

# Elaborato

# Aerodinamica Ipersonica

## *Candidati*

**Villano Alberto**    **mat: A15000241**

**Aricò Ludovico**    **mat: A15000228**

## Sommario

|                                                                                                                                         |    |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Introduzione.....</b>                                                                                                                | 6  |
| <b>1. Corridoio di rientro e Traiettoria di rientro: capsula Orion.....</b>                                                             | 7  |
| <b>Corridoio di rientro .....</b>                                                                                                       | 8  |
| <b>Modello di ATM ISOTERMO .....</b>                                                                                                    | 10 |
| <b>Traiettoria di rientro: caso balistico .....</b>                                                                                     | 12 |
| <b>Rientro balistico: effetto del fattore balistico BC .....</b>                                                                        | 16 |
| <b>Traiettoria di rientro: caso portante .....</b>                                                                                      | 20 |
| <b>Modello di ATM STANDARD .....</b>                                                                                                    | 25 |
| <b>Traiettoria di rientro: caso portante .....</b>                                                                                      | 25 |
| <b>Analisi di sensitività al variare dei parametri di ingresso.....</b>                                                                 | 30 |
| <b>Effetto del Fly Path Angle <math>\gamma_E</math>, con <math>V_{\text{Entry}}</math> fissata, ad <math>\alpha=0^\circ</math>.....</b> | 30 |
| <b>Effetto della velocità di ingresso <math>V_E</math>, con <math>\gamma_E</math> fissato, ad <math>\alpha=0^\circ</math> .....</b>     | 32 |
| <b>2. Analisi aerodinamica di un velivolo ipersonico: Space Shuttle Orbiter.....</b>                                                    | 36 |
| <b>Aerodynamic Performance: Hyper.....</b>                                                                                              | 36 |
| <b>Blocking e Mesh superficiale .....</b>                                                                                               | 37 |
| <b>Analisi aerodinamica .....</b>                                                                                                       | 44 |
| <b>Coefficienti Cl e Cd: confronto con dati sperimentali.....</b>                                                                       | 50 |
| <b>Traiettoria di rientro STS .....</b>                                                                                                 | 53 |
| <b>Aerodynamic Performance: CFD .....</b>                                                                                               | 58 |
| <b>Ansys Icem: mesh del velivolo.....</b>                                                                                               | 58 |
| <b>Ansys Fluent: analisi aerodinamiche.....</b>                                                                                         | 63 |
| <b>Risultati e post-processing.....</b>                                                                                                 | 66 |

|                                                                              |    |
|------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1 Capsula Orion.....                                                  | 7  |
| Figura 2 Capsula Orion dimensioni.....                                       | 7  |
| Figura 3 Fase di rientro.....                                                | 8  |
| Figura 4 Corridoio di rientro .....                                          | 10 |
| Figura 5 Influenza limite termico.....                                       | 10 |
| Figura 6 Limite strutturale al variare della pressione dinamica massima..... | 11 |
| Figura 7 Traiettoria di rientro: caso balistico .....                        | 13 |
| Figura 8 Traiettoria nel piano H - t .....                                   | 13 |
| Figura 9 Profilo di accelerazione.....                                       | 14 |
| Figura 10 Flusso termico: formule di Anderson e Scott .....                  | 15 |
| Figura 11 Variazione temperatura di parete .....                             | 15 |
| Figura 12 Traiettoria con reticolo Mach e Reynolds .....                     | 16 |
| Figura 13 Effetto del BC sulla traiettoria .....                             | 17 |
| Figura 14 Effetto BC sul tempo di volo .....                                 | 17 |
| Figura 15 Effetto del BC sul flusso termico max .....                        | 18 |
| Figura 16 Effetto del BC su accelerazione .....                              | 18 |
| Figura 17 Effetto del BC sulla T a parete .....                              | 19 |
| Figura 18 Traiettoria portante con $\alpha$ variabile .....                  | 20 |
| Figura 19 Effetto dell' $\alpha$ sul tempo di volo .....                     | 21 |
| Figura 20 Effetto dell' $\alpha$ sul profilo di accelerazione .....          | 21 |
| Figura 21 Effetto dell' $\alpha$ sul flusso termico.....                     | 22 |
| Figura 22 Effetto dell' $\alpha$ sulla T a parete.....                       | 22 |
| Figura 23 Reticolo Mach-Reynolds rientro portante.....                       | 23 |
| Figura 24 Carico termico integrato.....                                      | 24 |
| Figura 25 Corridoio di rientro: effetto dell'ATM STD sui limiti.....         | 25 |
| Figura 26 Traiettoria portante in ATM STD .....                              | 26 |
| Figura 27 Effetto modello ATM STD sulla traiettoria .....                    | 26 |
| Figura 28 Effetto ATM STD sul tempo di volo.....                             | 27 |
| Figura 29 Effetto ATM STD sul profilo di accelerazione .....                 | 28 |
| Figura 30 Effetto modello ATM STD sul flusso termico.....                    | 28 |
| Figura 31 Effetto ATM STD sulla T a parete.....                              | 29 |
| Figura 32 Traiettoria in ATM STD con reticolo MACH - REYNOLDS.....           | 29 |
| Figura 33 Rientro in ATM STD, $\gamma_e = -1^\circ$ .....                    | 30 |
| Figura 34 Effetto del $\gamma_E$ sulla traiettoria.....                      | 31 |
| Figura 35 Effetto del $\gamma_E$ sul tempo di volo.....                      | 31 |
| Figura 36 Effetto del $\gamma_E$ sul flusso termico .....                    | 32 |
| Figura 37 Effetto del $\gamma_E$ sull' accelerazione .....                   | 32 |
| Figura 38 Effetto della $V_e$ sulla traiettoria .....                        | 33 |
| Figura 39 Effetto della $V_e$ sul tempo di volo .....                        | 34 |
| Figura 40 Effetto della $V_e$ a $\gamma_e$ fissato .....                     | 34 |
| Figura 41 Effetto della $V_e$ sul flusso termico .....                       | 35 |
| Figura 42 Space Shuttle Orbiter.....                                         | 36 |
| Figura 43 Geometria base STS.....                                            | 37 |
| Figura 44 Geometria suddivisa in parti.....                                  | 37 |
| Figura 45 Blocking fusoliera.....                                            | 38 |
| Figura 46 Sistema di riferimento fusoliera .....                             | 38 |
| Figura 47 Ordinamento nodi .....                                             | 39 |
| Figura 48 Blocco unico.....                                                  | 39 |

|                                                                      |    |
|----------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 49 Ordinamento dei nodi .....                                 | 40 |
| Figura 50 Mesh superficiale fusoliera.....                           | 40 |
| Figura 51 Numerazione nodi e slices per l'ala .....                  | 41 |
| Figura 52 Blocking dell'ala .....                                    | 41 |
| Figura 53 Blocking del piano di coda del velivolo .....              | 42 |
| Figura 54 Body Flap .....                                            | 43 |
| Figura 55 file.geo contenente i nodi della mesh strutturata.....     | 44 |
| Figura 56 formattazione file.wgs .....                               | 44 |
| Figura 57 Varie parti del file .wgs .....                            | 45 |
| Figura 58 Mesh strutturata fusoliera.....                            | 45 |
| Figura 59 Mesh strutturata ala .....                                 | 46 |
| Figura 60 Mesh strutturata Vertical Tail.....                        | 46 |
| Figura 61 Mesh strutturata velivolo completo.....                    | 47 |
| Figura 62 File .inp da dare in input ad Hyper .....                  | 47 |
| Figura 63 Tabella metodi utilizzati in Hyper .....                   | 47 |
| Figura 64 File .out in output di Hyper.....                          | 48 |
| Figura 65 Script MATLAB in cui si esegue Hyper .....                 | 49 |
| Figura 66 CL al variare del Mach, $\alpha = 40 \deg$ .....           | 50 |
| Figura 67 CD al variare del Mac, $\alpha = 40 \deg$ .....            | 50 |
| Figura 68 Cl- alfa a Mach = 5 .....                                  | 51 |
| Figura 69 Cd- alfa a Mach = 5 .....                                  | 51 |
| Figura 70 Cl-alfa a Mach = 20 .....                                  | 52 |
| Figura 71 Cd- alfa a Mach = 20 .....                                 | 52 |
| Figura 72 Metodi di analisi Hyper dati sperimentali .....            | 53 |
| Figura 73 Legge di guida .....                                       | 54 |
| Figura 74 Traiettoria STS piano H-V.....                             | 54 |
| Figura 76 Tempo di rientro STS .....                                 | 55 |
| Figura 77 Mach durante la discesa .....                              | 56 |
| Figura 78 Cl durante la discesa .....                                | 56 |
| Figura 79 Cd durante la discesa.....                                 | 57 |
| Figura 80 piano di simmetria e superficie outlet .....               | 58 |
| Figura 81 Dominio di calcolo .....                                   | 59 |
| Figura 82 density box.....                                           | 59 |
| Figura 83 Mesh velivolo.....                                         | 60 |
| Figura 84 Effetto density box.....                                   | 62 |
| Figura 85 Mesh dominio di calcolo .....                              | 62 |
| Figura 86 Quality mesh.....                                          | 63 |
| Figura 87 Mesh poliedrica .....                                      | 63 |
| Figura 88 Proprietà del gas .....                                    | 65 |
| Figura 89 Andamento residui al variare del numero di iterazioni..... | 66 |
| Figura 90 Andamento del coefficiente normale CN, alpha = 0° .....    | 67 |
| Figura 91 Andamento del coefficiente assiale CA, alpha = 0 ° .....   | 67 |
| Figura 92 Mach intorno al corpo ad alpha = 40 deg .....              | 68 |
| Figura 93 Shok Layer al nose .....                                   | 68 |
| Figura 94 Mach ad alpha = 40 deg .....                               | 69 |
| Figura 95 Campo di Temperatura ad alpha = 40 deg .....               | 70 |
| Figura 96 Campo di temperatura ad alpha = 40 deg .....               | 70 |
| Figura 97 densità a valle dell'urto .....                            | 71 |

|                                                                                                            |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 98 Campo di pressione in termini di Cp.....                                                         | 71 |
| Figura 99 Campo di pressione in termini di Cp, dettaglio Nose .....                                        | 72 |
| Figura 100 CL al variare di alpha, confronto con dati sperimentali, Hyper e CFD a Mach = 5 .....           | 72 |
| Figura 101 CD al variare di alpha, confronto dati sperimentali, Hyper e CFD a Mach = 5 .....               | 73 |
| Figura 102 Efficienza aerodinamica al variare di alfa, confronto dati sperimentali, Hyper e CFD a Mach = 5 | 73 |

## Introduzione

Il seguente elaborato ha lo scopo di rappresentare i risultati ottenuti dalle due fasi esercitativa previste per il corso di Aerodinamica Ipersonica.

La prima parte è un'analisi di prefattibilità di un'ipotetica missione di rientro dallo spazio con una capsula di tipo Orion, in cui verrà valutata la traiettoria di rientro e l'aero-termodinamica della capsula stessa.

La seconda parte va a confrontare due diverse metodologie di studio per la valutazione dei coefficienti aerodinamici in condizioni ipersoniche, nel caso in esame per lo Space Shuttle Orbiter. In particolare, saranno confrontati i valori ottenuti seguendo una trattazione di tipo Newtoniana e quelli ottenuti mediante simulazioni CFD.

## 1. Corridoio di rientro e Traiettoria di rientro: capsula Orion



Figura 1 Capsula Orion

Il velivolo scelto per questa prima parte è l'Orion (*Orion Multi-Purpose Crew Vehicle o Orion MPCV*), un veicolo spaziale con equipaggio parzialmente riutilizzabile utilizzato nel programma Artemis della NASA. Il veicolo spaziale è costituito da una capsula spaziale (Crew Module) che può contenere fino ad un massimo di 4 persone ed il primo volo, effettuato verso la Luna, è avvenuto il 16 novembre 2022 con la missione Artemis 1. Il primo volo con equipaggio è previsto per il 2024.

Le dimensioni caratteristiche utili per il progetto sono di seguito espresse:

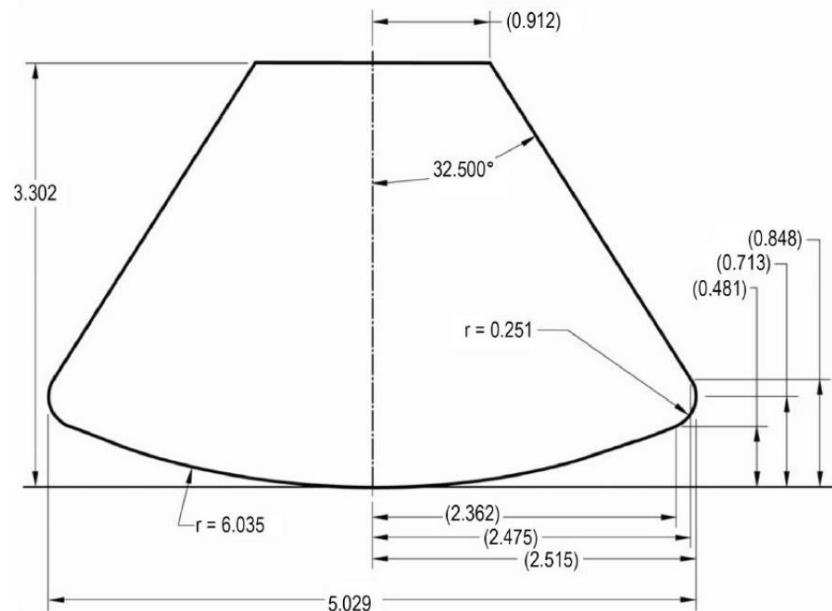


Figura 2 Capsula Orion dimensioni

|                                       |                   |
|---------------------------------------|-------------------|
| $R_n$ : raggio al nose                | 6.035 [m]         |
| $L_{ref}$ : lunghezza di riferimento  | 5.029 [m]         |
| $S_{ref}$ : superficie di riferimento | 19.86 [ $m^2$ ]   |
| $\varphi$ : angolo di Shoulder        | 32.5 [ $^\circ$ ] |
| M : massa                             | 9300 [kg]         |

Lo studio sarà limitato alla valutazione della fase di rientro finale di un'ipotetica missione spaziale, con la descrizione del corridoio di rientro e la traiettoria di rientro, a partire da una quota di 120km e con una velocità di ingresso dell'ordine di quella per orbite basse, circa 8 km/s.

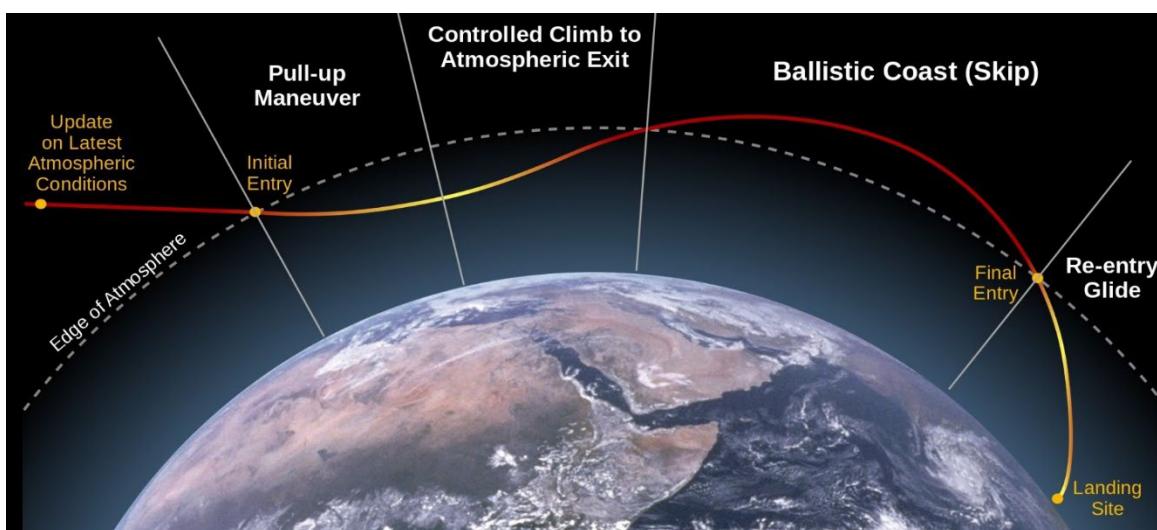


Figura 3 Fase di rientro

Come ipotesi di partenza si è considerato un modello di atmosfera ISOTERMO per poi confrontare i valori ottenuti con quelli di un modello più realistico di atmosfera STANDARD.

## Corridoio di rientro

Il corridoio di rientro è identificato dal dominio dei punti nel piano quota-velocità tali per cui tutte le condizioni limite di carico e aerodinamiche vengano rispettate. In tal modo si garantisce al velivolo che sta rientrando di non far innescare condizioni di carico pericolose tali da portare alla distruzione. In particolare, i limiti che caratterizzano tale dominio di volo sono:

- **Limite di flusso termico massimo**

Il limite dato dal flusso termico massimo in ipersonica è quello più critico, risultando proporzionale a  $\rho v^3$ . Infatti durante la fase di discesa il primo carico che subentra è quello termico, in cui l'energia cinetica si trasforma in calore. Ciò che gioca un ruolo fondamentale

per tale limite è la tipologia dello scudo termico (TPS) e quindi il materiale che lo compone (TPM). Maggiore sarà la sua *performance*, maggiore sarà il flusso termico massimo a cui esso è riesce a resistere.

La barriera termica è stata valutata seguendo due casi, uno più conservativo (parete fredda) e l'altro più realistico (parete in equilibrio radiativo o parete calda) avendo fissato il valore massimo di  $\dot{q}_{max} = 400 \frac{kW}{m^2}$ .

1. Per parete fredda, sfruttando **la formula di Scott**, il luogo dei punti  $(\rho, v)$  del piano  $(H, v)$  che soddisfa un determinato flusso termico massimo è dato da:

$$\dot{q} = \frac{18300}{\sqrt{R_N}} \rho_{\infty}^{0.5} \left( \frac{V_{\infty}}{10^4} \right)^{3.05}$$

2. Per parete calda, sfruttando **la formula di Anderson**, il luogo dei punti  $(\rho, v)$  del piano  $(H, v)$  che soddisfa un determinato flusso termico massimo è dato da:

$$\dot{q} = \frac{18300}{\sqrt{R_N}} \rho_{\infty}^{0.5} \left( 1 - \frac{h_w}{h_0} \right) V_{\infty}^3$$

In questo caso è stato però prima necessario individuare la  $T_w$  tramite gli zeri di un polinomio in cui il flusso termico è espresso mediante la legge di **Stefan-Boltzmann**:

$$\dot{q} = \sigma \varepsilon T_w^4 \quad \text{con: } \sigma = 5.670e-08 \frac{W}{m^2 K^4}, \quad \varepsilon = 0.8 \text{ (emissività del materiale)}$$

#### - **Limite pressione dinamica massima**

Il secondo limite è dato dalla pressione dinamica massima tollerabile dalla struttura, frutto della tipologia strutturale del velivolo stesso. Un valore tipico di  $q_{max} \approx 30 kPa$ .

Il limite è poi dato dal luogo dei punti  $(\rho, v)$  del piano  $(H, v)$  che soddisfa:

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 < q_{max}$$

#### - **Limite aerodinamico (Ceiling)**

L'ultimo limite è un vincolo di tipo aerodinamico, ed è individuato dal luogo dei punti  $(\rho, v)$  del piano  $(H, v)$  tali per cui la pressione dinamica agente consente di avere la sufficiente portanza che garantisce di volare in modo orizzontale a  $C_{lmax}$ . A parità di velocità, un ulteriore aumento di quota determinerebbe un punto del piano con densità così bassa tale da essere insufficiente a reggere il mio velivolo. L'espressione da risolvere, è:

$$\rho V^2 = \frac{2}{C_{lmax}} \frac{M}{S_{ref}} \left( g - \frac{V^2}{R_T + h} \right)$$

con  $C_{lmax} = 0.55$ ,  $R_T = 6378 \text{ km}$ .

Definiti i limiti è possibile ora determinare il corridoio di rientro della capsula, in base ai modelli di atmosfera utilizzati.

## Modello di ATM ISOTERMO

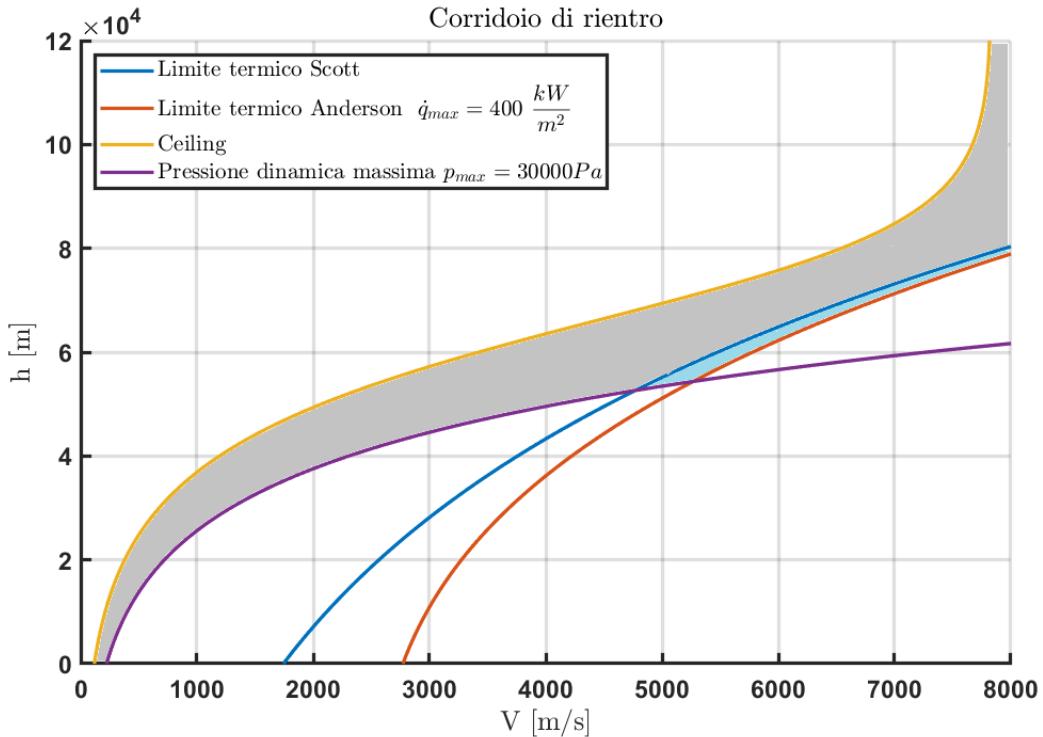


Figura 4 Corridoio di rientro

In figura 4 è definito il corridoio di rientro in atmosfera isotermica. Per quanto riguarda i limiti termici sono presenti due curve, una relativa alla parete fredda e una alla parete calda, in cui si evince come la prima sia più conservativa andando a restringere il dominio di punti ammissibili (in grigio). L'ipotesi di parete calda incrementa tale dominio di punti ammissibili (in azzurro).

