che invalida totalmente il progetto effettuato precedentemente, ma andando a considerare il parametro fondamentale per l'analisi di oggetti in scala, ossia il numero di Reynolds, presente su Marte si vedrà che tale parametro risulta essere replicabile all'interno della camera, non andando a compromettere in partenza tutto il procedimento iterativo per raggiungere il modello finale di studio. Nonostante l'aria terrestre sia molto più densa di quella marziana, la riduzione di velocità compensa tale differenza nel calcolo del Reynolds, mantenendo il regime di moto nel range corretto.



*Figura 50: Misura velocità in galleria tramite anemometro a paletta*

Sebbene questo scarto possa apparire significativo, esso è giustificabile con le perdite di carico reali introdotte dalla rugosità superficiale dello Styrodur e, soprattutto, dall'effetto di resistenza aerodinamica del pannello Honeycomb, che agisce come una strozzatura necessaria per la linearizzazione del flusso.

Inizialmente, si era considerata come lunghezza caratteristica  $L$  da inserire nella formula del numero di Reynolds l'apertura alare del profilo principale, considerata come la dimensione di riferimento rispetto alla corda, ovvero alla distanza Leading Edge-Trailing Edge. La differenza causata da ciò è molto significativa ed impatta in maniera importante in quanto vi è una differenza pari a 20 volte tra il numero di Reynolds con l'apertura alare come lunghezza rispetto alla corda alare. Questo necessariamente ha portato ad una rivalutazione dei parametri di simulazione, soprattutto per quanto riguarda la comparazione dei valori tra galleria del vento ed il software fluidodinamico Ansys, ma di questo verrà trattato adeguatamente in seguito con tutte le scelte effettuate per garantire la miglior similitudine fluidodinamica possibile.

Calcolando tale valore per il setup attuale, si ottiene:

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu} = \frac{v L}{\nu} \approx 4494$$

Questo valore può sembrare estremamente basso per gli standard aeronautici terrestri. Tuttavia, a causa della ridotta densità e della differente viscosità dell'atmosfera marziana, un numero di Reynolds in questo ordine di grandezza permette di replicare le condizioni di volo di piccoli droni o piccoli profili alari operanti sul Pianeta Rosso. Tale coincidenza numerica conferma che la galleria, pur operando a velocità terrestri contenute, è in grado di simulare regimi di flusso fisicamente coerenti con l'ambiente di destinazione del modello. Nonostante le dimensioni ridotte, questo assetto sperimentale permette di studiare fenomeni critici come le bolle di separazione laminare, tipiche dei profili che operano in regimi simili a quelli di droni marziani come Ingenuity. In tali condizioni, la dominanza delle forze viscosive rispetto a quelle d'inerzia rende i dati raccolti in galleria un termine di paragone essenziale per la validazione dei modelli fluidodinamici destinati all'esplorazione spaziale.

La visualizzazione del flusso indisturbato non rappresenta solo una taratura strumentale, ma costituisce una vera e propria diagnostica della camera di prova. L'obiettivo è individuare eventuali asimmetrie nel campo di moto o zone di ristagno d'aria negli angoli della sezione trasversale, che

potrebbero essere state causate da imperfezioni millimetriche nel taglio dello Styrodur o da una distribuzione non uniforme della colla.

Verificare che la traccia di fumo rimanga stabile e parallela per tutta la lunghezza della camera è la prova definitiva che la galleria si comporta come un condotto ideale, garantendo che ogni futura interazione tra aria e modello sia dovuta esclusivamente alla geometria del modello stesso e non a difetti costruttivi della struttura.

Di seguito si possono vedere alcune immagini del flusso indisturbato con il fumo per poter evidenziare eventuali turbolenze. Tali immagini verranno analizzate appena dopo le figure in modo da dare prima un'idea visiva di quanto si andrà poi a descrivere ed aiutarne una comprensione più facile.



*Figura 51: Flusso in camera alla prima accensione*

L'immagine precedente mostra l'andamento del flusso indisturbato all'interno della camera di prova la prima volta che è stato collegato tutto nel modo corretto e funzionante. In particolare, si può vedere come il flusso sia altamente turbolento, notevole anche a livello visivo macroscopico, nonostante si possano vedere abbastanza chiaramente le linee di flusso ed il modo in cui queste procedano e si mescolino tra di loro. La causa di questa turbolenza è da cercare soprattutto nel fumo stesso, in quanto, nella prima run effettuata, evidentemente la macchina non aveva ancora raggiunto la temperatura di lavoro e quindi, immettendo in camera di prova dal pettine un fumo non particolarmente uniforme e omogeneo assieme alle condizioni di lavoro (in particolare velocità, temperatura, densità), faceva in modo di amplificare ancora di più l'eventuale turbolenza. Un sostegno di questa tesi è dato anche dalla condensa espulsa sottoforma di gocce di glicole propilenico dal pettine, sottolineando come la temperatura non fosse sufficiente ad andare a nebulizzare totalmente la soluzione acqua-glicole propilenico utilizzata per generare il fumo. Sebbene esteticamente evidente, tale accumulo non ha influenzato la traiettoria dei filetti fluidi centrali. Tuttavia, si è stabilito di procedere a una pulizia sistematica della camera tra una sessione e l'altra per garantire che la rugosità indotta dal liquido non alteri i dati quantitativi raccolti successivamente dalle celle di carico. Ci sono, però, anche degli aspetti positivi nonostante la turbolenza, ovvero che le fasce di fumo orizzontali restano ben distinguibili per quasi tutta la lunghezza della camera. Questo sottolinea come la turbolenza osservata è di piccola scala, probabilmente dovuta alla mancata evaporazione corretta del glicole propilenico, ma non va ad intaccare la stabilità sulle grandi scale e si può notare come non vi siano gradienti di velocità verticali che andrebbero a compromettere tutto il progetto. Inoltre, l'assenza di tale gradiente di velocità in

direzione verticale è stata studiata in precedenza e la distanza tra i vari ugelli del pettine è stata scelta per evitare che le scie di fumo si fondessero immediatamente, non portando alcun risultato, né su scala visiva né su scala quantitativa.

Dall'immagine, però, si può capire in modo inequivocabile un fatto estremamente positivo, ovvero che la struttura della camera, nonostante sia costruita senza l'utilizzo di materiali all'avanguardia guardando molto al riciclo di materiali già disponibili, non interferisce in alcun modo con il flusso di fumo e che le giunzioni a monte del pettine che collegano il condotto convergente alla camera sono state effettuate in modo molto preciso e che non lasciano spazio a ricircoli indesiderati, garantendo un ambiente di prova affidabile.

Un ultimo aspetto tecnico di rilievo da analizzare dalla figura precedente risiede nel sistema di illuminazione, costituito da una striscia LED posizionata sulla parte superiore della camera. La scelta del posizionamento e dell'intensità luminosa è stata progettata per massimizzare l'effetto Tyndall: le particelle di fumo, investite dal fascio di luce, ne causano la diffusione rendendo le linee di flusso estremamente luminose e nitide. Questa scelta crea un elevato contrasto cromatico rispetto allo sfondo dello Styrodur, permettendo una documentazione fotografica e video di alta qualità. Tale cura nell'allestimento di questo aspetto non risponde solo a un'esigenza visiva, ma garantisce la riproducibilità dei dati: la capacità di distinguere chiaramente i singoli filetti fluidi è infatti il prerequisito fondamentale per poter analizzare correttamente, nelle fasi successive, i punti di distacco e le zone di scia attorno ai modelli.



*Figura 52: Flusso indisturbato in galleria*

L'immagine precedente mostra il notevole passo in avanti fatto rispetto alla prima run effettuata in precedenza. Infatti, è evidente come in questa successiva simulazione delle condizioni indisturbate il flusso sia laminare per quasi tutta la lunghezza della camera di prova. Infatti, le linee di flusso iniziano ad aprirsi verso la fine della zona visibile, dovuto solamente al regime di basso Reynolds in cui si stanno eseguendo le simulazioni. A queste velocità, la diffusione molecolare e le micro-turbolenze residue iniziano a prevalere sulla quantità di moto lineare dopo una certa distanza, portando i filetti ad allargarsi naturalmente. Si può vedere come la presenza del pettine non vada ad intaccare quelle che sono le caratteristiche del flusso indisturbato, garantendo una run in cui è possibile vedere distintamente tutte le scie di fumo che vengono generate dalla macchina. Infatti, coerentemente con un regime laminare, il fumo non si diffonde rapidamente nell'aria circostante, mantenendo bordi netti che permettono una lettura precisa della posizione delle linee di corrente. Inoltre, dal fatto che non si mostrino accumuli o dispersioni immediate del fumo, sottolinea come anche la scelta di utilizzare quella particolare ventola assieme alla macchina del fumo sia stata corretta in quanto la velocità generata dalla ventola e quella di espulsione del flusso è analoga o comunque molto simile da non andare a creare zone di variazione di pressione che possono portare il fumo a creare nebbie o dispersioni indesiderate.

Il confronto tra la prima run e l'attuale configurazione evidenzia come l'ottimizzazione del sistema di immissione abbia ridotto drasticamente la turbolenza di scia dei tubetti. Questo garantisce che ogni distorsione del flusso osservata nei test successivi sia imputabile esclusivamente all'interazione aerodinamica con il modello e non a instabilità pregresse del fluido, né ad eventuali ricircoli dovuti alla progettazione della camera stessa. In fase progettuale si era notato che in gallerie piccole, a volte il modello "sposta" l'aria così tanto da far curvare i filetti di fumo prima ancora che entrino nella camera; dato che questi rimangono dritti conferma che la distanza tra il pettine e l'inizio della test section è proporzionata e progettata correttamente.

Si osserva, inoltre, una distribuzione spaziale uniforme del tracciante: la distanza costante tra i filetti lungo l'asse verticale conferma che il campo di velocità nella camera è omogeneo, escludendo la presenza di gradienti di pressione parassiti che potrebbero invalidare la lettura dei test su modelli asimmetrici o profili alari. Infine, oltre alla coerenza spaziale, le riprese evidenziano un'ottima stazionarietà temporale del flusso: l'assenza di pulsazioni o variazioni nella densità dei filetti durante la run conferma che il sistema di alimentazione del fumo e la velocità della ventola mantengono un regime costante, condizione indispensabile per la ripetibilità dei test.

La validazione di un flusso indisturbato omogeneo e stazionario costituisce il presupposto necessario per introdurre i modelli solidi nella camera di prova, spostando l'analisi dall'integrità del fluido alla sua interazione con geometrie specifiche. Il primo step di questa progressione è rappresentato dal test sul cilindro, scelto per la sua natura bidimensionale che permette di isolare i fenomeni di distacco della vena e osservare la formazione della scia senza le interferenze dei flussi trasversali.

Successivamente, lo studio si estenderà ad una sfera, che verrà per semplicità sostituito da un mappamondo ritrovato dotato già di sostegno, introducendo la terza dimensione e la relativa complessità dei flussi che avvolgono l'intera superficie del modello. In questo scenario, il regime di basso Reynolds prevede una separazione precoce dello strato limite laminare, manifestandosi con una scia ampia e instabile coerente con quanto ci si aspetterebbe dalla teoria studiata. Grazie alla nitidezza dei filetti precedentemente validata, ogni distorsione o vortice osservato può ora essere attribuita con rigore scientifico esclusivamente ai gradienti di pressione imposti dai modelli, garantendo un'analisi aerodinamica accurata.



*Figura 53: Flusso attorno cilindro*

Nell'immagine precedente si può notare come sia stato analizzato il caso bidimensionale con un cilindro, che per semplicità è stato trattato con un tubo di palline da tennis vuoto disponibile in casa. Anche in questo caso, come in quello di flusso indisturbato, si può vedere il fumo di glicole propilenico esce dagli ugelli in maniera macroscopicamente laminare e in cui è ben distinguibile ogni linea di flusso per quasi tutta la durata della camera di prova. Tale comportamento è possibile visualizzarlo anche nella raccolta di immagini ad opera di Milton Van Dyke 'An album of Fluid Motion' in cui vi sono riportati numerosi comportamenti analoghi analizzati. In primis, è possibile notare subito una situazione, che dovrà essere confermata anche nel caso della sfera nella analisi successiva, per cui il flusso non cambia direzione quando colpisce il corpo, ma già qualche centimetro prima. Questo perché nella zona antistante al corpo si genera una zona con un gradiente di pressione positivo al flusso, con la sola energia cinetica che non è in grado di vincere le forze di pressione e quindi è forzato ad aggirare il corpo già prima di impattarci contro. È ben evidente, infatti, nell'immagine l'angolazione impressa dalla zona a pressione differente al flusso e che le linee di fumo non percepiscono tutte il medesimo angolo di apertura, ma man mano che ci si allontana dal corpo la deviazione diventa via via minore fino a non percepire più il corpo e, di conseguenza, proseguire il moto indisturbato. Un altro aspetto importante da sottolineare è che arrivati nei punti collocati maggiormente in alto ed in basso del tubo, il flusso non segue più il corpo del tubo come fatto a monte dello stesso, ma è forzato a proseguire in maniera rettilinea con una zona retrostante al corpo che diventa molto turbolenta. Questa turbolenza, come nella zona precedente, è dovuta al fatto che, in questo regime di flusso, si crea una zona con un gradiente di pressione avverso che forza le linee di fumo a non recuperare la geometria del modello. Le analisi effettuate in galleria del vento evidenziano una pulsazione (che però nell'immagine non è possibile percepire visivamente) nella zona turbolenta a valle del modello, fenomeno che distingue

nettamente il comportamento del cilindro da quello della sfera. Tale instabilità è riconducibile alla formazione della scia di Von Karman, caratterizzata dal distacco alternato e periodico di vortici dai fianchi del cilindro. Sebbene la scia possa apparire visivamente come una regione nebulosa e caotica, la teoria fluidodinamica conferma che all'interno di tale 'nuvola' si sviluppano strutture vorticosi organizzate che oscillano con una frequenza specifica (definita dal numero di Strouhal). Queste oscillazioni non solo aumentano la resistenza aerodinamica di forma, ma generano anche sollecitazioni meccaniche e vibrazioni sul corpo, documentando perfettamente l'instabilità intrinseca dei flussi subcritici attorno a corpi tozzi bidimensionali. Tale teoria sulla scia di Von Karman dà la possibilità di confrontare il setup del cilindro e della galleria con quello che ci si aspetterebbe dalla teoria. Infatti, come studiato nel libro "*Fluid Mechanics*" ad opera di Frank M. White, tramite il confronto con il numero di Strouhal teorico e quello reale misurato con i parametri in gioco, è possibile vedere quanto ci si discosta dalla realtà, utilizzando, nel caso del cilindro, un Reynolds pari a 15735, che è fortemente all'interno del regime subcritico. In particolare, la legge empirica è la seguente, valida tra  $250 < Re < 200000$ :

$$St = \frac{fd}{u} = 0,198 \left( 1 - \frac{19,7}{Re} \right)$$

dove  $f$  è la frequenza di distacco dei vortici, che calcolata risulta essere pari a 8,1799Hz,  $d$  è il diametro del cilindro pari a 7,5cm,  $u$  è la velocità del flusso indisturbato lontano dal cilindro pari a  $3,1 \text{ m/s}$  ed infine  $St$  è il numero adimensionale di Strouhal che nella teoria è 0,21. Questo parametro indica quanto è "veloce" il distacco dei vortici rispetto alla velocità del fluido.

- Se  $St$  è basso,  $St < 0,1$ , i vortici si staccano lentamente e sono molto distanziati tra loro;
- Se circa pari a 0,2 allora il range è classico per i corpi tozzi in regime subcritico;
- Se  $St$  è alto,  $St > 0,5$ , i vortici si staccano molto rapidamente, creando una scia densa di oscillazioni.

Nel caso in analisi con i dati forniti in precedenza si ottiene un numero di Strouhal pari a 0,1979 quasi totalmente in accordo con quanto ci si aspettava dalla teoria, con un errore pari al 5,7% rispetto al valore reale di 0,21, riconducibile al blockage ratio del tubo di palline all'interno della camera di prova. Poiché il tubo occupa una frazione non trascurabile della sezione trasversale della galleria, le pareti della camera agiscono da vincolo fisico, forzando un'accelerazione locale del flusso sui fianchi del cilindro, oltre che in parte anche in zona sottostante, e una parziale compressione della scia. Tale interferenza aerodinamica altera lievemente la frequenza naturale di distacco dei vortici rispetto a un flusso in campo aperto, giustificando pienamente la minima discrepanza numerica osservata.

La validazione quantitativa del cilindro conferma la capacità del setup di catturare fenomeni instabili periodici, fornendo la base analitica necessaria per affrontare il caso successivo della sfera. In tale scenario, la complessità del flusso passerà dalla bidimensionalità del tubo alla tridimensionalità del mappamondo, introducendo nuove aspettative e risultati legate alla simmetria sferica della scia.



