



ALMA MATER STUDIORUM  
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

.....

# **ANALISI DI UN MICRO RAZZO A COMBUSTIBILE SOLIDO PER LA DETERMINAZIONE DEL COEFFICIENTE CD DI RESISTENZA AERODINAMICA**

**Tesi di laurea in Elaborazione Dati Per La Navigazione**

**Relatore**

**Prof. Matteo Zanzi**

**Presentata da**

**Francesco Saverio Torquati**

---

**Sessione dicembre 2025**

**Anno Accademico 2024/2025**



# Indice

Capitolo 1 – Introduzione al modello del razzo .....	4
Capitolo 2 – Confronto tra metodi CFD e test sperimentali .....	6
2.1 Introduzione .....	6
2.2 Simulazioni CFD .....	6
2.3 Test sperimentali .....	6
Capitolo 3 – Descrizione del problema e del modello numerico .....	7
3.1 Modellazione geometrica .....	7
3.2 Condizioni di volo .....	7
3.3 Condizioni atmosferiche .....	7
Capitolo 4 – Metodologia CFD .....	8
4.1 Modellazione .....	8
4.2 Pre-processing .....	9
4.2.1 Dominio.....	9
4.2.2 Mesh .....	10
4.3 Calcolo e post-processing .....	11
Capitolo 5 – Risultati .....	14
5.1 Distribuzioni di pressione.....	14
5.1.1 Angolo d'attacco 0°.....	14
5.1.2 Angolo d'attacco 5° e 10° .....	15
5.1.3 Angolo d'attacco 15°.....	16
5.1.4 Angolo d'attacco 20°.....	17
5.2 Forze e coefficienti (C_D e C_L) vs angolo di attacco .....	18
5.2.1 Coefficiente di resistenza aerodinamica (Cd).....	19
5.2.2 Coefficiente di portanza (Cl).....	20
5.2.3 Forze aerodinamiche Fx e Fy .....	22
5.2.4 Sintesi interpretativa .....	22
5.3 Mappe di vortici, separazione, campo di velocità .....	22
5.3.1 Angolo d'attacco 0°.....	23
5.3.2 Angolo d'attacco 5°.....	23
5.3.3 Angolo d'attacco 10°–15° .....	25
5.3.4 Angolo d'attacco 20°.....	27
5.4 Influenza della velocità del flusso sui risultati .....	28
5.4.1 Sintesi conclusiva .....	29
5.5 Stima dell'incertezza.....	29

Capitolo 6 – Conclusioni e sviluppi futuri .....	31
6.1 Sintesi dei risultati principali .....	31
6.2 Limiti dello studio e proposte per miglioramenti (LES, wind-tunnel, test sperimentali).....	31
6.3 Sviluppi futuri .....	32
6.4 Conclusioni Finali.....	33
Bibliografia .....	35
Ringraziamenti.....	37

## Capitolo 1 – Introduzione al modello del razzo

Il razzo oggetto dello studio è un mini-razzo progettato per attività di sperimentazione, con l’obiettivo di sviluppare un modello aerodinamico finalizzato alla raccolta e all’analisi di dati di volo, nonché alla valutazione delle condizioni di stabilità e del comportamento del sistema di controllo.

Si tratta di un velivolo di piccole dimensioni, con una massa complessiva di circa 120 g. Il centro di massa si trova nelle coordinate X = 303.35 mm, Y = 0.00 mm e Z = 0.00 mm rispetto all’origine degli assi, collocata alla base del razzo. Il sistema è progettato per raggiungere una quota massima stimata di circa 100 m.

Dal punto di vista costruttivo, il modello presenta una configurazione aerodinamica caratterizzata da un corpo snello, con diametro pari a 78 mm e lunghezza complessiva di 683 mm.

È equipaggiato con quattro alette equidistanti, ciascuna avente spessore di 3 mm e profilo simmetrico.

Le superfici di maggiore interesse ai fini della determinazione del coefficiente di resistenza aerodinamica (cD) sono la parte frontale del corpo e le alette di stabilizzazione

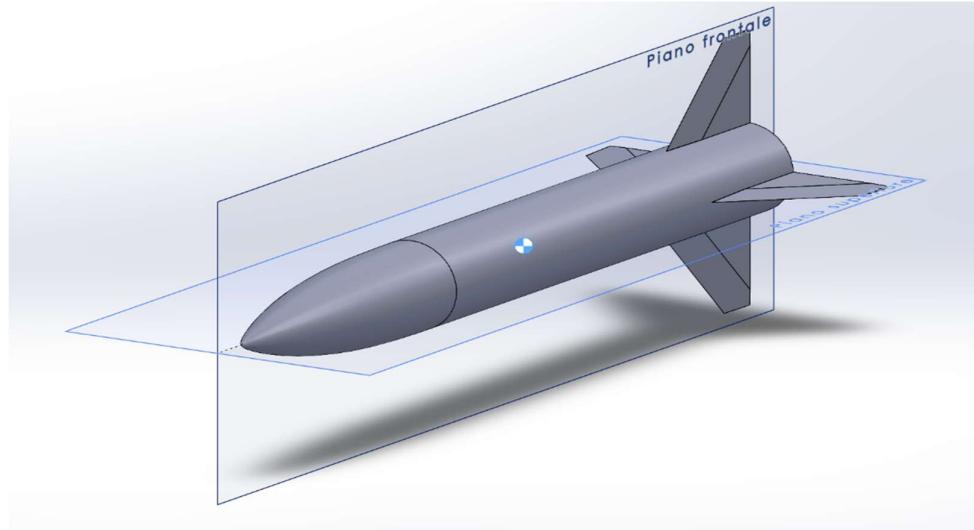


Figure 1 Modello Solidworks

L’analisi del coefficiente di resistenza cd del razzo è stata condotta mediante simulazioni CFD (Computational Fluid Dynamics) con l’obiettivo di valutare l’influenza dell’angolo di attacco sul comportamento aerodinamico del veicolo.

Tale indagine riveste particolare importanza poiché il fine ultimo del progetto consiste nella progettazione e nello sviluppo di un sistema di controllo attivo per la stabilizzazione e il pilotaggio del razzo.

Lo studio è stato eseguito considerando cinque diversi angoli d'attacco: 0°, 5°, 10°, 15° e 20°.

## Capitolo 2 – Confronto tra metodi CFD e test sperimentali

### 2.1 Introduzione

L'analisi delle caratteristiche aerodinamiche dei piccoli razzi può essere svolta attraverso simulazioni numeriche (CFD) oppure mediante prove sperimentali, in galleria del vento o in volo.

### 2.2 Simulazioni CFD

I metodi CFD, basati sulla risoluzione delle equazioni di Navier-Stokes, consentono di ottenere la distribuzione di pressione e velocità sull'intera superficie del corpo, permettendo di stimare con buona accuratezza i coefficienti di portanza e resistenza in un ampio intervallo di angoli d'attacco. Tali metodi risultano particolarmente vantaggiosi nella fase di progettazione, in quanto consentono analisi parametriche rapide e a costi contenuti rispetto ai test fisici. Tuttavia, la loro accuratezza dipende fortemente dalla qualità della mesh, dalle condizioni al contorno e dal modello di turbolenza adottato. Errori di discretizzazione o una modellazione non adeguata possono condurre a deviazioni significative rispetto ai dati sperimentali [2][3].

### 2.3 Test sperimentali

Le prove sperimentali, come le campagne in galleria del vento o i test in volo strumentati, rappresentano invece il riferimento per la validazione dei modelli CFD. Tali esperimenti forniscono misure dirette delle forze e dei momenti aerodinamici, ma comportano costi elevati e presentano alcune limitazioni pratiche, tra queste:

- effetto di scala
- interferenze dovute alle pareti della galleria
- difficoltà di riprodurre condizioni di volo perfettamente realistiche

La letteratura suggerisce un approccio complementare: utilizzare le simulazioni CFD per esplorare il comportamento aerodinamico e ottimizzare la geometria del veicolo, validando successivamente i risultati numerici mediante un numero limitato di test sperimentali mirati. In questo modo si ottiene un compromesso efficace tra accuratezza, costi e tempi di sviluppo [1][2].

## Capitolo 3 – Descrizione del problema e del modello numerico

### 3.1 Modellazione geometrica

La modellazione geometrica del razzo è stata eseguita in SolidWorks, software che ha permesso di realizzare un modello tridimensionale accurato e coerente con le dimensioni reali del prototipo. Dopo la verifica dell'integrità del modello e la semplificazione delle parti non rilevanti ai fini aerodinamici, la geometria è stata esportata in formato compatibile con ANSYS Fluent, ambiente in cui è stata effettuata l'analisi CFD per valutare il comportamento aerodinamico del razzo.

### 3.2 Condizioni di volo

Il coefficiente di resistenza è stato inizialmente calcolato assumendo che il razzo viaggi a una velocità di riferimento pari a 100 m/s, valore indicativo della velocità di burnout, ovvero il punto in cui il motore termina la fase propulsiva. Data tuttavia la necessità di analizzare il comportamento del razzo anche nelle fasi iniziali del volo, l'analisi è stata ripetuta anche per velocità pari a 60 m/s e 30 m/s, allo scopo di osservare l'effetto di eventuali cambi di direzione nelle prime fasi di accelerazione dovuti alla combustione del propulsore.

Generalmente, la velocità massima effettiva del razzo si raggiunge in prossimità del burnout o immediatamente dopo, a seconda dell'intensità della resistenza aerodinamica.

### 3.3 Condizioni atmosferiche

Per le condizioni atmosferiche è stata assunta un'atmosfera standard, con densità dell'aria pari a 1,225 kg/m<sup>3</sup> e pressione di 101325 Pa. Infine, il flusso d'aria incidente sul corpo è stato considerato stazionario e incomprimibile, poiché il numero di Mach risulta inferiore a 0,3. Tale condizione giustifica l'approssimazione di incomprimibilità del fluido, riducendo la complessità computazionale senza compromettere la validità dei risultati.

## Capitolo 4 – Metodologia CFD

Per la realizzazione dell'analisi CFD del razzo e la determinazione del coefficiente di resistenza aerodinamica cd, sono stati impiegati diversi software di modellazione, pre-processing, calcolo e post-processing.

A parte Solidworks, gli altri applicativi sono tutti integrati nel workflow di ANSYS Workbench, che ha fornito l'interfaccia di integrazione e gestione dei diversi moduli, permettendo un flusso di lavoro coerente tra modellazione, meshatura, risoluzione e analisi dei risultati.

Modellazione	Pre-processing		Calcolo	Post-processing
Geometria	Dominio	Mesh	Boundary Conditions	Grafici
Solidworks	Design Modeller	Fluent Meshing	Fluent	

### 4.1 Modellazione

La geometria del razzo è stata sviluppata mediante SolidWorks, un software di modellazione solida parametrica che consente di realizzare componenti tridimensionali con elevata precisione e di esportarli facilmente in formati compatibili con ANSYS per le successive fasi di simulazione.

Il modello del razzo è stato ricreato rispettando le dimensioni del prototipo reale:

- diametro di 78 mm
- lunghezza complessiva di 683 mm

Le quattro alette di stabilizzazione sono state progettate con:

- uno spessore di 3 mm
- una corda alla radice di 111 mm
- una corda all'estremità di 33 mm
- una lunghezza complessiva dell'aletta di 81 mm

In questo modo è stata garantita una rappresentazione geometrica fedele alle caratteristiche costruttive del modello fisico.