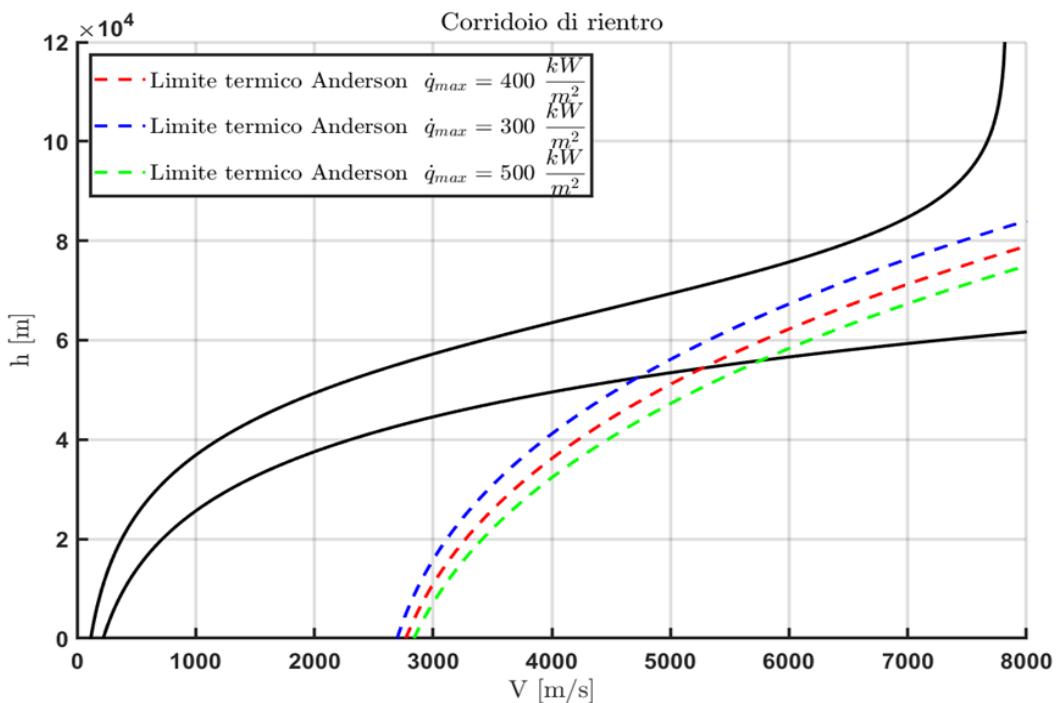


Figura 5 Influenza limite termico

Come si evince dalla figura 5, maggiore sarà il flusso termico massimo sopportabile dal velivolo, e quindi dal TPS, maggiore sarà il rilassamento del vincolo termico, con un dominio di punti ammissibili sempre più ampio.

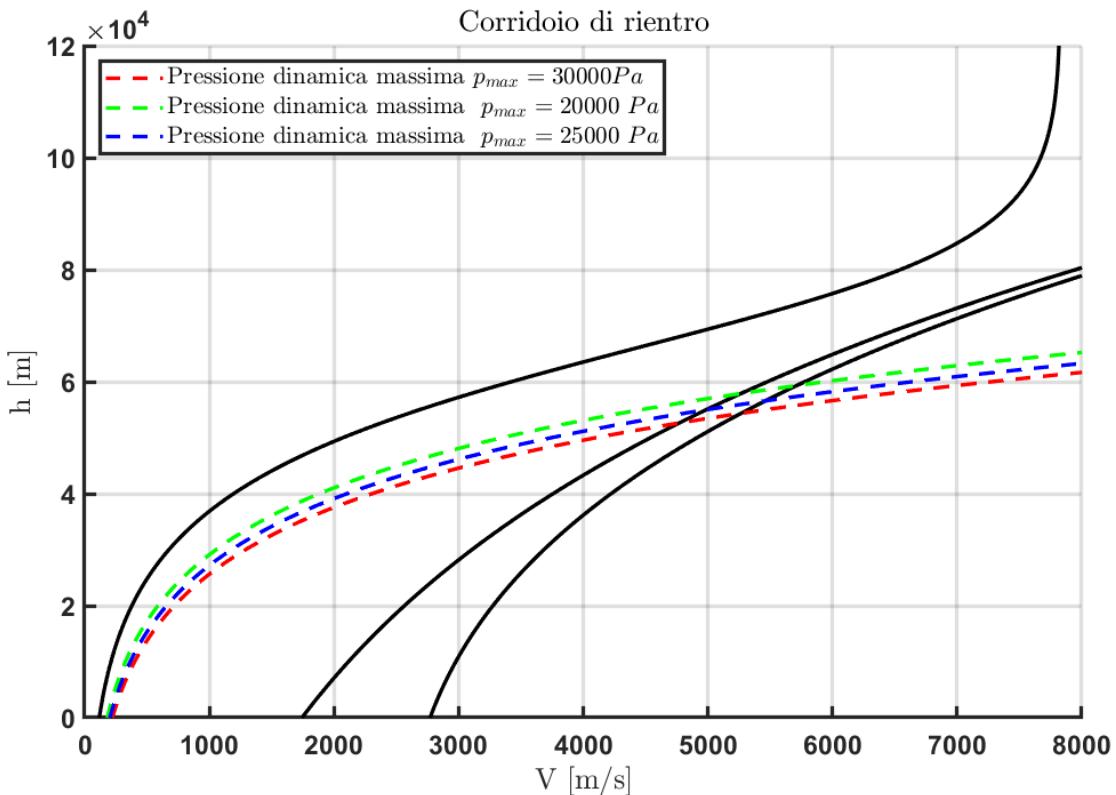


Figura 6 Limite strutturale al variare della pressione dinamica massima

Nella figura 6 si vede come varia il limite strutturale al variare della massima pressione dinamica sopportabile dal velivolo.

Definito il corridoio di rientro è stato possibile valutare la traiettoria di rientro della capsula. Nello specifico si è andati a risolvere un sistema di equazioni differenziali mediante la Macro ODE 45 definita in Matlab. Nel dettaglio si è specificato al solutore il valore delle tolleranze sull' errore assoluto, attraverso l'opzione aggiuntiva prevista dalla stessa *function* pari a:

$$AbsoluteError = 10^{-6};$$

Il sistema di equazioni da integrare è:

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = -\frac{D}{M} - g \sin \gamma \\ v \frac{d\gamma}{dt} = \frac{L}{M} - \left( g - \frac{v^2}{R_t + h} \right) \cos \gamma \end{cases}$$

A queste equazioni, espresse nel riferimento Wind e centrate nel baricentro del velivolo, sono poi aggiunte altre equazioni di supporto per avere un modello matematico completo:

- *equazione della quota:*  $\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma$

- *equazione della traccia a terra:*  $\frac{ds}{dt} = \frac{R_T}{r} \cos\gamma$
- *variazione di g:*  $g = g_0 \left(\frac{R_T}{r}\right)^2$
- *variazione della densità*  $\rho = \rho_0 e^{\frac{g(h)}{R \cdot T_0}} \cdot h$

Il  $\gamma$  che compare nelle equazioni è il *Fly Path Angle* o angolo di traiettoria, tipicamente  $< 0$ .

Le condizioni iniziali utilizzate all'*entry interface* sono:

$$\begin{cases} V_e \approx 7900 \text{ m/s} \\ H_e = 120 \text{ km} \\ \gamma_e = -1^\circ \end{cases}$$

Per risolvere il sistema è necessario inoltre conoscere il  $C_L$  e il  $C_D$  del velivolo. Come prima valutazione è possibile esplicitare tali coefficienti in forma chiusa grazie alle espressioni della Teoria Newtoniana:

$$\begin{aligned} C_A &= \frac{2-\epsilon}{2} \left[ \cos^2\alpha(1 + \cos^2\phi) + \frac{1}{2} \sin^2(\alpha)\sin^2(\phi) \right] \\ C_N &= \frac{2-\epsilon}{2} \cos(\alpha)\sin(\alpha)\sin^2(\phi) \\ \epsilon &= \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \end{aligned}$$

Si è scelto un valore di  $\gamma = 1.2$  coerente con quanto previsto nel regime ipersonico ad alti Mach, nonostante il suo valore durante la traiettoria non assuma un valore costante, ma ai fini dell'esercitazione lo si è assunto tale.

Dal  $C_A$  e  $C_N$  sopra definito passiamo alla definizione dei coefficienti  $C_L$  e  $C_D$  negli assi vento:

$$\begin{aligned} C_L &= C_N \cos(\alpha) - C_A \sin(\alpha) \\ C_D &= C_N \sin(\alpha) + C_A \cos(\alpha) \end{aligned}$$

## Traiettoria di rientro: caso balistico

Il primo caso analizzato è quello di una traiettoria ad  $\alpha=0$ , ovvero un rientro di tipo balistico. Notiamo dalla Figura 7 che la traiettoria di rientro rispetta pienamente sia i limiti termici che strutturali. Il limite aerodinamico del Ceiling è invece superato in corrispondenza di Mach relativamente bassi; considerando la Teoria Newtoniana utilizzata, sappiamo che essa risulta essere meno efficiente a bassi Mach, e quindi i risultati ottenuti in queste condizioni possono essere considerati poco realistici in termini di coefficienti aerodinamici. Pertanto tale superamento può essere giustificato dal modello matematico preso in atto.

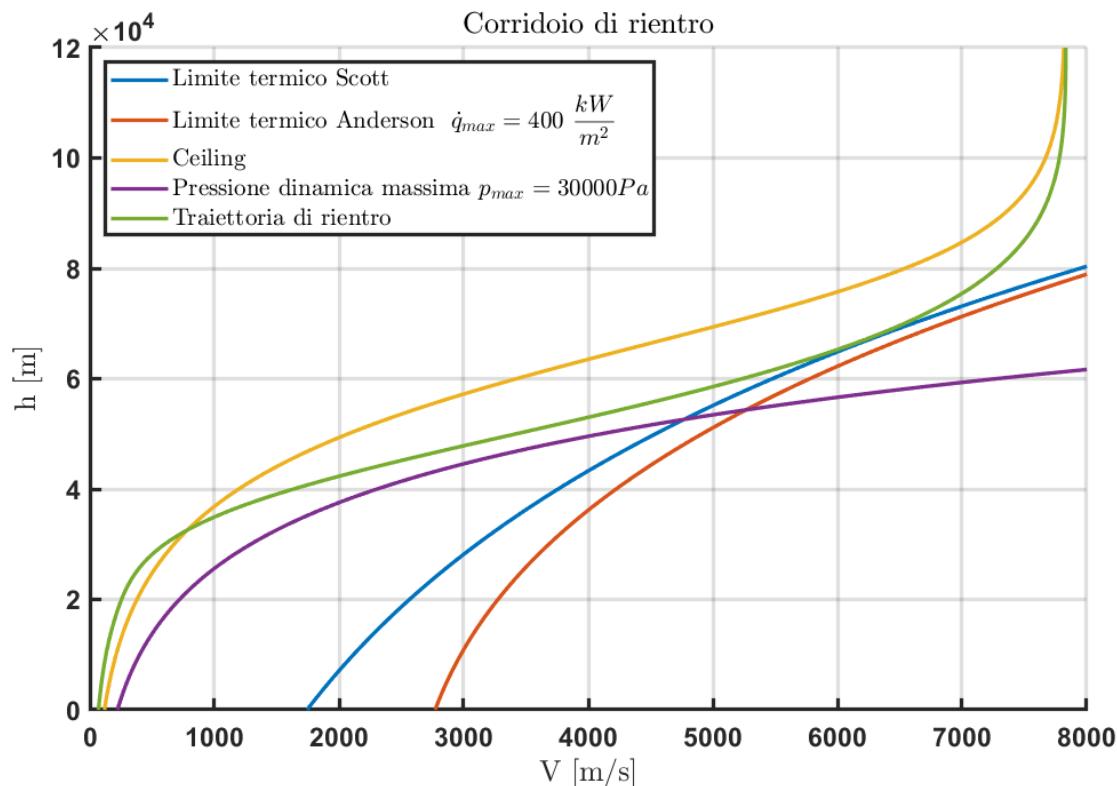


Figura 7 Traiettoria di rientro: caso balistico

Dalla traiettoria appena descritta possiamo valutare il tempo di rientro in funzione della quota (figura 8), che per il caso in esame risulta essere molto rapido, in meno di 12 min, con una perdita di quota repentina.

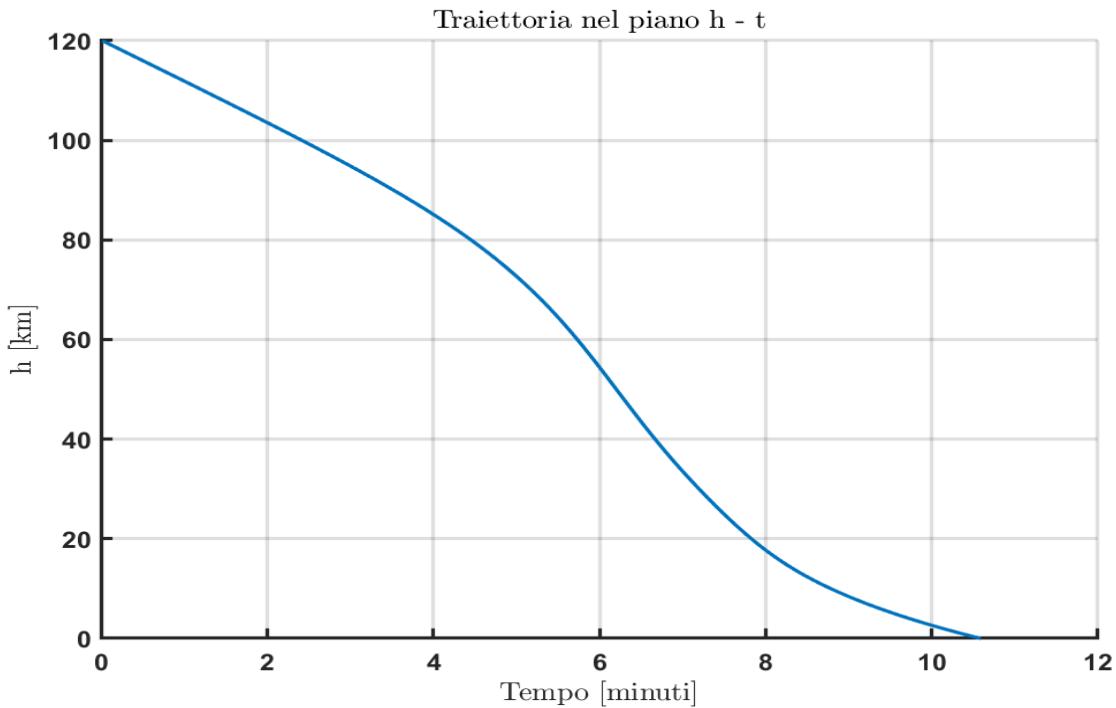


Figura 8 Traiettoria nel piano H - t

Ciò si traduce in picchi di decelerazioni talmente elevati,  $a \approx 7 g_0$ , tali da rendere impossibile il rientro con astronauti a bordo. Tale valore però risulta essere concorde ai valori tipici raggiunti per missioni che prevedono un rientro balistico.

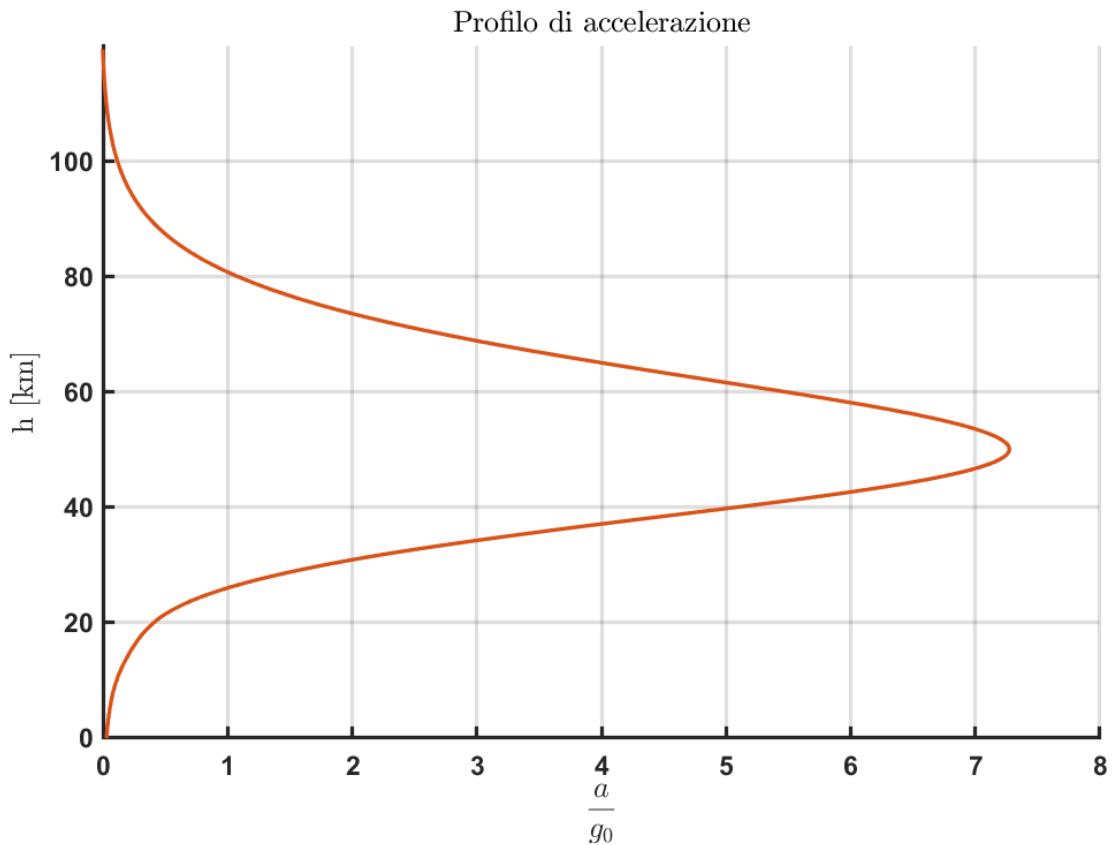


Figura 9 Profilo di accelerazione

Ovviamente una maggiore decelerazione induce ad avere dei picchi di flussi termici sempre più elevati, andando a mettere sempre più sotto sforzo la performance del TPS e la fattibilità della missione stessa, con temperature di parete raggiunte di quasi 1700 K.

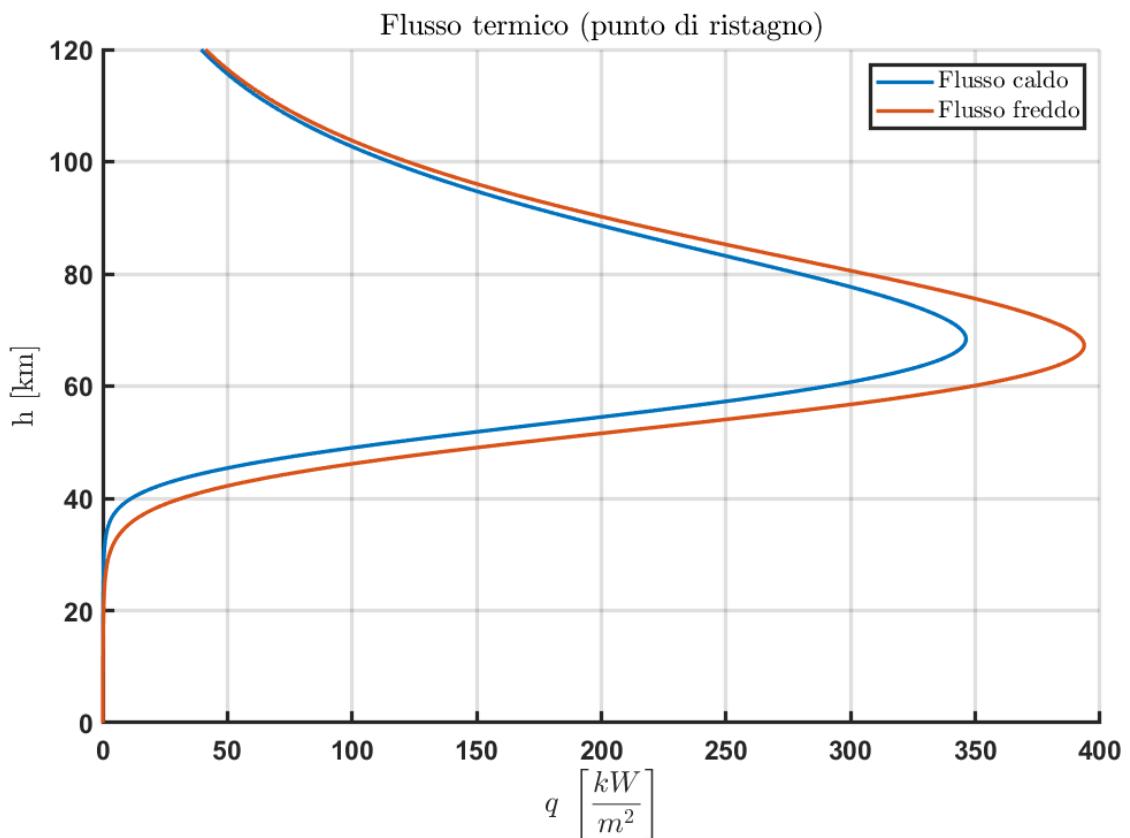


Figura 10 Flusso termico: formule di Anderson e Scott

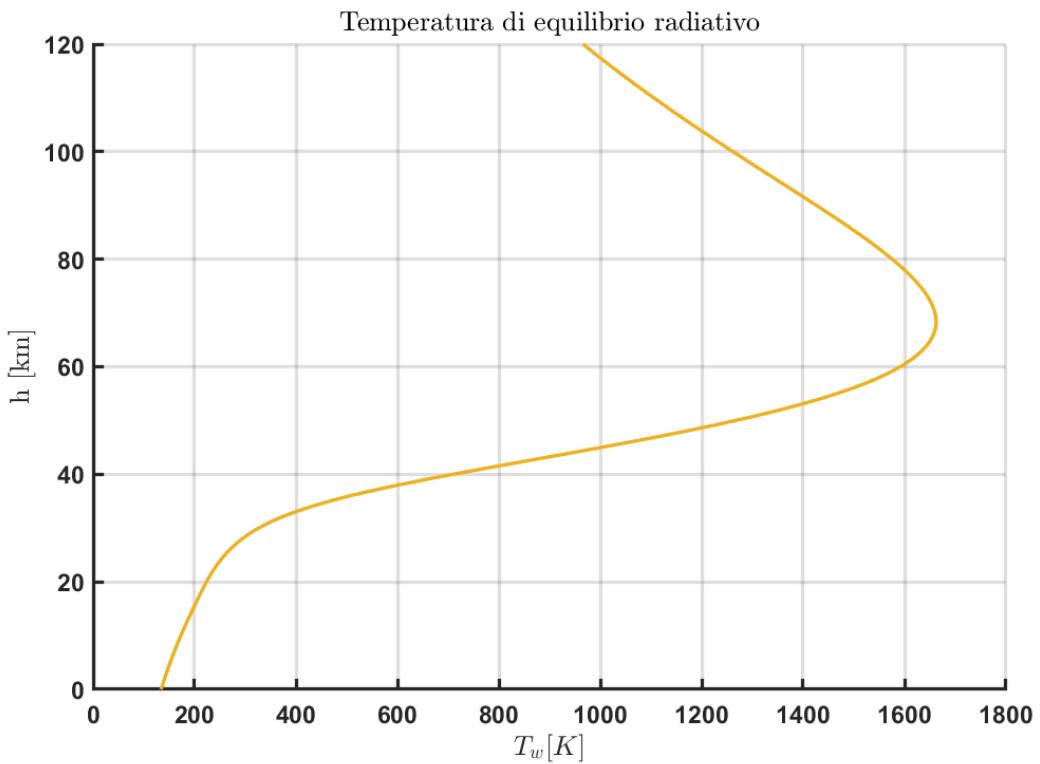


Figura 11 Variazione temperatura di parete

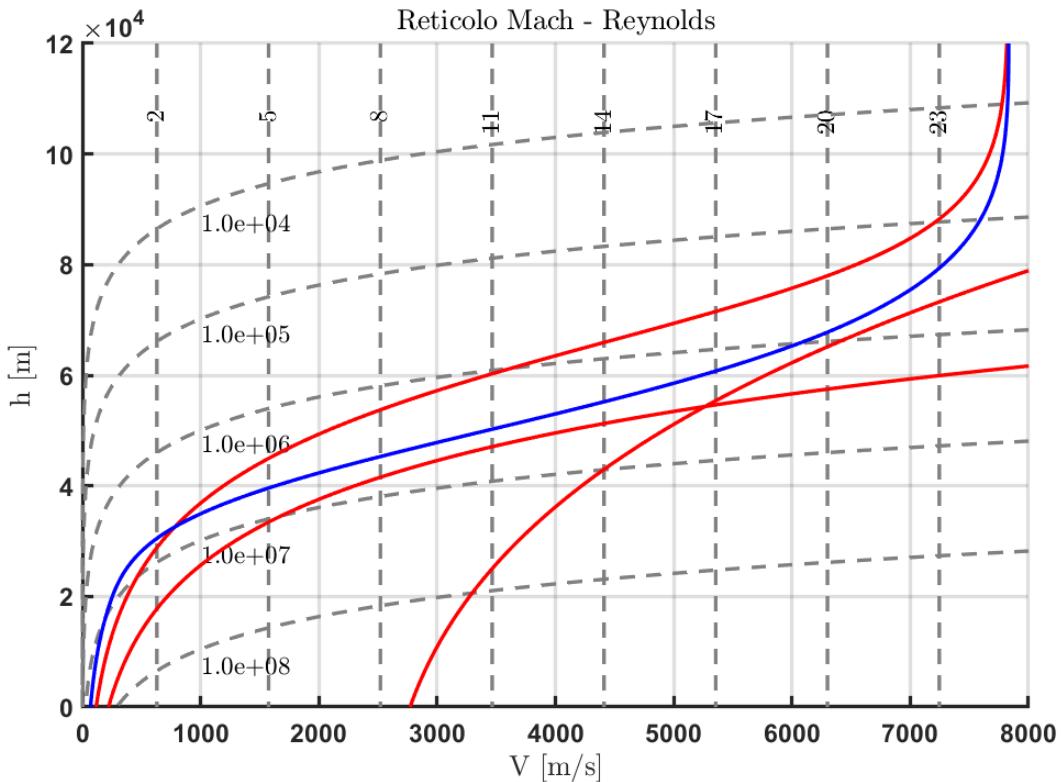


Figura 12 Traiettoria con reticolo Mach e Reynolds

Come si evince dai risultati ottenuti, il rientro balistico non è la soluzione ottimale in termini di decelerazioni e flussi termici subiti. Uno dei parametri su cui si può lavorare per cercare di mitigare i rispettivi picchi è il fattore balistico BC, in grado di smorzare tali fenomeni e mitigare il rientro.