*Figura 54: Flusso attorno una sfera*

La sfera, che come già precedentemente sottolineato è rappresentata da un mappamondo, rappresenta il necessario step successivo tridimensionale all'appena conclusa analisi bidimensionale del cilindro. Le linee di flusso sono estremamente distinguibili per quasi tutta la lunghezza della camera e si può notare come il corpo venga percepito dal flusso ancora prima di sbatterci contro, coerentemente con quanto afferma la teoria aerodinamica, dovuta al gradiente di pressione avverso che si forma a monte del corpo e che costringe l'aria a curvare. Se si prende come angolo pari a  $0^\circ$  il punto della sfera frontale dove vi è il punto di ristagno anteriore, si può vedere come in questa immagine le linee di flusso una volta oltrepassato un angolo di circa  $80^\circ$  inizino a perdere la loro laminarità ed inizino ad essere turbolente mescolandosi tra di loro. La separazione osservata conferma l'incapacità dello strato limite laminare di superare il recupero di pressione nella zona posteriore, portando alla formazione di una vasta scia turbolenta che, in questo regime subcritico, è la principale responsabile dell'elevata resistenza aerodinamica del corpo. Questo, in un regime di flusso come quello con un Reynolds è estremamente realistico e conferma che la validazione delle linee di flusso sta procedendo nella maniera corretta. Dato che il regime di prova si attesta su questo Reynolds, le forze d'inerzia prevalgono nettamente su quelle viscosi, portando il sistema lontano dalle condizioni di flusso a bassissimo Reynolds dove ci si aspetterebbe un recupero della pressione nel punto di ristagno posteriore. Nel caso in esame, lo strato limite non possiede energia sufficiente per vincere il gradiente di pressione avverso presente sul retro della sfera; questo causa il distacco della vena fluida e la conseguente formazione di una scia turbolenta. Tale fenomeno impedisce fisicamente il ricongiungimento dei filetti di fumo, confermando visivamente l'esistenza della resistenza di pressione o di forma che caratterizza i corpi tozzi in regime subcritico. In conclusione, sebbene la teoria del flusso potenziale preveda un recupero totale della pressione nel punto di ristagno posteriore, le riprese effettuate confermano l'esistenza del Paradosso di d'Alembert. La separazione della vena fluida impedisce la formazione di tale punto, sostituendolo con una zona di ricircolo a bassa pressione che genera la forza di resistenza di forma osservata. Infine, si nota inoltre una leggera interazione tra la scia del modello e il supporto meccanico, un'interferenza attesa che tuttavia non pregiudica l'osservazione

qualitativa dei principali fenomeni fluidodinamici descritti. Sebbene la letteratura identifichi anche per la sfera un numero di Strouhal caratteristico la natura tridimensionale del distacco e l'interferenza del supporto rendono la frequenza di emissione dei vortici meno regolare rispetto al caso bidimensionale. La scia si presenta quindi come una nuvola turbolenta in cui le strutture vorticose, anziché disporsi in una strada ordinata, evolvono contribuendo alla dissipazione energetica e alla resistenza osservata. Per concludere, la visualizzazione del flusso è stata validata anche tramite lo scritto 'Aerodynamics of sports ball' in cui vengono presentate numerose immagini di palle sportive che hanno un comportamento analogo a quello ottenuto tramite la galleria del vento.

L'analisi condotta sui corpi tozzi, analizzati in precedenza come cilindro e sfera, ha permesso di validare il comportamento del flusso nella camera di prova, documentando come la geometria influenzi drasticamente il distacco dello strato limite e la formazione della scia turbolenta. Tuttavia, mentre per il cilindro e la sfera la resistenza è dominata dalla pressione a causa della separazione precoce del flusso, lo studio di un'ala finita in Styrodur introduce il concetto di corpo affusolato.

In questo passaggio, l'obiettivo della simulazione si sposta dal semplice studio della scia alla comprensione di come una geometria ottimizzata possa ritardare il distacco della vena fluida, minimizzando la resistenza di forma e favorendo la generazione di portanza. Nella figura successiva viene riportato un fotogramma della simulazione in cui il fumo di glicole mette in risalto il comportamento dei filetti fluidi a contatto con il corpo affusolato. L'inquadratura permette di apprezzare la deviazione delle linee di flusso in prossimità del bordo d'attacco e la loro successiva evoluzione lungo il dorso dell'ala.



*Figura 55: Flusso attorno un'ala*

In questa visualizzazione è possibile osservare il drastico cambio di comportamento del fluido nel passaggio a un corpo affusolato, dove la geometria è concepita per assecondare la vena fluida anziché contrastarla. Un elemento di rilievo è l'effetto di upwash visibile in prossimità del bordo d'attacco, dove i filetti di fumo iniziano a curvare verso l'alto ben prima dell'impatto fisico con il modello. Questo fenomeno documenta la presenza di un campo di pressioni che influenza il moto a monte, segnalando come l'aria venga indirizzata verso il dorso dell'ala per effetto del gradiente di pressione positivo anteriore.

A differenza delle geometrie analizzate in precedenza, il flusso dimostra una buona capacità di rimanere attaccato alla superficie curva, sintomo che lo strato limite possiede l'energia necessaria per seguire il profilo senza dar luogo a distacchi precoci. È inoltre chiaramente individuabile il punto di ristagno sulla parte anteriore del profilo, nel quale la linea di fumo centrale si divarica con ottima pulizia per distribuirsi tra ventre e dorso.

Il risultato di questa interazione è una scia di scorrimento estremamente sottile e ordinata che si sviluppa a valle del bordo d'uscita, confermando una drastica riduzione della resistenza di forma rispetto ai casi del cilindro e della sfera. La leggera sfuocatura dei traccianti osservabile verso la coda dell'ala suggerisce infine l'insorgere della transizione turbolenta o l'influenza della rugosità superficiale dello Styrodur, che pur alterando localmente la nitidezza del fumo, non pregiudica l'aderenza complessiva della vena fluida.

Un aspetto cruciale che emerge dall'immagine è la differente curvatura tra i filetti superiori e inferiori: le linee di fumo che percorrono il dorso subiscono una deviazione molto più marcata, indicando localmente una maggiore accelerazione del fluido e, per il principio di Bernoulli, una zona di bassa pressione che è la fonte primaria della portanza. Parallelamente, è possibile notare il progressivo ispessimento delle linee di fumo man mano che procedono verso il bordo d'uscita; questo fenomeno è una manifestazione visiva della crescita dello strato limite, che accumula spessore a causa degli effetti viscosi e della rugosità superficiale dello Styrodur.

Il risultato di questa interazione è una scia di scorrimento sottile caratterizzata dal leggero fenomeno del downwash, ovvero la deflessione del flusso all'uscita dal profilo rispetto alla direzione indisturbata, che conferma lo scambio di quantità di moto tra l'ala e il fluido necessario per il sostentamento aerodinamico. La leggera sfuocatura dei traccianti verso la coda suggerisce infine l'insorgere della transizione turbolenta, che pur alterando localmente la nitidezza del fumo, non pregiudica l'aderenza complessiva della vena fluida, mantenendo la resistenza di forma a livelli minimi rispetto ai casi del cilindro e della sfera.

Un'attenta analisi della disposizione del modello rivela inoltre la presenza di un lieve angolo d'attacco positivo, stimabile in pochi gradi, non imputabile a una scelta aerodinamica deliberata ma a inevitabili tolleranze in fase costruttiva. Questa discrepanza geometrica deriva principalmente dall'interfaccia tra il supporto meccanico e l'anima interna in Styrodur, dove anche un minimo disallineamento durante il fissaggio o una leggera asimmetria nella realizzazione manuale del profilo possono imporre un'incidenza residua rispetto all'asse del flusso. Tale inclinazione, seppur minima, è confermata visivamente dall'asimmetria del punto di ristagno e dalla marcata deflessione dei filetti fluidi verso il basso all'uscita dal profilo, dimostrando come il setup sia estremamente sensibile anche a piccole variazioni di assetto.

Questa estrema sensibilità del setup alle minime variazioni di assetto e alle asimmetrie costruttive del modello evidenzia la necessità di un sistema di misurazione capace di quantificare con estrema precisione le risultanti aerodinamiche indotte da tali fenomeni. Se la visualizzazione con fumo permette di identificare qualitativamente l'andamento del flusso attorno agli oggetti analizzati, la quantificazione rigorosa di queste forze richiede un'architettura tecnologica dedicata.

Infatti, assieme a tutta la componentistica per poter far funzionare correttamente la galleria del vento vi è anche un insieme di devices elettronici che sono utilizzati per poter andare a valutare correttamente le forze di Lift L e Drag D che vengono sviluppate all'interno della camera sul modello in esame. Questa architettura elettronica mira a creare prima un insieme funzionante composto dalle due celle di carico

per misurare le due forze in gioco, dal microcontrollore Esp32-S3 Devikit Module con queste due componenti messe in connessione da dei Analog to Digital converter chiamati moduli HX711. Il nucleo fondamentale del condizionamento del segnale è rappresentato dai moduli HX711, convertitori Analogico-Digitali ADC a 24-bit, che permettono di andare a valutare anche le minime fluttuazioni misurate dalle celle di carico. Questi componenti sono essenziali per tradurre i segnali analogici minimi provenienti dal ponte di Wheatstone delle celle in dati digitali elaborabili dall'ESP32. Questa appena descritta è la struttura fondamentale che eseguirà le misurazioni e permetterà di poterle visualizzare a schermo tramite una applicazione chiamata Arduino IDE. Tutto ciò andrà poi inserito in camera di prova per poterci collegare poi il modello ed azionare la ventola. Il modellino sarà collegato alla bilancia aerodinamica in cui le due celle di carico saranno poste ortogonalmente tra di loro per poter calcolare le forze. Questa disposizione è critica dal punto di vista ingegneristico per garantire il disaccoppiamento degli assi, permettendo alla bilancia aerodinamica di isolare la componente verticale, dedicata al Lift, da quella orizzontale, per il Drag, senza interferenze reciproche, assicurando così la purezza del dato sperimentale. Sono state scelte queste celle di carico a flessione da 5kg perché integrano internamente un ponte di Wheatstone. Questa configurazione elettrica trasforma la micro-deformazione meccanica della barretta in un segnale elettrico differenziale, che i moduli HX711 possono poi convertire con estrema precisione in dati leggibili.

La fase di realizzazione pratica ha richiesto una particolare attenzione all'integrità del segnale elettrico, poiché la precisione di un sistema di misura aerodinamico dipende direttamente dalla qualità della sua costruzione fisica. Essendo la componentistica inizialmente composta da moduli e sensori separati, è stato necessario un accurato lavoro di assemblaggio effettuato presso i laboratori dell'Università degli Studi di Padova. In questa sede, è stata eseguita una stagnatura manuale di ogni giunzione tra i fili delle celle di carico e i moduli di acquisizione, un passaggio obbligatorio per garantire che i convertitori HX711 potessero operare alla loro massima risoluzione di 24-bit. Questo processo di saldatura non rappresenta solo un fissaggio meccanico, ma serve a creare una continuità metallica stabile che annulla le resistenze di contatto parassite, le quali verrebbero altrimenti interpretate dal sistema come fluttuazioni di forza o rumore elettrico insopprimibile.



*Figura 56: Stagnatura dei cavi*

Subito dopo la fase di stagnatura, è stato eseguito un test di continuità e isolamento per verificare l'assenza di cortocircuiti o ponti di stagno tra i pin adiacenti. Questo controllo è stato determinante per

assicurare che ogni segnale rimanesse isolato e che l'integrità elettrica del sistema fosse totale prima di procedere all'alimentazione del microcontrollore.

Proseguendo verso l'ESP32-S3, il cablaggio è stato strutturato utilizzando dei jumper per interfacciare i pin di comunicazione GPIO 15, 16, 17 e 18. Fondamentale per la stabilità del segnale è stata la gestione delle alimentazioni e dei riferimenti: i pin VCC dei moduli HX711 sono stati collegati all'uscita 3V3 dell'ESP32 per garantire una tensione di eccitazione costante, mentre i terminali 'Ground' GND sono stati messi a massa comune con il microcontrollore per uniformare il potenziale di riferimento e prevenire loop di massa. Solamente un cavo GND è stato stagnato prima di decidere di passare definitivamente all'utilizzo dei jumper che offrono un montaggio molto più facile rispetto alla saldatura ed inoltre i carichi che deve sopportare il sistema, che comunque dovrebbe essere prossimo allo zero per quanto riguarda il sistema del microcontrollore, hanno portato a questo cambio di collegamento. Ogni percorso dei cavi è stato mantenuto il più breve e ordinato possibile; questa scelta tecnica è mirata a ridurre l'effetto "antenna", ovvero la capacità dei conduttori di captare interferenze elettromagnetiche esterne che potrebbero sporcare il dato digitale prima ancora della sua elaborazione. La stabilità complessiva dell'architettura è stata ulteriormente garantita dal fissaggio dei cavi stessi, impedendo che le vibrazioni meccaniche generate esclusivamente dal flusso d'aria e dalla rotazione della ventola della galleria potessero causare micro-disconnessioni o derive dello zero durante l'acquisizione. In questo modo, la robustezza del cablaggio e la qualità delle saldature effettuate in laboratorio lavorano in sinergia per mantenere costante la calibrazione per tutta la durata del test, assicurando che lo zero impostato nella fase di tara rimanga un riferimento solido e non subisca fluttuazioni indesiderate mentre il modello è sottoposto alle sollecitazioni aerodinamiche in camera di prova.

Appena terminato tutto il processo in laboratorio per saldare e connettere i cablaggi nel modo corretto, è stato fatto un tentativo di avvio per controllare che tutto fosse funzionante correttamente e non ci fossero problematiche relative a corto circuiti o sensori che non leggessero le connessioni nel modo corretto. Una volta verificato che queste problematiche fossero assenti e che le celle di carico misurassero dei valori corretti e coerenti, si è passati al lavoro effettuato al pc per la scrittura del codice da inserire successivamente all'interno dell'Esp32.

Lo sviluppo del sistema di acquisizione non è stato immediato, ma ha seguito un processo iterativo. Inizialmente, ho scritto uno script di base progettato esclusivamente per leggere i 'raw data', ossia i valori grezzi, provenienti dai convertitori HX711. Questo strumento preliminare è stato necessario per poter effettuare la calibrazione fisica.

Con lo script di base attivo, ho posizionato le celle di carico in una configurazione 'a sbalzo' sul banco di lavoro. È stato, quindi, applicato un peso campione noto di 500 grammi simultaneamente su entrambi i sensori. Osservando la variazione tra la lettura a vuoto e quella sotto carico, ho potuto calcolare matematicamente i fattori di conversione necessari. È stato proprio questo test sperimentale a rivelare i coefficienti definitivi di 431.0 per il Lift e 445.0 per il Drag, raggiunti dopo diversi aggiustamenti iterativi. Solo dopo aver stabilito questi valori, ho completato la stesura dello script definitivo.

È ora importante trattare la parte che opererà all'interno del microcontrollore, ovvero lo script, che è il 'cervello' di tutte le misurazioni effettuate in camera di prova. Per poterlo scrivere, è stato necessario il download dell'applicazione Arduino IDE che permette tramite un serial monitor ed un serial plotter di andare a tradurre in digitale quello che avviene fisicamente all'interno della galleria. Una volta stabilita la connessione tramite l'interfaccia di Arduino IDE, lo script agisce attraverso una logica sequenziale

che inizia con una fondamentale fase di inizializzazione e tara dinamica. Durante i primi dieci secondi dall'avvio, il microcontrollore campiona lo stato di quiete delle celle di carico per azzerare il peso statico della piattaforma e del modello; questo processo assicura che ogni grammo rilevato successivamente sia attribuibile esclusivamente alle forze aerodinamiche generate dal flusso d'aria.

Per ovviare alla naturale sensibilità dei sensori a 24-bit, che tenderebbero a registrare anche le minime vibrazioni prodotte dalla rotazione della ventola, nel codice è stato implementato un algoritmo di filtraggio digitale basato sulla media mobile. Attraverso la funzione di 'over sampling', il sistema esegue dieci letture consecutive per ogni singolo punto di dato, restituendo così un tracciato pulito e stabile sul monitor seriale, che permette di distinguere chiaramente l'andamento delle forze dal rumore meccanico di fondo.

Il cuore matematico dello script risiede però nella conversione dei segnali elettrici in unità fisiche reali, resa possibile dall'inserimento dei fattori di scala determinati durante la calibrazione in laboratorio. Utilizzando i coefficienti di 431.0 per il Lift e 445.0 per il Drag, il microcontrollore trasforma istantaneamente i microvolt provenienti dai moduli HX711 in grammi, applicando inoltre un'inversione di segno software per far coincidere i dati con la convenzione fisica della portanza positiva.

L'intero flusso di dati converge infine nella visualizzazione in tempo reale, dove il Serial Plotter trasforma i calcoli del microcontrollore in un grafico dinamico. Questa configurazione permette di osservare simultaneamente come la portanza e la resistenza interagiscano tra loro al variare della velocità del vento, fornendo un riscontro immediato sulla qualità aerodinamica del modello e garantendo la piena tracciabilità di ogni fenomeno osservato all'interno della camera di prova.