Durante la fase di modellazione si è scelto di realizzare il razzo come un unico corpo solido anziché come un assieme costituito da più parti distinte (corpo, ogiva, alette).

Questa scelta risulta particolarmente vantaggiosa in ottica CFD, poiché semplifica la gestione della geometria ed evita la formazione di superfici di contatto o discontinuità tra i vari componenti, che potrebbero generare errori o complicazioni durante la fase di meshatura e nel calcolo del campo di flusso.

Un modello monolitico garantisce inoltre una migliore continuità delle superfici e quindi una più corretta risoluzione del campo aerodinamico attorno al razzo, riducendo il rischio di instabilità numeriche e migliorando la qualità della soluzione.

## 4.2 Pre-processing

### 4.2.1 Dominio

Una volta esportata la geometria del razzo in formato STEP da SolidWorks, il modello è stato importato in ANSYS DesignModeler per la definizione del dominio di calcolo. Il dominio rappresenta lo spazio all'interno del quale il fluido (aria) si muove attorno al razzo e deve essere dimensionato in modo da garantire che le condizioni al contorno non influenzino significativamente il campo di flusso intorno al corpo.

Allo stesso tempo, è stato necessario evitare un dominio eccessivamente ampio, poiché ciò avrebbe comportato un aumento del numero di celle e quindi una riduzione della qualità della mesh per rispettare il limite massimo di 1.000.000 di celle imposto dalla licenza ANSYS Student disponibile.

Il dominio è stato progettato con le seguenti dimensioni:

- lunghezza davanti al razzo pari a cinque volte la lunghezza del razzo
- lunghezza dietro al razzo pari a dieci volte la lunghezza del razzo
- distanza delle pareti laterali pari a cinque volte il diametro del razzo

2021  
STUDER

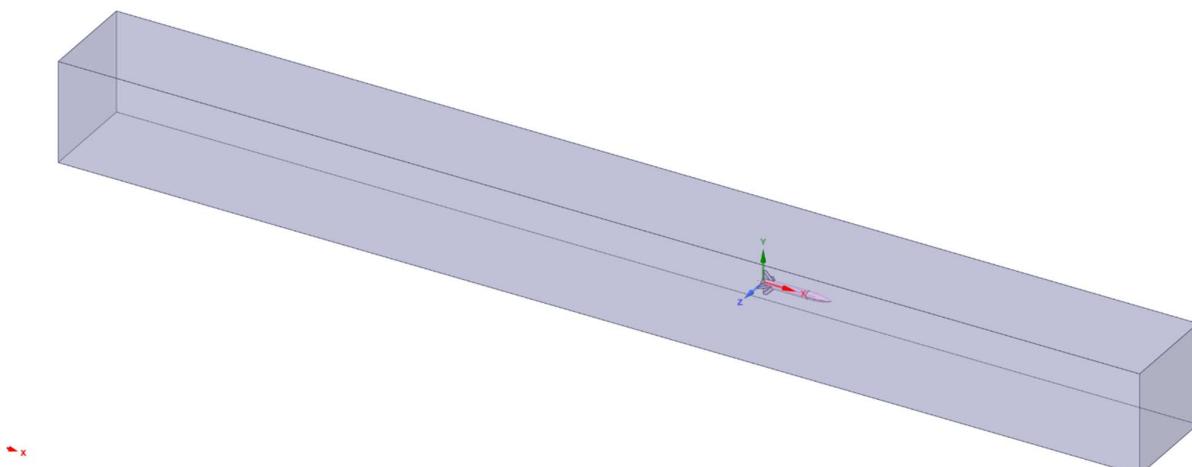


Figure 2 Dominio

Queste scelte sono state effettuate per minimizzare gli effetti di parete e permettere uno sviluppo corretto del flusso attorno al razzo, evitando interferenze che avrebbero potuto alterare il calcolo del coefficiente di resistenza cd.

Nel caso di analisi ad angoli d'attacco elevati, pari a 15° e 20°, è stata aumentata la distanza della parete laterale in cui è orientato l'ogiva del razzo.

Questa modifica è stata necessaria per evitare che la vicinanza della superficie del razzo alla parete del dominio generasse interferenze nel campo di flusso, che avrebbero potuto compromettere la qualità dei risultati e introdurre effetti non fisici durante la simulazione.

La definizione accurata del dominio, con un posizionamento centrale del razzo e dimensioni sufficientemente ampie, ha quindi garantito un ambiente di calcolo realistico, capace di rappresentare in maniera affidabile le caratteristiche aerodinamiche del corpo in tutte le condizioni di prova considerate.

#### 4.2.2 Mesh

Dopo la definizione del dominio in ANSYS DesignModeler, si è proceduto alla generazione della griglia di calcolo utilizzando Fluent Meshing.

La qualità della mesh riveste un ruolo fondamentale per l'accuratezza delle simulazioni CFD, poiché influenza direttamente la risoluzione dei gradienti di velocità e pressione nel campo di flusso.

Per ottenere un adeguato equilibrio tra precisione dei risultati e numero totale di celle compatibile con la licenza ANSYS Student (limite di 1.000.000 di celle), sono stati assegnati diversi valori di target mesh size alle varie superfici del dominio. Il target mesh size rappresenta la dimensione media desiderata delle celle nella regione selezionata. In particolare:

- **Inlet:** 0,025 m — valore scelto per catturare in modo accurato il profilo di ingresso del flusso
- **Outlet:** 0,2 m — dimensione più ampia rispetto alle altre, ma adeguata. In questa zona il flusso è già sviluppato e non richiede un'alta risoluzione
- **Pareti laterali (Wall):** 0,055 m — per mantenere un buon compromesso tra definizione e numero di celle nel volume esterno
- **Corpo del razzo (Body):** 0,005 m — garantisce una risoluzione sufficiente per descrivere i gradienti di pressione lungo la superficie del razzo
- **Alette (Fins):** 0,001 m — mesh molto fine necessaria per catturare correttamente le variazioni locali di flusso e gli effetti di bordo generati dalle superfici sottili

A tutte le regioni è stato assegnato un growth rate pari a 1,2 che indica il rapporto di incremento dimensionale tra celle adiacenti.

Un growth rate moderato consente una transizione graduale da zone a mesh fine e zone più grossolane o viceversa, migliorando la stabilità numerica e la qualità complessiva del calcolo.

Successivamente, sono state definite le condizioni al contorno (boundaries), necessarie per l'esportazione corretta del modello verso ANSYS Fluent:

- **Body e Fins del razzo** sono stati impostati come Wall, per rappresentare superfici solide non permeabili
- **Inlet** è stato definito come Velocity Inlet, imponendo la velocità del flusso in ingresso
- **Outlet** come Pressure Outlet, per permettere al fluido di uscire liberamente dal dominio
- **Le pareti laterali** sono state impostate come Symmetry, così da ridurre l'influenza dei bordi e simulare un flusso non confinato

Per migliorare la risoluzione dello strato limite attorno al razzo, è stato aggiunto un Boundary Layer con Smooth Transition, metodo che garantisce una variazione graduale dello spessore degli strati aderenti alle superfici solide.

Sono stati generati 5 layer, con un transition ratio pari a 0,272 — valore scelto per ottenere una transizione equilibrata tra lo strato limite e la mesh esterna — e un growth rate pari a 1,25, che determina l'aumento progressivo dello spessore degli strati successivi.

Infine, il volume della mesh è stato generato utilizzando celle di tipo polyhedra, scelta che permette una migliore qualità numerica rispetto alle celle tetraedriche a parità di numero di elementi, grazie alla loro maggiore uniformità e minore diffusività numerica.

È stato mantenuto un growth rate globale di 1,2 e impostata una lunghezza massima delle celle di 0,03 m, ottenendo così una mesh bilanciata, accurata nelle regioni critiche e leggera dal punto di vista computazionale.

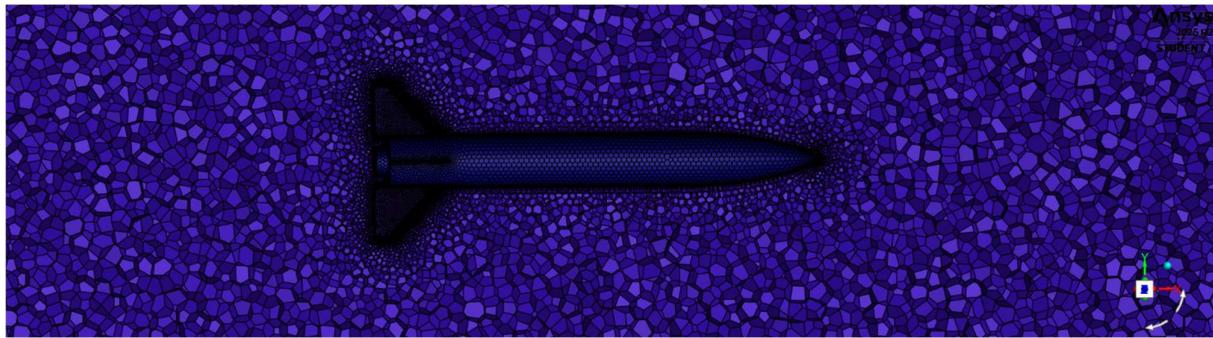


Figure 3 mesh

#### 4.3 Calcolo e post-processing

Una volta completata la generazione della mesh, il modello è stato importato in ANSYS Fluent per l'impostazione e l'esecuzione dell'analisi CFD.

Nel pannello **Model**, è stato selezionato il modello di turbolenza SST k- $\omega$  (Shear Stress Transport), che rappresenta una combinazione tra i modelli k- $\varepsilon$  e k- $\omega$ .

Tale modello offre una maggiore accuratezza nella previsione dei fenomeni di separazione del flusso e un buon comportamento vicino alle pareti, risultando particolarmente adatto per analisi aerodinamiche su corpi affusolati come i razzi.

Le equazioni dell'energia sono state disattivate, poiché l'analisi in questione è di tipo aerodinamico e isoterma, e quindi non si considerano effetti termici o scambi di calore nel flusso.

All'interno del pannello **Boundary Conditions**, sono stati impostati i seguenti parametri:

- **Inlet:** definito come Velocity Inlet, con velocità del flusso pari a 100 m/s. È stata impostata una turbulent intensity dell'1%, valore che rappresenta il livello di turbolenza del flusso in ingresso, tipico di un flusso d'aria mediamente laminare, coerente con condizioni aerodinamiche controllate.

Il turbulent viscosity ratio è stato impostato pari a 10, che indica il rapporto tra viscosità turbolenta e viscosità molecolare; tale valore è appropriato per flussi esterni con moderata turbolenza e garantisce stabilità numerica nel modello.

- **Outlet:** definito come Pressure Outlet, con gauge pressure pari a 0 Pa, per rappresentare una condizione di scarico in ambiente atmosferico.

È stato inoltre assegnato un valore di backflow turbulent intensity pari a 1%, che controlla l'intensità turbolenta qualora si verifichi un flusso inverso all'uscita, evitando discontinuità nei risultati.

- **Pareti laterali:** impostate come Symmetry, per simulare un flusso non confinato.
- **Superfici del razzo (Body e Fins):** impostate come Wall, per rappresentare superfici solide a velocità nulla.

Nella sezione **Reference Values**, i parametri di riferimento sono stati calcolati utilizzando l'opzione Compute from Inlet.