### Rientro balistico: effetto del fattore balistico BC

Vediamo quindi qual è l'effetto del fattore balistico e come variano le grandezze prima calcolate al diverso BC.

In particolare, partendo dall'espressione  $BC = \frac{M}{S_{ref} C_D}$  e ipotizzando un  $C_D$  e una  $S_{ref}$  costante, si va a determinare la sua influenza al variare della massa della capsula, ipotizzando quindi altre tre configurazioni ad una massa più piccola:

|           |                             |
|-----------|-----------------------------|
| M=4650 kg | BC=143.97 kg/m <sup>2</sup> |
| M=6200 kg | BC=191.97 kg/m <sup>2</sup> |
| M=7750 kg | BC=239.96 kg/m <sup>2</sup> |
| M=9300 kg | BC=287.95 kg/m <sup>2</sup> |

Come si evince dalla figura 13, la traiettoria con un velivolo di massa maggiore, e quindi un BC più elevato, è quella che affonda di più. Questo perché avendo un'inerzia maggiore riesce a frenare solo a quote più basse, subendo dei carichi termici e meccanici superiori.

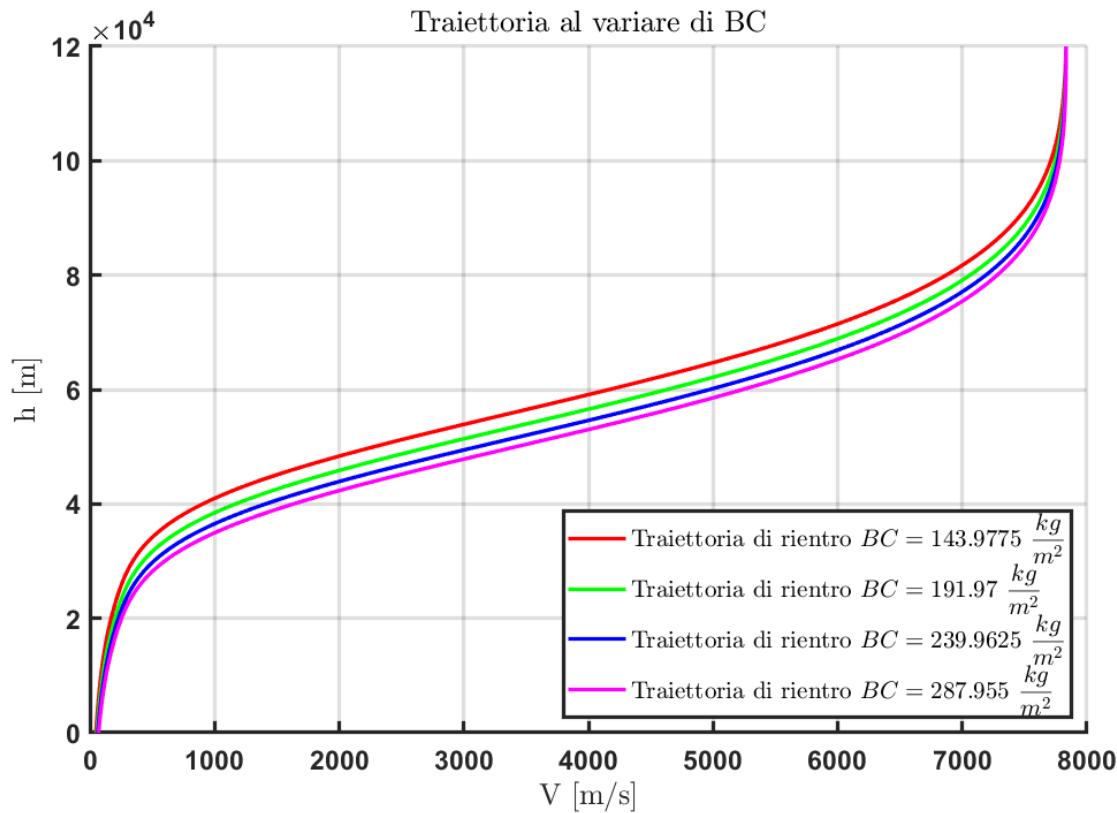


Figura 13 Effetto del BC sulla traiettoria

Ciò si traduce anche nella durata del rientro stesso, con ovviamente dei tempi minori per capsule con maggiore BC.

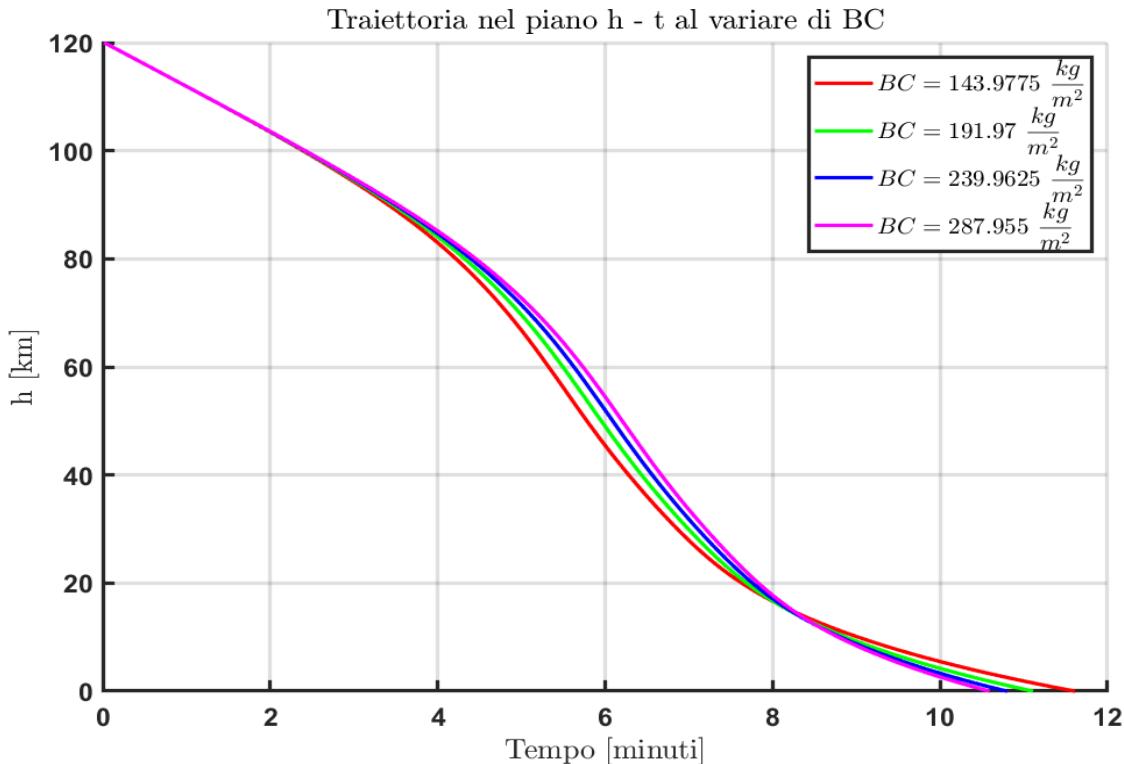


Figura 14 Effetto BC sul tempo di volo

Come si evince dalla figura 15, i flussi termici aumentano all'aumentare del BC e il picco si verifica a quote inferiori. Questo perché un elevato BC induce a frenare a quote più basse, dove la densità dell'aria è però sempre più elevata. Ciò si traduce in dei picchi di flussi termici sempre maggiori. Ecco perché in caduta conviene avere un BC basso.

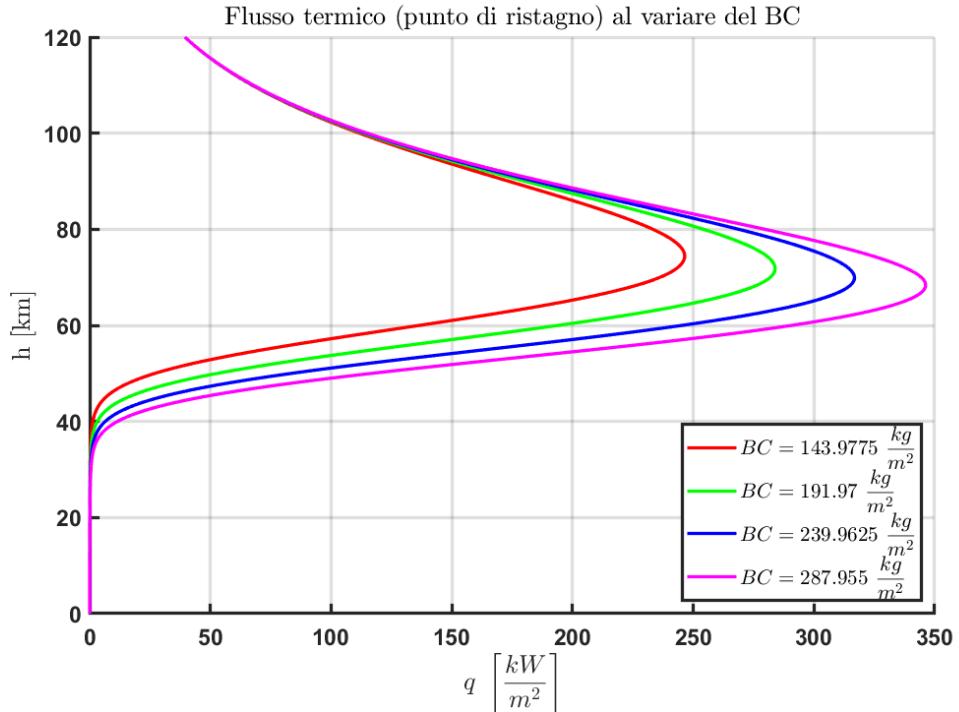


Figura 15 Effetto del BC sul flusso termico max

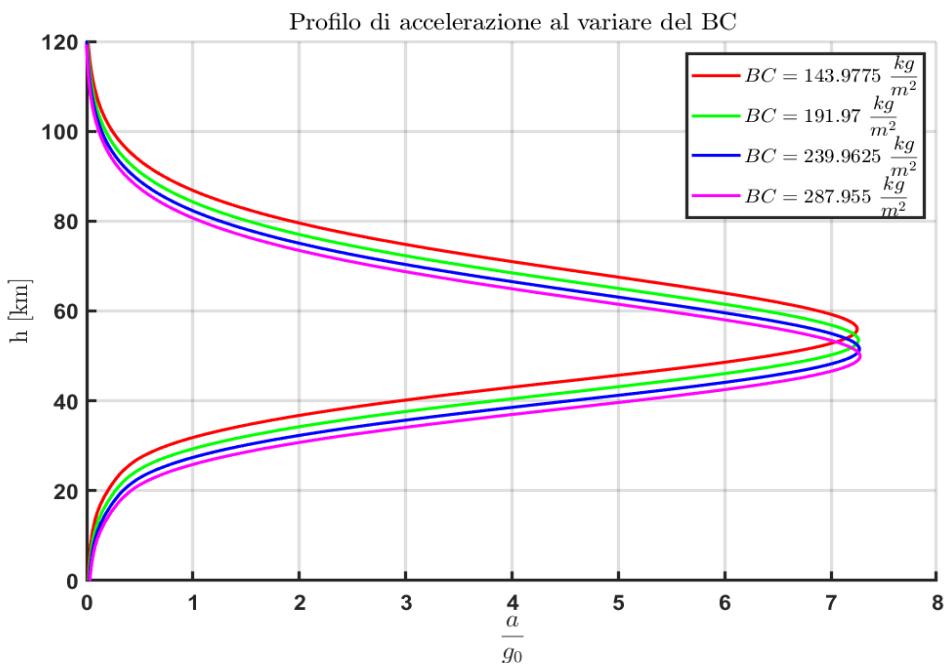


Figura 16 Effetto del BC su accelerazione

La figura 16 conferma quanto anticipato, con il picco di accelerazione che rimane costante ma che si determina a quote più alte al diminuire di BC → flusso termico da gestire più basso.

Un’ulteriore importante considerazione da fare è che giustamente il picco di flusso termico avviene in termini di quota prima del picco di accelerazione, poiché prima di decelerare l’energia sviluppata è smaltita sotto forma di calore (Principio fondamentale della Termodinamica).

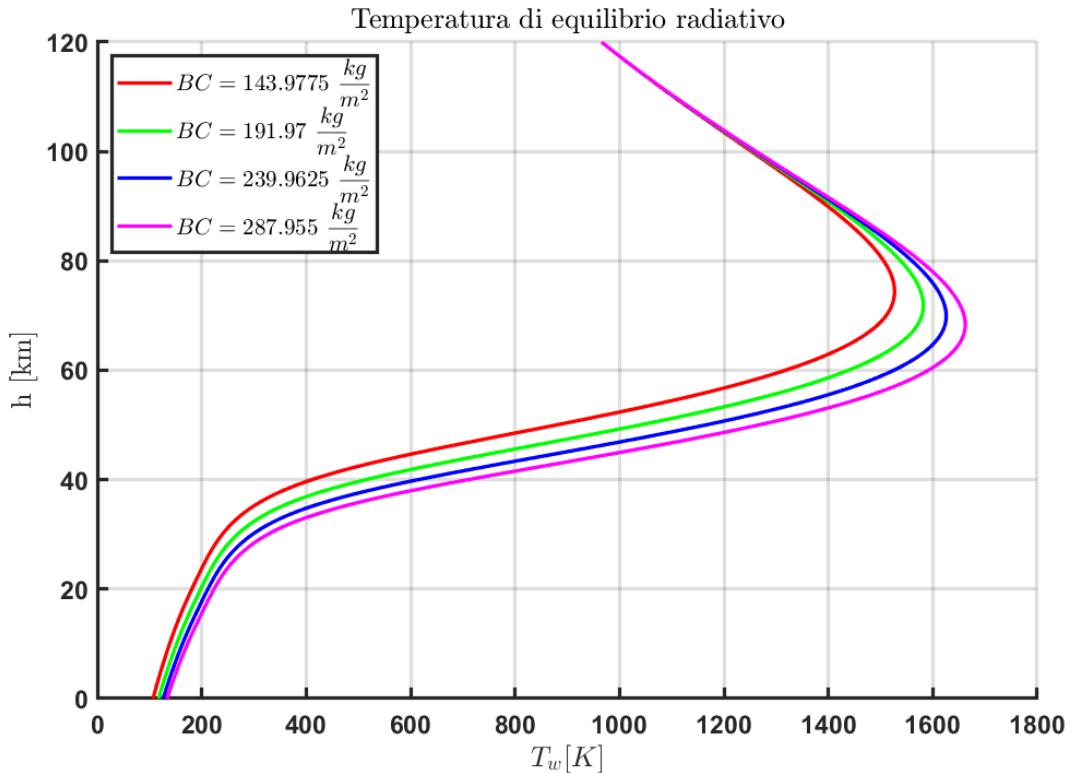


Figura 17 Effetto del BC sulla T a parete

La figura 17 mette invece in risalto la temperatura di parete massima raggiunta con un BC più basso. L’andamento segue quello dei flussi termici con le medesime conclusioni, con dei picchi sempre meno intensi e a quote più alte per BC minori.

## Traiettoria di rientro: caso portante

Andiamo ora a valutare un rientro portante, quindi ad  $\alpha \neq 0$ . In particolare si è andati a valutare le traiettorie a due valori tipici per capsule di tipo apollo,  $\alpha = -20^\circ$  e  $\alpha = -28^\circ$ . Gli angoli d'attacco sono negativi per la geometria stessa del velivolo, in quanto riescono a generare portanza solo ad  $\alpha$  negativi.

Come si evince dalla figura 18, la caratteristica portante della capsula determina ora una discesa meno ripida e a quote più alte rispetto a quella del caso balistico ( $\alpha = 0$ ) grazie alla portanza generata in fase di rientro, consentendo di dissipare gradualmente l'energia accumulata dalla capsula e di smorzare tutte le condizioni di carico sopra descritte. Inoltre, a certe condizioni di  $p, v$ , la capsula riesce addirittura ad acquisire una pressione dinamica tale da fare una sorta di "Pull up" fino a risalire di quota per poi riscendere gradualmente. Questo rimbalzo è sempre più significativo all'aumentare dell'angolo d'attacco, in quello che in gergo è definito "Skip Rentry".

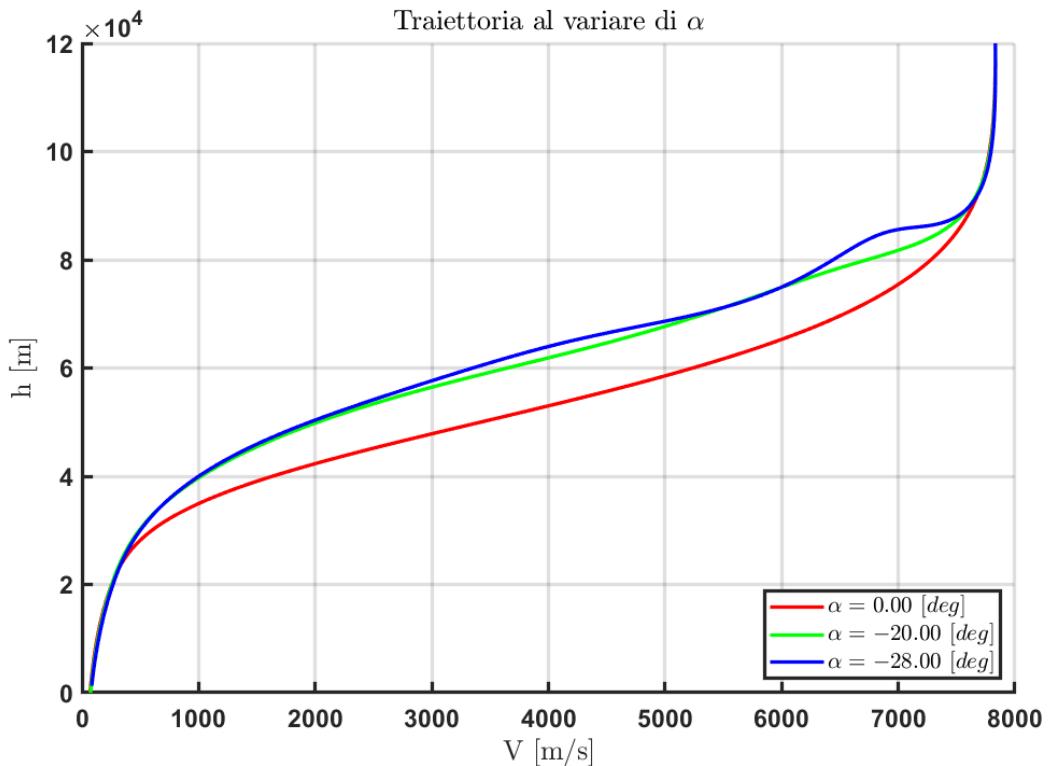


Figura 18 Traiettoria portante con  $\alpha$  variabile

Dalla figura 19 invece si evince come la durata del rientro si raddoppi quasi rispetto a quello balistico. In conferma a quanto già detto.