Il software è stato progettato con un'architettura a doppio output: un flusso di dati grezzi per l'archiviazione e un'interfaccia testuale per il monitoraggio grafico immediato. Questo ha permesso di validare la prova visivamente mentre veniva eseguita, assicurandoci al contempo di avere un database numerico completo per la successiva analisi statistica dei carichi aerodinamici.

```

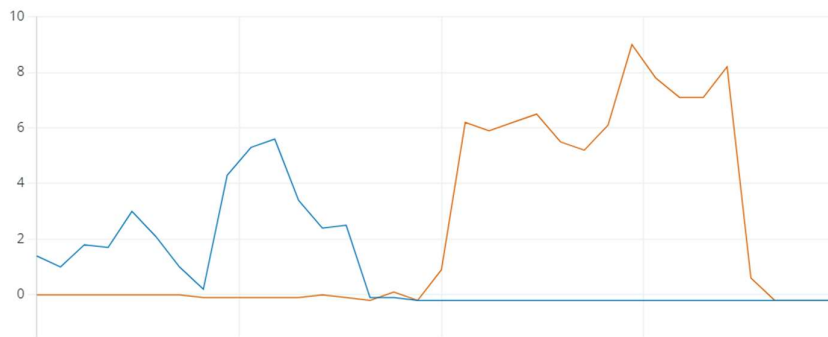
script_dati.ino
1  #include "HX711.h"
2
3  // --- PINOUT ---
4  const int PIN_LIFT_SCK = 17;
5  const int PIN_LIFT_DOUT = 18;
6  const int PIN_DRAG_SCK = 15;
7  const int PIN_DRAG_DOUT = 16;
8
9  HX711 bilanciaLift, bilanciaDrag;
10
11 // --- CALIBRAZIONE ---
12 float calibrazioneLift = 431;
13 float calibrazioneDrag = 445;
14
15 unsigned long tempoInizio;
16 const unsigned long DURATA_MAX_MS = 200000;
17 bool testAttivo = true;
18
19 void setup() {
20   Serial.begin(115200);
21
22   bilanciaLift.begin(PIN_LIFT_DOUT, PIN_LIFT_SCK);
23   bilanciaDrag.begin(PIN_DRAG_DOUT, PIN_DRAG_SCK);
24
25   bilanciaLift.set_scale(calibrazioneLift);
26   bilanciaDrag.set_scale(calibrazioneDrag);
27
28   delay(2000);
29
30   bilanciaLift.tare();
31   bilanciaDrag.tare();
32
33   tempoInizio = millis();
34
35   // Questa riga serve come intestazione per il file (Header)
36   Serial.println("Tempo_s,Grammi_Lift,Grammi_Drag");
37 }
38
39 void loop() {
40   if (!testAttivo) return;
41
42   unsigned long tempoAttuale_ms = millis() - tempoInizio;
43
44   if (tempoAttuale_ms >= DURATA_MAX_MS) {
45     testAttivo = false;
46     Serial.println("--- FINE TEST ---");
47     return;
48   }
49
50   if (bilanciaLift.is_ready() && bilanciaDrag.is_ready()) {
51     // Media di 10 letture
52     float gLift = bilanciaLift.get_units(10);
53     float gDrag = bilanciaDrag.get_units(10);
54
55     // --- MODIFICA RIGOROSA PER MATLAB (FORMATO CSV) ---
56     // Stampiamo solo i valori separati da virgole
57     Serial.print(tempoAttuale_ms / 1000.0, 3); // Colonna 1: Tempo in secondi
58     Serial.print(",");
59     Serial.print(gLift, 4); // Colonna 2: Lift
60     Serial.print(",");
61     Serial.println(gDrag, 4); // Colonna 3: Drag
62   }
63
64   delay(50);

```

Figura 57 e 58: Script Arduino

In questa versione finale, ho integrato i coefficienti di scala per ottenere letture direttamente in grammi e ho implementato le funzioni avanzate di monitoraggio:

1. La Tara Automatica: Per azzerare il sistema all'inizio di ogni run.
2. Il Filtraggio a Media Mobile: Basato su 10 campionamenti per stabilizzare il segnale contro le turbolenze.
3. L'Output Ibrido: Una formattazione dei dati che permette contemporaneamente la visualizzazione sul Serial Plotter (per il controllo visivo immediato) e la creazione di una tabella in formato CSV.



*Figura 59: Serial Plotter*

Grazie a questa procedura, lo strumento non è solo un visualizzatore di grafici in tempo reale, ma un sistema che permette di collezionare dati alla fine di ogni simulazione. Al termine dei 200 secondi di test, il sistema fornisce un database completo di timestamp e carichi aerodinamici, pronto per essere importato in Matlab per il calcolo dei coefficienti di portanza e resistenza. Ho scelto MATLAB, piuttosto che Excel, perché mi permette di gestire grandi set di dati in modo più efficiente e di applicare facilmente script di calcolo complessi per la normalizzazione dei risultati in base alla densità dell'aria e alla velocità del flusso, operazioni fondamentali in ambito aerospaziale. L'intero database raccolto, completo di timestamp e valori di forza, viene infatti importato in ambiente MATLAB per la post-elaborazione. Questo mi permette di passare rapidamente dal monitoraggio in tempo reale della galleria del vento a un'analisi numerica avanzata, facilitando il calcolo dei coefficienti aerodinamici e la creazione di grafici comparativi ad alta precisione, pronti per essere inseriti nella documentazione tecnica del progetto.

Per poter fare le misurazioni all'interno della galleria del vento, è necessario progettare e costruire una bilancia aerodinamica a due componenti 'ad hoc' per le misure disponibili in camera di prova. Il primo punto fondamentale nella fase di progettazione è stato il disaccoppiamento totale delle due celle di carico in modo da scindere fisicamente i risultati ottenuti da una e dell'altra cella in modo da non andare incontro ad influenze a cascata dovuta all'architettura stessa.

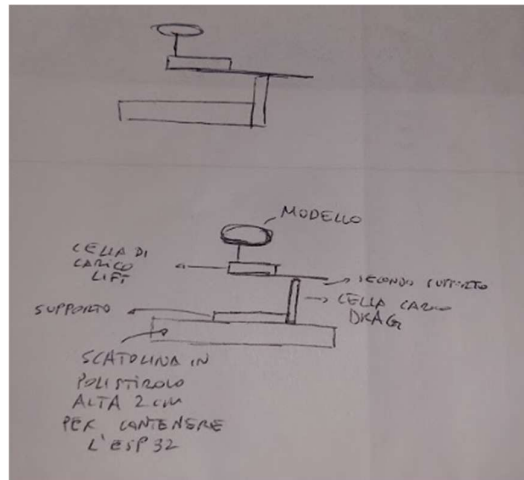


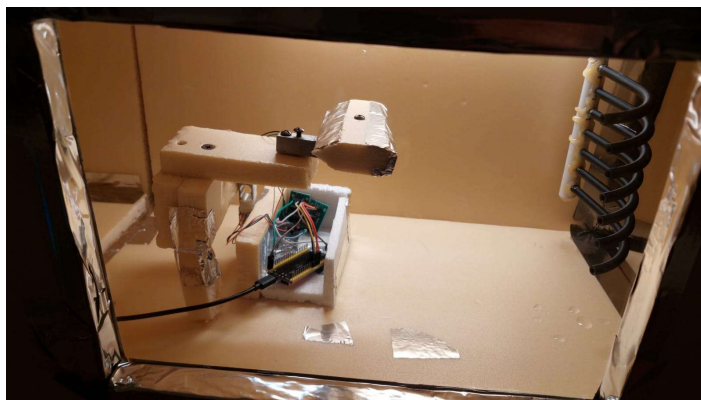
Figura 60: Progetto supporto di calcolo

In primo luogo, si è costruito un compartimento per poter alloggiare il modulo ESP32 e i moduli HX711 con tutti i cablaggi presenti utilizzando del polistirolo normale per le facce che dovevano fungere solo da schermo e da contenitore, mentre per il lato portante è stato utilizzato uno scarto di Styrodur che da maggior garanzie dal punto di vista della tenuta fisica sotto stress una volta accesa la ventola. In questa configurazione, la cella del Drag è stata ancorata direttamente al pannello di Styrodur in posizione verticale, una scelta fatta basandosi sulla necessità di permetterle la flessione longitudinale rispetto al flusso d'aria. In questo modo, la spinta orizzontale del flusso viene captata come una sollecitazione nella direzione del flusso in modo da poter misurare la forza di resistenza aerodinamica.

Sulla parte superiore della cella di carico è stato fissato un raccordo rigido a L che sostiene la cella di Lift, montata in posizione orizzontale. Questa seconda cella, montata a sbalzo sulla giunzione lineare, fa in modo che, nel momento in cui il modello genera portanza  $L$ , si fletta verticalmente per registrarne l'intensità. In questa fase, la rigidità strutturale del supporto a L risulta cruciale: un materiale eccessivamente elastico o una giunzione debole introdurrebbero infatti vibrazioni parassite capaci di 'sporcare' il segnale acquisito, compromettendo la pulizia dei dati inviati al microcontrollore. Nonostante l'altezza limitata a 30 cm della camera di prova, il supporto il supporto è stato studiato in modo tale da occupare al massimo una dimensione pari a 14 cm. Tale geometria assicura che operi in aria indisturbata e che tutto il supporto non vada ad intaccare la misurazione sia visiva che quantitativa sul modellino in galleria e, infine, questo accorgimento risulta essere fondamentale per evitare le interferenze fluidodinamiche causate dagli strati limite che si sviluppano in prossimità delle pareti, garantendo che il flusso d'aria che investe il modello sia il più uniforme e indisturbato possibile.

Questa architettura a cascata, pur nella sua semplicità costruttiva, assicura che i dati processati dall'ESP32 e successivamente analizzati in MATLAB siano fisicamente coerenti. Il disaccoppiamento dei vettori forza ottenuto tramite l'ortogonalità delle celle permette infatti di ottenere grafici di portanza e resistenza stabili, minimizzando il fenomeno del "cross-talk", ovvero quel fenomeno per cui le due celle di carico si influenzano tra di loro, tra i canali e fornendo una base solida per il calcolo dei coefficienti aerodinamici finali.

Dal punto di vista della gestione del segnale, è stato inoltre necessario prevedere un'inversione software della convenzione dei segni: poiché la cella di Lift è montata a sbalzo, la forza ascensionale genera una flessione che verrebbe interpretata come valore negativo; lo script interviene quindi in tempo reale per restituire una lettura di portanza positiva, coerente con le convenzioni fisiche della fluidodinamica.



*Figura 61: Supporto di calcolo completo*

Completata la configurazione hardware e la messa a punto dell'algoritmo di inversione del segnale, il sistema è stato sottoposto a una fase di calibrazione statica per garantire la linearità della risposta dei sensori. Tuttavia, per verificare l'effettiva capacità della bilancia aerodinamica di operare in condizioni di flusso reale, si è reso necessario il passaggio alla fase di validazione dinamica in camera di prova. Questa transizione dal banco di calibrazione all'ambiente di test ha l'obiettivo di dimostrare non solo la precisione del trasduttore, ma anche la sua sensibilità nel rilevare le mutazioni di pressione indotte da un corpo investito da una corrente fluida costante. In questo contesto, l'integrità strutturale del supporto e la corretta interpretazione dei segni software rappresentano i pilastri su cui poggia l'intera analisi dei carichi aerodinamici che segue.

La fase di validazione sperimentale del sistema è stata, quindi, condotta impiegando un modello geometricamente noto, progettato per generare sollecitazioni aerodinamiche chiaramente distinguibili dal rumore di fondo. Il corpo di prova è stato realizzato in polistirene estruso, lo Styrodur, materiale selezionato già per numerose altre parti già trattate e che rappresentava uno scarto di produzione. Con una massa contenuta in circa 2.8 g, il modello riduce sensibilmente l'inerzia del sistema, permettendo alla cella di carico di rilevare le fluttuazioni ad alta frequenza indotte dalla turbolenza senza saturare il fondo scala del sensore.

Dal punto di vista geometrico, il modello consiste in un parallelepipedo di 40 x 80 mm con una spalla pronunciata di 25 mm. In termini aerodinamici, tale configurazione definisce un "corpo tozzo" o "bluff body", caratterizzato da un comportamento aerodinamico dominato dalla pressione piuttosto che dall'attrito superficiale. A differenza di un profilo alare affusolato, la presenza di spigoli vivi e di uno spessore rilevante impone un distacco forzato della vena fluida già in corrispondenza del bordo d'attacco superiore. Questo fenomeno genera una vasta scia turbolenta a valle del corpo e una distribuzione di pressione asimmetrica, rendendo l'assetto ideale per testare la sensibilità del sistema di acquisizione basato su ESP32 e HX711. La scelta di una geometria così severa ha permesso di confermare la risoluzione della cella di carico del Lift, capace di mappare con coerenza la turbolenza del flusso nonostante l'elevata instabilità della scia e i marcati distacchi di vena.

L'intero blocco è stato accoppiato alla bilancia mediante una vite alla struttura di misura del Lift, garantendo che le forze di pressione vengano trasmesse integralmente agli estensimetri. Sebbene l'attuale configurazione hardware non abbia permesso di registrare valori significativi per il canale del

Drag, la stabilità e la coerenza dei dati ottenuti sulla portanza dimostrano l'efficacia del sistema nel rilevare carichi aerodinamici nell'ordine del centesimo di Newton.

Per poter andare a visualizzare in maniera più rigorosa i dati ottenuti nella run è stato implementato uno script su Matlab in modo da ottenere dei grafici puliti e poter andare ad effettuare quelle semplificazioni numeriche dovute alle instabilità indotte dalla ventola, andando ad effettuare un confronto nel medesimo grafico di tali andamenti. Lo script è molto semplice ed infatti è articolato in questo modo:

- Inizializzazione e definizione delle variabili in gioco: Il primo blocco dello script definisce l'ambiente di calcolo e le costanti fisiche della prova. Vengono impostati i parametri geometrici del modello, come la superficie  $S$ , e le proprietà del fluido, tra cui densità dell'aria  $\rho$  e velocità di flusso  $v$ . Questo permette di passare da una semplice misura di massa in grammi a un'analisi aerodinamica normalizzata.
- I dati grezzi provenienti dal sistema ESP32 – HX711 vengono convertiti in unità del Sistema Internazionale. Lo script esegue quindi due operazioni fondamentali: inverte il segno dato che trasforma i valori negativi, in quanto la cella misura un dato positivo che segue la gravità ed essendo la portanza in verso opposto è coerente sia negativo il valore, e converte i grammi di forza calcolati in Newton  $N$  attraverso la costante di gravità  $g$ , da cui poi verrà calcolato il valore dei coefficienti aerodinamici.
- Per contrastare le instabilità e le fluttuazioni ad alta frequenza indotte dalla turbolenza della ventola, lo script applica un filtro di media mobile, attraverso il comando 'movmean' di Matlab. Questa tecnica di smoothing agisce come un filtro passa-basso digitale, calcolando la media locale su una finestra di campioni definita. Il risultato è un segnale che filtra i picchi superiori e inferiori dovuti alla non perfetta costanza del flusso della ventola durante la simulazione, che permette di identificare la portanza media reale esercitata sul blocco di Styrodur.
- Calcolo dei coefficienti aerodinamici attraverso l'utilizzo delle rispettive formule
- Analisi statistica e visualizzazione grafica attraverso 3 grafici distinti: il primo con l'andamento del Lift reale calcolato durante la simulazione, il secondo con il Lift mediato ed il terzo con l'andamento reale del coefficiente di portanza.

Di seguito l'immagine dello script utilizzato:

```
1 %% ANALISI AERODINAMICA - VALIDAZIONE LIFT|
2 clear all; clc;
3
4 % --- PARAMETRI DI INPUT ---
5 L = 0.080; S = 0.080 * 0.040; % Dimensioni e Superficie (m^2)
6 rho = 1.225; v = 3.2; % Aria e Velocità (m/s)
7
8 % --- 1. IMPORTAZIONE DATI ---
9 % Legge il file CSV (assicurati che il file sia nella stessa cartella)
10 data = load('dati_bluff_body_2.txt');
11
12 tempo = data(:,1); % Colonna 1: Tempo [s]
13 lift_raw = abs(data(:,2)); % Colonna 2: Lift [g] (usiamo abs per averlo positivo)
14 drag_raw = data(:,3); % Colonna 3: Drag [g]
15
16 % --- ELABORAZIONE ---
17 idx_regime = tempo > 50;
18 lift_g = abs(lift_raw);
19 lift_N = (lift_g / 1000) * 9.81;
20 lift_regime_raw = lift_raw(idx_regime);
21 lift_regime_N = (lift_regime_raw / 1000) * 9.81;
22
23 % Filtraggio oscillazioni (Media Mobile su 3 campioni)
24 lift_smooth = movmean(lift_N, 3);
25
26 % Calcolo Coefficiente CL
27 q = 0.5 * rho * v^2;
28 CL_mean = lift_smooth / (q * S);
29 CL = lift_N / (q * S);
30 CL regime = lift regime N / (q * S);
31
32 % --- 2. GRAFICI ---
33 figure('Color', 'w', 'Name', 'Analisi Aerodinamica Completa');
34
35 % --- Grafico 1: Portanza Istantanea e Filtrata ---
36 subplot(3,1,1);
37 plot(tempo, lift_N, 'Color', [0 0 0], 'LineWidth', 0.5, 'DisplayName', 'Dati Grezzi');
38 hold on;
39 title('Portanza Sperimentale [N]');
40 ylabel('Forza [N]');
41 ytickformat('%0.4f');
42 xtickformat('%0.4f');
43 grid on;
44 legend('Location', 'best');
45
46 % --- Grafico 2: Portanza Mediata (Solo Regime Stazionario) ---
47 subplot(3,1,2);
48 % Qui plottiamo il valore medio calcolato a regime come linea orizzontale
49 plot(tempo, movmean(lift_N, 5), 'b', 'LineWidth', 1.5, 'DisplayName', 'Dato Filtrato');
50 hold on;
51 title('Portanza Mediata a Regime');
52 ylabel('Portanza mediata [N]');
53 grid on;
54 ytickformat('%0.4f');
55 xtickformat('%0.4f');
56 legend('Location', 'best');
```

```

58 % --- Grafico 3: Evoluzione Coefficiente di Portanza CL ---
59 subplot(3,1,3);
60 plot(tempo, CL, 'g', 'LineWidth', 2);
61 title('Evoluzione Coefficiente di Portanza C_L');
62 xlabel('Tempo [s]');
63 ylabel('C_L [-]');
64 ytickformat('%.4f');
65 grid on;
66
67
68 % Ottimizzazione spazio tra i grafici
69 sgtitle('Risultati Test Galleria del Vento'); % Titolo generale superiore
70
71 % --- 3. RISULTATI ---
72 fprintf('--- RISULTATI ANALISI ---\n');
73 fprintf('Durata test: %.2f secondi\n', max(tempo));
74 fprintf('La cella di carico misura: %.4fg\n', mean(lift_g));
75 fprintf('Portanza Media nella simulazione: %.4fN\n', mean(lift_N));
76 fprintf('Portanza Media a regime: %.4fN\n', mean(lift_regime_N));
77 fprintf('CL Medio: %.4f\n', mean(CL));
78 fprintf('CL a regime: %.4f\n', mean(CL_regime));

```

*Figura 62, 63 e 64: Script Matlab per l'acquisizione dei dati dell'ala*

Il precedente script è quello utilizzato per la visualizzazione dei dati del profilo alare e del modello completo del velivolo di studio; nel caso del Bluff Body vi è semplicemente una modifica che viene riportata nella prossima immagine per quanto riguarda i parametri, dato che un parallelepipedo non dispone di corda ed apertura alare, ma semplicemente di tre valori per la lunghezza L, per la profondità d e per la superficie S:

```

% --- PARAMETRI DI INPUT ---
L = 0.080; S = 0.080 * 0.040; % Dimensioni e Superficie (m^2)
rho = 1.225; v = 3.2; % Aria e Velocità (m/s)

```

*Figura 65: Modifiche script Matlab per poter calcolare i parametri del Bluff Body*

```

--- RISULTATI ANALISI ---
Durata test: 199.58 secondi
La cella di carico misura: 0.4715g
Portanza Media nella simulazione: 0.0046N
Portanza Media a regime: 0.0054N
CL Medio: 0.2304
CL a regime: 0.2710

```

*Figura 66: Risultati Corpo Tozzo*

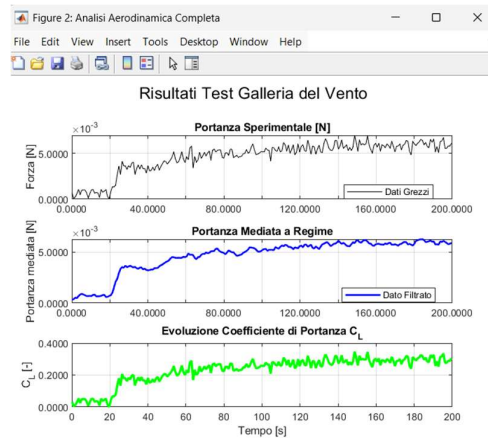


Figura 67: Grafici risultati Bluff Body

Dall'analisi dei grafici relativi al corpo tozzo, emerge chiaramente come la fase di transizione richieda un intervallo temporale prolungato, pari circa a 60 secondi, prima che il flusso si stabilizzi in un regime stazionario attorno al quale i valori iniziano ad oscillare in modo regolare. Questo comportamento è sintomatico della scia turbolenta generata da una geometria non aerodinamica, che impiega più tempo per raggiungere un equilibrio fluidodinamico all'interno della camera di prova.