L'area di riferimento è pari a 0,00477836 m<sup>2</sup>, corrispondente alla sezione frontale del razzo, utilizzata per il calcolo dei coefficienti aerodinamici come il coefficiente di resistenza cd e di portanza cl.

Per l'analisi dei risultati, sono state monitorate le grandezze principali:

- coefficiente di resistenza cd, parametro di interesse principale
- coefficiente di portanza cl
- forze totali lungo gli assi x e y (Fx e Fy), utili per valutare l'andamento delle componenti aerodinamiche al variare dell'angolo d'attacco

Una volta avviato il calcolo, Fluent restituisce i grafici di convergenza e i valori evolutivi dei parametri sopra descritti.

È possibile creare piani di sezione lungo la mezzeria del razzo o in corrispondenza delle alette per visualizzare la distribuzione del coefficiente di pressione (cp), la velocità del flusso e i vettori di velocità delle particelle d'aria.

Inoltre, tramite la visualizzazione tridimensionale, è possibile analizzare la distribuzione della velocità del flusso d'aria attorno al razzo e osservare lo sviluppo della scia a differenti angoli d'attacco, permettendo di comprendere in modo qualitativo il comportamento aerodinamico del modello.

## Capitolo 5 – Risultati

Lo studio ha riguardato la distribuzione del coefficiente di pressione sulle superfici esterne, dell’evoluzione del campo di moto e della variazione dei coefficienti aerodinamici al variare dell’angolo d’attacco ( $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $20^\circ$ ) e della velocità (100 m/s, 60 m/s, 30 m/s).

I risultati presentati di seguito si riferiscono alle simulazioni effettuate alla velocità di riferimento pari a 100 m/s, scelta come condizione rappresentativa del moto del razzo dopo l’esaurimento del combustibile durante la fase propulsiva.

Successivamente, al paragrafo 5.4, sono state raccolte le analisi alle diverse velocità per valutare l’influenza del numero di Reynolds sul comportamento aerodinamico del razzo.

Pur mostrando un andamento qualitativamente simile a quelli mostrati alla velocità di 100 m/s, tali condizioni evidenziano fenomeni di separazione più precoce e strutture vorticali più marcate, che comportano valori di Cd e Cl leggermente più elevati a parità di angolo d’attacco

### 5.1 Distribuzioni di pressione

L’analisi dei risultati è stata avviata studiando la distribuzione del coefficiente di pressione (Cp) lungo la superficie del razzo, con particolare attenzione alle alette, poiché esse rappresentano gli elementi maggiormente sensibili alle variazioni dell’angolo d’attacco. La distribuzione del Cp fornisce informazioni fondamentali sulla risposta aerodinamica del veicolo, in quanto permette di identificare le zone di alta pressione, le regioni di depressione e le eventuali aree soggette a separazione del flusso.

#### 5.1.1 Angolo d’attacco $0^\circ$

Per un angolo d’attacco pari a  $0^\circ$ , la distribuzione del coefficiente di pressione (Cp) risulta completamente simmetrica rispetto al piano longitudinale del razzo, come atteso per una configurazione in incidenza nulla. Sull’ogiva si osserva un picco di pressione in corrispondenza del punto di ristagno, seguito da una progressiva riduzione della pressione lungo la superficie del corpo principale, all’interno della quale compare anche una lieve zona di depressione dovuta all’accelerazione locale del flusso.

Le alette presentano a loro volta un campo di pressione simmetrico: il bordo d’attacco mostra una moderata sovrapressione che decresce gradualmente verso il bordo d’uscita, senza evidenza di separazione del flusso.

Particolarmente significativa è la regione di scia, caratterizzata da un’ampia area di bassa pressione immediatamente dietro il razzo, seguita da una zona a pressione leggermente più

elevata. Questa struttura indica la presenza del classico wake deficit, la cui origine e sviluppo saranno analizzati in dettaglio nella successiva sezione dedicata al campo di moto.



Figure 4 cp razzo 0°

### 5.1.2 Angolo d'attacco 5° e 10°

All'aumentare dell'angolo d'attacco a 5° e 10°, si osserva uno spostamento della regione di alta pressione verso la superficie inferiore dell'ogiva, mentre la parte superiore presenta una depressione più marcata dovuta all'aumento della velocità del flusso.

Le alette evidenziano subito una chiara asimmetria lungo il loro profilo:

- sul dorso, compare una zona estesa di bassa pressione in prossimità del bordo d'attacco;
- sul ventre, si osserva invece un aumento significativo della pressione, sempre localizzato al bordo d'attacco.

Questa differenza di pressione tra dorso e ventre genera la portanza del razzo per angoli d'attacco positivi.



Figure 5 cp razzo 5°



Figure 6 cp aletta 5°

### 5.1.3 Angolo d'attacco 15°

A un angolo d'attacco di 15°, la distribuzione del Cp lungo il corpo del razzo rimane relativamente uniforme e priva di variazioni drastiche, segno che il flusso aderisce ancora in modo coerente lungo la superficie principale.

Sulle alette, invece, si nota un incremento rilevante dell'area a bassa pressione sul dorso, con un'evidente espansione della zona soggetta a forte accelerazione del flusso. L'estensione di questa regione suggerisce l'inizio di fenomeni di separazione parziale del flusso, specialmente nelle aree più sollecitate vicino alla radice dell'aletta.

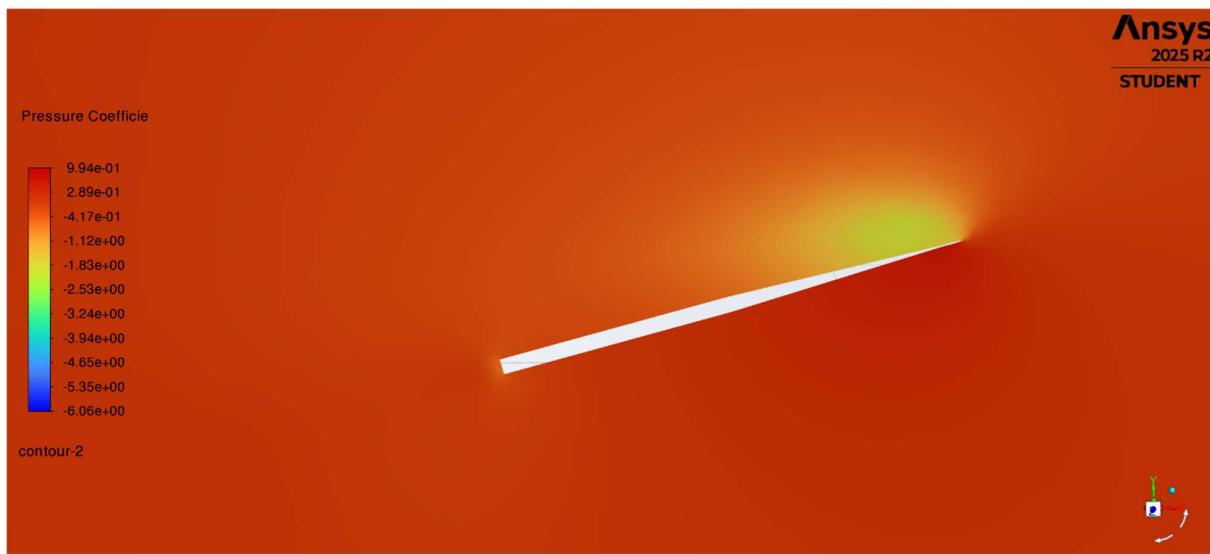


Figure 7 cp aletta 15°

#### 5.1.4 Angolo d'attacco 20°

A 20° di angolo d'attacco, gli effetti dell'incidenza elevata diventano particolarmente marcati. Sul dorso dell'ogiva e del corpo principale compaiono più regioni di bassa pressione, alcune delle quali indicano chiaramente la presenza di distacco del flusso.

La parte inferiore del razzo mostra invece un aumento netto della pressione, soprattutto in prossimità della radice dell'aletta inferiore, dove il flusso impatta con maggiore intensità.

Il profilo dell'aletta evidenzia una distribuzione del Cp dominata da un'ampia area a pressione molto bassa lungo tutto il dorso, fenomeno tipico dell'avvio di una separazione massiva del flusso già nelle prime zone del profilo. Questo comportamento compromette l'efficienza aerodinamica dell'aletta, incrementando significativamente il coefficiente di resistenza aerodinamica Cd e contribuendo allo sviluppo di una scia più estesa e turbolenta.