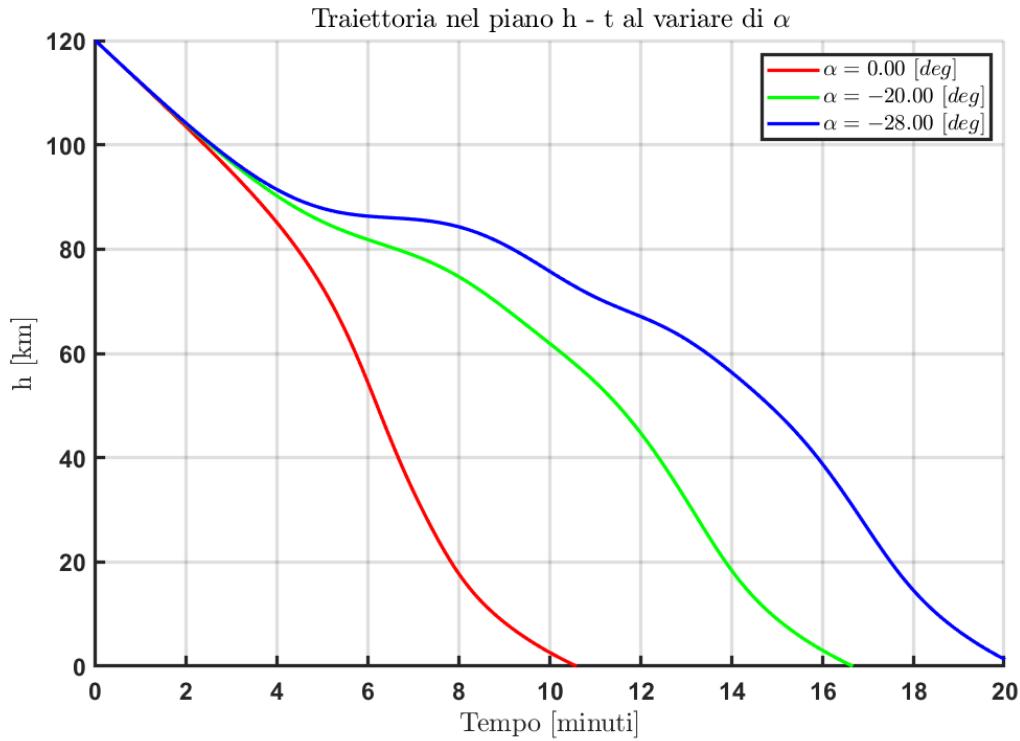


Figura 19 Effetto dell' $\alpha$  sul tempo di volo

Dalla figura 20 invece vediamo l'impatto notevole sulle decelerazioni subite, che diminuiscono drasticamente da più di 7g del rientro balistico ai meno di 2g per rientro portante ad  $\alpha=28^\circ$ .

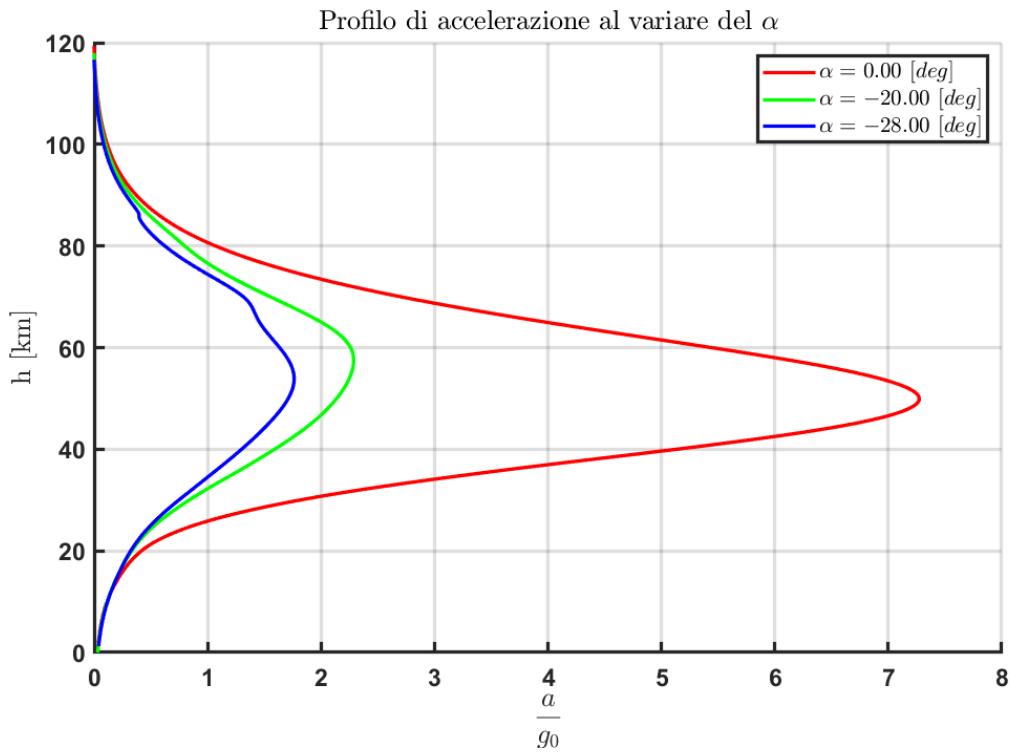


Figura 20 Effetto dell' $\alpha$  sul profilo di accelerazione

Lo stesso accade per i flussi termici con valori che risultano essere sempre più contenuti, a favore del TPS. I picchi inoltre si verificano sempre a quote più elevate, per la portanza generata.

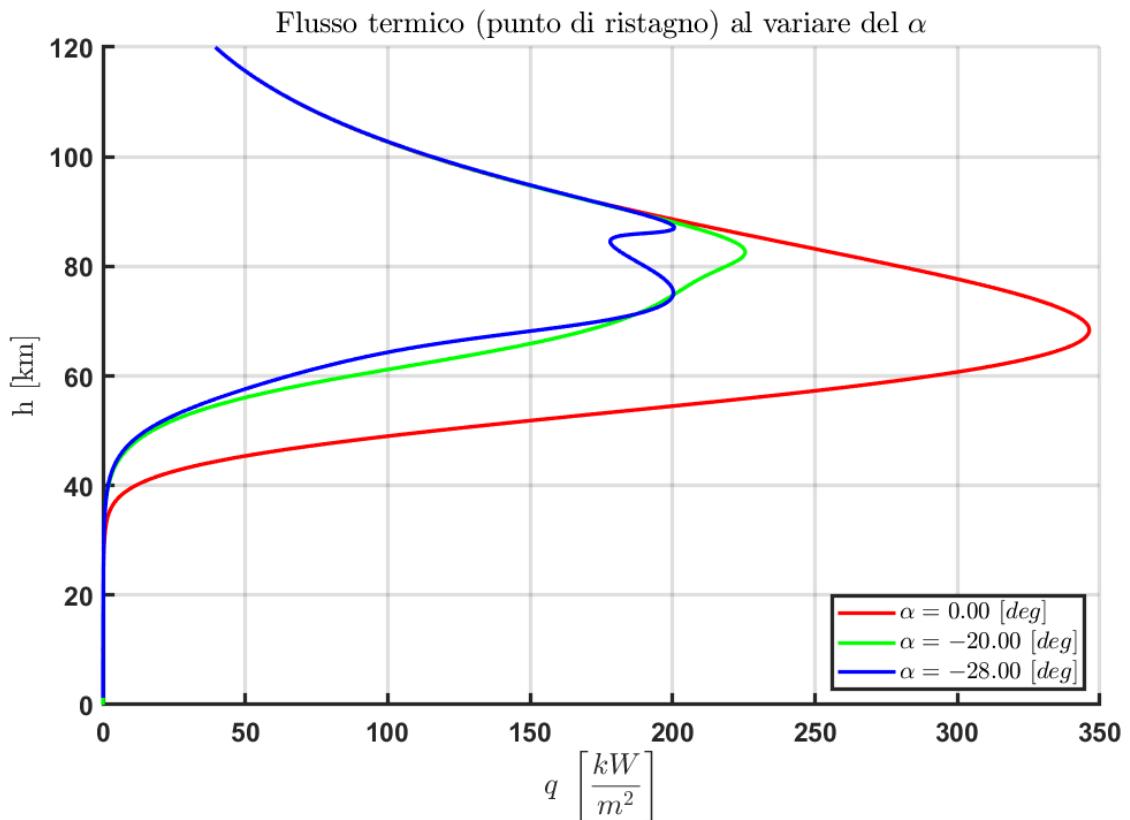


Figura 21 Effetto dell' $\alpha$  sul flusso termico

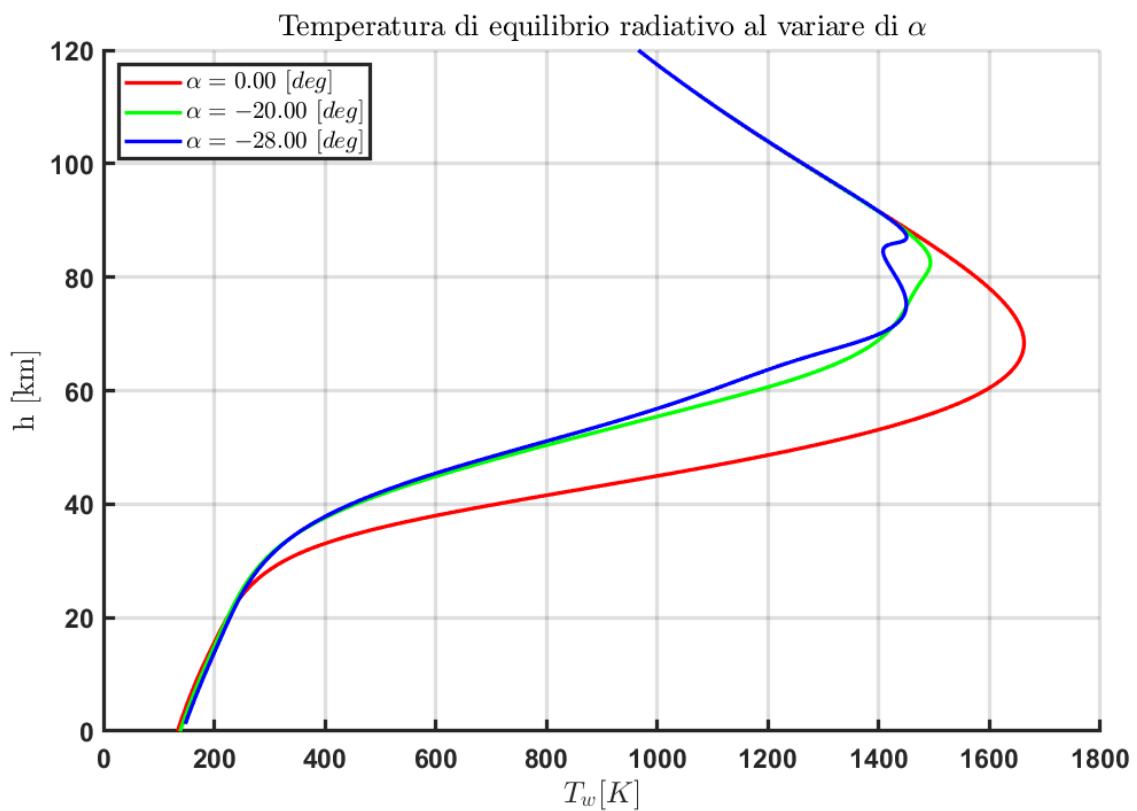


Figura 22 Effetto dell' $\alpha$  sulla  $T$  a parete

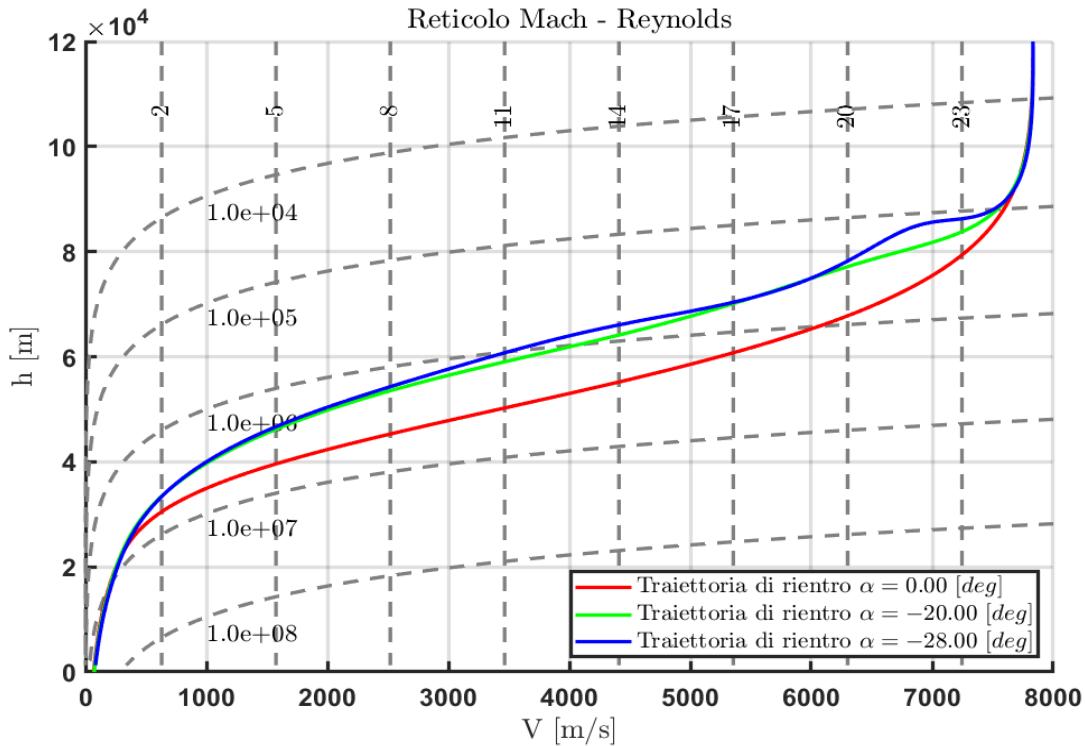


Figura 23 Reticolo Mach-Reynolds rientro portante

In conclusione quindi possiamo affermare che un rientro portante è sicuramente quello che determina dei picchi di carichi termici e meccanici più bassi, consentendo di far lavorare al meglio sia il TPS che la struttura stessa della capsula. Quello che però incombe in un rientro portante è la quantità di calore da gestire, in quanto è vero che si hanno dei picchi di flusso termico più bassi, ma questi si protraggono per una durata di tempo maggiore (vedi figura 19) generando così dei carichi termici da gestire superiori a quelli di un rientro balistico. Questo è riassunto dalla figura 24. L'area sottesa ad ogni curva rappresenta il **carico termico integrato**, ovvero l'energia accumulata dalla capsula sotto forma di calore e che la struttura subisce durante la fase di rientro; come si evince dal grafico è vero che per un rientro balistico ho un picco più alto, però ho una quantità di calore da gestire più limitata rispetto a quello portante. Questa energia immagazzinata è quella che poi determina lo spessore dello scudo termico da adottare.

Ai due si preferisce il rientro portante, poiché consente di lavorare con picchi flussi termici più contenuti, e quindi margini di lavoro più ampi per il TPS, e con picchi di decelerazioni più bassi e controllati che consentono quindi di poter volare con astronauti a bordo.

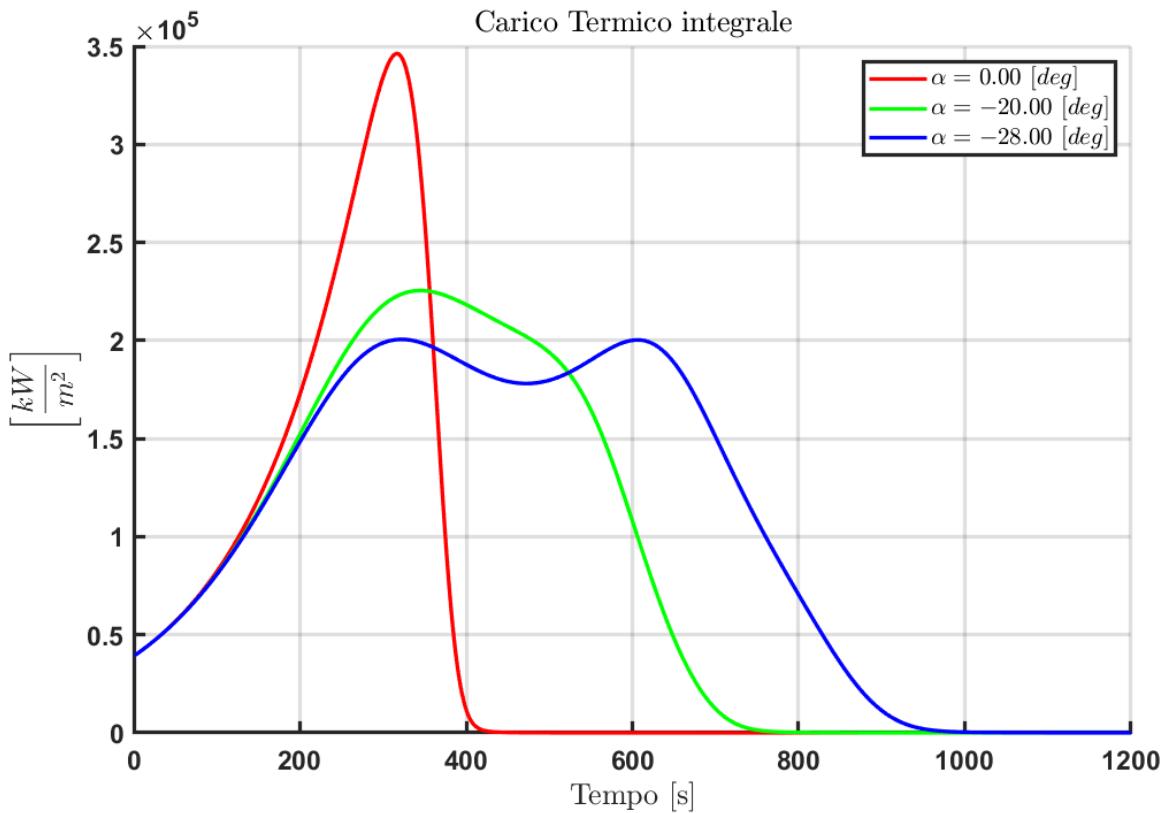


Figura 24 Carico termico integrato

Le conclusioni appena descritte, seppur con un modello di atmosfera irrealistico come quello isotermo, mettono in luce tutti gli aspetti a cui si va incontro al rientro da una missione spaziale.

Andiamo quindi ora a valutare l'influenza del modello di atmosfera utilizzato andando a rianalizzare i parametri appena ottenuti, sfruttando un modello di **Atmosfera Standard** fino alla quota di entrata 120 km.

## Modello di ATM STANDARD

La prima cosa a cui si va in contro è uno schiacciamento del corridoio di rientro verso quote più basse, con tutti i limiti che si spostano in basso, figura 25. Ovviamente ciò si ripercuote sulle possibili traiettorie di rientro, e anche se il modello di atmosfera isotermo ci consente di valutare correttamente l'andamento qualitativo dei valori in gioco, esso non consente di poter lavorare per una fase di design in quanto i valori risulterebbero del tutto errati.

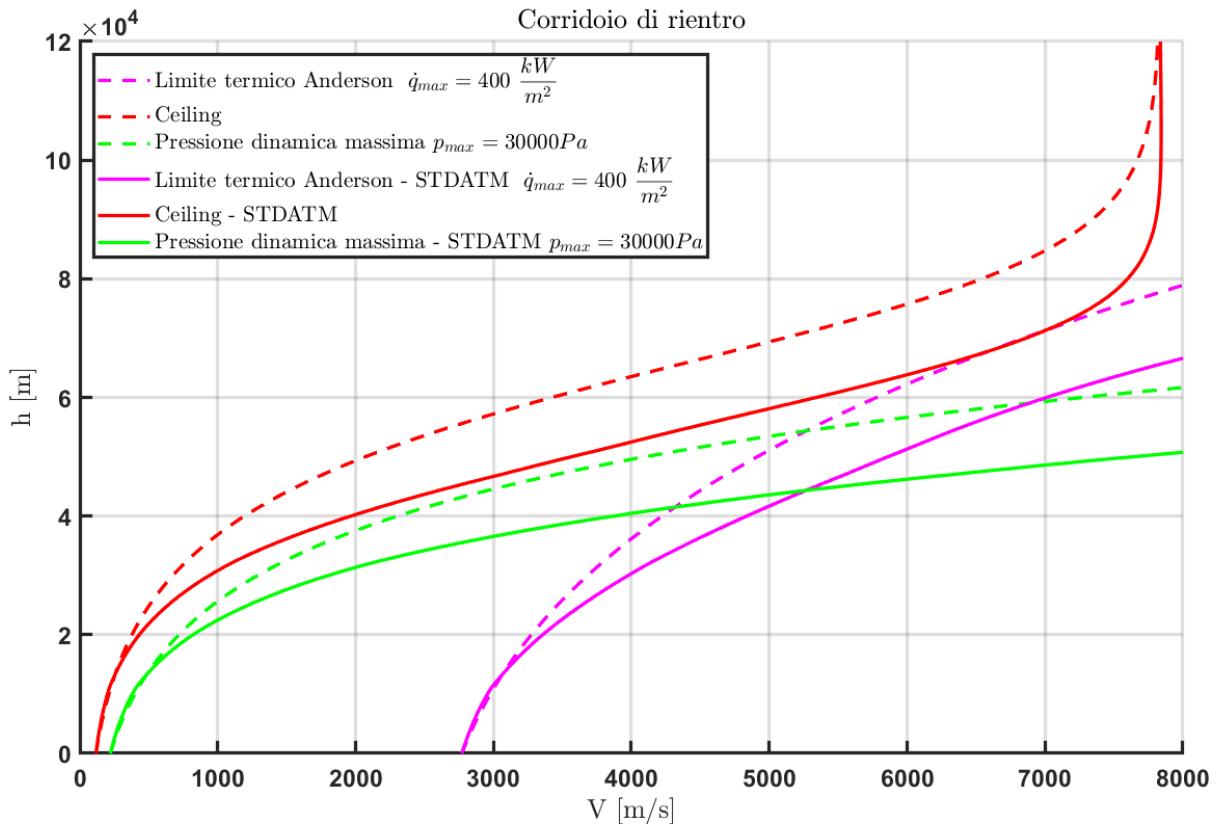


Figura 25 Corridoio di rientro: effetto dell'ATM STD sui limiti

## Traiettoria di rientro: caso portante

Le analisi in ATM STD sono state effettuate per un rientro portante, ad  $\alpha=-20^\circ$ , con un Fly Path Angle  $\gamma=-1^\circ$ .

Dalle figure seguenti, figure 26,27, si nota come la traiettoria abbia subito un deciso intervento del nuovo modello di atmosfera in gioco, con un maggior affondo in atmosfera prima di iniziare a rallentare.