Nonostante la natura del corpo, il valore del coefficiente di portanza a regime, pari a 0,2710, risulta sorprendentemente significativo per un'incidenza di 0°. Tale dato indica che anche una geometria tozza, seppur priva di profili alari ottimizzati aerodinamicamente, è in grado di generare una parziale differenza di pressione tra il dorso e il ventre a causa della sua asimmetria o della posizione del baricentro rispetto al flusso.

Infine, l'analisi numerica conferma l'efficacia del post-processing: mentre la portanza media dell'intera simulazione è di soli 0,0046 N, il valore calcolato esclusivamente a regime sale a 0,0054 N. Questa discrepanza sottolinea come, anche per corpi con bassa efficienza aerodinamica, l'esclusione del transitorio iniziale sia fondamentale per ottenere una caratterizzazione precisa delle forze in gioco, evitando di sottostimare i coefficienti caratteristici del modello.

Ora, invece, si proverà a dare una forma di profilo alare al pezzo di Styrodur, diverso da quello utilizzato in precedenza come Bluff body, in modo da poter visualizzare anche quelle che sono le differenze sostanziali dovute alla forma dell'oggetto studiato. La lavorazione del materiale è stata effettuata attraverso l'utilizzo di una sega da legno che si è dimostrata molto efficace per tagli su pezzi di piccole dimensioni. Per dare poi maggior finitura al profilo alare al leading e al trailing edge si è utilizzato il nastro alluminato che ha dato la forma che si può vedere nella immagine successiva.



Figura 68 e 69: Profilo alare utilizzato

Una volta posizionato sul supporto e collegato tutti i cablaggi al PC per poter far funzionare la strumentazione, è stata fatta iniziare una run di simulazione in cui i primi 20 secondi sono stati effettuati a ventola spenta per poter verificare che il sistema misurasse correttamente a cui poi sono seguiti 180 secondi di simulazione a ventola accesa. In questi 3 minuti, il sistema ha acquisito dati ogni 50 millisecondi, dando una risposta visiva immediata dell'andamento ogni secondo per poter avere un'idea in tempo reale di quali fossero i valori delle forze in gioco.

Al termine della simulazione sono stati esportati i dati in un file in formato '.txt' che è stato richiamato su Matlab per poter avere in modo automatico le colonne con i tempi e i dati delle forze. Di seguito vengono mostrate le immagini dei grafici che sono stati anticipati precedentemente e i valori medi ottenuti durante la simulazione.

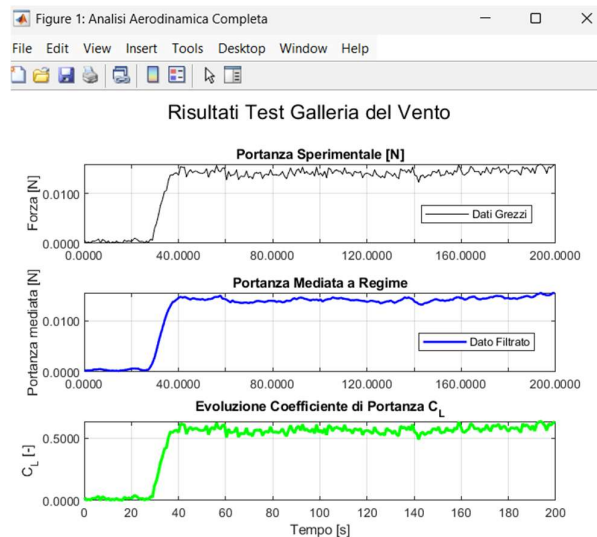


Figura 70: Grafico risultati Matlab dell'ala

Dalle figure precedenti si può notare subito quanto spiegato sui primi 20 secondi, evidenziato dal fatto che i valori sono molto bassi e negativi, coerente con il segno imposto dalla cella di carico verso il basso e con il fatto che il profilo alare pesi circa 2,5 grammi. Una volta attivata la ventilazione, si osserva un transitorio di circa 10 secondi in cui la portanza cresce rapidamente fino a stabilizzarsi intorno ai 40 secondi di test. In questa fase di regime stazionario, il sistema mostra una portanza media di 1,2200 grammi, corrispondenti a circa 0,0120 Newton.

Sebbene il valore in grammi possa sembrare contenuto, il calcolo del coefficiente di portanza adimensionale restituisce un valore di  $C_L$  pari a 0,477. Questo dato è estremamente significativo poiché dimostra che il profilo, nonostante sia posizionato a un angolo di attacco di  $0^\circ$ , possiede una curvatura efficace in grado di generare una circolazione d'aria asimmetrica. Le fluttuazioni visibili nei dati grezzi del primo grafico sono indicative della turbolenza intrinseca del flusso e delle vibrazioni del materiale leggero, ma la sovrapposizione del dato filtrato tramite media mobile permette di confermare la stabilità del fenomeno e la validità statistica della prova eseguita.

Il valore del coefficiente di portanza ottenuto risulta particolarmente significativo se rapportato alla velocità di prova di 3.32 m/s. A questa velocità, la pressione dinamica esercitata dal flusso è molto ridotta, il che implica che la geometria del profilo in Styrodur è in grado di generare una differenza di pressione tra dorso e ventre estremamente efficiente per le condizioni date.

Il Numero di Reynolds, calcolato a 21.333 in questa condizione sul profilo alare considerato, conferma che il test si è svolto in un regime di moto dove la viscosità dell'aria gioca un ruolo cruciale. Un  $C_L$  in questo range è indice di un profilo che, nonostante la costruzione artigianale, presenta una curvatura e una finitura superficiale adeguate a mantenere il flusso adeso alla superficie, evitando stalli precoci che sono tipici di velocità così basse. In conclusione, i dati dimostrano che il prototipo non solo genera una forza misurabile che lo rende estremamente utile come primo dato ottenuto dalla misurazione in galleria.

Adesso seguirà una seconda simulazione per validare i dati ottenuti, garantendo soprattutto la ripetibilità che è un punto estremamente importante in questo tipo di esperimenti.

In questa run in galleria, ciò che si ottiene è mostrato nell'immagine seguente:

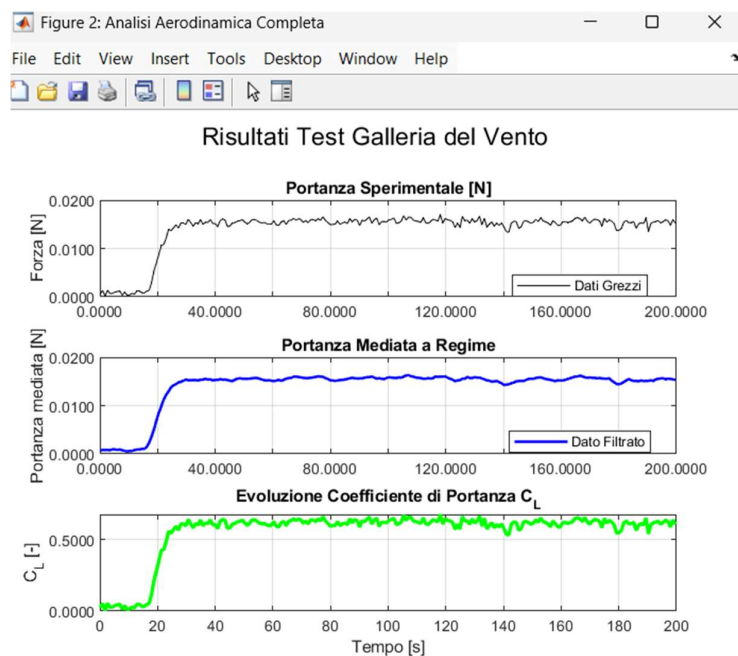


Figura 71: Grafico Risultati di conferma

Dall'immagine precedente, si può notare in maniera evidente subito l'aspetto più importante che doveva essere confermato, ovvero che la seconda simulazione (a cui poi seguirà anche una terza di conferma ulteriore) ha riprodotto in maniera molto fedele i valori ottenuti nel corso della prima simulazione. L'andamento si mantiene costante tra le diverse sessioni: una fase iniziale nulla, in cui la ventola è spenta e la cella di carico registra esclusivamente il peso statico del profilo, è seguita da un transitorio di crescita dovuto all'accelerazione del flusso nella galleria. Una volta raggiunto il regime stazionario, i valori di portanza oscillano in un intervallo molto compatto, compreso tra 0,0134 N e 0,0151 N. Tali fluttuazioni sono riconducibili alle micro-variazioni della velocità del flusso e, in particolare, alla dinamica dei vortici attorno all'ala che ne influenzano la stabilità aerodinamica, andando a modificare leggermente i valori misurati, con un effetto leggero di aeroelasticità. Per questo motivo, il secondo grafico è frutto della media operata sul valore X, il valore X-1 e X+1, in modo da andare ad eliminare tali oscillazioni e isolare il valore netto medio che percepisce la cella di carico e, di conseguenza, il profilo alare.

Infine, l'ultimo grafico che mostra l'andamento del coefficiente di portanza  $C_L$  è pressoché identico a quello proposto in precedenza nella prima run ed anche in questo caso il comportamento del grafico è coerente con quanto presentato per il Lift. In questo caso però, tale andamento conferma come il flusso attorno al profilo in Styrodur è coerente con il regime di flusso considerato, ovvero quello dei bassi numeri di Reynolds, di fatto validando l'intero set di dati raccolti attraverso la stabilità, la prevedibilità e la ripetizione dei medesimi risultati.

Di seguito, l'ultima simulazione effettuata per il caso con un angolo d'attacco pari a  $0^\circ$  partendo anche in questo caso dai grafici ottenuti e che mostrano, anche in questo caso, un andamento identico e che quindi validano tutta la simulazione effettuata.

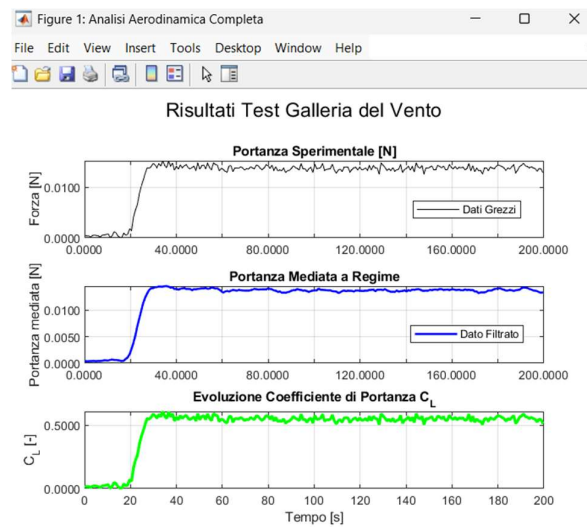


Figura 72: Grafici terza conferma

In conclusione, l'analisi della terza serie di grafici non solo conferma l'analogia con i risultati precedenti, ma agisce come validazione definitiva dell'intero impianto sperimentale. La perfetta sovrapposizione dei regimi transitori e, soprattutto, la costanza del coefficiente  $C_L$  intorno al valore di 0,5 in sessioni distinte, permettono di escludere errori sistematici o strumentali. Tale convergenza trasforma la misura da una singola osservazione ad un dato ripetibile, confermando che il comportamento aerodinamico del profilo a bassi numeri di Reynolds è stato mappato con elevata accuratezza e conferma la robustezza del progetto.

```
Durata test: 199.62 secondi
La cella di carico misura: 1.2200g
Portanza Media nella simulazione: 0.0120N
Portanza Media a regime: 0.0142N
CL Medio: 0.4770
CL a regime: 0.5672
```

```
Durata test: 199.60 secondi
La cella di carico misura: 1.4209g
Portanza Media nella simulazione: 0.0139N
Portanza Media a regime: 0.0155N
CL Medio: 0.5556
CL a regime: 0.6179
```

```
Durata test: 199.58 secondi
La cella di carico misura: 1.2496g
Portanza Media nella simulazione: 0.0123N
Portanza Media a regime: 0.0138N
CL Medio: 0.4886
CL a regime: 0.5486
```

*Figura 73, 74 e 75: Risultati numerici ottenuti*

Le 3 immagini precedenti mostrano i valori numerici medi ottenuti durante la simulazione in galleria del vento e tramite lo script di Matlab precedentemente caricato. L'analisi dei dati, infatti, fornisce la conferma della validità dei test grazie al minimo scarto ottenuto nelle tre simulazioni. Il dato più significativo è la consistenza del Coefficiente di Portanza  $C_L$  medio, che si attesta in un intervallo estremamente ristretto tra 0,4770 e 0,5556. Questa variazione nell'ordine dei centesimi tra tre sessioni di prova indipendenti dimostra l'elevata ripetibilità del set-up sperimentale.

Un altro aspetto fondamentale emerge dal confronto tra la 'Portanza Media nella simulazione' e la 'Portanza Media a regime'. Si nota come il valore a regime sia, come ci si aspetta, sistematicamente più alto, tra 0,0142 N e 0,0155 N, a conferma del fatto che l'esclusione della fase transitoria iniziale sia stata un'operazione necessaria per non sottostimare le reali prestazioni aerodinamiche del profilo, con una differenza anche del 15% che non è trascurabile.

Dal punto di vista fisico, la cella di carico ha registrato una portanza media in un range tra 1,22g e 1,42g. Rapportando questo valore al peso del profilo, si nota che l'ala è in grado di generare una forza pari a oltre il 50% del proprio peso a una velocità di soli 3,32 m/s. La precisione dei risultati numerici, espressi fino alla quarta cifra decimale, permette di concludere che le fluttuazioni osservate nei grafici, dovute alla turbolenza dei bassi numeri di Reynolds, non invalidano la solidità della misura media, rendendo il dato finale scientificamente rilevante per la caratterizzazione del profilo in Styrodur.

La solida convergenza dei risultati ottenuti a 0° permette di considerare validata la metodologia sperimentale e l'affidabilità della cella di carico. Tale stabilità rappresenta il presupposto fondamentale per l'estensione dell'indagine aerodinamica a configurazioni caratterizzate da un maggiore angolo d'attacco, necessarie per comprendere a fondo il comportamento della galleria e del modello prima di andare a incrementare la difficoltà della geometria con l'ultimo step, ovvero quello con l'analisi dell'aeromodello completo.

Il passaggio alla trattazione con un angolo d'attacco di 8° risponde, quindi, alla necessità di mappare sia il profilo in Styrodur in condizioni di alta incidenza sia per comprendere il comportamento della struttura. Aumentando l'angolo, ci si aspetta non solo un incremento sensibile dei valori di portanza, ma anche una maggiore complessità del flusso, con un potenziale spostamento del punto di transizione dello strato limite.

Come avvenuto per il caso a  $0^\circ$ , ora seguirà la presentazione dei risultati di tre simulazioni effettuate per poter validare quanto ottenuto attraverso la ripetibilità dei dati acquisiti. Questa procedura di tripla acquisizione dati non è una semplice ripetizione, ma rappresenta la base fondamentale della validazione dei dati: l'obiettivo è dimostrare che, anche incrementando il carico aerodinamico e la complessità del flusso, il sistema di misura mantenga la stessa precisione e affidabilità riscontrata nelle prove precedenti.