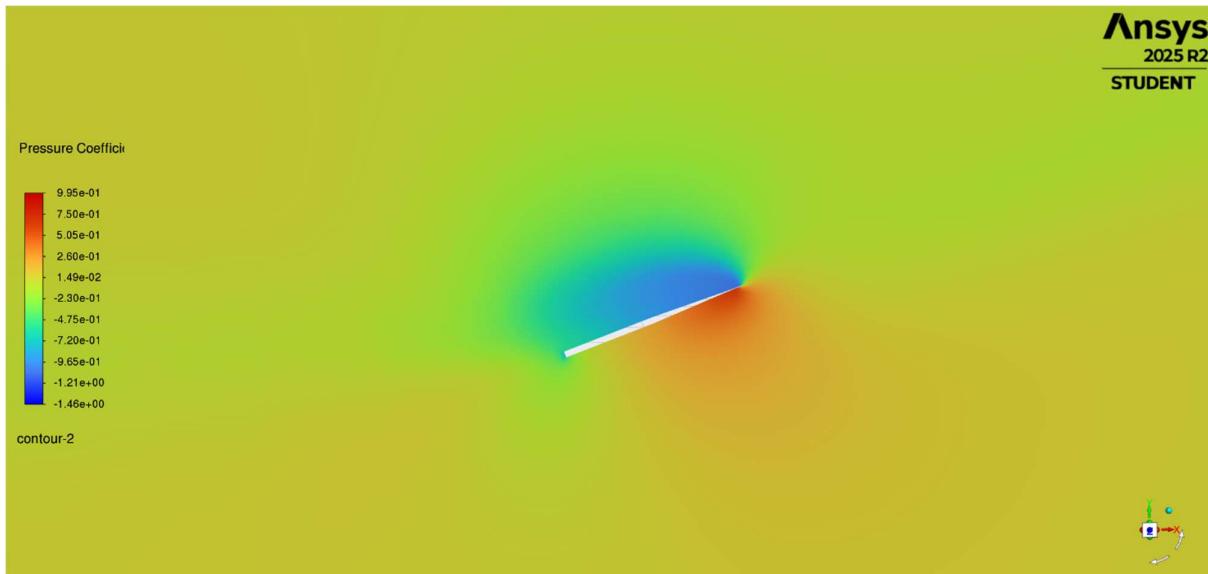


Figure 8 cp aletta 20°

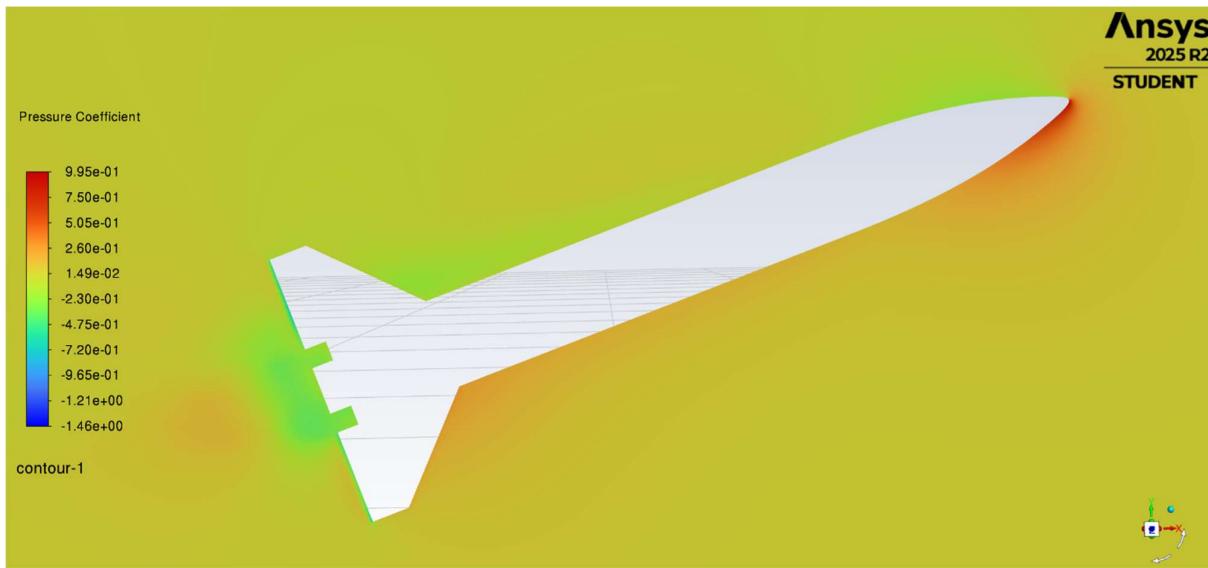


Figure 9 cp razzo 20°

## 5.2 Forze e coefficienti ( $C_D$ e $C_L$ ) vs angolo di attacco

L'analisi dei risultati numerici ottenuti dalle simulazioni CFD fornisce una chiara evidenza dell'evoluzione dei coefficienti aerodinamici all'aumentare dell'angolo d'attacco, confermando i comportamenti tipici dei veicoli aerodinamici slanciati come i razzi.

### 5.2.1 Coefficiente di resistenza aerodinamica (Cd)

Il coefficiente di resistenza aerodinamica Cd è il parametro di maggior interesse ai fini della caratterizzazione del comportamento aerodinamico del razzo. I risultati mostrano un incremento monotono e non lineare di Cd con l'aumentare dell'angolo d'attacco:

- $0^\circ \rightarrow Cd = 0.456$
- $5^\circ \rightarrow Cd = 0.520$
- $10^\circ \rightarrow Cd = 0.846$
- $15^\circ \rightarrow Cd = 1.351$
- $20^\circ \rightarrow Cd = 1.972$

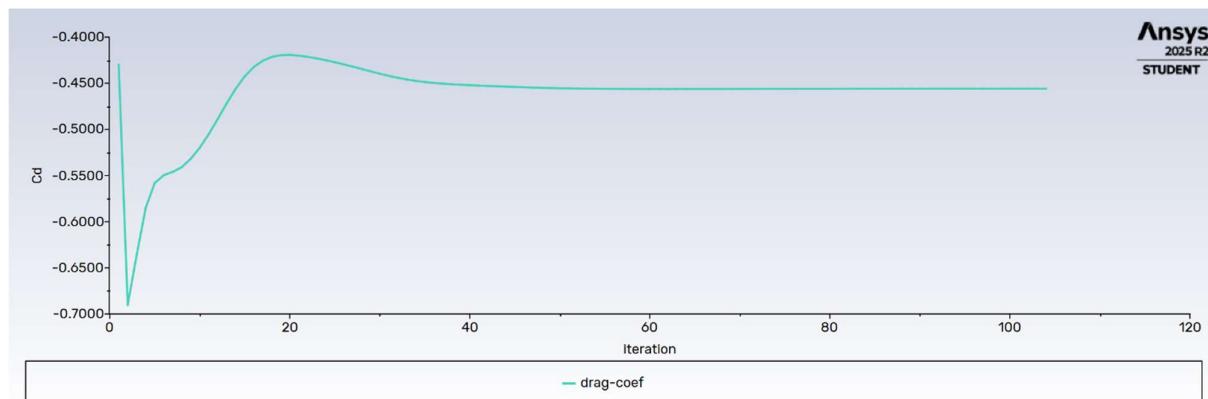


Grafico 1 Cd 0°

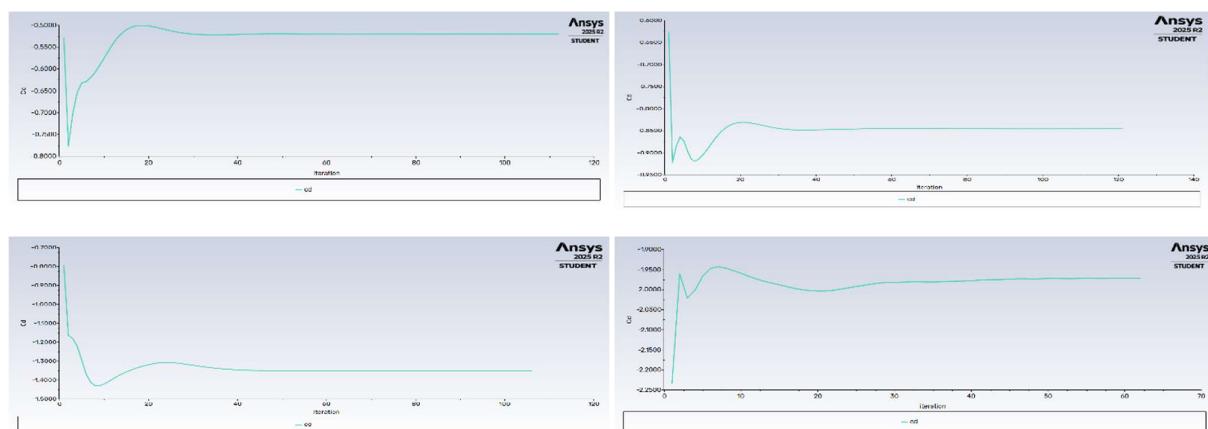


Grafico 2 Cd 5°, 10°, 15°, 20°

L'aumento graduale tra  $0^\circ$  e  $5^\circ$  è riconducibile principalmente alla variazione del gradiente di pressione sull'ogiva e alle prime asimmetrie nel campo di Cp sulle alette. A partire da  $10^\circ$ ,

l'incremento diventa più marcato: ciò è coerente con l'insorgere dei primi fenomeni di separazione del flusso, già evidenziati nella distribuzione del Cp e nella scia.

Tra 15° e 20° si osserva il salto più significativo, con Cd che quasi raddoppia. In questa fascia, il flusso mostra segni evidenti di separazione massiva sia sulle alette sia sul corpo principale, causando un ingrossamento della scia e un conseguente aumento della resistenza di pressione. Questo comportamento è tipico dei profili e dei corpi tozzi soggetti ad incidenze elevate e rappresenta la principale causa dell'aumento della resistenza aerodinamica.

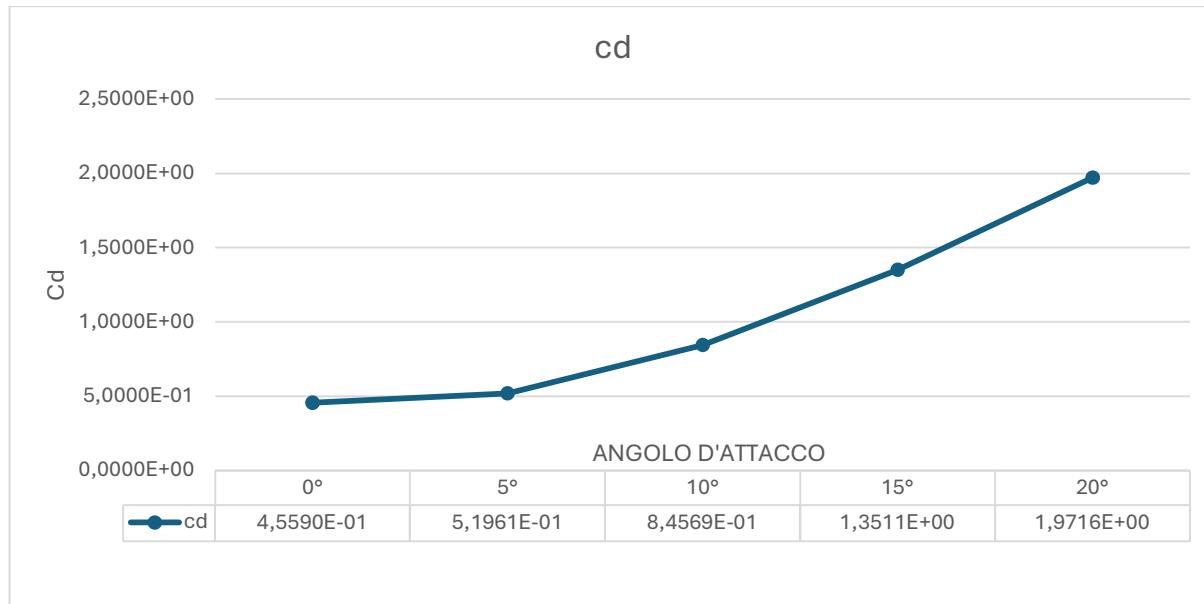


Grafico 3 Cd-Angolo d'attacco

### 5.2.2 Coefficiente di portanza (Cl)

Il coefficiente di portanza Cl cresce in maniera regolare con l'angolo d'attacco:

0° → Cl ≈ -0.0176 (circa nullo, come previsto)