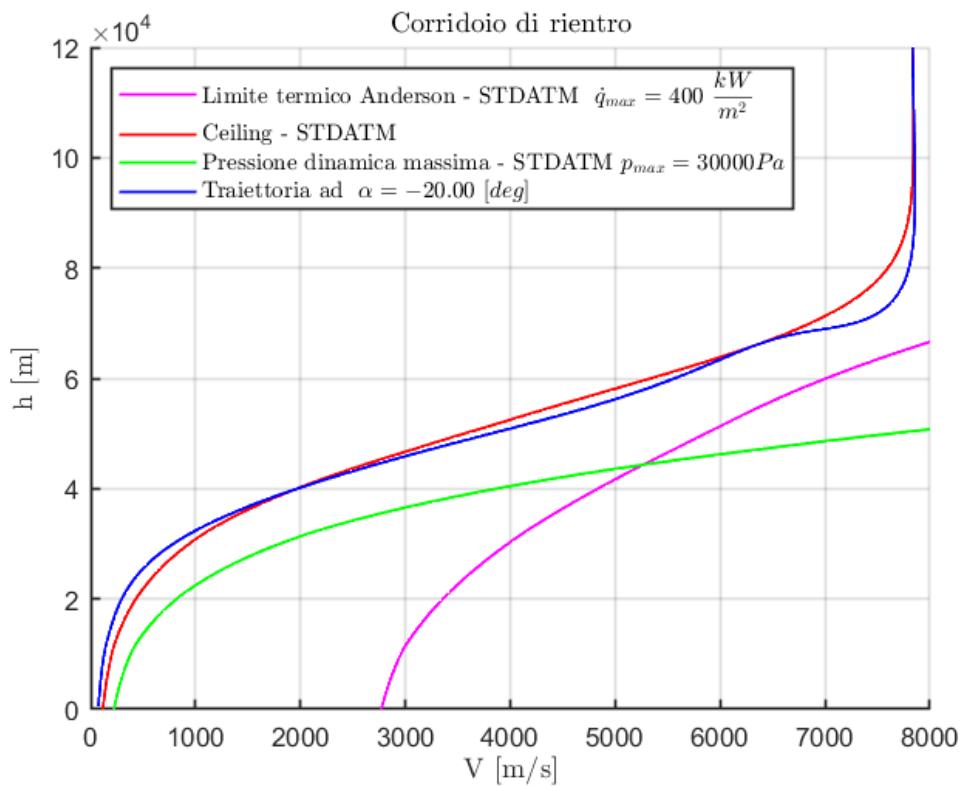


Figura 26 Traiettoria portante in ATM STD

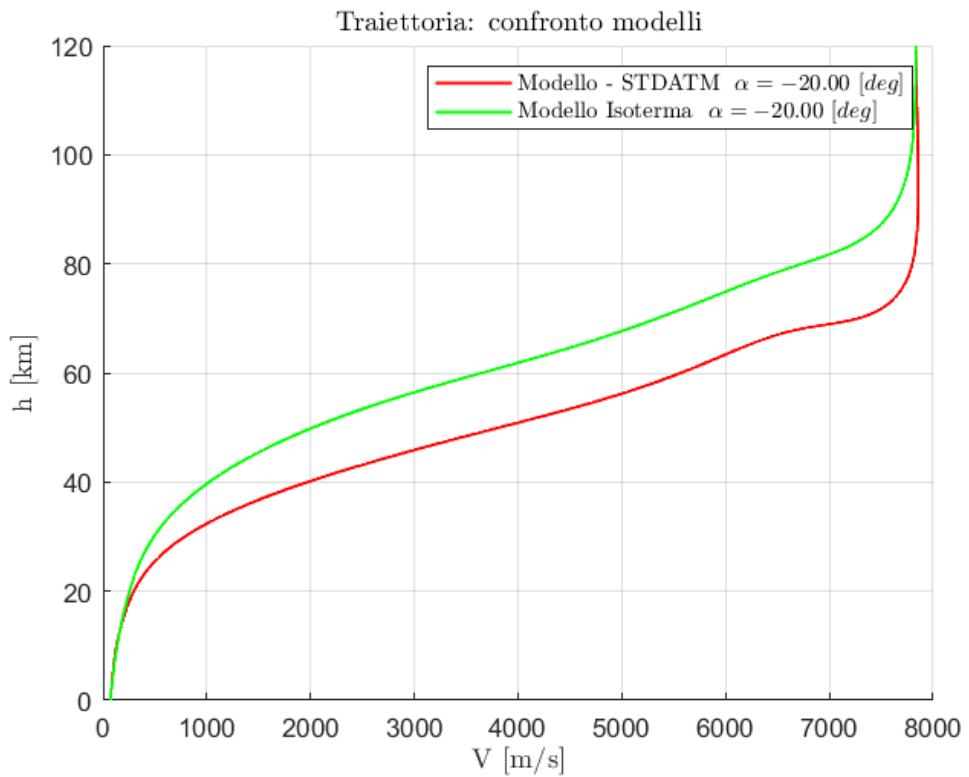


Figura 27 Effetto modello ATM STD sulla traiettoria

Dal punto di vista temporale si nota come si abbia un aumento della durata del rientro, parametro fondamentale per aver sotto controllo tutto il processo della missione, come ad esempio il luogo finale di atterraggio.

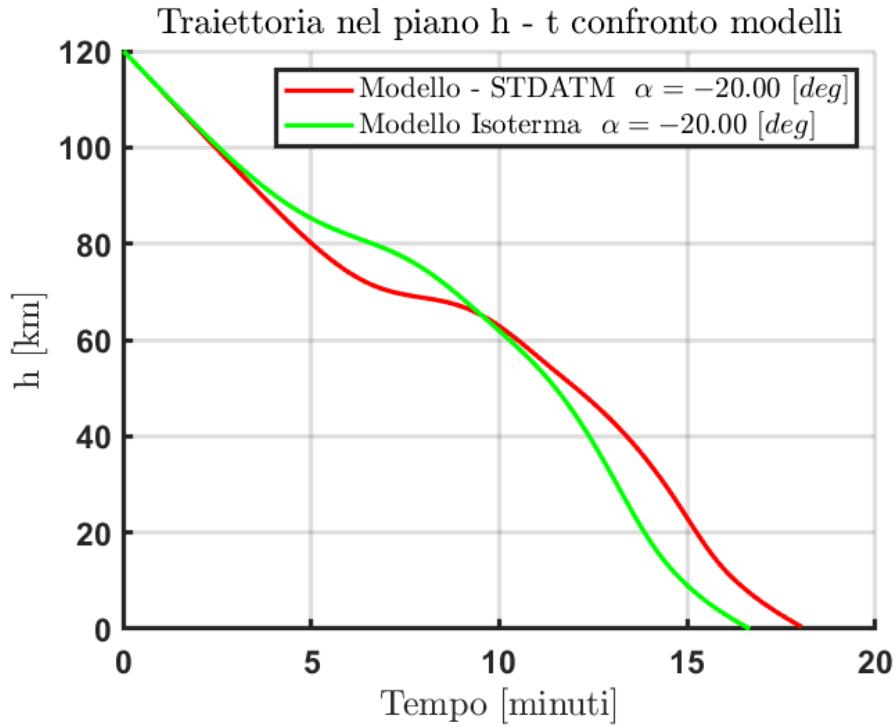


Figura 28 Effetto ATM STD sul tempo di volo

Per quanto riguarda i carichi, la differenza principale tra i modelli in uso non è tanto il valore del picco atteso, ma sulla quota a cui essi vengono generati. Come già anticipato il modello isotermo riesce a farci capire tanti aspetti che accadono nella realtà, limitati però dallo stesso modello.

Dalle figure 29,30 valutiamo l'andamento delle accelerazioni e flussi termici subiti per i due modelli. Se per il picco di accelerazione ci sono effettive differenze, per il flusso termico il picco rimane pressocchè costante. La temperatura di equilibrio in figura 30 conferma la bontà del modello isotermo. Pertanto per un dimensionamento termico, il modello di Atmosfera isotermo garantirebbe comunque un risultato esatto per una stima preliminare.

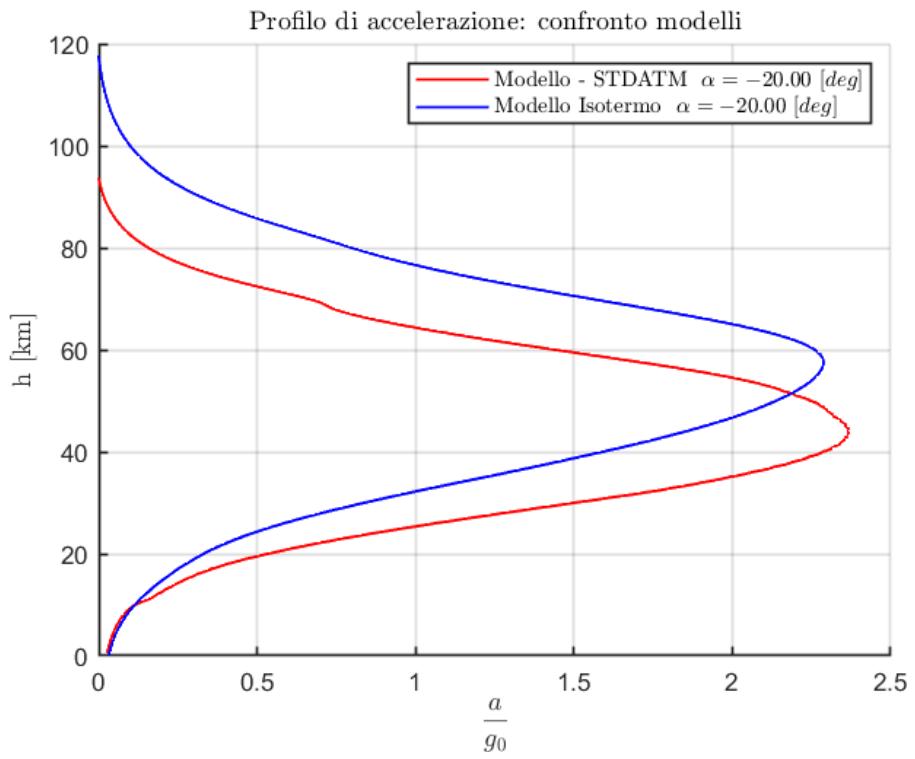


Figura 29 Effetto ATM STD sul profilo di accelerazione

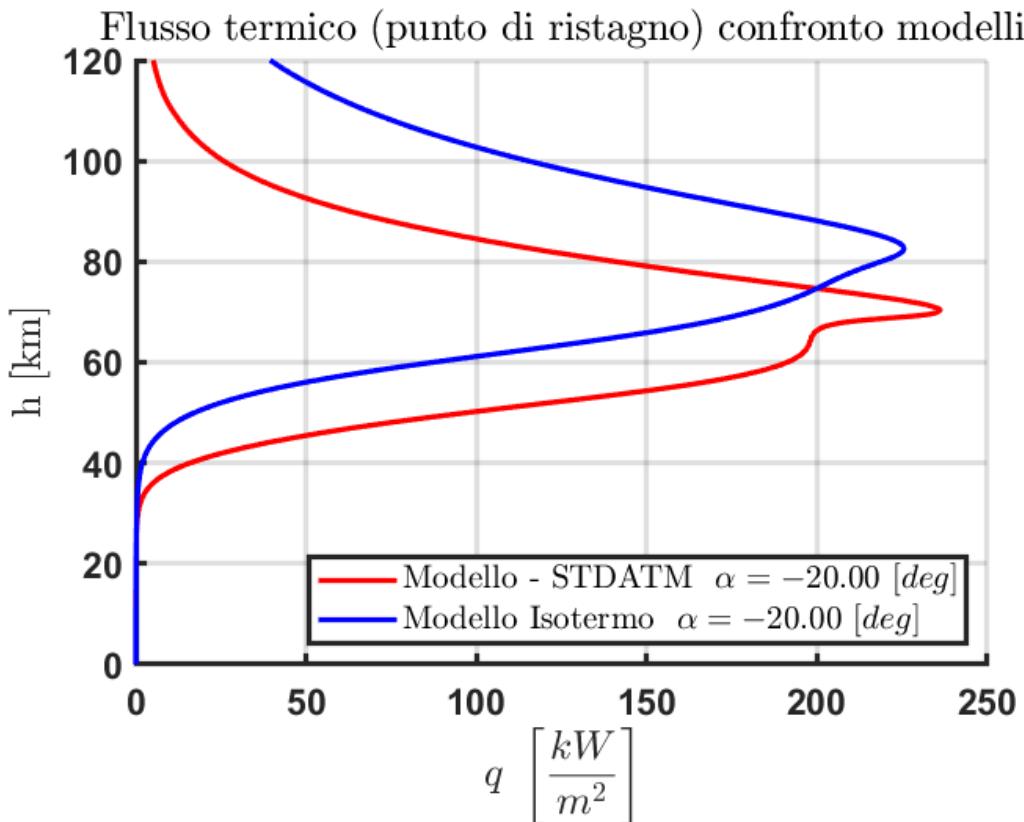


Figura 30 Effetto modello ATM STD sul flusso termico

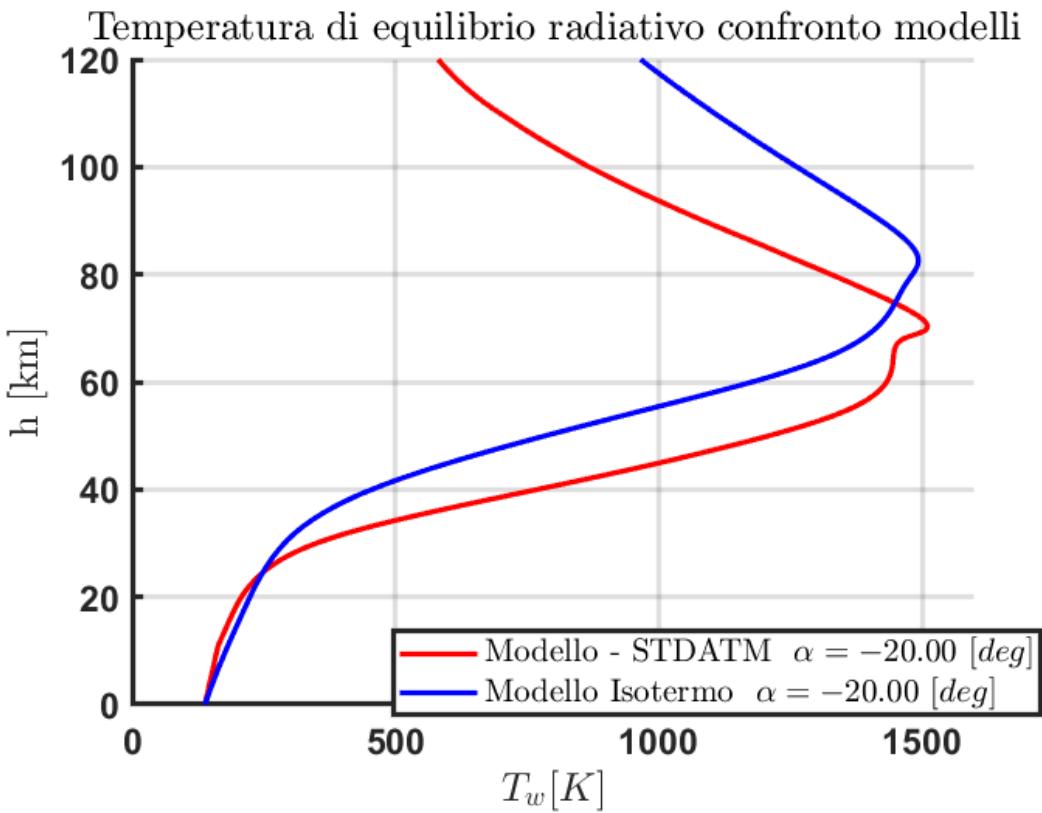


Figura 31 Effetto ATM STD sulla  $T_a$  parete

Il modello di ATM STD influenza ovviamente anche il reticolo Mach Reynolds, di seguito sono riportate le curve. Avere il corretto valore di Mach e Re è fondamentale per le simulazioni in ambito CFD.

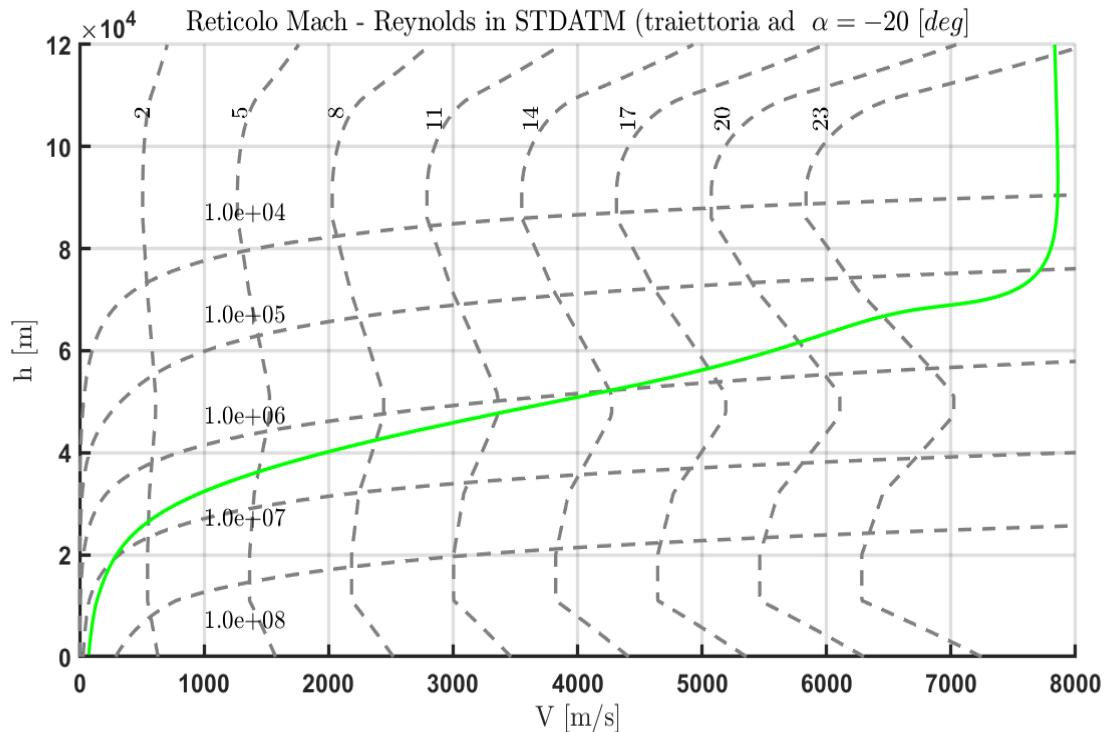


Figura 32 Traiettoria in ATM STD con reticolo MACH - REYNOLDS

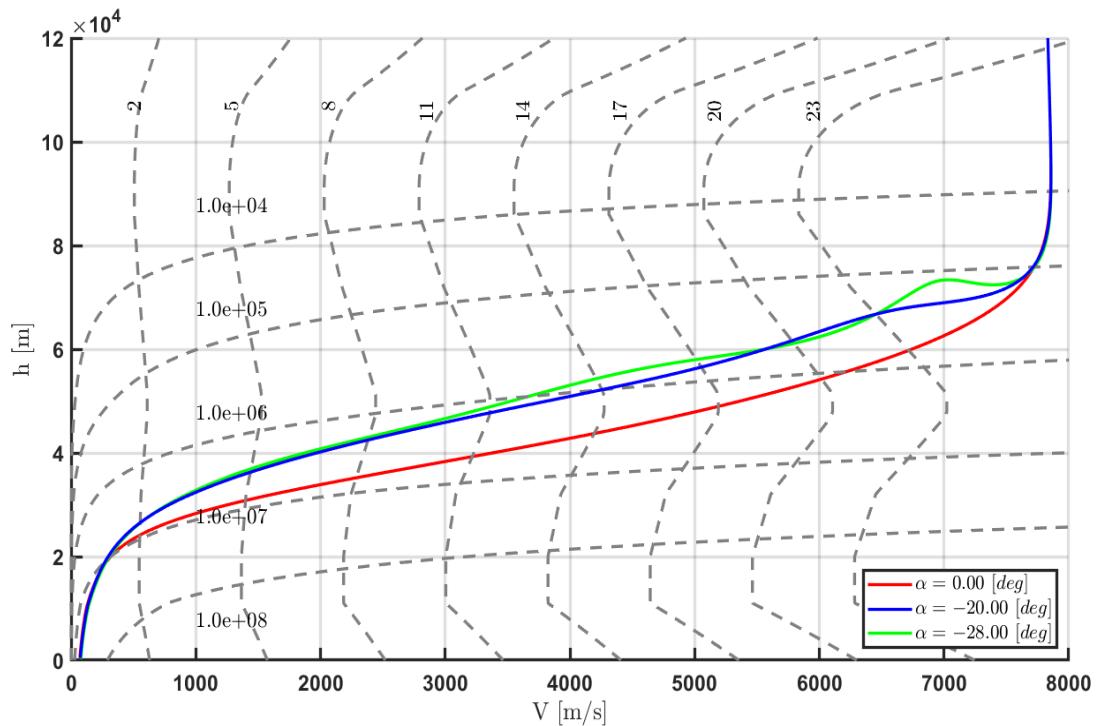


Figura 33 Rientro in ATM STD,  $\gamma_e = -1^\circ$

## Analisi di sensitività al variare dei parametri di ingresso

L'ultima analisi si propone di valutare l'effetto dei parametri di ingresso  $\gamma_E$ , e  $V_{\text{Entry}}$  sulla traiettoria e sui picchi di accelerazione e flussi termici attesi. Le analisi sono state effettuate per un rientro balistico ad  $\alpha=0^\circ$  con il modello di Atmosfera Standard.

### Effetto del Fly Path Angle $\gamma_E$ , con $V_{\text{Entry}}$ fissata, ad $\alpha=0^\circ$

Il primo caso ha lo scopo di evidenziare l'effetto del Fly Path Angle a fissata velocità di ingresso. Nello specifico sono stati valutati 4 angoli di ingresso.

All'aumentare del  $\gamma_E$  la traiettoria risultante definisce un affondo maggiore e più ripido in atmosfera, figura 34. Ciò si traduce non solo in tempi di volo minori, figura 35, ma anche in un notevole aumento dei carichi termici e strutturali.

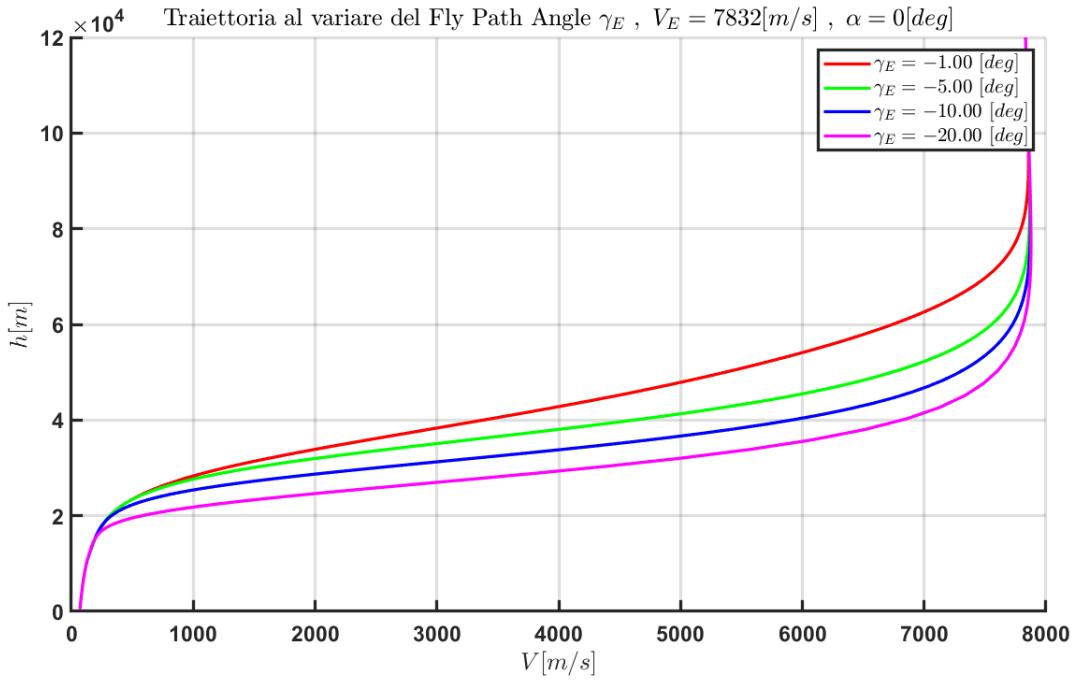


Figura 34 Effetto del  $\gamma_E$  sulla traiettoria

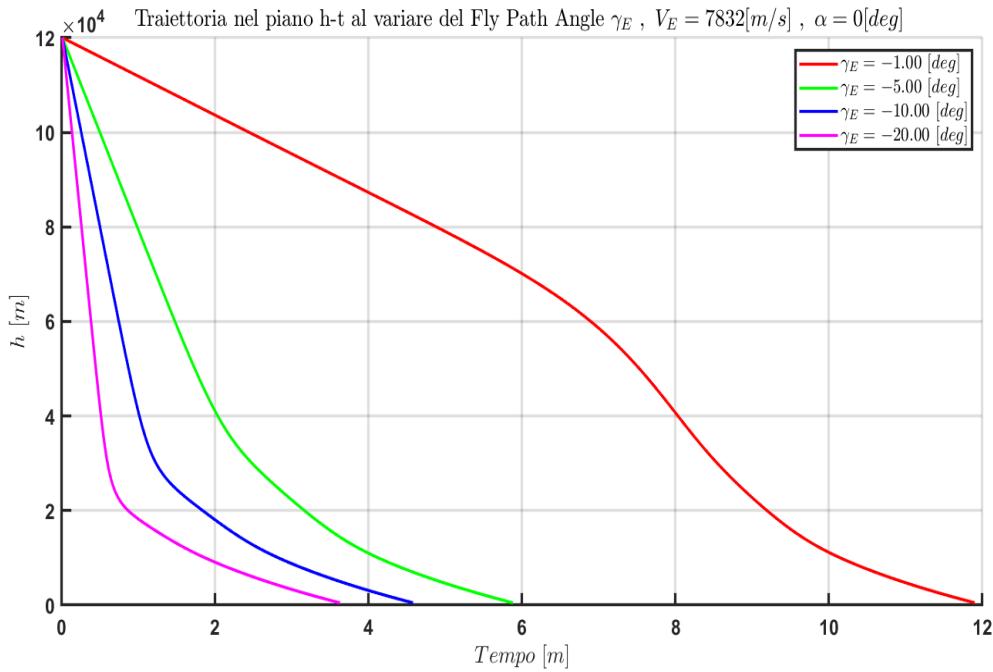


Figura 35 Effetto del  $\gamma_E$  sul tempo di volo

In conformità a quanto già evidenziato nei paragrafi precedenti, l'aumento del  $\gamma_E$  determina dei picchi di accelerazioni sempre più elevati e soprattutto ad una quota più bassa, provocando dei picchi di flussi termici sempre più intensi per le densità elevate, figure 36,37. Infatti, il picco di flusso termico si evidenzia a quote più basse per  $\gamma_E$  superiori. Ecco perché si sceglie di entrare in atmosfera con angoli di Fly Path bassi, **rientro Shallow**, in modo da non generare carichi che sarebbero distruttivi.