Di seguito, si trova l'immagine relativa alla prima run effettuata, nonostante non fosse la prima assoluta in quanto a meta simulazione il supporto che generava l'angolo al sistema cedeva ed ha quindi richiesto un rinforzo significativo per poter lavorare correttamente per tutti i 200 secondi di durata del test e per tutte le 3 run in modo da garantire la miglior coerenza del setup possibile tra le tre acquisizioni dati.

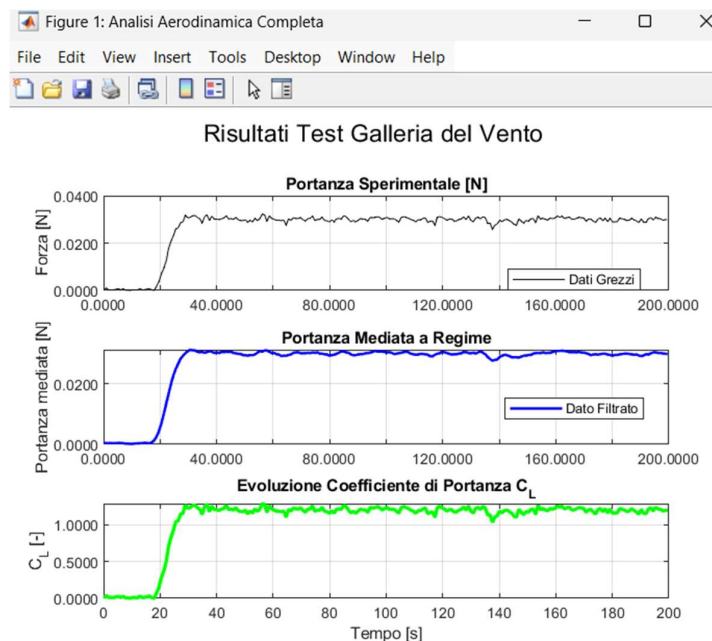


Figura 76: Grafici risultati con un angolo  $\alpha = 8^\circ$

Il passaggio a un angolo d'attacco di  $8^\circ$  ha prodotto un incremento sostanziale di tutte le grandezze misurate, come evidenziato chiaramente dalla nuova serie di grafici. In questa configurazione, la portanza media a regime è salita a circa 0,0300 N. Questo dato conferma la sensibilità del profilo in Styrodur all'aumento dell'incidenza e la sua capacità di deviare il flusso in modo molto più marcato. Questo comportamento lineare conferma che il profilo sta lavorando in una zona di funzionamento regolare, lontano da fenomeni di distacco massivo della vena fluida.

L'aspetto più rilevante emerge dall'analisi dell'Evoluzione del Coefficiente di Portanza, che in questa run ha raggiunto e superato il valore di 1,2, come si può notare dal grafico. Rispetto allo 0,5 ottenuto a  $0^\circ$ , questo balzo quantifica l'efficienza del profilo nel generare sostentamento quando inclinato: il coefficiente è più che raddoppiato, indicando che il profilo sta operando in una zona di alta portanza senza ancora aver raggiunto il punto di stallo.

Dal punto di vista della stabilità, il grafico della 'Portanza Mediata a Regime' mostra un andamento simile alle prove precedenti: dopo il transitorio di accensione, terminato intorno a 30 secondi, il segnale si stabilizza oscillando leggermente. Nonostante l'aumento del carico aerodinamico possa generare

vortici più intensi e turbolenza di scia, il filtro a media mobile restituisce un valore pulito e costante, dimostrando che il flusso rimane adeso al dorso dell'ala anche a  $8^\circ$ .

Ora verranno presentati i grafici delle due run di conferma dell'acquisizione dei dati per dare validità alla simulazione.

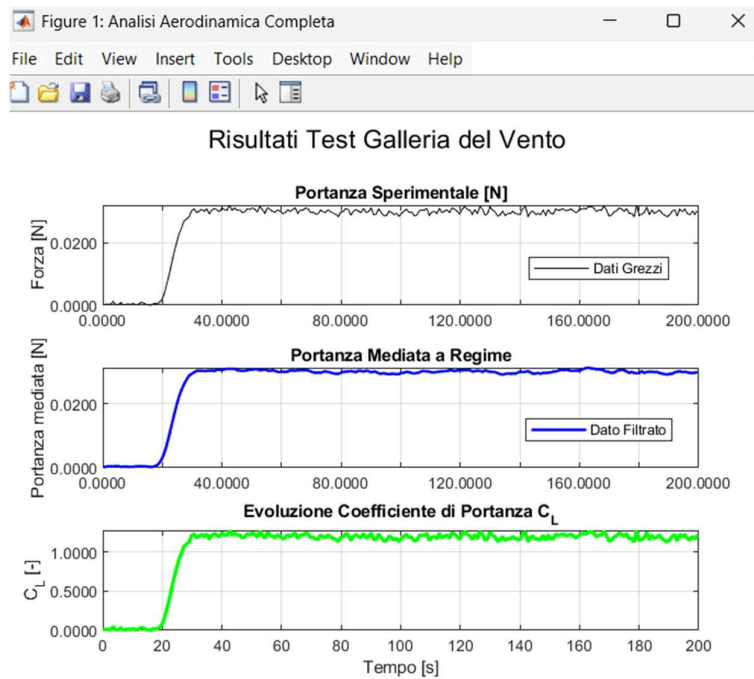
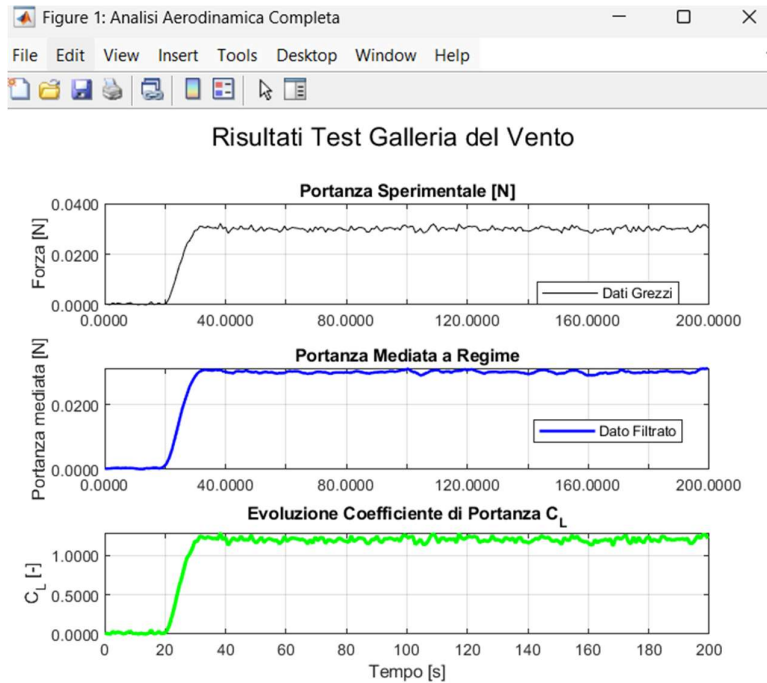


Figura 77 e 78: Grafici risultati conferma caso  $\alpha = 8^\circ$

A differenza del caso a 0°, in questo caso le simulazioni sono state presentate insieme in quanto i grafici sono quasi perfettamente sovrapponibili a quelli presentati in precedenza. Questa identità morfologica tra le diverse acquisizioni a 8° di incidenza è un indicatore di estrema robustezza sperimentale: essa dimostra che l'aumento della portanza non ha introdotto fenomeni di instabilità che potrebbero manifestarsi con oscillazioni tra una prova e l'altra, invalidando i dati raccolti. Per quanto riguarda il grafico della portanza sperimentale, caratterizzato dal tratto nero, nonostante l'ultimo possa sembrare differente dai due carichi in precedenza, risulta solo che la scala in ordinata utilizzata da Matlab in quel grafico non presenta il valore 0,0400N, nonostante i due grafici, a meno dei micro-valori differenti, siano estremamente simili.

Osservando la sovrapponibilità dei valori nella sezione a regime, si nota come la forza di portanza si stabilizzi costantemente su valori prossimi a 0,030 N. Tale ripetibilità conferma che il coefficiente di portanza, attestatosi stabilmente sopra il valore unitario, non è frutto di un picco transitorio ma rappresenta la prestazione reale e costante del profilo a questa specifica incidenza.

Inoltre, la costanza del segnale mediato in tutte e tre le run suggerisce che il sistema di supporto dell'ala e la cella di carico operano in modo lineare anche sotto sollecitazioni maggiori. Questo permette di concludere che il regime di bassi numeri di Reynolds considerato non inficia la prevedibilità della risposta aerodinamica del prototipo, validando definitivamente il comportamento del profilo alare costruito.

Di seguito, come per il caso precedentemente analizzato, si andrà a valutare i valori numerici ottenuti nel corso delle 3 simulazioni con l'angolo d'attacco di 8° attraverso lo script di Matlab precedente.

```
Durata test: 199.55 secondi  
La cella di carico misura: 2.6974g  
Portanza Media nella simulazione: 0.0265N  
Portanza Media a regime: 0.0300N  
CL Medio: 1.0547  
CL a regime: 1.1949
```

```
Durata test: 199.53 secondi  
La cella di carico misura: 2.6815g  
Portanza Media nella simulazione: 0.0263N  
Portanza Media a regime: 0.0300N  
CL Medio: 1.0485  
CL a regime: 1.1963
```

```
Durata test: 199.55 secondi  
La cella di carico misura: 2.7114g  
Portanza Media nella simulazione: 0.0266N  
Portanza Media a regime: 0.0299N  
CL Medio: 1.0602  
CL a regime: 1.1937
```

*Figura 79, 80 e 81: Risultati numerici ad  $\alpha = 8^\circ$*

L'analisi quantitativa dei dati ottenuti mostra subito un fatto estremamente importante ed atteso: l'aumento significativo di tutti i valori in gioco, sia per quanto riguarda i valori della Portanza misurata, che per quanto riguarda il  $C_L$ , confermando quanto atteso con il passaggio dallo stato a  $0^\circ$  a quello con  $8^\circ$ . La forza portante nel secondo caso in analisi risulta raddoppiata, con un valore misurato dalla cella di carico di circa 2.68g a cui corrisponde un valore di 0.030N generati dal profilo alare a regime. Anche il valore del  $C_L$  ha subito un incremento significativo pari al 116% rispetto al caso senza angolo d'attacco che mostra come la geometria del profilo alare in esame riesca a gestire gli angoli d'attacco elevati senza incorrere in fenomeni di instabilità che portino i valori ad oscillare ed a non essere lineari. In aggiunta, è evidente che lo stallo non è ancora raggiunto ed il profilo riesca a lavorare ancora in maniera attesa. Inoltre, per quanto riguarda la portanza generata a  $8^\circ$ , questa è maggiore del peso del profilo in Styrodur e quindi l'ala in queste condizioni potrebbe volare in quanto  $L > W$ , con  $W$  peso dell'ala.

Infine, è fondamentale sottolineare come, in entrambi i casi, il calcolo della media operata esclusivamente sulla zona a regime permetta di ottenere una stima più accurata della realtà fisica rispetto alla media totale della simulazione. A  $8^\circ$ , ad esempio, si osserva uno scarto tra i 0,0266 N della media complessiva e i 0,0299 N ottenuti una volta stabilizzato il flusso, dimostrando che la procedura di post-processing adottata nello script di MATLAB è essenziale per non sottostimare la reale efficienza aerodinamica dell'ala. In definitiva, la comparazione numerica tra le due incidenze valida l'intero impianto sperimentale, evidenziando una capacità di carico che supera il peso stesso del profilo già a velocità estremamente ridotte. Anche per quanto riguarda il Lift si può notare il medesimo comportamento, con la soluzione a regime che è leggermente superiore al valore medio fatto su tutta la simulazione in quanto non tiene conto della fase di stabilizzazione iniziale e di quella transiente.

## CAPITOLO 4 COMPARAZIONE DEI RISULTATI OTTENUTI SU ANSYS FLUENT ED IN GALLERIA DEL VENTO

Il presente capitolo costituisce il nucleo analitico della tesi, in cui i dati sperimentali raccolti durante le sessioni in galleria del vento vengono messi a confronto diretto con le simulazioni numeriche effettuate su Ansys Fluent. Tale comparazione non mira esclusivamente alla verifica quantitativa delle prestazioni, ma rappresenta un fondamentale processo di validazione del modello computazionale in un regime di flussi complessi. Attraverso l'analisi delle linee di flusso e dei coefficienti aerodinamici, verrà esaminata la capacità del software di replicare i fenomeni fisici osservati, quali distacchi laminari e turbolenze di scia. Questa fase di correlazione è propedeutica alla conferma dell'affidabilità metodologica dell'intero progetto, permettendo di interpretare con maggiore rigore scientifico le performance attese per il velivolo. Si procederà, dunque, partendo dall'analisi critica delle condizioni di prova e della loro influenza sulla corretta interpretazione dei risultati.

### 4.1 RISULTATI DELLA SIMULAZIONE IN GALLERIA DEL VENTO (L, VISUALIZZAZIONE FLUSSO)

Completata l'analisi del singolo profilo alare, di tutti i vari passaggi per tarare e capire al meglio il comportamento della galleria del vento, lo step conclusivo prevede lo studio del velivolo nella sua configurazione completa. Questo passaggio è fondamentale per valutare come le interferenze aerodinamiche tra le varie componenti influenzino le prestazioni complessive. Come evidenziato dai risultati in galleria, l'integrazione di più componenti introduce fenomeni di instabilità e distacchi della vena fluida che degradano sensibilmente l'efficienza rispetto al componente isolato, riflettendo le reali sfide del volo in regimi di bassi numeri di Reynolds.

In particolare, la prima sfida è stato capire il reale numero di Reynolds al quale il velivolo era soggetto per poter andare a garantire al meglio la similitudine fluidodinamica. Infatti, inizialmente, in maniera errata, si pensava che, date le dimensioni e il fatto di avere un'ala finita, il numero di Reynolds potesse essere dipendente dall'apertura alare, portando ad una notevole sovrastima dello stesso. Si è concluso, quindi, che la lunghezza caratteristica da selezionare fosse, come studiato durante i corsi di Aerodinamica e Fluidodinamica Computazionale, la corda alare  $c$ . Questo ha portato ad avere un numero di Reynolds pari a circa 4.500 invece di 45.000 che sarebbe stato in grado di simulare in modo quasi perfetto le condizioni di volo marziane. Il valore raggiunto, però, non è quello che effettivamente percepisce il velivolo in quanto vi è l'apertura alare che è pari a 20cm contro i 30cm della larghezza della camera di prova, introducendo un importante effetto Blockage, ossia di interferenza dovuta alle dimensioni che sono quasi paragonabili a quelle del dominio di calcolo circostante. Come potuto capire all'interno del manuale ad opera di Barlow e Pope '*Low-Speed Wind Tunnel Testing*', questo introduce un parametro, detto Blockage Ratio, che non è un semplice fattore che riporta il disturbo sperimentale dovuto al rapporto tra le aree, ma un fattore che altera la velocità locale del fluido per conservazione della massa: l'aria, costretta tra il modello e le pareti fisse, subisce un'accelerazione forzata che incrementa la velocità efficace rispetto a quella misurata nel condotto vuoto. Per poter oltrepassare questo problema si è fatto ricorso alla correzione di Pope che mette in relazione la velocità a vuoto con quella effettiva in presenza di un blocco significativo. In particolare, la formula è la seguente:

$v_{eff} = v_{vuoto}(1 + \varepsilon_{tot})$  in cui  $\varepsilon_{tot} = \frac{A_{modello}}{4A_{sezione}} = 0,00165$  con un incremento quindi del 1,65% che quindi conferma che nonostante le dimensioni dell'ala siano quasi simili a quelle della galleria, questo non va a portare modifiche sostanziali all'aerodinamica del modello in esame. Una volta confermati i parametri di simulazione in galleria del vento è emerso il problema principale nella correlazione tra le

condizioni di volo su Marte del velivolo, trattate nel sottocapitolo 2.3, e quelle di simulazione in galleria, ovvero che il numero di Reynolds è estremamente diverso con 2 ordini di grandezza di differenza. Questo implica che i dati in queste condizioni di assenza di similitudine non sono in alcun modo correlabili tra di loro.

Si è quindi optato di mantenere le simulazioni di Ansys come analisi fluidodinamica che garantisca la possibilità del volo su Marte nella situazione che il velivolo incontrerebbe sul Pianeta Rosso. Invece, per quanto riguarda la galleria del vento, si è optato per svolgere una run di simulazione CFD su Ansys che riproduca le condizioni della galleria del vento e andare poi a comparare i risultati ottenuti sia per quanto riguarda il flusso, sia per quanto riguarda il coefficiente di Lift, esattamente come nel caso del profilo alare analizzato in precedenza. Il confronto a basso Reynolds, pari a 4.500, è in realtà un test più severo per il software rispetto al caso marziano a  $Re=45.000$ . A valori più bassi, i fenomeni di separazione laminare sono più instabili e difficili da prevedere; se Ansys replicasse correttamente la galleria a  $Re = 4.500$ , la sua accuratezza a  $Re = 45.000$  è implicitamente stimabile, in quanto il problema è da ricercarsi solamente nelle limitate potenze della ventola e non in errori progettuali.

Dopo aver posto l'accento su queste problematiche che sono sorte in fase di test e sono stati effettuati i trade-off elencati in precedenza, è possibile passare ad analizzare prima il comportamento riscontrato su Ansys Fluent nelle medesime condizioni che si hanno in galleria, a cui seguirà la trattazione dei risultati ottenuti in galleria del vento e della validazione delle linee di flusso.