5° → Cl = 1.282

10° → Cl = 2.522

15° → Cl = 3.530

20° → Cl = 4.205

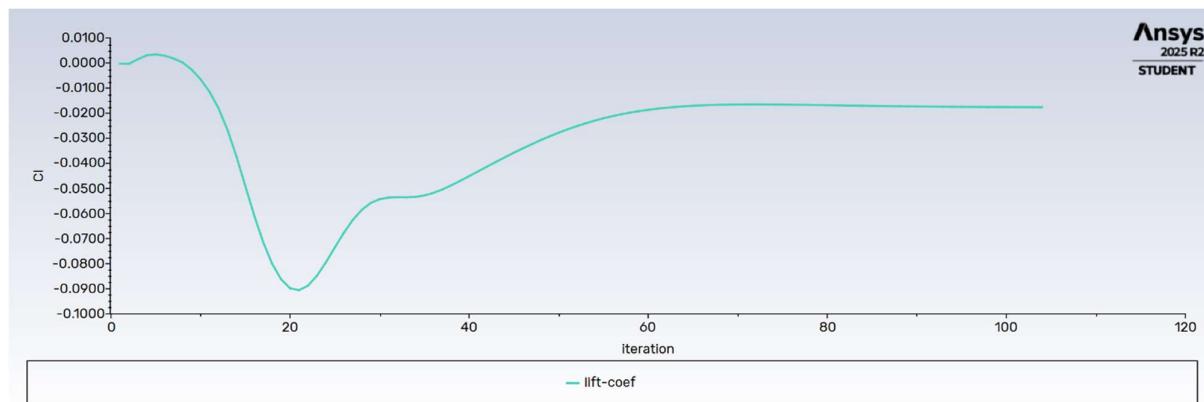


Grafico 4  $Cl\ 0^\circ$

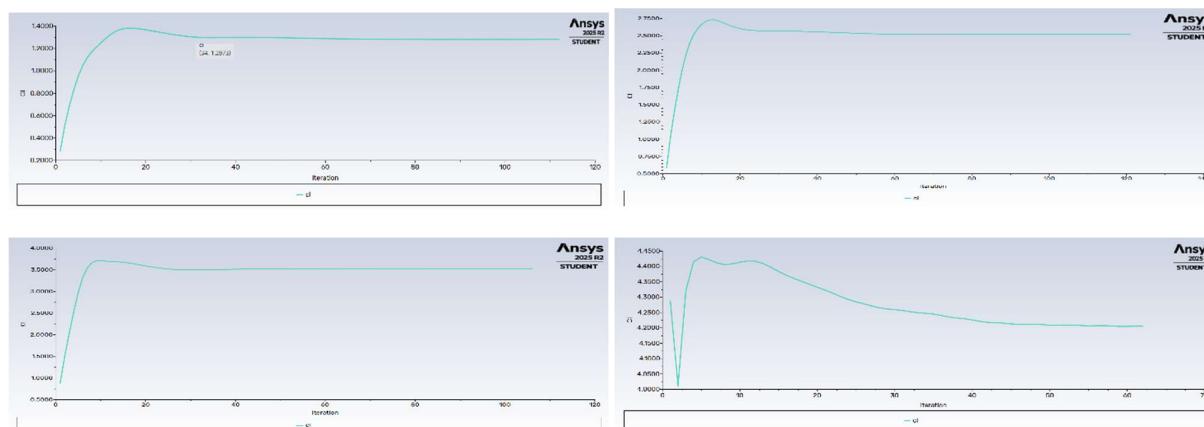


Grafico 5  $Cl\ 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$

L'incremento è pressoché lineare tra  $5^\circ$  e  $15^\circ$ , coerente con il comportamento di un corpo slanciato che genera portanza proporzionalmente all'angolo d'incidenza.

A  $20^\circ$ , il valore continua ad aumentare, ma con una minore tendenza alla linearità: la separazione significativa osservata sulle alette comporta un incremento della componente di resistenza indotta che, pur non annullando la portanza, ne penalizza l'efficienza aerodinamica.

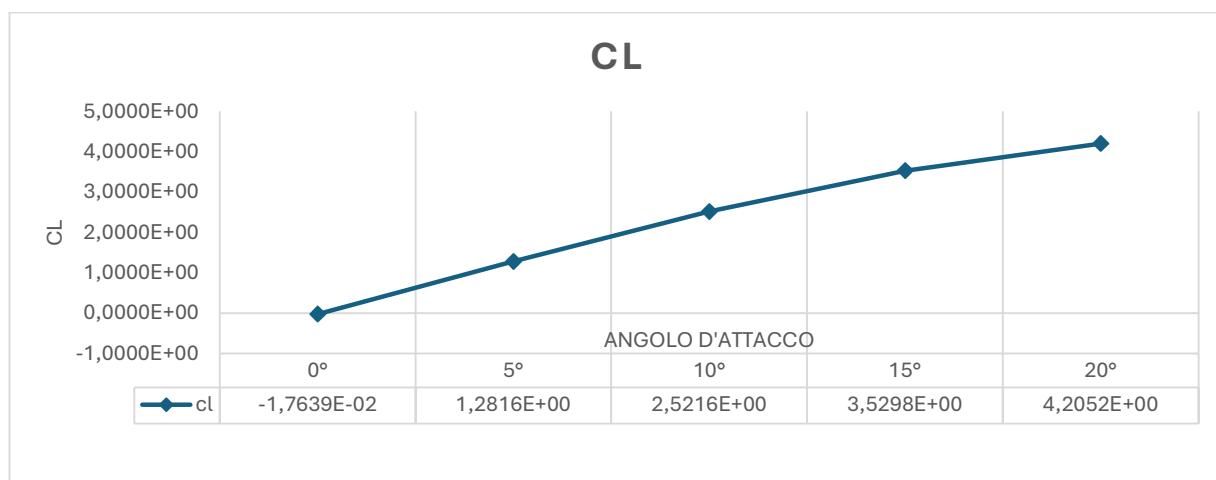


Grafico 6  $Cl$ -Angolo d'attacco

### 5.2.3 Forze aerodinamiche Fx e Fy

Le forze aerodinamiche seguono l'andamento dei coefficienti appena analizzati:

- Forza trasversale Fy (contributo alla portanza): cresce regolarmente da -0.5 N a 123 N, in accordo con l'aumento di Cl.  
il valore negativo a 0° indica una piccolissima asimmetria numerica, trascurabile.
- Forza assiale Fx (contributo alla resistenza): aumenta progressivamente da -13.3 N a -57.7 N, riflettendo fedelmente l'andamento del Cd.

L'aumento della forza assiale non è soltanto funzione dell'angolo d'attacco, ma anche della crescente separazione del flusso: in particolare, tra 15° e 20° l'incremento è molto marcato, a causa dell'estensione della scia turbolenta.

### 5.2.4 Sintesi interpretativa

L'insieme dei risultati su Cd, Cl, Fx e Fy conferma che:

- il razzo mantiene un comportamento aerodinamico regolare fino a circa 10°-15°;
- oltre questa soglia, la separazione del flusso diventa dominante e determina un incremento della resistenza;
- la crescita di Cl con l'angolo d'attacco è marcata, ma non lineare agli alti angoli, dove la portanza è penalizzata dall'aumento della resistenza indotta.

## 5.3 Mappe di vortici, separazione, campo di velocità

L'analisi del campo di velocità rappresenta uno strumento essenziale per interpretare i fenomeni fluidodinamici responsabili dell'andamento dei coefficienti aerodinamici. Per ciascun angolo d'attacco considerato (0°, 5°, 10°, 15°, 20°) sono state generate sezioni del dominio e visualizzazioni sia bidimensionali sia tridimensionali, finalizzate a mettere in evidenza la distribuzione della velocità, i vettori di moto e le principali strutture vorticali che si sviluppano attorno al razzo.

Nelle sezioni bidimensionali, ottenute su piani longitudinali e su piani passanti per le alette, vengono riportate mappe della velocità scalare accompagnate dai relativi vettori di velocità. Tali rappresentazioni consentono di individuare con chiarezza:

- punto di ristagno sul muso (velocità nulla e massimo coefficiente di pressione),
- regioni di accelerazione, correlate a zone di bassa pressione sulle superfici esposte al flusso,
- aree di decelerazione e gli eventuali ricircoli che si instaurano a valle dei punti di separazione.

La presenza di vettori con componente longitudinale negativa nelle immediate vicinanze della superficie del corpo è indicativa di flusso inverso e rappresenta dunque un chiaro segnale di separazione locale.

### 5.3.1 Angolo d'attacco $0^\circ$

Nel caso a  $0^\circ$  si osserva chiaramente il punto di ristagno sulla punta dell'ogiva, coerente con le analisi precedenti sul coefficiente di pressione. Alle spalle del razzo si sviluppa una scia ben definita, caratterizzata da una zona centrale a bassa velocità circondata da regioni in cui il flusso tende a riaccelerare.

La rappresentazione vettoriale mette in luce la presenza di due vortici simmetrici generati attorno all'asse longitudinale del razzo. L'interazione tra questi vortici contribuisce alla formazione della regione di velocità relativamente maggiore osservata nella scia. Lungo la superficie del corpo si nota infine lo sviluppo del sottile strato limite, coerente con il moto laminare imposto nelle condizioni di simulazione iniziali.

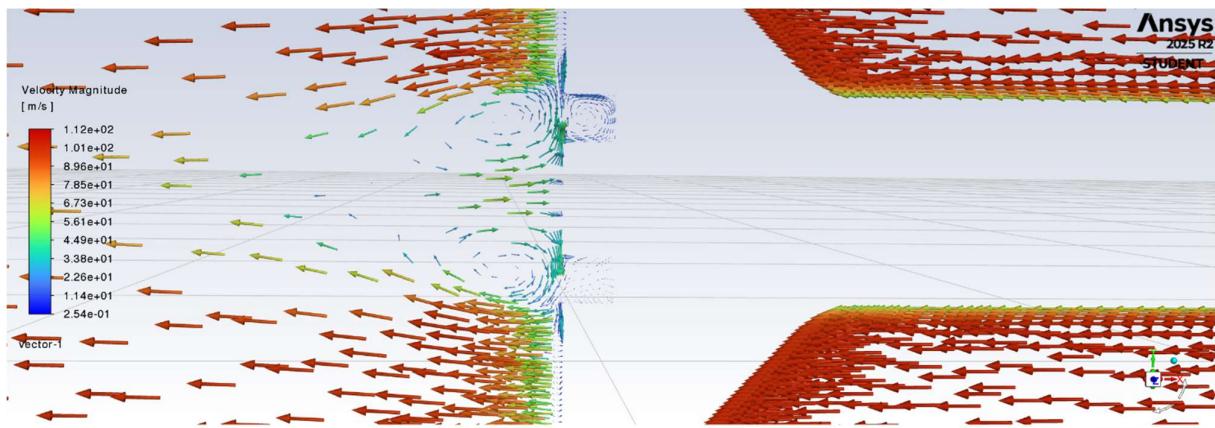


Figure 10 Vettore Velocità scia

### 5.3.2 Angolo d'attacco $5^\circ$

Aumentando l'incidenza a  $5^\circ$  emergono differenze significative rispetto al caso precedente:

- strato limite sul dorso del razzo risulta più spesso, conseguenza della maggiore decelerazione del flusso;
- sulle alette si formano vortici di estremità più pronunciati, dovuti all'intensificazione del gradiente di pressione tra ventre e dorso;
- comparsa di un sottile strato di decelerazione del flusso sul dorso dell'aletta, indicativo di un inizio di separazione locale.

Questi comportamenti risultano coerenti con i risultati preliminari discussi nelle sezioni precedenti e confermano come un incremento, seppur modesto, dell'angolo d'attacco porti a un graduale peggioramento delle condizioni aerodinamiche, con incremento della resistenza. Un'analisi più approfondita di tali effetti verrà proposta nelle sezioni successive.