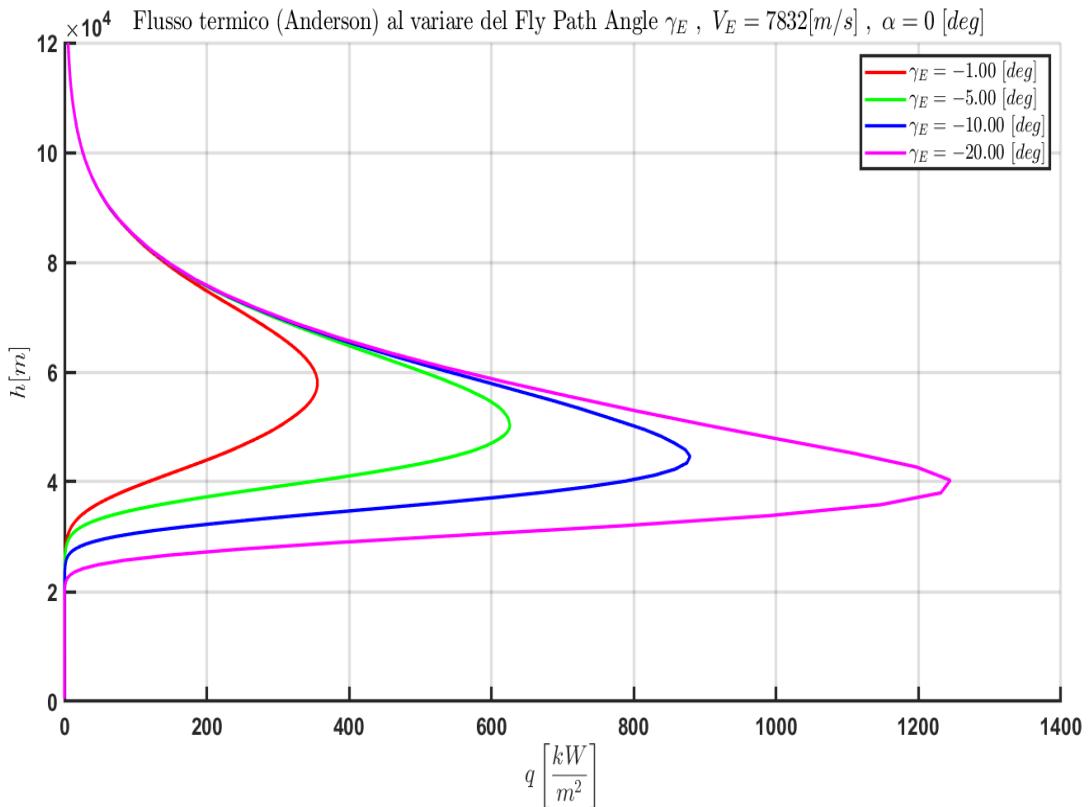


Figura 36 Effetto del  $\gamma_E$  sul flusso termico

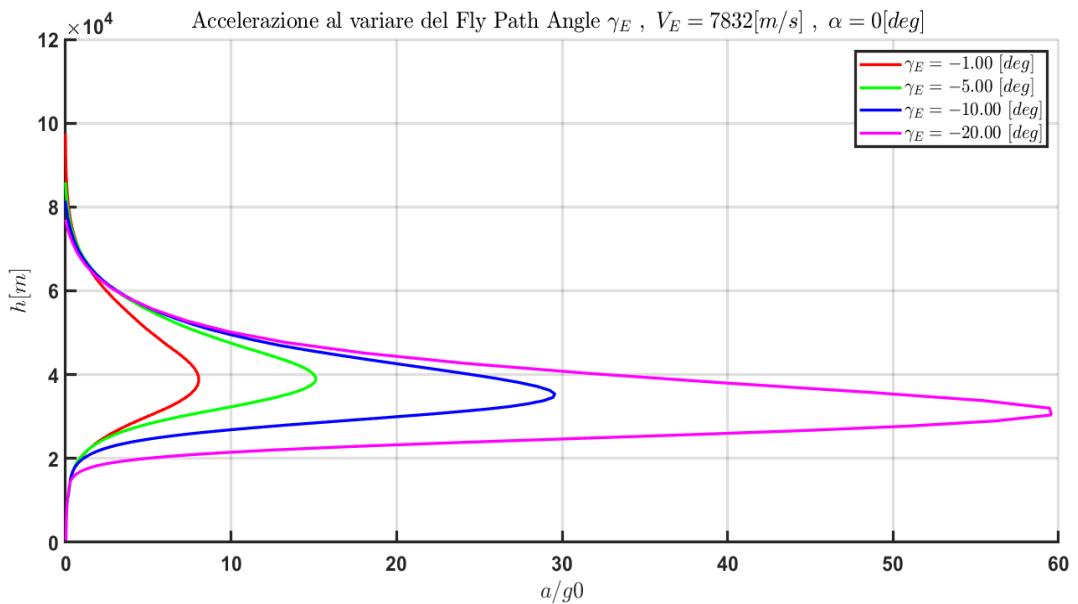


Figura 37 Effetto del  $\gamma_E$  sull' accelerazione

**Effetto della velocità di ingresso  $V_E$ , con  $\gamma_E$  fissato, ad  $\alpha=0^\circ$**

Valutiamo ora l'effetto della velocità di ingresso  $V_E$  con  $\gamma_E$  fissato. Nello specifico sono state valutate tre velocità di ingresso.

La traiettoria sostanzialmente non subisce variazioni se non in termini di durata; ad una maggiore velocità di ingresso corrisponde una traiettoria con un tempo di volo leggermente inferiore, figura 39.

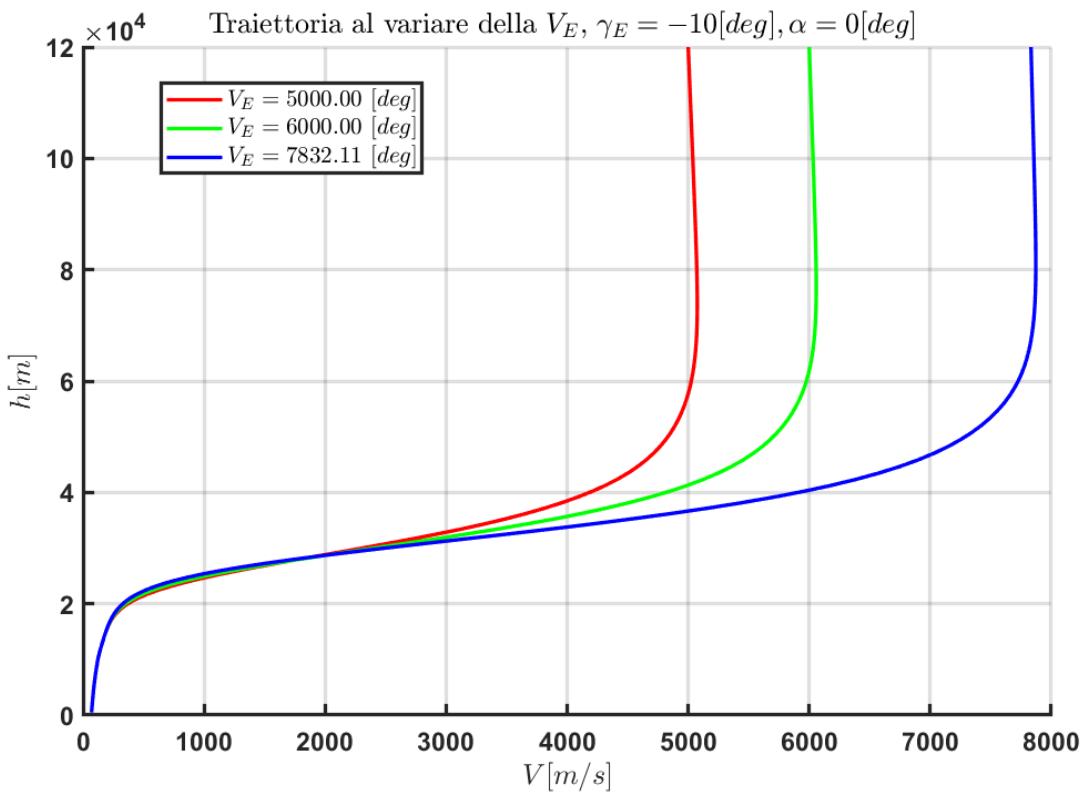


Figura 38 Effetto della  $V_E$  sulla traiettoria

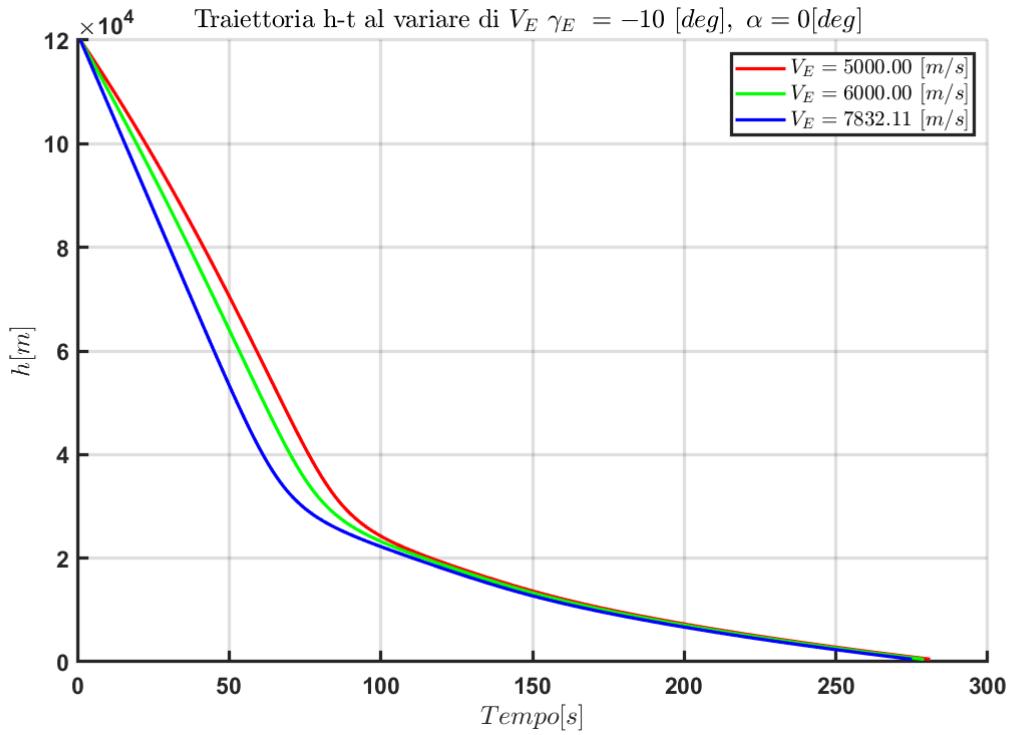


Figura 39 Effetto della  $V_E$  sul tempo di volo

Per quanto riguarda i picchi dei carichi attesi, a fissato  $\gamma_E$  la decelerazione massima dipende dalla velocità e aumenta all' aumentare della  $V_E$ , con il picco che si manifesta quasi alla stessa quota, figura 40.

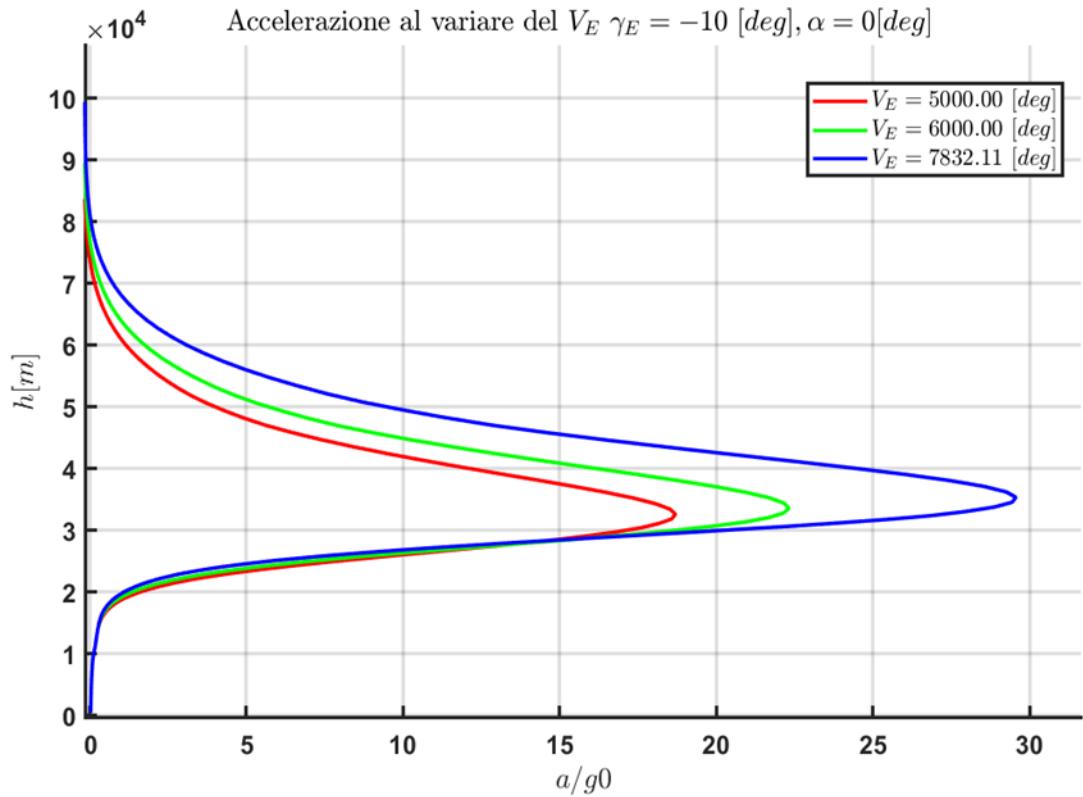


Figura 40 Effetto della  $V_E$  a  $\gamma_E$  fissato

Il picco di flusso termico aumenta all'aumentare della  $V_E$  in quanto con velocità di ingresso superiori l'energia cinetica in gioco sarà maggiore e maggiore sarà il flusso termico generato. La quota a cui avviene il picco non dipende dalla  $V_E$  e rimane costante, figura 41.

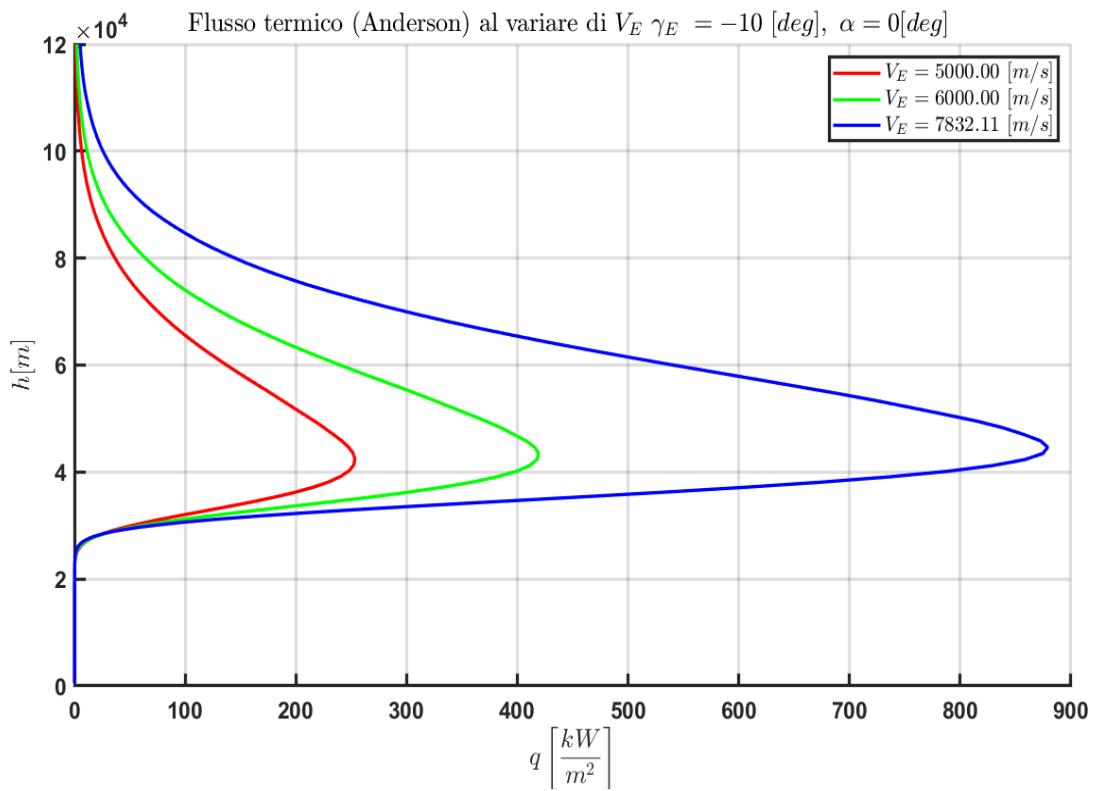


Figura 41 Effetto della  $V_E$  sul flusso termico

## 2. Analisi aerodinamica di un velivolo ipersonico: Space Shuttle Orbiter



Figura 42 Space Shuttle Orbiter

Il velivolo assegnato per questa seconda fase è l'Orbiter dello Space Shuttle, il componente spaziale dello Space Shuttle, ovvero un sistema di veicoli spaziali orbitali parzialmente riutilizzabili che faceva parte del programma Space Shuttle interrotto nel 2011. Questo veicolo poteva trasportare astronauti e carichi utili nell'orbita terrestre bassa, eseguire operazioni nello spazio, quindi rientrare nell'atmosfera e atterrare come un aliante, riportando il suo equipaggio e qualsiasi carico utile di bordo sulla Terra.

### Aerodynamic Performance: Hyper

Lo studio dell'aerodinamica del velivolo in esame si è basato in una prima fase su un metodo a pannelli mediante il software “Hyper”, che consente di mettere in atto quanto descritto dalla Teoria Newtoniana. In particolare per risalire all'AEDB del velivolo ci si concentra sostanzialmente sullo studio della forma del velivolo e sulla sua geometria, con una mesh strutturata della superficie del velivolo, che va ad adattarsi e pannellare ogni suo punto, senza andare a valutare il campo di moto intorno ad esso. Pertanto i coefficienti aerodinamici deriveranno solo e soltanto dall'angolo di inclinazione locale rispetto al flusso indisturbato e dall'angolo d'attacco.

## Blocking e Mesh superficiale

Per la griglia superficiale si è utilizzato il software ICEM CFD.

In particolare dalla geometria base del velivolo, figura 43, si è andati a valutare singolarmente le varie componenti in modo da definire 4 mesh totalmente indipendenti (fusoliera, ala, Vertical tail e body flap); gli ugelli non sono stati considerati. Inoltre ci si è concentrati solo su metà velivolo, essendo simmetrico e dovendo fare un'analisi longitudinale.

Il processo per definire la mesh è stato il seguente:

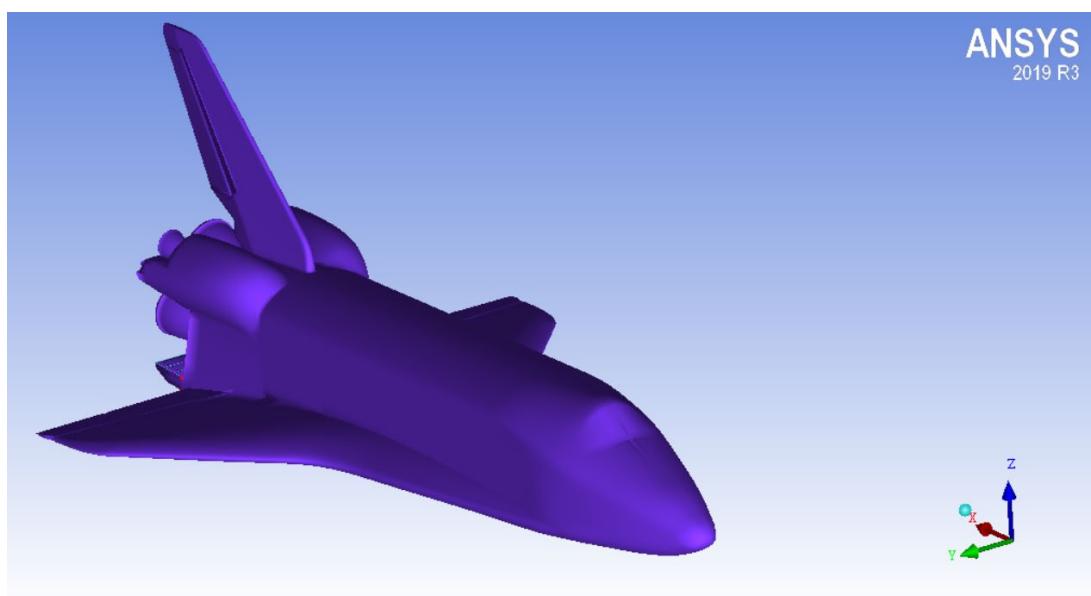


Figura 43 Geometria base STS

La geometria è stata suddivisa in parti.