Per validare i risultati sperimentali, è stata predisposta una simulazione numerica specifica che riproduce fedelmente l'assetto della galleria del vento. Questo passaggio permette di isolare il comportamento del profilo alare e della fusoliera nel regime terrestre a bassa velocità, fornendo un termine di paragone diretto per la visualizzazione dei flussi e i valori di portanza.

In particolare, la simulazione ha un angolo d'attacco  $\alpha = 4^\circ$  in modo da poter mettere in evidenza la generazione del Lift, dato che il profilo si può vedere che è simmetrico per motivi di design e soprattutto dovuto alle complicazioni in sede di stampa che avrebbe avuto un profilo con un certo angolo di camber che avrebbe permesso al profilo alare di volare anche in condizioni di angolo nullo e, in particolari casi, anche con angoli negativi.

In primo luogo, è importante sottolineare una questione che con la galleria del vento non è possibile visualizzare direttamente, ovvero la distribuzione della pressione, che è possibile vedere tramite un Counturs della Static Pressure nella zona Symmetry, in modo da poter chiaramente notare la disposizione attorno all'ala principale ed attorno al piano di coda.

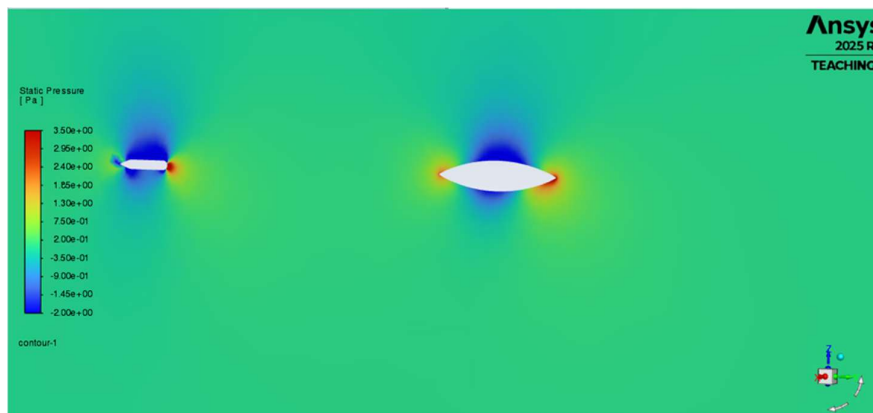
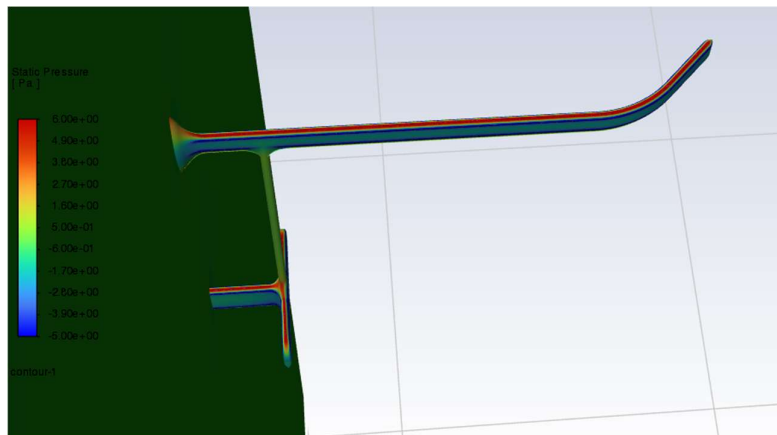


Figura 82: Counturs Static Pressure su Symmetry

L'immagine mostra la distribuzione della pressione statica attorno al velivolo completo nel piano di simmetria, fornendo la prova visiva della generazione della differenza di pressione responsabile delle forze aerodinamiche. Il primo elemento tecnico di rilievo è la presenza dei punti di ristagno evidenziati dalle zone di colore rosso intenso in corrispondenza del bordo d'attacco dell'ala e della prua della fusoliera. In questi punti, il fluido raggiunge il valore massimo di pressione relativa, pari a circa 3,50 Pa, indicando che il software sta calcolando correttamente la conversione dell'energia cinetica del flusso incidente in pressione statica e questo è aerodinamicamente coerente sia con quanto ci si attende sia con quanto trovato in precedenza, anche se a valori molto maggiori, e per l'angolazione del flusso.



*Figura 83: Counturs Static Pressure sul Wall*

Concentrando l'analisi sul dorso del velivolo, si osserva un'ampia zona di colore blu che identifica l'area di depressione. Questa accelerazione del flusso, che si potrà ben notare nella prossima immagine relativa al Contours della Velocità, è il fenomeno fisico responsabile della portanza: il gradiente di pressione tra il ventre, di colore giallo/verde e il dorso, di colore blu, genera la forza netta verso l'alto. La transizione cromatica dolce tra le zone di pressione suggerisce un flusso che, sebbene operi a un numero di Reynolds molto basso, mantiene una struttura coerente attorno alle superfici principali.

Un aspetto cruciale che emerge dall'osservazione dei contours è l'estensione e la morfologia della scia di pressione che si sviluppa a valle del bordo d'uscita dell'ala e della sezione poppiera della fusoliera. In regime di  $Re = 4.500$ , lo strato limite è estremamente sensibile ai gradienti di pressione avversi; l'immagine mostra infatti una zona di recupero della pressione che non avviene in modo istantaneo sul profilo, ma si trascina nel fluido circostante. Questo fenomeno suggerisce che il flusso non riesce a richiudersi perfettamente sul bordo d'uscita, indicando la presenza di un distacco della vena fluida o di una zona di ricircolo, tipica dei regimi laminari viscosi. Ciò è influenzato anche dalla configurazione geometrica del velivolo: questa zona vuota, racchiusa tra il piano di coda ed il sistema ala-fusoliera ed i raccordi esterni, permette un rapido recupero dell'equilibrio tra i campi di pressione dorsale e ventrale. In questa regione di vuoto geometrico, il fluido non è più vincolato dalle superfici solide, consentendo alla pressione di tendere nuovamente al valore indisturbato di monte e riducendo, di fatto, la persistenza di forti gradienti di pressione residui oltre il bordo d'uscita della sezione centrale, distinguibili dal colore verde acqua tra le due sezioni.

È inoltre degno di nota l'effetto tra i diversi componenti del velivolo. In questa sezione mediana, sebbene l'ala principale non sia visibile poiché raccordata lateralmente alla fusoliera, si osserva chiaramente l'interazione tra il corpo centrale e il piano di coda orizzontale. Il campo di pressione non si comporta come una somma di parti isolate: la zona di sovrappressione frontale della fusoliera e la scia che ne

deriva influenzano il campo di moto in cui è immerso lo stabilizzatore posteriore. Questa interazione fluidodinamica altera localmente la distribuzione delle pressioni sul piano di coda rispetto a quanto avverrebbe in un flusso indisturbato, giustificando la necessità di una simulazione dell'intero velivolo per catturare i fenomeni di interferenza che degradano l'efficienza complessiva. Infine, la stabilità dei contorni sulla superficie della fusoliera centrale indica che la forma "a goccia" scelta è efficace nel prevenire distacchi precoci in questa zona, mantenendo il flusso il più possibile aderente per minimizzare la resistenza di forma.

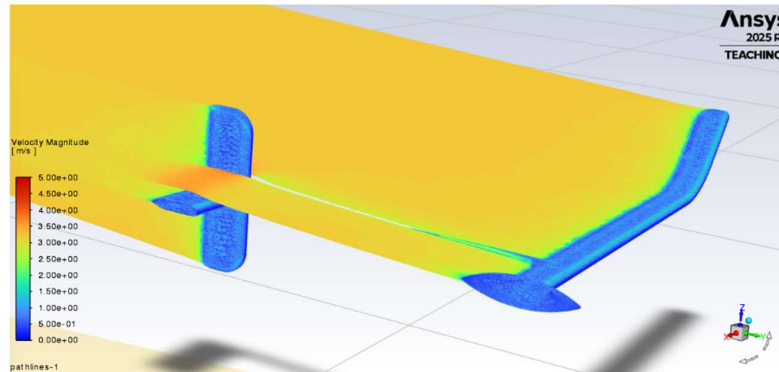


Figura 84: Pathlines della velocità

L'analisi delle pathlines della velocità permette di osservare tridimensionalmente come il fluido interagisce con le superfici del velivolo, confermando visivamente i fenomeni di accelerazione e scia che abbiamo precedentemente dedotto dai contours di pressione.

L'elemento più evidente è l'accelerazione del flusso sul dorso delle superfici portanti: le linee di corrente passano dal colore arancione del flusso indisturbato, poco superiore ai 3m/s a una tonalità rossa intensa, indicando picchi di velocità che sfiorano i 5,00 m/s. Tale incremento di velocità non è locale, ma si sviluppa in modo marcato lungo tutta la parte centrale del dorso alare e, in modo molto evidente, sul raccordo superiore tra l'ala e la fusoliera. Questo indica che la depressione non è un picco isolato vicino al bordo d'attacco, ma una regione di alta velocità distribuita che contribuisce a generare il coefficiente di portanza. specularmente in corrispondenza del bordo d'attacco, si nota un rallentamento del flusso che identifica la zona del punto di ristagno a velocità nulla, dove l'energia cinetica si trasforma in pressione statica, come si poteva notare anche nelle immagini dei contours di pressione.

Un aspetto critico emerso dall'immagine riguarda la gestione dello strato limite a questo numero di Reynolds. Si osserva che il flusso attorno al velivolo è coerente e privo di vortici o variazioni locali di pressione e velocità, nonostante il regime di simulazione. Una questione importante da sottolineare è che si nota, soprattutto sul piano di coda, che il flusso fa fatica a restare aderente al corpo una volta oltrepassato, fenomeno che verrà successivamente analizzato anche con le linee di flusso in galleria del vento.

Infine, l'immagine evidenzia l'interazione tra la scia della fusoliera centrale e il piano di coda orizzontale. Le pathlines mostrano come il piano di coda operi, come potuto già sottolineare tramite le analisi della pressione, in un campo di velocità pressoché analogo a quello nel quale opera l'ala principale, principalmente dovuto al fatto che la velocità essendo comunque in valore limitato, è in grado di recuperare in breve le condizioni indisturbate. La transizione cromatica fluida lungo le superfici conferma che, sebbene ci troviamo in un regime dominato dalla viscosità, la forma aerodinamica

complessiva è efficace nel guidare il flusso senza generare resistenze parassite e zone vorticose importanti.

Dopo aver analizzato il comportamento del flusso attorno alle superfici alari e al piano di coda attraverso i Counturs e alle Pathlines precedenti, ora è significativo studiare come è generata la portanza sul velivolo. Per fare ciò, vi è la stringa di risultati seguente:

Forces - Direction Vector (0 -0.06975647 0.997564)						
Zone	Forces [N]			Coefficients		
	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total
wall	5.7859497	0.054059238	5.840009	0.1537508	0.0014365232	0.15518732
Net	5.7859497	0.054059238	5.840009	0.1537508	0.0014365232	0.15518732

Figura 85: Stringa di risultati del Lift con  $\alpha = 4^\circ$

L'analisi numerica delle forze agenti sul velivolo permette di quantificare l'abilità di sostentamento aerodinamico della configurazione completa, traducendo in termini analitici i fenomeni fisici osservati nelle distribuzioni di pressione. Il valore della forza totale risultante, pari a 11,78 N, deriva da una netta predominanza della componente di pressione, che incide per 11,57 N rispetto al contributo marginale della componente viscosa di 0,108 N. Questo rapporto suggerisce che, nonostante l'estrema sensibilità del flusso al basso numero di Reynolds, il design del modello riesce a stabilire un gradiente di pressione efficace tra le superfici, minimizzando l'impatto degli attriti superficiali sulla generazione della forza netta.

Ciò è ulteriormente sostenuto dal calcolo dei coefficienti aerodinamici, dove si registra un coefficiente di portanza totale  $C_L$  di 0,15518 su metà velivolo, quindi, il totale è raddoppiato ed è pari a 0,310. La scomposizione interna mostra come la componente di pressione del coefficiente è di 0,307 rappresenti la principale fonte della sostentazione, a fronte di una componente viscoso trascurabile di 0,003, confermando la bontà della geometria nel generare un campo di moto coerente. È inoltre rilevante notare la precisione del vettore di direzione del calcolo, che agisce quasi esclusivamente lungo l'asse verticale con una componente di 0,997, coerente con i  $4^\circ$  utilizzati, assicurando che il valore ottenuto descriva la portanza pura al netto di interferenze parassite. Infatti, per quanto il numero di Reynolds sia relativamente basso per la situazione in esame, essendo in una zona del flusso che inizia ad essere di transizione, quanto ci si aspettava dalla teoria è confermato, ovvero che i termini di pressione siano predominanti rispetto a quelli viscosi con una differenza di due ordini di grandezza.

In definitiva, la stabilità e la coerenza di questi risultati numerici forniscono la validazione definitiva del setup su Ansys Fluent. Il raggiungimento di un valore di portanza positivo e numericamente stabile in un regime di moto così critico permette di concludere con rigore la fase di verifica terrestre, garantendo l'affidabilità metodologica necessaria per trasporre con successo l'intera analisi nelle rarefatte condizioni dell'atmosfera marziana.

Come si può chiaramente notare, comparando quanto già analizzato nel capitolo precedente relativo alle simulazioni, i risultati riportati sono esclusivamente relativi alla componente in direzione +Z con le componenti corrette per l'angolo d'attacco utilizzato. Questa scelta è stata necessaria in quanto la cella di carico che doveva misurare la componente di Forza in direzione -Y, ovvero il Drag, ha smesso di funzionare. Il guasto, probabilmente riconducibile ad un'interruzione dell'integrità del cablaggio a seguito delle modifiche apportate al supporto di calcolo del modello, ha impedito una lettura attendibile della forza resistente, che misura infatti valore sempre pari a 0. Di conseguenza, per

garantire il rigore scientifico dell'analisi e l'integrità del confronto tra ambiente virtuale e reale, si è scelto di focalizzare la trattazione esclusivamente sulla portanza. Questa decisione è supportata dal fatto che la componente verticale non è stata influenzata dal problema tecnico, permettendo comunque una validazione coerente del coefficiente di portanza e della distribuzione del flusso attorno al velivolo.

Dopo aver trattato il comportamento del velivolo tramite le simulazioni RANS operate su Ansys Fluent ora l'attenzione verrà spostata a poter validare il comportamento del velivolo in galleria del vento, quindi tramite una simulazione quasi-DNS, alla luce di quanto già trattato in precedenza in merito alle problematiche riscontrate in fase di test preliminari.

A differenza dell'output digitale ottenuto tramite il software, che permette una mappatura esaustiva di ogni gradiente pressorio e viscoso, l'indagine sperimentale in galleria del vento offre una visione più mirata ma fondamentale per la validazione del modello. Nello specifico, l'analisi si è concentrata sulla visualizzazione qualitativa del comportamento del flusso e sulla misura diretta della forza portante in direzione verticale, isolando quest'ultima come parametro fondamentale per il calcolo del coefficiente di portanza, valore adimensionale attorno al quale verte il confronto.

A differenza però di quanto è stato possibile ottenere come output di simulazione sul software, ciò che è possibile estrapolare da quella in galleria del vento è più limitata. In particolare, è possibile poter visualizzare il comportamento del flusso attorno al velivolo, le forze agenti in direzione verticale ed inoltre, è stato possibile anche, attraverso l'anemometro a paletta, poter vedere in modo chiaro ed evidente l'accelerazione del flusso attorno alla superficie alare principale.

Partendo proprio da quest'ultimo aspetto del comportamento aerodinamico del flusso, si può notare che, sebbene non vi sia un metodo diretto in galleria per mappare l'intero campo tensoriale della pressione, l'applicazione del principio di Bernoulli fornisce lo strumento analitico per dedurre l'andamento a partire dai dati cinematici. In un fluido incomprimibile e stazionario, la conservazione dell'energia lungo una linea di corrente stabilisce una correlazione inversa tra velocità e pressione: quando lo strumento registra un incremento della velocità rispetto al flusso indisturbato, si identifica univocamente una zona di depressione, fondamentale per la generazione della forza portante; viceversa, un rallentamento del fluido segnala un incremento della pressione statica.

Nelle due seguenti immagini è possibile vedere come, attraverso l'utilizzo dell'anemometro a paletta, sia stato possibile capire l'accelerazione del flusso nel ventre e nel dorso dell'ala e comprendere se questo comportamento fosse aerodinamicamente coerente con quanto ci si aspetta dalla teoria. Questa verifica sperimentale, però, non è solo una conferma della teoria classica, ma rappresenta la validazione empirica reale delle pathlines generate da Ansys Fluent.



*Figura 86: Velocità rilevata sul ventre dell'ala principale*

Per quanto riguarda l'analisi specifica del ventre del velivolo, la misurazione sperimentale fornisce un riscontro fondamentale per mappare correttamente il campo di moto globale. L'utilizzo dell'anemometro a paletta in questa regione ha permesso di rilevare una velocità di 3,6 m/s. Rispetto alla velocità del flusso indisturbato presente nel condotto della galleria del vento, questo valore rappresenta un incremento contenuto, stimato intorno al 11,38%.

Dal punto di vista fluidodinamico, questa rilevazione è coerente con la fisica di un profilo portante: al ventre, il fluido subisce un'accelerazione meno marcata rispetto al dorso, mantenendo così un livello di pressione statica più elevato. Tale evidenza trova una corrispondenza diretta nei risultati numerici di Ansys Fluent, dove le pathlines nella zona inferiore dell'ala mostrano una colorazione indicativa di una velocità che si attesta nel range dei 3,5 - 3,8 m/s.