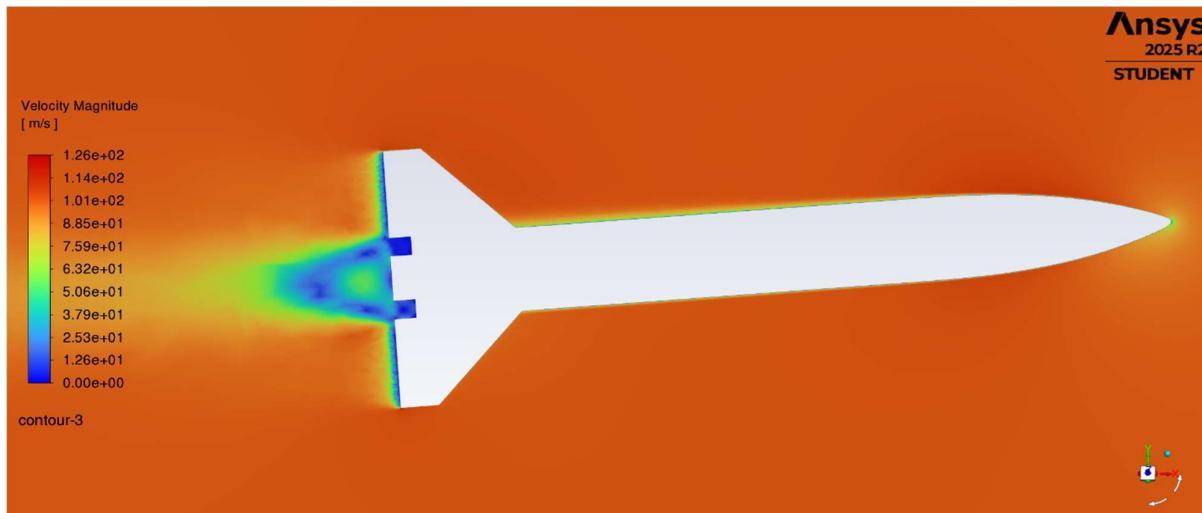


Figure 11 velocity razzo 5°

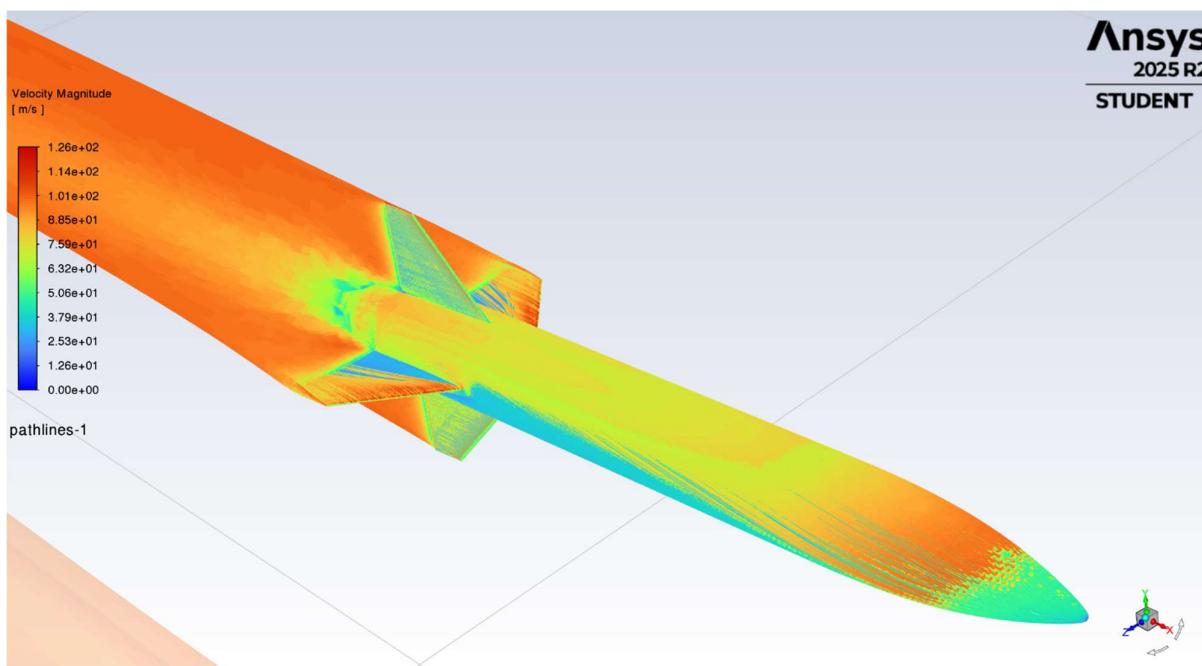


Figure 12 velocity 3D alto 5°

### 5.3.3 Angolo d'attacco 10°–15°

Per un angolo d'attacco di 10° si riscontrano modifiche aerodinamiche più marcate. Sul dorso del razzo compare una regione estesa di separazione, dalla quale si originano vortici che si sviluppano lungo la superficie superiore del corpo. Sulle alette, a partire dalla radice, si formano vortici che tendono a intensificarsi procedendo verso l'estremità: tale fenomeno è indicativo di un aumento locale della portanza e, contestualmente, della resistenza indotta.

A 15° tali effetti risultano amplificati. La separazione del flusso è più estesa e i vortici generati presentano maggiore intensità e instabilità. L'interazione di queste strutture turbolente comporta un incremento significativo delle forze resistive e una riduzione dell'efficienza aerodinamica complessiva della configurazione.