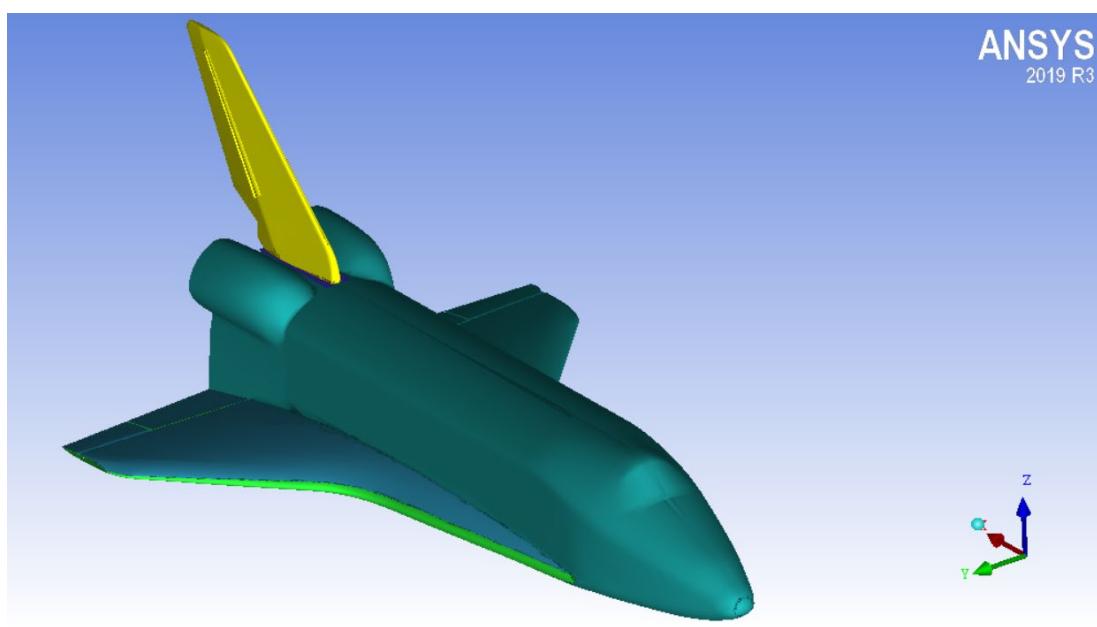


Figura 44 Geometria suddivisa in parti

La prima parte in esame è la fusoliera. Con il modulo di “Blocking” si generano più blocchi atti a dover replicare la geometria di base, con un’accuratezza sempre migliore grazie alle associazioni tra punti linee e superfici.

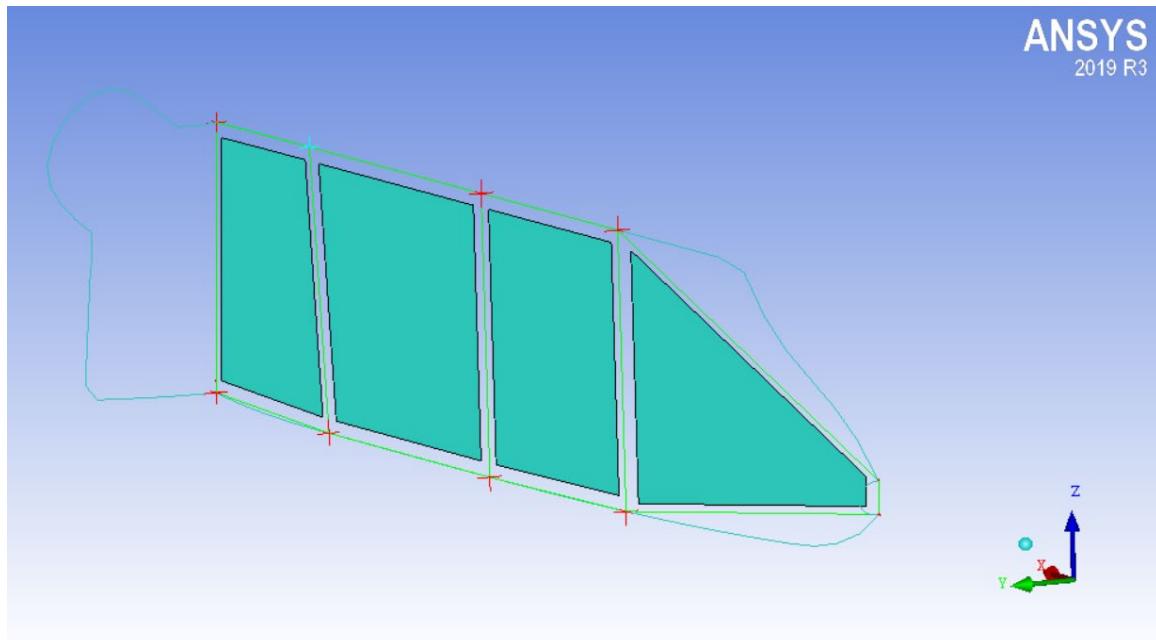


Figura 45 Blocking fusoliera

Dopo aver dato il numero di punti che identificano il numero di Slice (o tagli) lungo la direzione longitudinale della fusoliera e il numero di punti per slice, con il modulo di “pre-mesh” è possibile visualizzare il lavoro svolto e verificare la bontà della pannellatura.

Prima di fare la mesh vera e propria infatti occorre assicurarsi che la normale di ogni pannellino sia uscente. Questo si traduce nell’andare a conferire un ordine ben preciso ai nodi della mesh. Per la fusoliera i punti per slice devono essere numerati a partire dal basso verso l’alto e le slice vanno numerate dal nose alla coda, vedi figura 49, con sistema di riferimento posto al nose del velivolo.

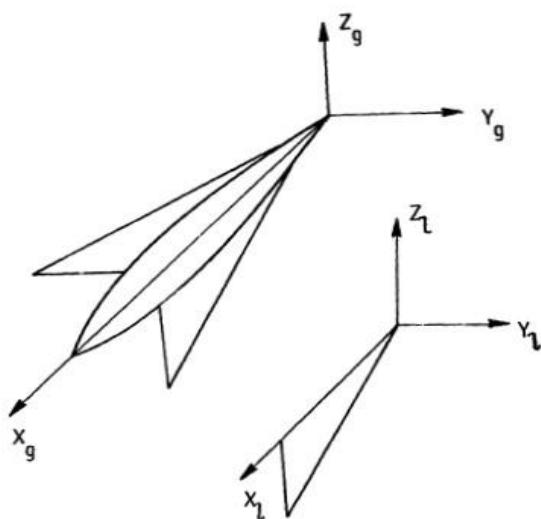


Figura 46 Sistema di riferimento fusoliera

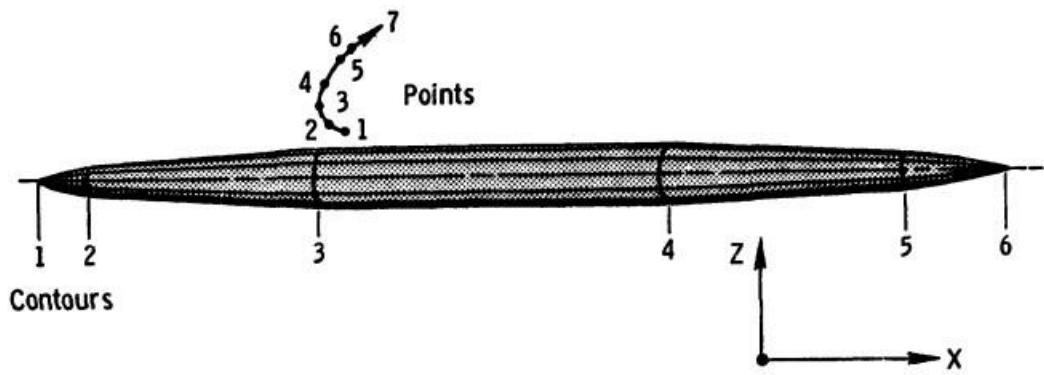


Figura 47 Ordinamento nodi

Dopo aver fissato tutte le origini dei blocchi e i versori  $i,j,k$  per i nodi per comodità è utile visualizzare nuovamente un unico blocco e fare la mesh vera e propria, figura 50.

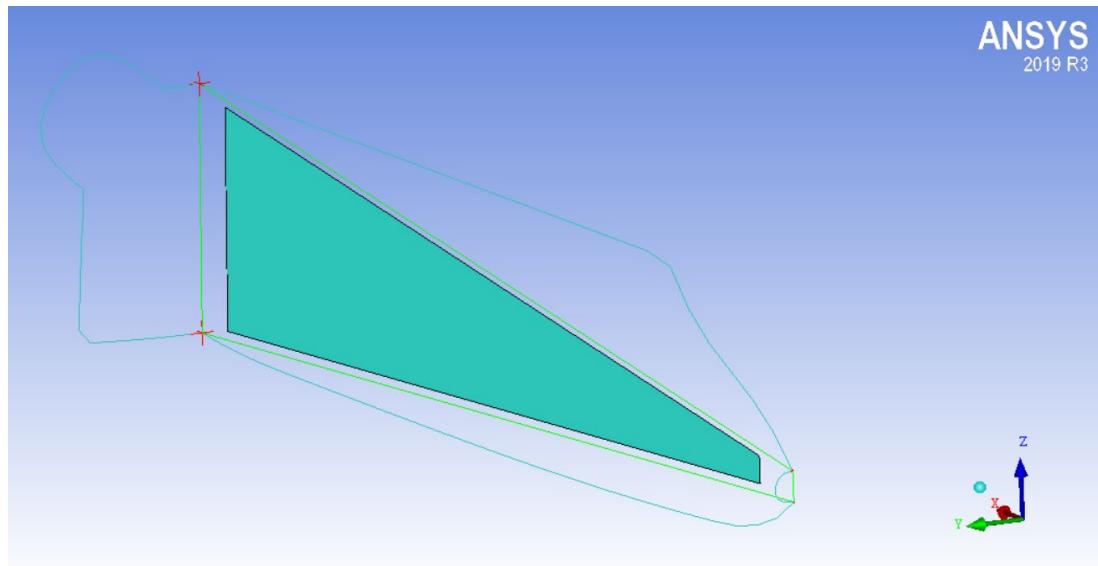


Figura 48 Blocco unico

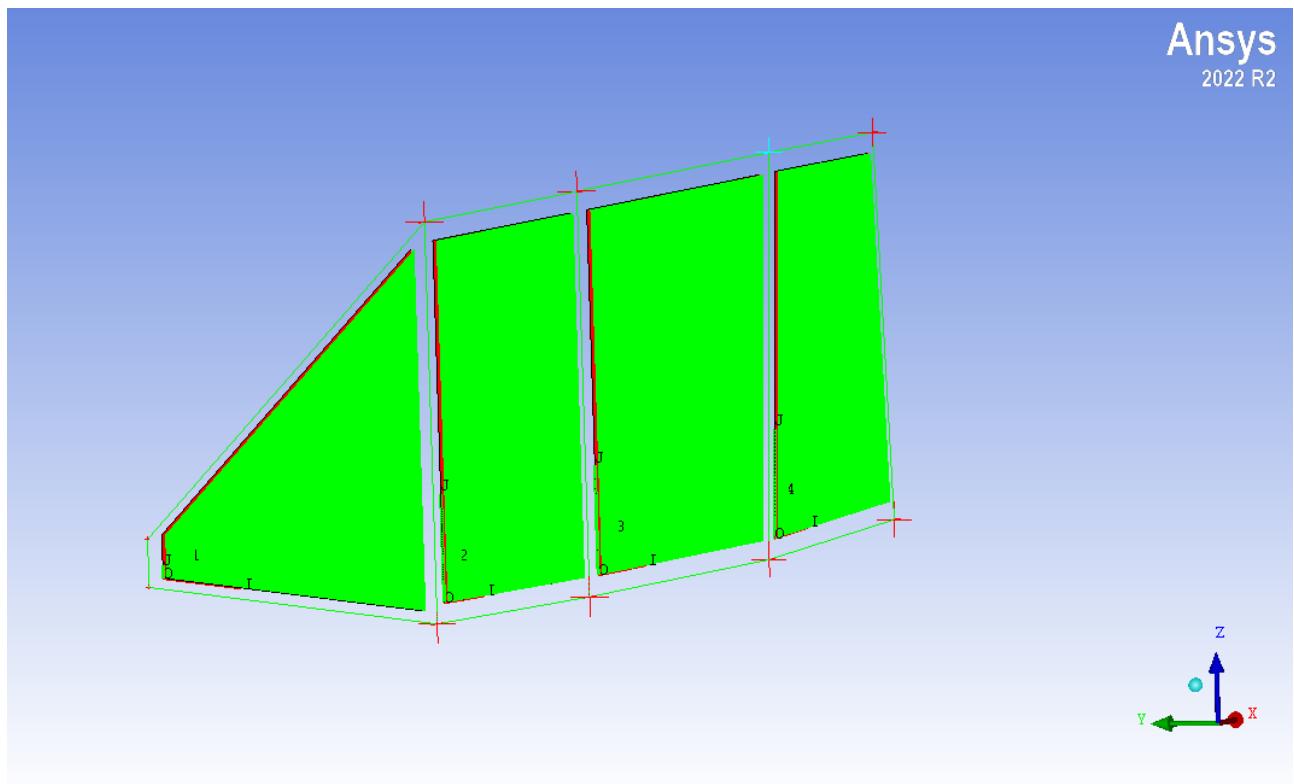


Figura 49 Ordinamento dei nodi

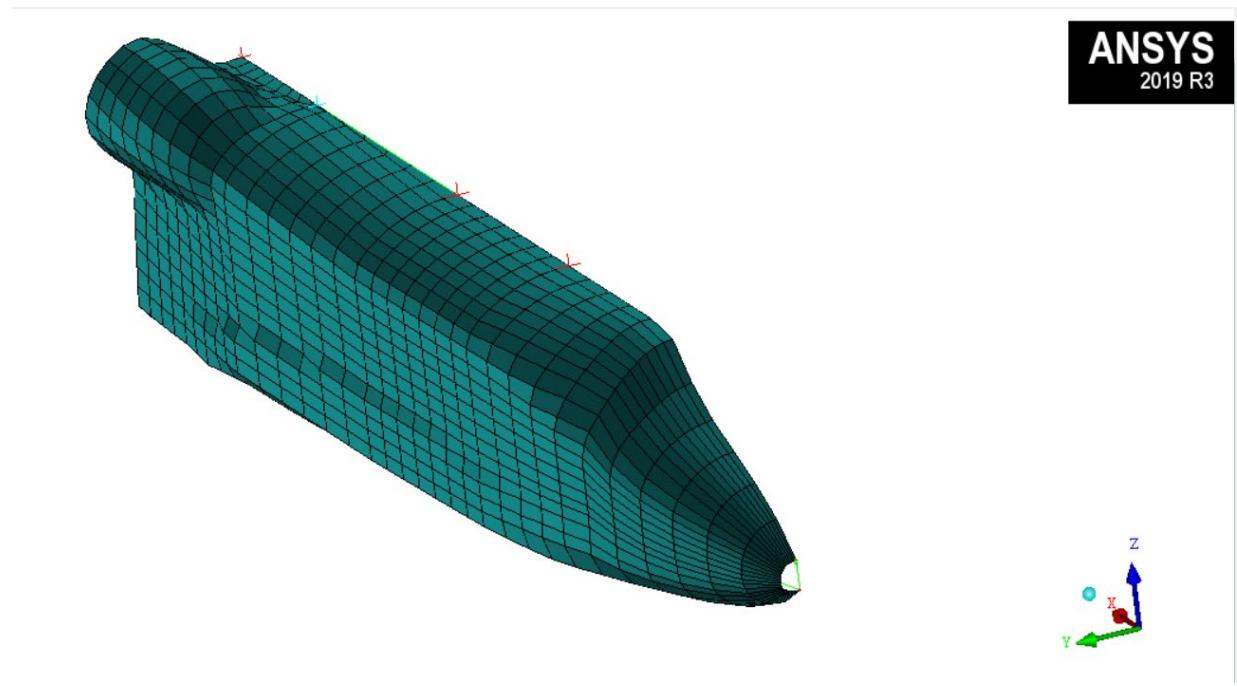
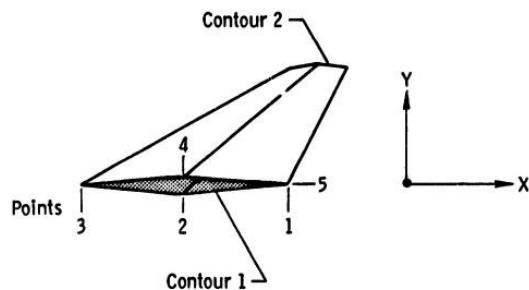


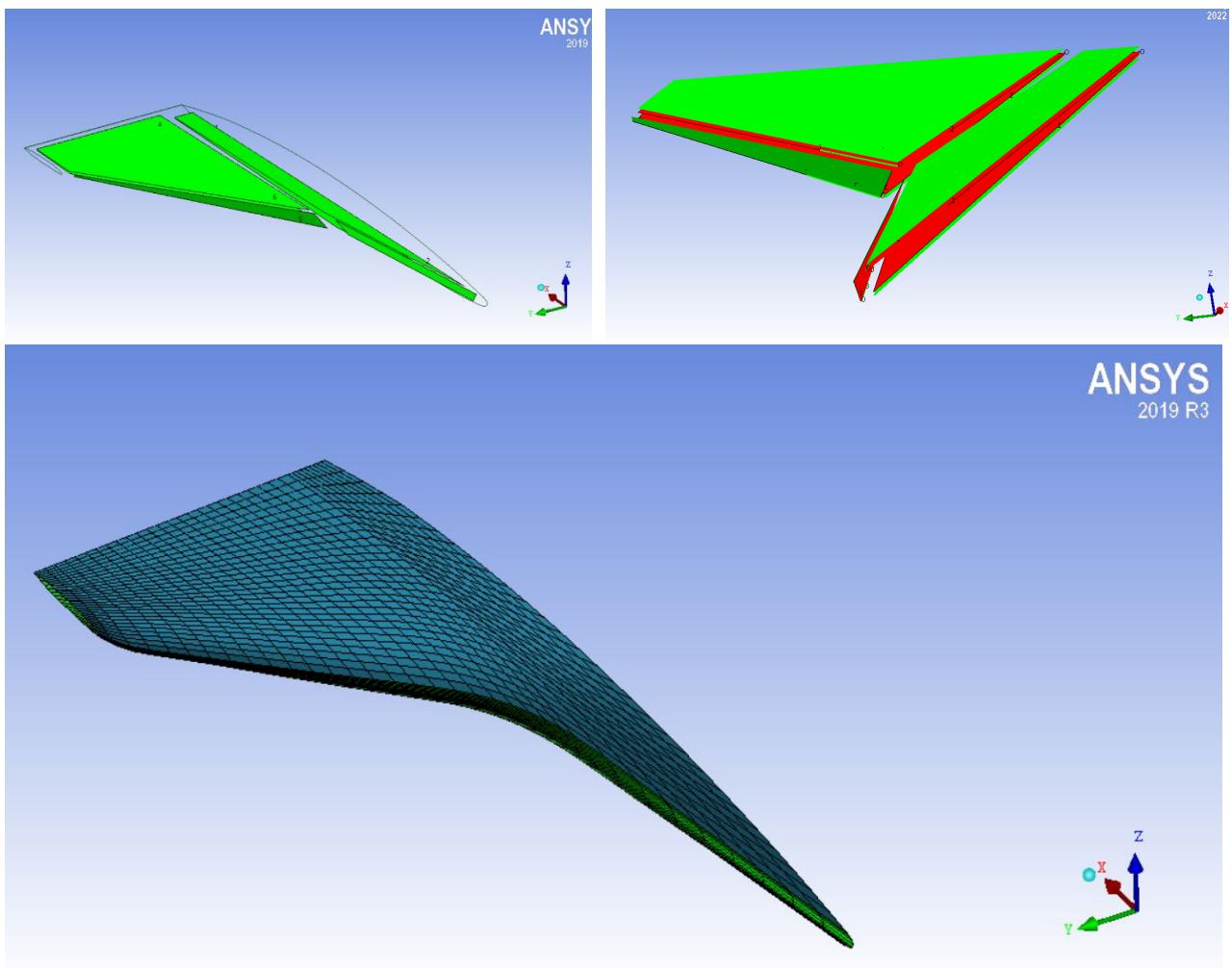
Figura 50 Mesh superficiale fusoliera

Per la mesh strutturata dell'ala e del piano di coda verticale si è seguita una numerazione dei nodi dal trailing edge al leading edge, seguendo il ventre dell'ala, mentre per le slices si procede dal root al tip dell'ala, come schematizzato nella seguente immagine:



*Figura 51 Numerazione nodi e slices per l'ala*

Possiamo vedere il risultato del blocking dell'ala nelle seguenti immagini:



*Figura 52 Blocking dell'ala*

Quindi lo stesso procedimento si è seguito con il Vertical Tail, partendo sempre da una numerazione dei nodi dal trailing edge fino al leading edge e delle slices dal root al tip del tail:

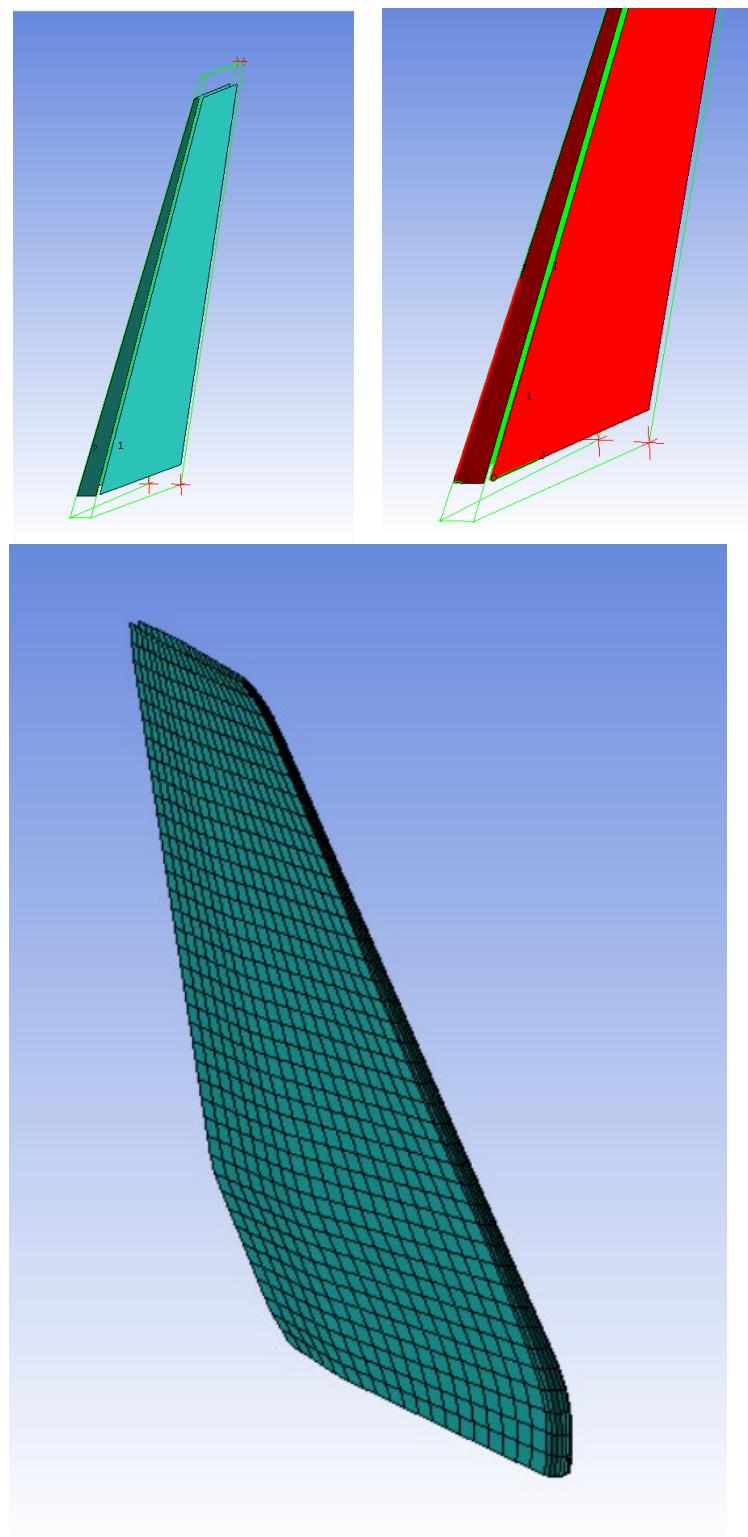


Figura 53 Blocking del piano di coda del velivolo

Il contributo del flap è evidentemente poco rilevante ai fini di un'analisi longitudinale in cui si determineranno i coefficienti di portanza e resistenza. Per completezza sono comunque stati analizzati. Di seguito è mostrata la mesh.