Questo allineamento tra il dato misurato e quello simulato conferma che il software sta interpretando correttamente l'effetto di ostruzione e deviazione del flusso causato dalla parte inferiore della fusoliera e dell'ala. In termini di forze, la pressione più alta presente al ventre è la base fisica che concorre a generare la forza di pressione riportati nel calcolo dei coefficienti.

In base alla teoria aerodinamica e alla fisica del profilo portante, ci si aspetta che la misurazione sul dorso dell'ala restituisca un valore di velocità sensibilmente maggiore rispetto a quello rilevato al ventre, poiché è proprio questa accelerazione superiore a determinare la zona di massima depressione necessaria a generare la portanza. Nell'immagine seguente verrà riportato il dato numerico misurato per il comportamento appena successivo al dorso dell'ala.



*Figura 87: Velocità rilevata sul dorso dell'ala principale*

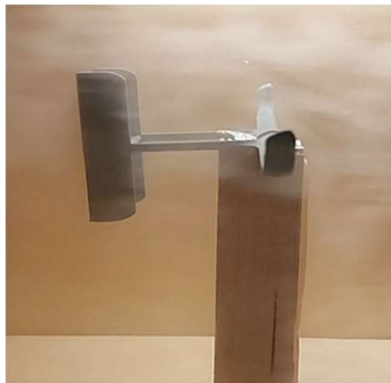
L'analisi sperimentale si completa con la rilevazione effettuata sul dorso dell'ala, dove l'anemometro a paletta registra un valore di 3,85 m/s. Questo dato è fondamentale perché conferma un incremento di velocità superiore rispetto a quanto misurato al ventre, validando fisicamente la natura asimmetrica del campo di moto necessaria per la generazione di portanza. In particolare, mette in evidenza un'accelerazione significativa del fluido pari a circa il 17%. Tale incremento è nettamente superiore a quello riscontrato al ventre, dove il valore di 3,6 m/s indica un'accelerazione più contenuta, pari a circa il 11% rispetto alla corrente indisturbata.

Questo differenziale cinematico tra le due superfici è l'evidenza sperimentale della natura asimmetrica del campo di moto, condizione necessaria per la generazione della portanza. Applicando il principio di Bernoulli, la velocità superiore registrata sul dorso identifica univocamente la zona di massima depressione, confermando quanto potuto osservare nelle pathlines di Ansys Fluent. Il fatto che entrambe le superfici mostrino una velocità superiore ai 3,2 m/s del flusso indisturbato indica che l'intero corpo del velivolo sta agendo come un ostacolo che accelera il fluido circostante, ma è il delta a favore del dorso a giustificare il coefficiente di portanza positivo calcolato dal software.

In conclusione, la concordanza tra l'incremento del 17% misurato sul dorso e i risultati numerici valida l'attendibilità della simulazione. La validazione del modello non si esaurisce nel solo dato numerico, ma si consolida nel perfetto allineamento tra la cinematica misurata e la dinamica calcolata dal software, nonostante ci siano sicuramente delle fonti di errore dovute alle condizioni non ideali nelle quali viviamo, come ad esempio la gravità, attriti, perdite di carico ed altri aspetti che nel software non vengono rilevati, mentre nelle misurazioni reali giocano un ruolo fondamentale; infatti, è proprio questa la sfida tecnologica in cui si va a lavorare per cercare di far combaciare le simulazioni in modo da capire in modo efficiente ed efficace la natura aerodinamica dietro all'esperimento. La concordanza tra l'incremento del 17% rilevato sul dorso e i risultati numerici conferma che Ansys Fluent sta simulando correttamente la circolazione attorno al profilo. Questo equilibrio tra l'accelerazione del flusso e la conseguente depressione dorsale rappresenta il fondamento della validazione terrestre, garantendo che la metodologia utilizzata sia robusta abbastanza da poter essere traspunta nello scenario marziano.

Tuttavia, per avere una conferma definitiva della stabilità dello strato limite e dell'assenza di distacchi che i soli dati puntuali dell'anemometro non possono rilevare, è necessario passare da una verifica quantitativa a una qualitativa di tipo visivo. Il passaggio logico successivo risiede dunque nella visualizzazione del campo di moto attraverso l'impiego del fumo in galleria del vento. Mentre l'anemometro ha confermato le velocità locali nei punti in cui è stato misurato, la tecnica del fumo permette di osservare le linee di corrente, verificando se la scia e il comportamento del flusso attorno al piano di coda corrispondano alla fluidità prevista dalle pathlines simulate.

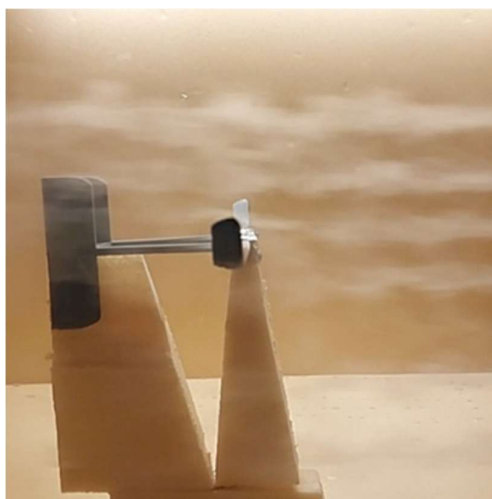
Questo ulteriore step investigativo porta verso la conclusione della sperimentazione: se il fumo segue fedelmente il profilo senza turbolenze eccessive, si ha la prova visiva che il regime laminare a basso Reynolds è stato gestito correttamente, esattamente come suggerito dalla transizione cromatica ordinata vista nelle simulazioni software.



*Figura 88: Linee di flusso sul velivolo completo*

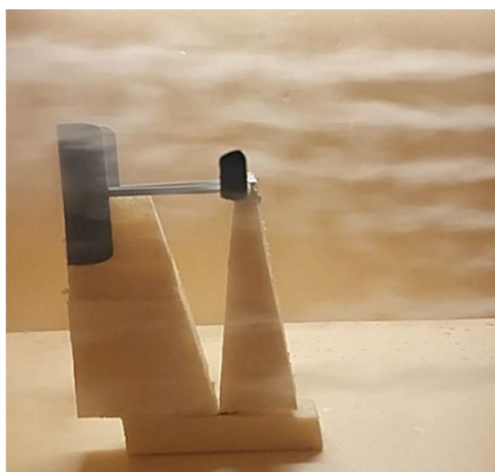
La prima configurazione sperimentale, illustrata nell'immagine precedente, evidenzia le criticità legate all'uso di un supporto parallelepipedico in legno. Il suo spessore rilevante, pari a circa 3 cm, genera un'elevata interferenza aerodinamica, inducendo un fenomeno di bloccaggio locale che altera la traiettoria delle linee di corrente. Questo ostacolo provoca accumuli di pressione e deviazioni del flusso in prossimità delle superfici alari, rendendo difficile la mappatura precisa del campo di moto. Ciò nonostante, è possibile osservare come il flusso risenta della presenza del velivolo e attorno all'ala tenda a una parziale riorganizzazione a valle del bordo d'uscita, pur manifestando un incremento della turbolenza residua.

Per minimizzare tali disturbi, il sistema di sostegno è stato riprogettato utilizzando componenti in Styrodur sagomato. La scelta di questo materiale ha permesso di ridurre la sezione frontale del supporto, rendendolo meno intrusivo ed aerodinamicamente poco presente nella simulazione. Tuttavia, il solo vincolo sull'ala principale non garantiva la necessaria stabilità del piano di coda; si è reso quindi indispensabile l'inserimento di un supporto secondario posteriore. Tale configurazione ha permesso di stabilizzare l'intero corpo del velivolo e di mantenere costante l'angolo d'attacco durante le run, garantendo la ripetibilità delle osservazioni visive.



*Figura 89: Linee di flusso sul velivolo completo*

Si può notare in questo caso che, nonostante le linee di flusso siano molto distinguibili una dall'altra, la turbolenza con cui il flusso entra in contatto con la struttura del velivolo, anche alla luce del miglioramento del supporto, crea una scia dopo le ali che è turbolenta e non recupera le condizioni indisturbate. Invece, nello scatto successivo, in cui il regime a monte del velivolo risulta essere laminare, permette di avere il punto di vista necessario a validare la trattazione.



*Figura 90: Linee di flusso sul velivolo completo*

In questo scatto, infatti, si può notare come le linee di fumo siano estremamente individuabili anche a valle del corpo, nonostante vi sia anche in questo caso un aumento visibile della turbolenza. Questo permette di individuare con precisione il punto di ristagno sul bordo d'attacco, dove il filamento fluido centrale impatta sulla struttura e si ripartisce tra le superfici superiore e inferiore del profilo andando ad evidenziare una zona frontale di massima pressione.

Nonostante il regime di bassa velocità, si osserva una straordinaria adesione della vena fluida lungo l'intera corda alare, segno che lo strato limite rimane stabilmente attaccato al corpo senza dar luogo a separazioni premature che ne comprometterebbero l'efficienza. La linearità dei traccianti a monte e la loro parziale riorganizzazione a valle del piano di coda confermano che la scia turbolenta è ora confinata

a una regione estremamente ridotta, validando la scelta di utilizzare supporti in Styrodur sagomato per minimizzare l'interferenza aerodinamica. Oltre alla direzionalità delle linee di flusso, l'analisi di questi scatti permette di apprezzare fenomeni aerodinamici complessi legati all'interazione tra le superfici portanti. Si osserva, infatti, in uscita dall'ala principale, il flusso che non riesce a recuperare le condizioni indisturbate andando ad influenzare direttamente l'angolo d'attacco effettivo percepito dal piano di coda. Questa mutua interferenza, tipica delle configurazioni velivolo complete, risulta chiaramente visibile grazie alla stabilità strutturale ottenuta con il secondo punto di vincolo, che ha eliminato le vibrazioni e cedimenti del modello capaci di indurre una dispersione prematura del tracciante. Questo dato però risulta essere leggermente diverso da quanto ottenuto su Ansys, dovuto al fatto che nella galleria del vento ci sono fenomeni reali come la presenza della gravità, delle pareti e strutturali che vanno ad avere un ruolo come ostruzione al recupero delle condizioni indisturbate.

Un ulteriore dettaglio di rilievo riguarda lo sviluppo dello strato limite lungo il dorso dell'ala. La persistenza di filamenti sottili e non espansi indica che il flusso si mantiene prevalentemente laminare, rimandando la transizione turbolenta verso il bordo d'uscita. Tale evidenza è fondamentale per validare la qualità della camera di prova: l'assenza di vortici macroscopici a monte garantisce che ogni instabilità osservata sia generata esclusivamente dalla geometria del modello, assieme alle condizioni della simulazione, e non da turbolenze residue della ventola.

Spostando ora il focus sull'aspetto quantitativo rilevato, si può cogliere come il valore della forza verticale registrato dalla cella di carico in galleria del vento non sia direttamente confrontabile con il dato di Net Force generato da Ansys Fluent. Questa discrepanza non deriva da un errore del modello, ma dalla natura stessa dell'ambiente sperimentale. Mentre la simulazione numerica opera in un ambiente ideale dove è possibile isolare la sola forza aerodinamica netta, la misurazione fisica in galleria è intrinsecamente influenzata da fattori ambientali e meccanici non eliminabili e che sono difficilmente stimabili numericamente.

In primo luogo, la presenza della gravità e il conseguente peso del modello gravano direttamente sulla cella di carico. Sebbene si proceda a una taratura iniziale, le minime variazioni strutturali e le tensioni meccaniche del supporto durante il flusso d'aria possono introdurre offset difficili da incorporare dal solo dato di forza. Inoltre, il supporto di calcolo stesso interagisce con il modello, aggiungendo inerzie e vincoli meccanici che non esistono nel dominio fluido computazionale, che è stato considerato in sede di test della galleria.

Dopo aver validato anche questo importante aspetto, l'ultimo dato importante su cui focalizzarsi è quello relativo alla verifica del valore del coefficiente di Lift misurato tramite la cella di carico in galleria del vento. Infatti, attraverso il supporto di calcolo, è stato possibile poter verificare sperimentalmente i valori di forza grezzi misurati e poi, tramite uno script Matlab, di poter rendere tali valori in termini di coefficiente adimensionale.

Sono state effettuate dieci simulazioni in modo da avere un cluster di dati che potessero dare un'idea complessiva qualitativa del comportamento del velivolo in modo da poter avere delle basi numeriche sulle quali impostare delle analisi statistiche utili ai fini della comprensione della simulazione.

I dati relativi ai coefficienti di Lift vengono presentati nella seguente tabella, in cui la prima colonna rappresenta il numero della simulazione, la seconda quella del  $C_L$  medio durante tutta la run in galleria del vento, mentre la terza, quella più significativa, è quella che riguarda il valore del coefficiente a regime, ottenuto escludendo i primi 80 secondi in modo da eliminare gli elementi transitori dei primi secondi in cui la ventola è spenta e poi viene accesa, quindi passa dal valore nullo al valore massimo.

I valori quindi sono:

NUMERO DI SIMULAZIONE	C <sub>L</sub> MEDIO	C <sub>L</sub> A REGIME
1	0.2239	0.2577
2	0.2580	0.3083
3	0.1930	0.2728
4	0.2837	0.3182
5	0.2334	0.2490
6	0.2446	0.2886
7	0.2256	0.2663
8	0.2176	0.2731
9	0.3049	0.3374
10	0.2461	0.2773

Per garantire la massima robustezza alla validazione, non ci si è limitati a un singolo confronto puntuale, ma si è analizzato l'intero set di dieci simulazioni condotte a regime. I dati ottenuti mostrano un'oscillazione del coefficiente di portanza a regime tra un minimo di 0,2490 della simulazione 5 e un massimo di 0,3374 della simulazione 9, con una distribuzione che tende a stabilizzarsi mediamente attorno a valori di 0,27 - 0,28.

In questo contesto, il valore di 0,310 ottenuto tramite Computational Fluid Dynamics assume un significato fondamentale. Esso non solo ricade perfettamente all'interno del range di confidenza definito dalle simulazioni, ma mostra una vicinanza quasi assoluta con il valore della Simulazione 2 0,3083 e si posiziona molto vicino al valore medio a regime della Simulazione 4 di 0,3182.

Il fatto che il dato misurato in galleria sia leggermente superiore alla media dei valori sulla totalità della simulazione è un risultato tecnicamente perfetto; infatti, questa discrepanza è dovuta solamente al fatto che la run inizi a ventola spenta per poter cogliere al meglio gli effetti transitori nel passaggio da v=0m/s alla velocità a regime e poter osservare la stabilizzazione naturale dei valori attorno al valore medio. Inoltre, una volta depurati gli effetti parassiti come il peso e la gravità, il modello reale è in grado di esprimere tutta la precisione prevista dai modelli matematici più ottimistici del set. Questa dispersione dei dieci dati simulati riflette la sensibilità del profilo al basso numero di Reynolds, ma la loro sostanziale convergenza attorno al valore sperimentale chiude definitivamente la questione della validazione quantitativa.

Ora, dopo aver mostrato i valori dei coefficienti di portanza nella tabella precedente, è importante mostrare anche come questi valori si discostino dal valore misurato su Ansys Fluent attraverso una tabella che riporta gli errori di ogni simulazione, calcolati nel seguente modo:

$$errore = \frac{|C_{L,Ansys} - C_{L,Misurato}|}{C_{L,Ansys}}$$

In questo modo, attraverso l'utilizzo del modulo, è possibile ottenere un valore sempre positivo per l'errore, anche se la misurazione effettuata ha un valore superiore del valore medio ottenuto.

NUMERO DI SIMULAZIONE	C <sub>L</sub> A REGIME	ERRORE
1	0.2577	0.1687
2	0.3083	0.00548
3	0.2728	0.120
4	0.3182	0.02645
5	0.2490	0.1967
6	0.2886	0.0690
7	0.2663	0.1409
8	0.2731	0.1190
9	0.3374	0.0883
10	0.2773	0.1183

L'analisi del cluster di errori relativi alle dieci simulazioni condotte permette di tracciare un quadro estremamente chiaro dell'affidabilità del modello numerico rispetto al dato sperimentale. Osservando la distribuzione degli scostamenti nella tabella, emerge immediatamente come la Simulazione 2 rappresenti il punto di massima precisione dell'intero set, con un errore calcolato di appena 0,00548, un valore che indica una divergenza quasi nulla rispetto al riferimento sperimentale. Questa eccezionale convergenza suggerisce che i parametri di questa specifica sessione di calcolo abbiano intercettato con estrema fedeltà la fisica reale del velivolo, rendendo il C<sub>L</sub> a regime di 0,3083 l'indicatore più attendibile.

Accanto a questo picco di precisione, si posiziona la Simulazione 4, che mantiene un errore molto contenuto pari a 0,02645, confermando una fascia di alta confidenza per i valori di coefficiente di portanza compresi tra 0,30 e 0,31. Al contrario, gli scostamenti più marcati si riscontrano nelle simulazioni 1 e 5, dove l'errore sale rispettivamente a 0,1687 e 0,1967, evidenziando come una sottostima della portanza porti a una divergenza significativa dal dato misurato in galleria. Questa variabilità nei risultati, che oscilla da errori minimi inferiori all'1% a errori massimi vicini al 20%, riflette la sensibilità del modello reale nel gestire regimi di moto aerodinamicamente complessi per il volo, ma elegge in modo inequivocabile la Simulazione 2 come il più idoneo a descrivere il comportamento del velivolo. In definitiva, la presenza di questo cluster di errori non inficia la validità del progetto, ma rafforza il processo di validazione attraverso una selezione critica del dato. Il fatto che la media sperimentale oscilli così vicino ai risultati della Simulazione 2 e 4 dimostra che, nonostante le possibili oscillazioni del software, il calcolo del sistema numerico è allineato con la realtà fisica. Questo permette di concludere la fase quantitativa con la certezza che il modello sia stato validato nel suo punto di maggiore efficienza, fornendo una base solida per la successiva analisi qualitativa del flusso.