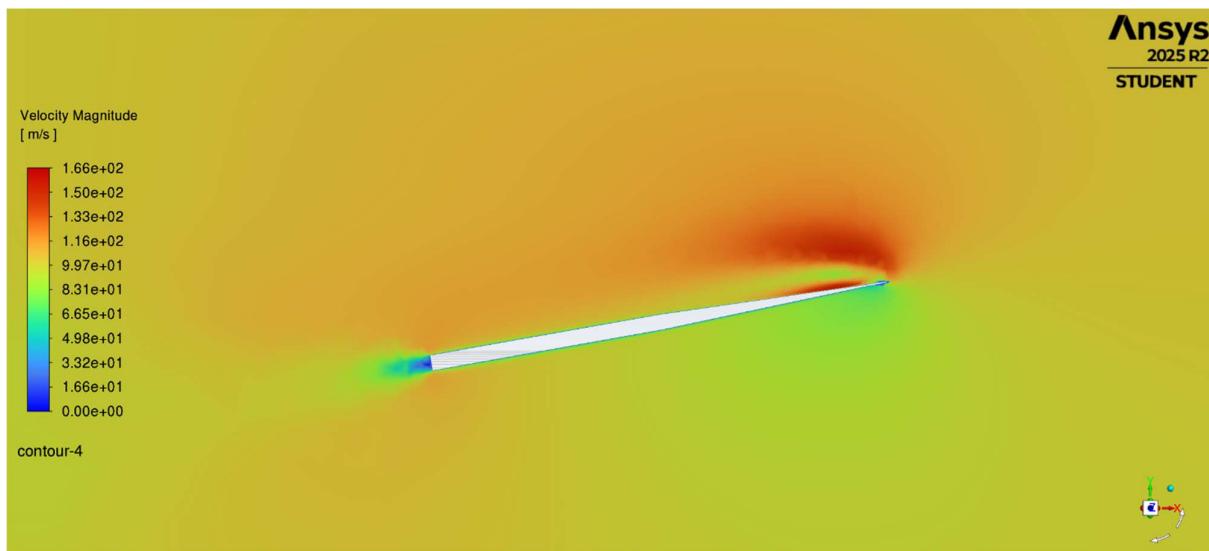


Figure 13 velocity aletta 10°

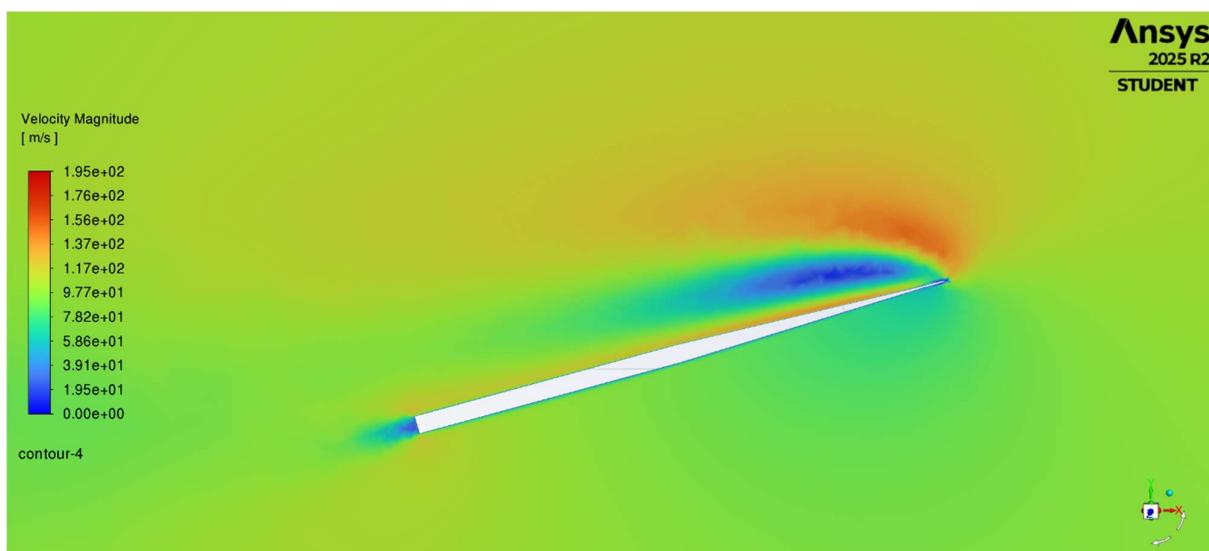


Figure 14 velocity aletta 15°

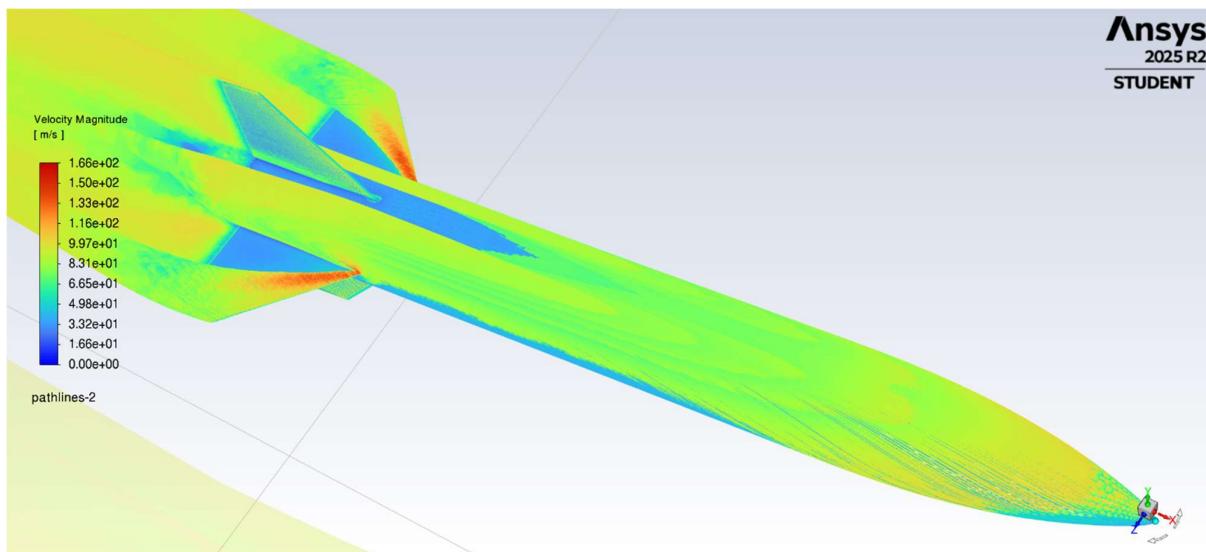


Figure 15 velocity 3D alto 10°

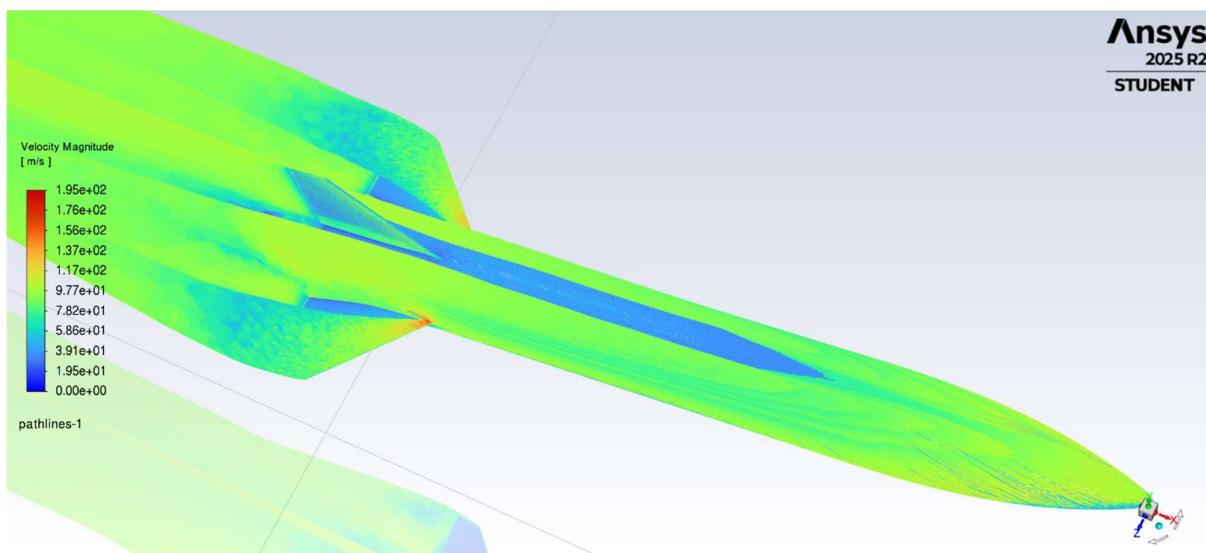


Figure 16 velocity 3D alto 15°

### 5.3.4 Angolo d'attacco 20°

All'incidenza massima analizzata, pari a 20°, il campo di moto evidenzia una separazione pressoché completa del flusso sia dal corpo principale sia dalle alette. Le mappe di velocità mostrano come lungo quasi tutta l'estensione dell'aletta il flusso si separe immediatamente dopo il bordo d'attacco, generando un'ampia regione di ricircolo caratterizzata da forti gradienti di velocità e livelli elevati di turbolenza.

Sul corpo del razzo il fenomeno è ancora più marcato: la separazione ha origine già sull'ogiva, dove l'elevata incidenza, combinata alla curvatura del naso, produce vortici massicci e persistenti che si estendono lungo la superficie superiore. Tali strutture contribuiscono a un aumento sostanziale della resistenza aerodinamica e a una sensibile riduzione della stabilità longitudinale.

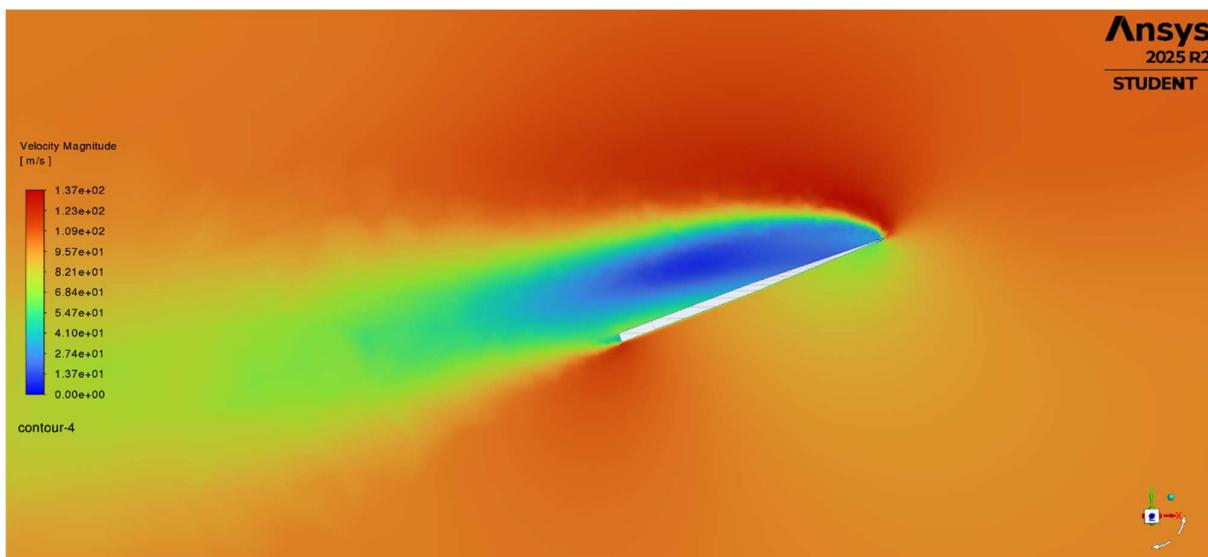


Figure 17 velocity aletta 20°

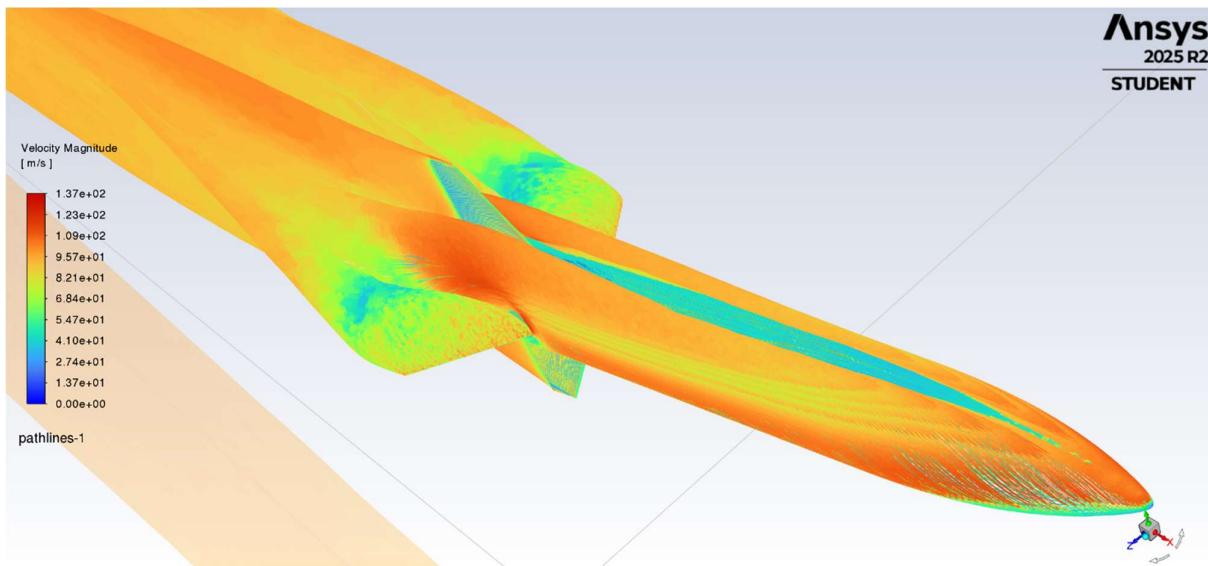


Figure 18 velocity 3D alto 20°

## 5.4 Influenza della velocità del flusso sui risultati

Per verificare l'influenza della velocità del flusso sui fenomeni fluidodinamici osservati, è stata ripetuta la medesima analisi per due ulteriori condizioni operative, pari rispettivamente a 60 m/s e 30 m/s, mantenendo invariata la geometria del modello, la mesh, le condizioni al contorno e il modello turbolento. I risultati ottenuti mostrano un comportamento aerodinamico complessivamente analogo a quello riscontrato alla velocità di riferimento (100 m/s), ma con alcune differenze rilevanti riconducibili alla variazione del numero di Reynolds.

A velocità inferiori, infatti, il numero di Reynolds risulta più basso e ciò comporta una minore capacità del flusso di rimanere aderente alle superfici del razzo e delle alette. Di conseguenza, i fenomeni di separazione del flusso tendono a manifestarsi a valori di angolo d'attacco inferiori, con evidente anticipo soprattutto a partire da 10°–15°. Tale comportamento si riflette direttamente sulla formazione di vortici di estremità e di ricircoli nella scia, che diventano più estesi e meno stabili anche per angoli moderati, come si osserva chiaramente dalle mappe di velocità e dalle rappresentazioni vettoriali.

L'analisi quantitativa conferma queste considerazioni. A parità di angolo d'attacco:

il coefficiente di portanza  $C_L$  risulta sempre maggiore alle velocità inferiori, a causa dell'incremento del gradiente di pressione tra dorso e ventre dovuto al distacco più precoce del flusso. Già a 15° e soprattutto a 20° si osservano valori di  $C_L$  sensibilmente più elevati rispetto al caso a 100 m/s, segnale di una portanza generata in gran parte dal contributo vorticoso anziché da un flusso pienamente aderente.

il coefficiente di resistenza  $C_d$  risulta anch'esso più elevato a velocità ridotte, a parità di angolo d'attacco. Questo incremento è direttamente correlato alla maggiore estensione della separazione e all'ingrossamento della scia turbolenta, che produce un aumento della componente di resistenza di pressione.

I risultati numerici riportati confermano questo andamento in modo sistematico. Ad esempio, confrontando i casi a 100 m/s, 60 m/s e 30 m/s:

	<b>Velocità [m/s]</b>	<b>10°</b>	<b>15°</b>	<b>20°</b>
<b>Cd</b>	100	0.846	1.351	1.972
	60	0.852	1.367	1.996
	30	0.869	1.393	2.067
<b>Cl</b>	100	2.522	3.530	4.205
	60	2.499	3.543	4.233
	30	2.492	3.551	4.352
		incremento progressivo della resistenza e variazioni contenute ma coerenti della portanza	il Cd aumenta in modo ancora più marcato, mentre Cl continua a salire	la resistenza raggiunge valori massimi, mentre la portanza continua ad aumentare in modo significativo

Tabella 1 Risultati Cd e Cl a velocità di 100 m/s, 60 m/s e 30 m/s

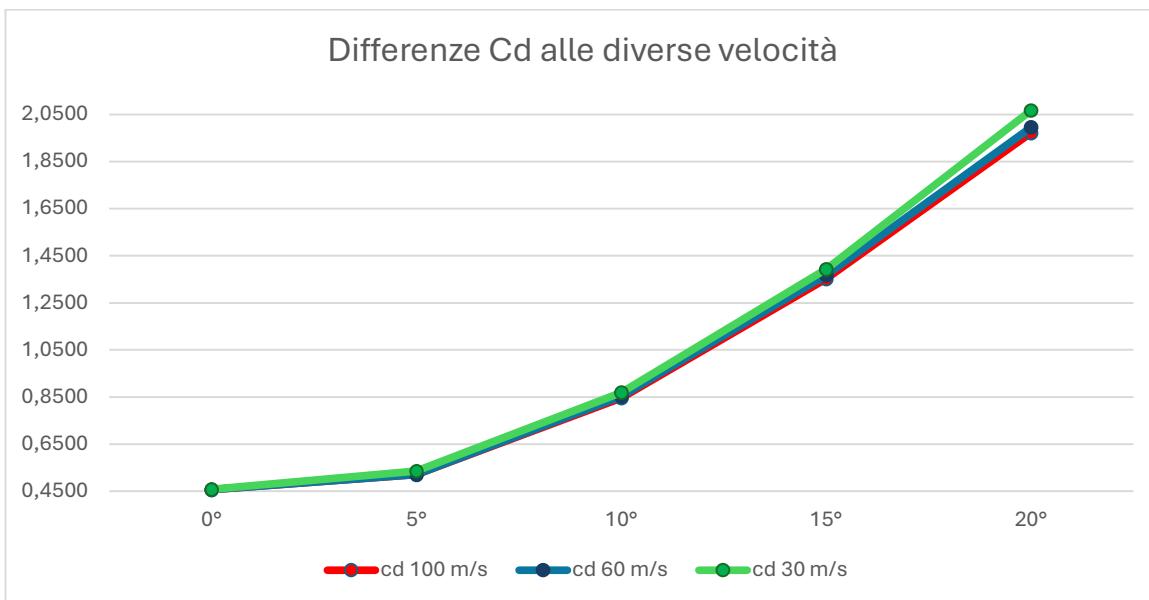


Grafico 7 Andamento Cd 100 m/s, 60 m/s e 30 m/s

Questa tendenza conferma che:

- a numeri di Reynolds minori la separazione si presenta prima e con maggiore intensità;
- l'aumento della portanza deriva in buona parte dalla presenza di strutture vorticali importanti, che però penalizzano la qualità aerodinamica complessiva;
- l'aumento della resistenza è dominato dall'estensione della scia e dal calo della pressione media a valle del veicolo.