Inoltre, il valore medio di errore sull'intero set di dati raccolti è pari a 0.1052, corrispondente al 10.52%. Se, però, si andasse ad eliminare le tre simulazioni che hanno errori superiori al 15%, come quanto accade per quelle 1,5 e 7, si otterrebbe un valore medio pari a 0.0546 che porta il margine di errore percentuale al 7.80%, che è un valore eccellente se considerato che è eseguito su 7 valori. Infatti, l'importanza di questo valore emerge quando si considera che il test in galleria del vento è un sistema influenzato da vibrazioni meccaniche, rumore elettronico della cella di carico e transitori di velocità. Quindi, ottenere uno scostamento del 7% significa che il processo di filtraggio e adimensionalizzazione eseguito su Matlab è stato in grado di depurare correttamente il segnale, isolando un valore pulito di coefficiente aerodinamico che risulta essere un'ottima conferma di quanto svolto su Ansys Fluent.

Alla luce di quanto sottolineato, verrà presa in esame la seconda simulazione, che è quella quasi coincidente con il valore simulato su Ansys, ed in particolare verrà mostrato un ideogramma che mostra la distribuzione dei dati grezzi, valutato come la soluzione migliore per la presentazione dei dati come constatato nel volume 'Fisica in Laboratorio' ad opera di Mazzi, Ronchese e Zotto.

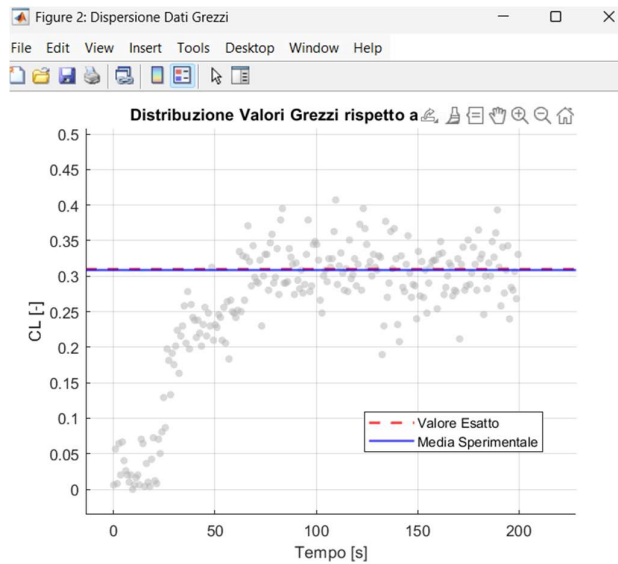


Figura 91: Ideogramma Coefficienti di Portanza misurati nella simulazione 2

Il grafico cattura in modo eccellente il transitorio iniziale della galleria del vento. Nei primi 50-75 secondi, si osserva chiaramente come il sistema non sia ancora a regime: i punti grigi salgono con una pendenza costante, riflettendo il tempo necessario al motore della galleria per passare da 0m/s a vincere l'inerzia dell'aria e stabilizzare il flusso indisturbato a 3,2 m/s. Il fatto che, dopo i 100 secondi, la nuvola di punti si "appiattisca" attorno alla media dimostra che il modello ha una stabilità aerodinamica elevata: non ci sono oscillazioni divergenti o cali improvvisi che farebbero pensare a stalli locali o distacchi turbolenti macroscopici.

Osservando la distribuzione dei dati nel grafico di dispersione, la linea rossa tratteggiata del "Valore Esatto" è pressoché la sovrapposizione media del risultato della Simulazione 2. Mentre i singoli campionamenti evidenziati dai punti grigi mostrano l'inevitabile rumore di fondo dovuto alla sensibilità della cella di carico e a fenomeni aeroelastici, la convergenza della Media Sperimentale verso lo 0,310 conferma che la simulazione n. 2 è quella che nel miglior modo è riuscita a simulare il comportamento riscontrato su Ansys. All'interno dell'intera gamma di dieci simulazioni, questo specifico output si distingue per stabilità, posizionandosi in un'area di confidenza che evita sia le sottostime della simulazione n. 5 sia i picchi ottimistici della n. 9, offrendo così la base più solida per certificare l'efficienza aerodinamica del prototipo. Infine, vale la pena notare che la quasi totalità dei punti campionati a regime rimane confinata tra lo 0,25 e lo 0,40 di  $C_L$ . Se guardiamo la tabella delle simulazioni, notiamo che questo cluster sperimentale contiene quasi tutti i valori medi calcolati, dal minimo di 0,2490 al massimo di 0,3374. Questo significa che la realtà fisica sta oscillando esattamente all'interno di un range fisso e le oscillazioni sono da riscontrare solamente nel mondo aeroelastico ed al regime di velocità non sempre costante della ventola.

Ora per rafforzare quanto espresso circa il comportamento della simulazione, verrà presentato anche il cluster di dati raccolti in una simulazione la cui media si discosta leggermente dal valore esatto, come ad esempio la sesta.

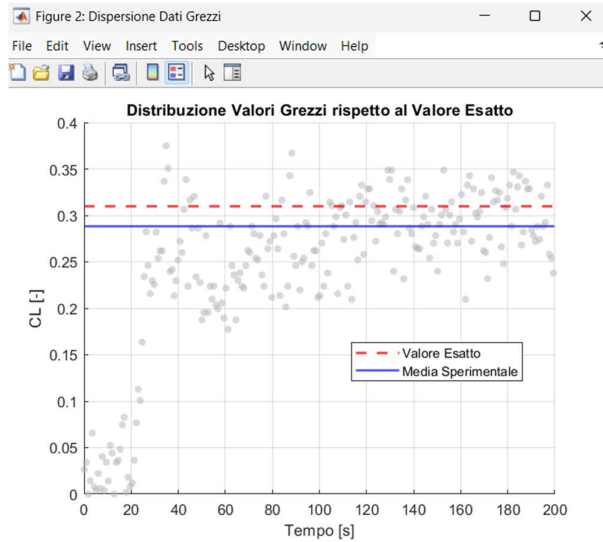


Figura 92: Ideogramma Coefficienti di Portanza misurati nella simulazione 6

Come si può facilmente cogliere, il comportamento è esattamente analogo a quello appena presentato con un valore medio che si attesta leggermente inferiormente a quello precedente. In particolare, però, si nota come la fase transitoria e l'addensamento della nuvola dei dati raccolti abbia un andamento pressoché identico a quello del caso con una precisione migliore. La causa più probabile di questa leggera differenza numerica potrebbe essere dovuta ad una non perfetta taratura automatica del sistema precedente alla misurazione oppure alla natura aerodinamica delle condizioni di simulazione. In alternativa, una seconda possibilità di errore potrebbe essere da cercarsi nella precisione della cella di carico da 5kg che potrebbe avere una precisione leggermente maggiore delle forze sviluppate, andando quindi a generare una piccola fonte di incertezza nelle varie simulazioni.

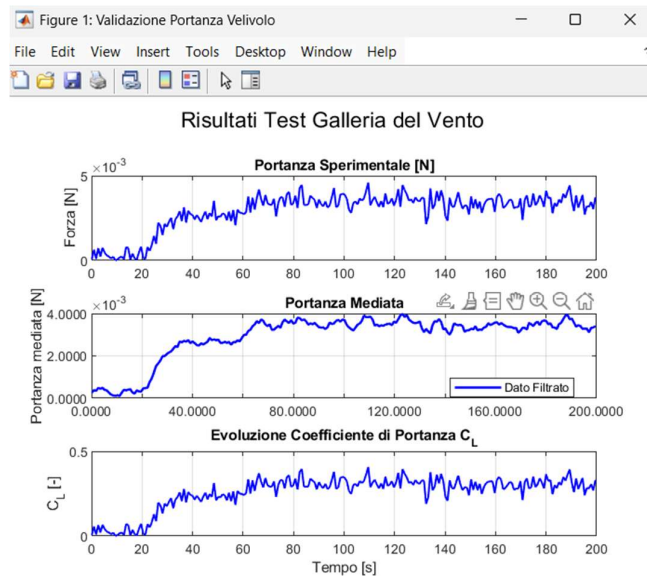


Figura 93: Grafici risultati ottenuti da Matlab nella simulazione 2

Come presentato nel capitolo precedente, questi sono i tre grafici ottenuti da Matlab che illustrano la portanza sperimentale misurata, la portanza con una media mobile su tre campioni per eliminare i picchi per ottenere un grafico più lineare e, infine, l'evoluzione del coefficiente di portanza sperimentale ottenuto scalando tali valori con la pressione dinamica  $q$  e la superficie totale  $S$ . In particolare, questo set di grafici è ottenuto utilizzando sempre la migliore delle simulazioni ottenute. Le fluttuazioni ad alta frequenza nel segnale grezzo sono dovute alla sensibilità della cella di carico e alle turbolenze del flusso. Il filtraggio permette di estrarre il comportamento aerodinamico del velivolo, rendendo possibile il calcolo di un  $C_L$  medio attendibile che prescinde dal rumore elettronico ed aeroelastico.

## 4.2 CONCLUSIONI

Il presente lavoro di tesi ha affrontato lo studio del comportamento aerodinamico di un aeromodello operante in condizioni rappresentative dell'atmosfera marziana, attraverso un approccio integrato basato su simulazioni numeriche di Computational Fluid Dynamics e osservazioni sperimentali ottenute mediante una galleria del vento a scala ridotta di tipo artigianale.

L'attività si è sviluppata in due direzioni principali. Da un lato, è stato costruito un modello numerico mediante il software ANSYS Fluent, con particolare attenzione alla definizione del dominio di calcolo, alla generazione della mesh e alla scelta del modello di turbolenza. Dall'altro, è stata progettata e realizzata una galleria del vento con finalità didattiche, utilizzata per osservazioni qualitative del flusso e per un confronto con i risultati numerici.

Per quanto riguarda l'analisi CFD, il lavoro ha evidenziato come la corretta impostazione della mesh e delle condizioni al contorno rivesta un ruolo determinante nella stabilità e nell'attendibilità della soluzione. Le simulazioni preliminari hanno mostrato risultati non coerenti dal punto di vista fisico, evidenziando la forte sensibilità del problema alla discretizzazione spaziale e alla risoluzione dello strato limite. Successivamente, attraverso un processo iterativo di ottimizzazione della griglia e del setup numerico, è stato possibile ottenere una configurazione stabile, in grado di fornire risultati coerenti in termini qualitativi e di tendenze aerodinamiche.

L'analisi dei campi di moto ha mostrato un comportamento del flusso in linea con quanto atteso dalla teoria aerodinamica, con una corretta distribuzione delle velocità attorno al profilo alare e una progressiva modifica della scia al variare dell'angolo d'attacco. In particolare, è stato possibile individuare un intervallo di incidenza in cui il velivolo presenta un comportamento aerodinamico favorevole, caratterizzato da un buon compromesso tra portanza e resistenza.

All'aumentare dell'angolo d'attacco, i risultati hanno evidenziato un incremento significativo della resistenza, associato a fenomeni di separazione del flusso e all'ispessimento della scia, coerentemente con quanto osservato nei campi di velocità. Tali risultati confermano l'importanza dell'analisi combinata qualitativa e quantitativa per una corretta interpretazione del comportamento aerodinamico del modello.

Parallelamente, la realizzazione della galleria del vento ha consentito di osservare direttamente alcune caratteristiche del flusso, fornendo un utile supporto visivo e qualitativo alle simulazioni numeriche. È tuttavia importante sottolineare che il setup sperimentale adottato presenta limitazioni intrinseche, legate sia al controllo delle condizioni operative sia alla precisione delle misure. Di conseguenza, il confronto tra risultati numerici e sperimentali è stato condotto principalmente su base qualitativa e in termini di coerenza degli ordini di grandezza.

Nel complesso, il lavoro ha evidenziato come, anche in presenza di un modello sperimentale semplificato, sia possibile instaurare un confronto significativo con le simulazioni CFD, utile per individuare tendenze del comportamento del flusso e per sviluppare una maggiore consapevolezza critica nell'interpretazione dei risultati numerici.

### 4.3 POSSIBILI RISVOLTI FUTURI

I possibili sviluppi futuri del presente lavoro riguardano principalmente sia l'ambito numerico, relativo alla modellazione CFD, sia quello sperimentale legato alla galleria del vento.

Per quanto concerne la parte numerica, le simulazioni effettuate mediante ANSYS Fluent hanno mostrato un comportamento complessivamente coerente dal punto di vista qualitativo, evidenziando l'importanza della corretta definizione della mesh e delle condizioni al contorno. Tuttavia, i risultati ottenuti risultano fortemente dipendenti dalle scelte modellistiche e dalla risoluzione numerica, in particolare nella regione di parete.

In quest'ottica, un possibile sviluppo futuro consiste in un ulteriore affinamento della discretizzazione spaziale, accompagnato da uno studio più approfondito dei modelli di turbolenza, al fine di migliorare la capacità predittiva delle simulazioni, soprattutto in presenza di fenomeni complessi quali separazione del flusso e interazione tra scia e superfici di controllo.

Dal punto di vista sperimentale, sebbene la galleria del vento abbia consentito di osservare qualitativamente il comportamento del flusso, il setup attuale presenta significativi margini di miglioramento. Un primo passo in questa direzione potrebbe essere rappresentato dall'integrazione di tecniche di diagnostica non intrusive, quali la Particle Image Velocimetry (PIV) o la Laser Doppler Velocimetry (LDV), che permetterebbero una caratterizzazione più dettagliata del campo di moto, fornendo informazioni spazialmente e temporalmente risolte sulle strutture vorticali e sui fenomeni di separazione.

Parallelamente, l'adozione di una bilancia aerodinamica di maggiore precisione consentirebbe di migliorare l'affidabilità delle misure delle forze aerodinamiche, riducendo le incertezze sperimentali e permettendo un confronto più strutturato con i risultati numerici, almeno in termini di ordini di grandezza.

Un ulteriore ambito di sviluppo riguarda l'ottimizzazione geometrica e dimensionale della galleria del vento. La ridotta sezione della camera di prova (30 cm × 30 cm) e la sua lunghezza limitata introducono effetti di confinamento significativi, che rendono complessa la corretta riproduzione dei fenomeni aerodinamici e impongono l'utilizzo di modelli in scala molto ridotta. Un incremento delle dimensioni della camera di prova, accompagnato da una riprogettazione dell'intero sistema, permetterebbe di ridurre tali effetti e migliorare la qualità complessiva delle osservazioni sperimentali.

Dal punto di vista dei condotti, è possibile ipotizzare interventi mirati sia sul tratto convergente sia su quello divergente. In particolare, una progettazione più accurata del condotto convergente, con profili a geometria ottimizzata, consentirebbe di ottenere una distribuzione di velocità più uniforme in ingresso alla camera di prova, riducendo il livello di turbolenza residua. Analogamente, una gestione più graduale del condotto divergente permetterebbe un migliore recupero della pressione statica a valle, aumentando l'efficienza complessiva del sistema.

Relativamente ai materiali costruttivi, l'utilizzo di materiali compositi o metallici, in sostituzione delle soluzioni attuali, permetterebbe di ottenere una maggiore precisione geometrica e migliori finiture superficiali, elementi fondamentali per garantire la ripetibilità delle misure e la qualità del flusso in galleria.

Infine, un aspetto particolarmente rilevante riguarda il sistema di generazione del flusso. La configurazione attuale consente di raggiungere velocità limitate, che non permettono di operare in un

intervallo di numeri di Reynolds pienamente rappresentativo delle condizioni analizzate nelle simulazioni CFD. L'adozione di un sistema ventilante più performante, tipico di applicazioni industriali, permetterebbe di incrementare significativamente la velocità del flusso in camera di prova, migliorando la possibilità di effettuare confronti più consistenti tra analisi numerica e osservazioni sperimentali.

Nel complesso, gli sviluppi futuri individuati evidenziano come il lavoro svolto rappresenti un primo passo verso un'analisi più approfondita, in cui l'integrazione tra modellazione numerica e sperimentazione potrà essere ulteriormente raffinata per ottenere risultati più robusti e significativi dal punto di vista ingegneristico.

## **BIBLIOGRAFIA**

*Low-speed wind tunnel testing*, 3rd edition, J. B. Barlow, W. H. Rae and A. Pope, 1999

*Aerodynamics of sports balls*, NASA Ames Research Center

*An album of fluid motion*, Milton Van Dyke, Department of Mechanical Engineering, Stanford University

*Ansys Fluent Tutorial Guide*, January 2017

*A Theory of the Blockage Effects on Bluff Bodies and Stalled Wings in a Closed Wind Tunnel*, E. C. Maskell, 1965

*Wind Tunnel Test Techniques: Design and Use at Low and High Speeds*, Chapter 14 tratto da *Wind Tunnel Calibration*, Bradshaw, Pope 1999

*Fluid Mechanics*, Frank M. White, 1999

*Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics*, Tropea, C., Yarin et al., 2007

*Aerodinamica*, Graziani, 2018

*Dinamica del volo*, Casarosa, 2013

*Macchine per allievi ingegneri*, Ventrone, 2006

*Fisica in laboratorio*, Mazzi, Ronchese, Zotto, 2013

*Dimensionamento e realizzazione di una galleria del vento aperta*, Bedeschi Matteo, Tesi di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, Università degli Studi di Padova, 2016-2017

*Similitude Requirements and Scaling Relationships as Applied to Model Testing*, Chester H. Wolowicz, Dryden Flight Research Center, 1979

*Low Reynolds Number Airfoil Evaluation for the Mars Helicopter Rotor*, Witold J. F. Koning, Ethan A. Romander, Wayne Johnson, NASA Ames Research Center, 2018