#### 5.4.1 Sintesi conclusiva

In sintesi, aumentando l'angolo d'attacco e riducendo la velocità, il comportamento aerodinamico del razzo diventa progressivamente più dominato dalla turbolenza, dal distacco del flusso e dalla formazione di vortici massicci. Questo porta a un incremento deciso della resistenza aerodinamica e a una portanza più elevata ma ottenuta con efficienza inferiore.

#### 5.5 Stima dell'incertezza

La stima formale dell'incertezza numerica associata alle simulazioni CFD non è stata effettuata tramite metodi quantitativi dedicati, come il Grid Convergence Index (GCI) o analoghi approcci sistematici, principalmente a causa dei limiti imposti dalla licenza ANSYS Student in termini di numero massimo di celle. Tuttavia, è possibile fornire una valutazione qualitativa dell'affidabilità dei risultati ottenuti. In primo luogo, la costruzione della mesh ha seguito criteri

di qualità riconosciuti, con particolare attenzione alle regioni critiche quali le alette di stabilizzazione e l'area prossima al bordo d'attacco, riducendo così l'incertezza numerica locale legata alla discretizzazione. Inoltre, l'adozione del modello di turbolenza SST  $k-\omega$ , ampiamente utilizzato per flussi esterni con possibili fenomeni di separazione, contribuisce a limitare l'incertezza modellistica. Anche la scelta delle dimensioni del dominio computazionale e delle condizioni al contorno è stata effettuata in modo da minimizzare l'influenza delle pareti artificiali sul campo di moto, soprattutto agli alti angoli d'attacco, dove è stato necessario ampliare il dominio per assicurare una rappresentazione più fedele della fisica del problema. Complessivamente, pur in assenza di una quantificazione rigorosa dell'errore, le scelte metodologiche adottate consentono di ritenere i risultati numericamente coerenti, qualitativamente robusti e adeguati agli scopi dell'analisi condotta.

## Capitolo 6 – Conclusioni e sviluppi futuri

### 6.1 Sintesi dei risultati principali

L'analisi del coefficiente di pressione ( $C_p$ ), dei coefficienti aerodinamici e del campo di moto mostra come l'aerodinamica del razzo peggiori progressivamente con l'aumentare dell'angolo d'attacco.

A  $0^\circ$ , il flusso resta simmetrico e aderente, con un punto di ristagno sull'ogiva, alette senza separazione e una scia regolare.

A  $5^\circ$ – $10^\circ$  compaiono le prime asimmetrie: alta pressione sul ventre, depressione sul dorso e inizio di separazione sulle alette, che generano portanza ma aumentano la resistenza.

A  $15^\circ$ , la separazione sul dorso delle alette è più estesa e i vortici diventano più intensi.

A  $20^\circ$ , la separazione è quasi completa su corpo e alette, con scia ampia e turbolenta e drastico aumento della resistenza.

I coefficienti aerodinamici confermano questo comportamento:

- $C_d$  cresce rapidamente da  $0.456$  ( $0^\circ$ ) a  $1.972$  ( $20^\circ$ ), soprattutto oltre  $10^\circ$ , per l'aumento della separazione.
- $C_l$  aumenta quasi linearmente fino a  $15^\circ$ , poi cresce più lentamente a causa della perdita di efficienza delle alette.
- Le forze  $F_x$  e  $F_y$  seguono lo stesso andamento, con incrementi marcati tra  $15^\circ$  e  $20^\circ$ .

In sintesi, il razzo mantiene un comportamento aerodinamico stabile solo fino a circa  $10^\circ$ – $15^\circ$ ; oltre questo limite, la separazione domina e causa un forte aumento della resistenza e una riduzione della stabilità.

### 6.2 Limiti dello studio e proposte per miglioramenti (LES, wind-tunnel, test sperimentali)

Nonostante le simulazioni CFD condotte abbiano permesso di caratterizzare in maniera dettagliata il comportamento aerodinamico del razzo per gli angoli d'attacco analizzati, è

necessario evidenziare alcuni limiti intrinseci dell'approccio numerico adottato. Le simulazioni sono state eseguite mediante un modello stazionario RANS con chiusura turbolenta di tipo  $k-\omega$  SST e condizioni al contorno idealizzate. Tale configurazione, sebbene ampiamente utilizzata nella fase preliminare di analisi aerodinamica, presenta limitazioni nella capacità di rappresentare accuratamente fenomeni complessi quali la separazione massiva, la formazione di strutture vorticali instabili e le dinamiche non stazionarie della scia, particolarmente rilevanti agli alti angoli d'attacco ( $15^\circ$ – $20^\circ$ ). In queste condizioni il flusso tende a divenire altamente tridimensionale, turbolento e non lineare, riducendo l'accuratezza delle stime di pressione, velocità e dei coefficienti aerodinamici ottenuti con un modello RANS stazionario.

Un ulteriore limite è legato alla geometria idealizzata del modello, priva delle imperfezioni superficiali o delle tolleranze costruttive tipiche dei razzi reali, e alla scelta di un dominio fluidodinamico ampio ma comunque finito, che può influire sull'evoluzione dei vortici di estremità e sulla forma della scia. Inoltre, non sono stati modellati gli effetti di compressibilità, vibrazioni strutturali o eventuali mutue interazioni fluido–struttura, la cui influenza potrebbe diventare significativa a velocità maggiori o in presenza di deformazioni elastiche delle alette.

Sebbene le simulazioni forniscano una descrizione coerente e qualitativa dei principali fenomeni aerodinamici osservati (incremento della resistenza, crescita della portanza, comparsa della separazione parziale o massiva), la loro validità quantitativa dovrebbe essere confermata mediante tecniche numeriche o sperimentali più avanzate.

### 6.3 Sviluppi futuri

Per migliorare la qualità e l'affidabilità dei risultati futuri si propongono le seguenti linee di approfondimento:

- Simulazioni LES o DES:

L'impiego di Large-Eddy Simulation (LES) o, in alternativa, di modelli ibridi RANS–LES (come la Detached-Eddy Simulation, DES), consentirebbe di catturare in modo più accurato le strutture vorticali non stazionarie e la dinamica turbolenta della scia, specialmente agli alti angoli d'attacco dove il flusso diviene fortemente instabile. Questi approcci offrirebbero una descrizione più fedele del distacco del flusso, delle oscillazioni di pressione e dei fenomeni di interazione tra vortici di estremità e scia principale, riducendo le limitazioni tipiche dei modelli RANS stazionari.

- Campagne sperimentali in galleria del vento:

La validazione sperimentale rappresenta un passo fondamentale. Prove in wind tunnel con un modello in scala consentirebbero la misura diretta dei coefficienti aerodinamici ( $C_d$ ,  $C_l$ ) e della distribuzione di pressione, fornendo dati confrontabili con i risultati numerici. Tecniche ottiche quali PIV (Particle Image Velocimetry) permetterebbero inoltre di visualizzare il campo di velocità e i vortici con elevata risoluzione spaziale, migliorando la comprensione dei fenomeni osservati nelle simulazioni.

- Test di volo e acquisizione dati reali:

Per una caratterizzazione completa sarebbe utile disporre di misure in volo, tramite sensori di pressione, accelerometri o telemetria. Questi dati permetterebbero di valutare il comportamento aerodinamico del razzo nelle reali condizioni operative, incluse eventuali transizioni del regime di flusso, effetti dinamici non modellati numericamente e asimmetrie aerodinamiche dovute a imperfezioni costruttive o influenze ambientali.

## 6.4 Conclusioni Finali

In sintesi, l'approccio numerico adottato costituisce una base solida per la valutazione preliminare delle proprietà aerodinamiche del razzo, ma una sua estensione mediante modelli turbolenti più avanzati e una robusta validazione sperimentale appare necessaria per ottenere stime assolute più affidabili e per comprendere appieno il comportamento del veicolo nelle condizioni operative reali.



## Bibliografia

1. Barrowman, J. S. (1967). The Practical Calculation of the Aerodynamic Characteristics of Slender Finned Vehicles. NASA.
2. Tucker, P. K. (2015). Validation of High-Fidelity CFD Simulations for Rocket Aerodynamics. NASA Technical Report.
3. Taylor, N. J. (2021). CFD Validation Experiments: Toward a Broader Perspective. AIAA Journal.



## Ringraziamenti

È stato un viaggio lungo e spesso tortuoso fin dall'inizio, ma, dopotutto, una lezione senza dolore non ha senso dal momento che non si può ottenere nulla senza sacrificio. Ed è proprio per questo che desidero ringraziare tutte le persone che mi hanno aiutato a rendere questo percorso più leggero.

A partire dalla mia famiglia, che rappresenta la mia forza più grande. È grazie a loro se sono arrivato fin qui: ai miei genitori, i miei migliori amici, che mi hanno trasmesso valori fondamentali come la perseveranza, la gentilezza, la pazienza e, soprattutto, la determinazione nell'affrontare qualsiasi ostacolo.

Un ringraziamento speciale a mio fratello Alessandro, che ha saputo regalarmi momenti di respiro dallo studio e dalla routine quotidiana.

Grazie a Nonna Adriana, che, anche se non è fisicamente con me ogni giorno, mi fa sentire sempre il suo affetto e il suo sostegno, pronta a esserci in qualsiasi momento ne abbia bisogno.

Ringrazio Chiara, che mi è rimasta accanto anche quando non avevo voglia di parlare con nessuno, offrendo ascolto, comprensione e la forza per superare difficoltà importanti.

Un grazie sincero a tutti gli amici di Forlì, con cui ho condiviso risate, lezioni impegnative e serate indimenticabili al Prati. In particolare, Lisa ed Ema: senza i vostri appunti probabilmente starei ancora studiando Fluidodinamica.

Grazie anche alle mie coinquiline: a Rebecca, che fin dall'inizio mi ha guidato e consigliato su come affrontare al meglio le materie più difficili del corso, e a Nicole, per i momenti di sfogo e le colazioni dietro casa, preziose per iniziare bene le giornate.

Un ringraziamento va anche agli amici di Modena, che ogni fine settimana mi accoglievano a braccia aperte al mio ritorno. Un pensiero in particolare va a Simo, Mena, Berg e Sergio, compagni di lunga data e punti fermi anche durante questo percorso.

Infine, desidero ringraziare il Professor Matteo Zanzi, sempre disponibile, presente e gentile. È grazie al suo supporto e alla sua guida se ho potuto realizzare questa tesi, che ha saputo appassionarmi profondamente.

Grazie di cuore a tutti.