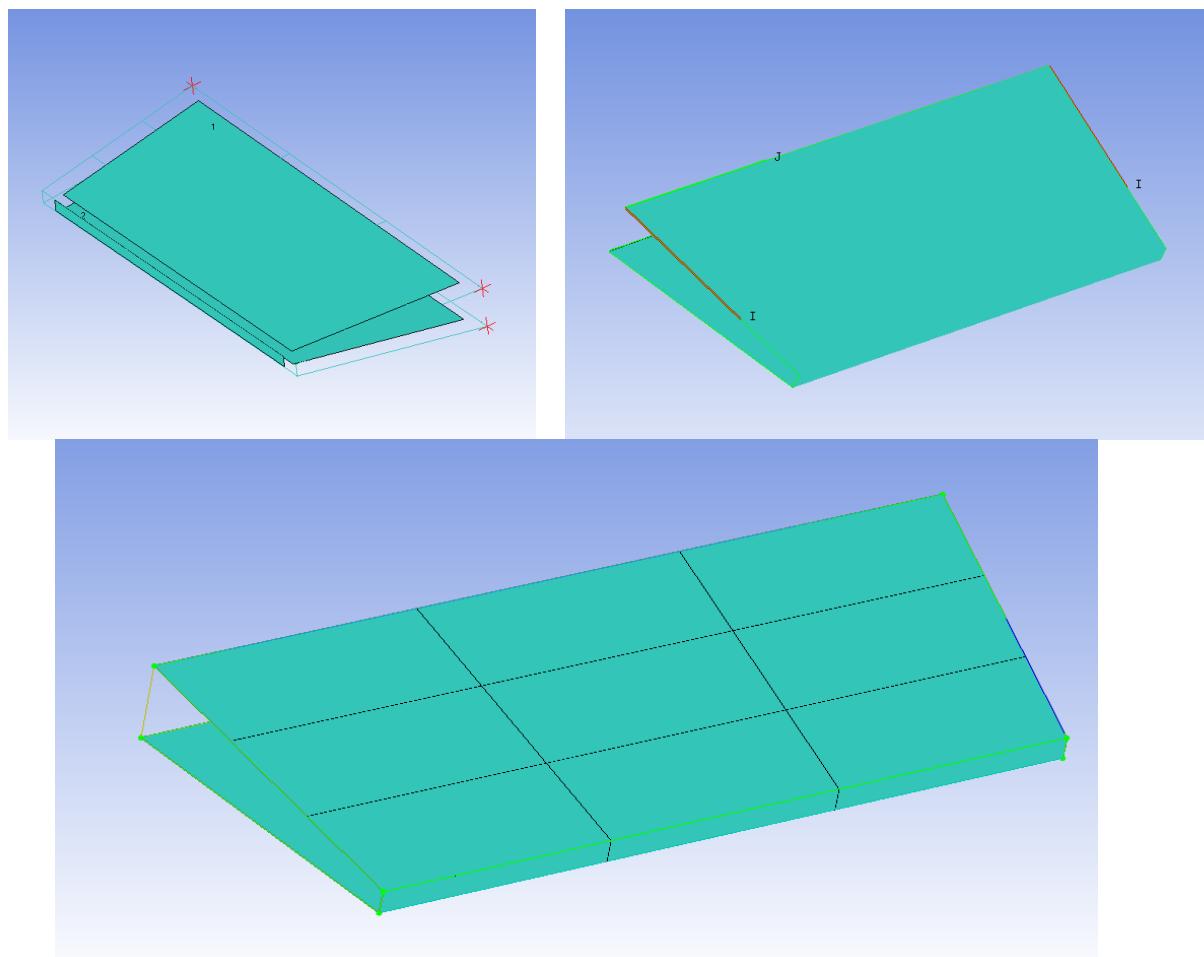


Figura 54 Body Flap

## Analisi aerodinamica

In seguito alla creazione della mesh strutturata delle varie parti del velivolo, si è salvata la mesh nel formato “*multiblock*”, e si è creato un nuovo file di testo che contiene tutte le coordinate dei nodi delle varie sezioni del velivolo (fusoliera, ala, piano di coda, body flap) in modo da poter effettuare le analisi ingegneristiche attraverso il software open source Hyper.

|    |          |              |              |               |  |
|----|----------|--------------|--------------|---------------|--|
| 1  | domain.1 | 30           | 34           | 1             |  |
| 2  |          | 162.56364441 | 0.00000000   | -384.65231323 |  |
| 3  |          | 162.56364441 | 49.07125196  | -382.69291906 |  |
| 4  |          | 162.56364441 | 98.09685453  | -379.80732883 |  |
| 5  |          | 162.56364441 | 146.94609554 | -374.75076189 |  |
| 6  |          | 162.56364441 | 195.50231049 | -367.38970336 |  |
| 7  |          | 162.56364441 | 243.25816888 | -355.93423086 |  |
| 8  |          | 162.56364441 | 290.32909946 | -341.92107243 |  |
| 9  |          | 162.56364441 | 335.50843629 | -322.66193111 |  |
| 10 |          | 162.56364441 | 377.90413025 | -297.86737930 |  |
| 11 |          | 162.56364441 | 416.17923167 | -267.09335984 |  |
| 12 |          | 162.56364441 | 448.30083228 | -229.94423224 |  |
| 13 |          | 162.56364441 | 473.15700797 | -187.58864079 |  |
| 14 |          | 162.56364441 | 486.30146126 | -140.27023683 |  |
| 15 |          | 162.56364441 | 492.06268073 | -91.50165131  |  |
| 16 |          | 162.56364441 | 491.53642855 | -42.39626428  |  |
| 17 |          | 162.56364441 | 485.44354284 | 6.33668345    |  |
| 18 |          | 162.56364441 | 475.49366102 | 54.42858409   |  |
| 19 |          | 162.56364441 | 460.83217448 | 101.30065917  |  |

Figura 55 file.geo contenente i nodi della mesh strutturata

In particolare Hyper chiede in input un file di testo nel formato LaWgs contenente i nodi della geometria del velivolo; il formato .wgs ha la seguente formattazione:

| IDCOMF          |                  |                  |       |    |    |    |    |    |    |        |        |        |       |
|-----------------|------------------|------------------|-------|----|----|----|----|----|----|--------|--------|--------|-------|
| IDOBJ           |                  |                  |       |    |    |    |    |    |    |        |        |        |       |
| NOBJ            | NLINE            | NPNT             | ISYML | RX | RY | RZ | TX | TY | TZ | XSCALE | YSCALE | ZSCALE | ISYMG |
| x di 1,1        | y di 1,1         | z di 1,1         |       |    |    |    |    |    |    |        |        |        |       |
| x di 2,1        | y di 2,1         | z di 2,1         |       |    |    |    |    |    |    |        |        |        |       |
| ...             | ...              | ...              |       |    |    |    |    |    |    |        |        |        |       |
| x di NPNT,1     | y di NPNT,1      | z di NPNT,1      |       |    |    |    |    |    |    |        |        |        |       |
| x di 2,1        | y di 2,1         | z di 2,1         |       |    |    |    |    |    |    |        |        |        |       |
| ...             | ...              | ...              |       |    |    |    |    |    |    |        |        |        |       |
| x di NPNT,NLINE | y di NPNT, NLINE | z di NPNT, NLINE |       |    |    |    |    |    |    |        |        |        |       |

Figura 56 formattazione file.wgs

Quello che si è fatto quindi è ricopiare i nodi della mesh ottenuta da ICEM dal file.geo, in un nuovo file di testo .wgs che segue la formattazione appena riportata. Il risultato è quindi un nuovo file contenente i nodi delle varie parti, suddivise solo dall'IDOBJ che rappresenta una stringa di caratteri che identifica e separa le varie parti del file (“Fuse” per indicare la fusoliera, “Wing” Per identificare l'ala ecc...). Il file.wgs finale avrà quindi la seguente formattazione:

|    |              |                       |      |                       |      |                       |                |   |
|----|--------------|-----------------------|------|-----------------------|------|-----------------------|----------------|---|
| 1  |              |                       | 1024 | 'Wing'                | 3054 | 33602.26803655        | 12183.98957491 | - |
| 2  | 'Fuse'       |                       | 1025 | 2 58 35 0 0 0 0 0 0 0 | 3055 | 33544.47656250        | 12500.00781250 | - |
| 3  | 1            | 34 30 0 0 0 0 0 0 0 0 | 1026 | 35202.16015625        | 3056 | 'Tail'                |                |   |
| 4  | 162.56364441 | 0.00000000            | 1027 | 35178.73993251        | 3057 | 3 48 40 0 0 0 0 0 0 0 | 0              |   |
| 5  | 162.56364441 | 49.07125196           | 1028 | 35155.32268101        | 3058 | 34926.44921875        | -397.63583374  | 4 |
| 6  | 162.56364441 | 98.09685453           | 1029 | 35131.50656894        | 3059 | 35160.29328208        | -367.50767028  | 4 |
| 7  | 162.56364441 | 146.94609554          | 1030 | 35085.07263605        | 3060 | 35394.02006843        | -336.18008872  | 4 |
| 8  | 162.56364441 | 195.50231049          | 1031 | 35018.48928521        | 3061 | 35605.91321673        | -308.42325565  | 5 |
| 9  | 162.56364441 | 243.25816888          | 1032 | 35061.65578628        | 3062 | 35806.47168621        | -282.47105299  | 5 |
| 10 | 162.56364441 | 290.32909946          | 1033 | 35038.24044411        | 3063 | 36007.03015569        | -256.51885033  | 5 |
| 11 | 162.56364441 | 335.50843629          | 1034 | 35014.82333749        | 3064 | 36207.58862518        | -230.56664767  | 5 |
| 12 | 162.56364441 | 377.90413025          | 1035 | 34993.56250000        | 3065 | 36408.14709466        | -204.61444501  | 5 |
| 13 | 162.56364441 | 416.17923167          | 1036 | 34933.53368983        | 3066 | 36608.70556414        | -178.66224235  | 5 |
| 14 | 162.56364441 | 448.30083228          | 1037 | 34875.80684514        | 3067 | 36809.26403363        | -152.71003970  | 6 |
| 15 | 162.56364441 | 473.15700797          | 1038 | 34818.10402417        | 3068 | 37009.82498802        | -126.75751549  | 6 |
| 16 | 162.56364441 | 486.30146126          | 1039 | 34760.40067724        | 3069 | 37154.83583906        | -115.45853181  | 6 |
| 17 | 162.56364441 | 492.06268073          | 1040 | 34702.69733031        | 3070 | 37264.26174323        | -114.85350655  | 6 |
| 18 | 162.56364441 | 491.53642855          | 1041 | 34644.83609239        | 3071 | 37373.68725685        | -115.69132113  | 7 |
| 19 | 162.56364441 | 495.44354284          | 1042 | 34586.97036409        | 3072 | 37483.11122534        | -116.61252337  | 7 |
| 20 | 162.56364441 | 475.49366102          | 1043 | 34529.10468590        | 3073 | 37592.53725641        | -117.55960127  | 7 |
| 21 | 162.56364441 | 460.83217448          | 1044 | 34471.23916247        | 3074 | 37701.96111126        | -118.41045370  | 7 |
| 22 | 162.56364441 | 442.18560568          | 1050 | 34413.37363903        | 3075 | 37811.38579304        | -119.22499537  | 8 |
| 23 | 162.56364441 | 419.20344003          | 1051 | 34066.55842230        |      |                       |                |   |
| 24 | 162.56364441 | 391.43405501          | 1052 | 34008.76797047        |      |                       |                |   |
| 25 | 162.56364441 | 358.99727282          | 1053 | 33950.86987440        |      |                       |                |   |
| 26 | 162.56364441 | 322.45682257          | 1054 | 33892.99742217        |      |                       |                |   |
| 27 | 162.56364441 | 281.84887432          | 1055 | 33835.11610730        |      |                       |                |   |
|    |              |                       | 1056 | 33777.18839899        |      |                       |                |   |

Figura 57 Varie parti del file.wgs

In particolare notiamo nella prima riga il nome della parte a cui ci stiamo riferendo “Fuse”, mentre nella seconda riga abbiamo:

1. NOBJ = 1, essendo la fusoliera il primo componente
2. NLINE = 34, numero di Slices
3. NPNT = 30, numero di punti per slice
4. XSCALE, YSCALE, ZSCALE = 1, Scalatura della geometria, non necessaria quindi si è inserito un valore unitario
5. ISYMG = 1; Variabile che indica la simmetria rispetto al piano XZ, posto ad 1 per la fusoliera e l’ala, 0 per il vertical tail e il Body Flap

Si è scelto di caricare la geometria anche in Tecplot per valutare la bontà della mesh strutturata per ogni singola parte e per il velivolo completo:

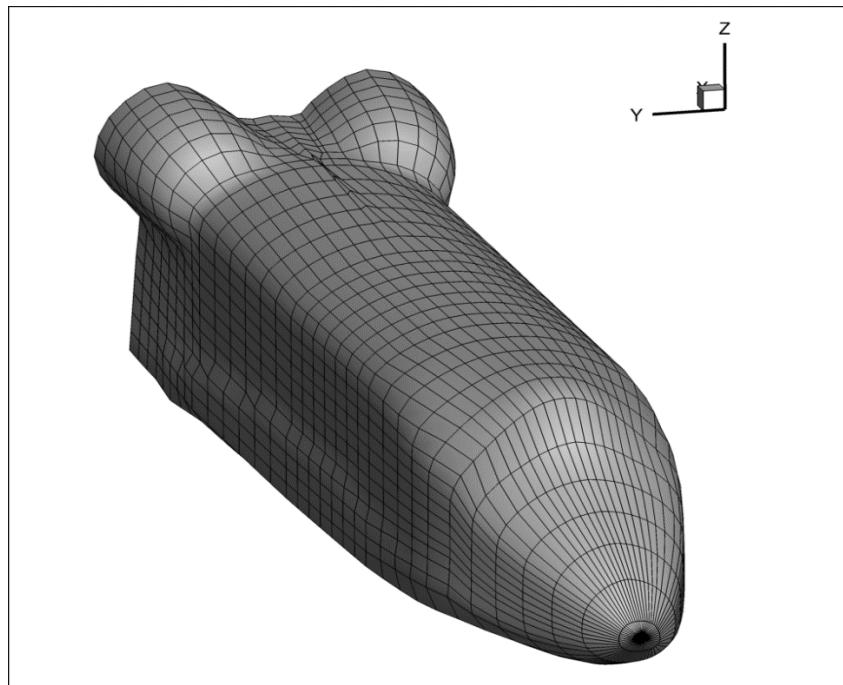


Figura 58 Mesh strutturata fusoliera

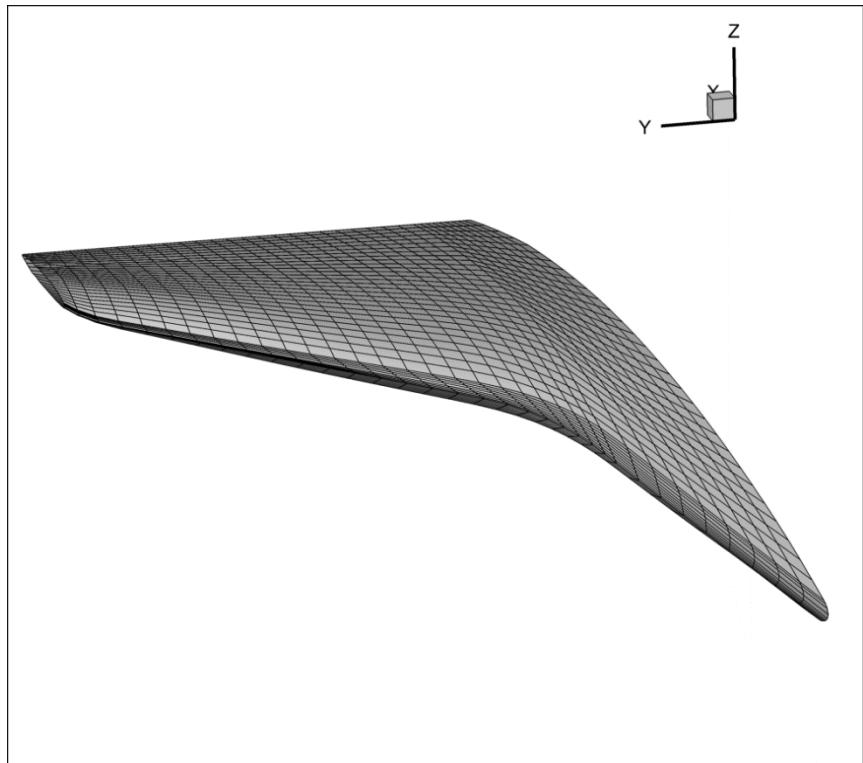


Figura 59 Mesh strutturata ala

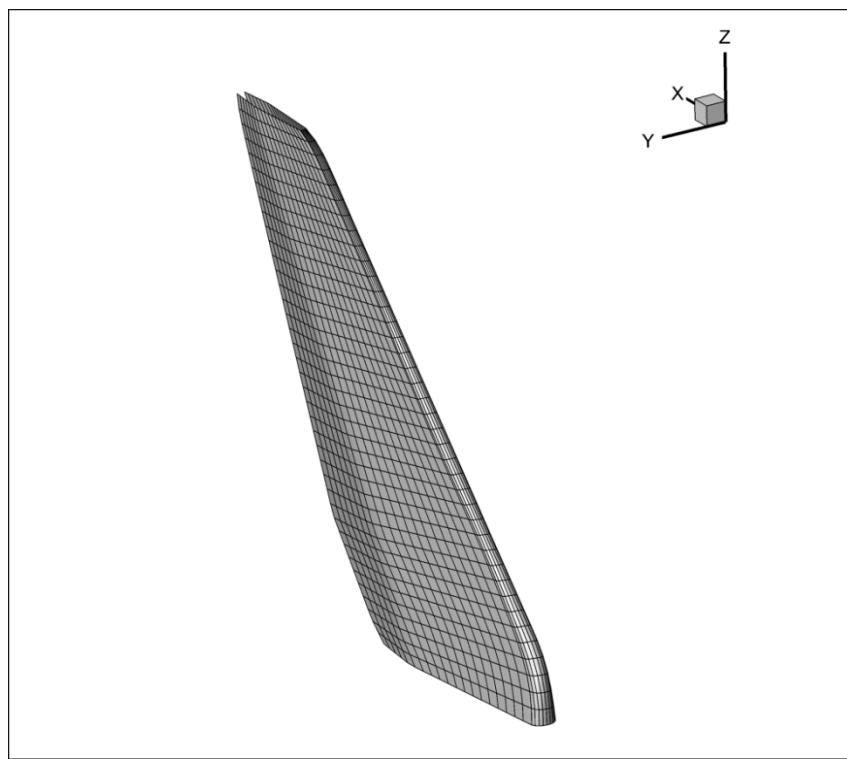


Figura 60 Mesh strutturata Vertical Tail

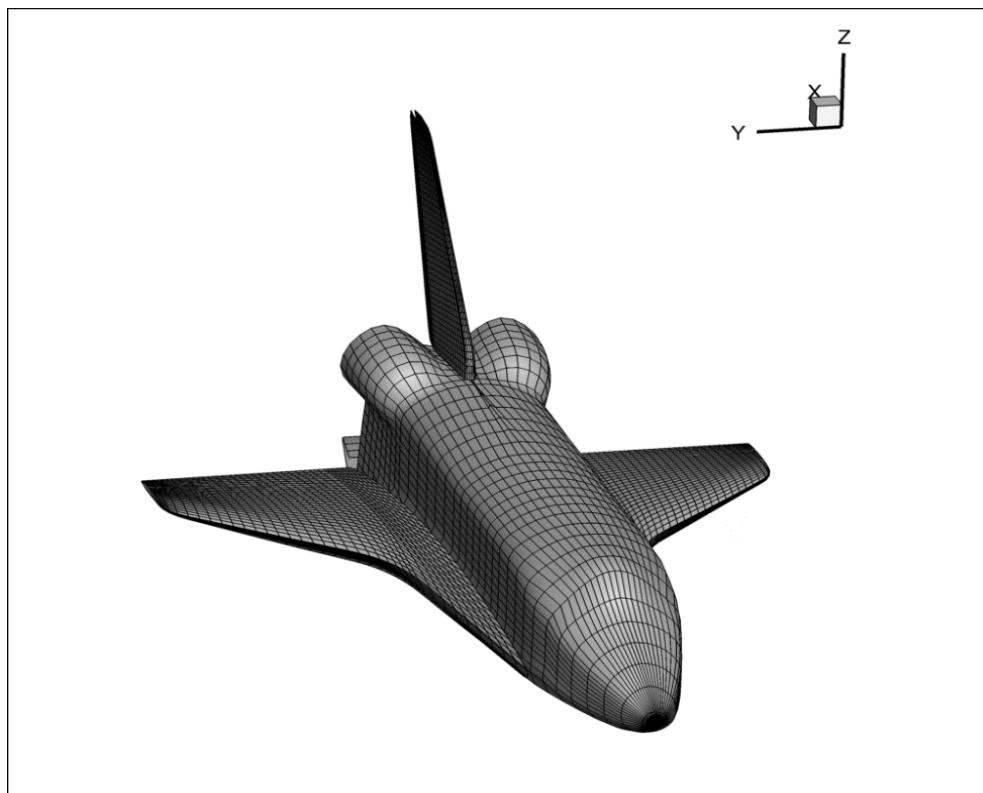


Figura 61 Mesh strutturata velivolo completo

Infine è possibile creare il file .inp da dare in input ad Hyper:

```

1 &hyp wgsFileName='ULTIMO_BUONO.wgs',
2   cmethods=17,3,3,3,
3   emethods=3 ,3,3,3,
4   alpha=2
5   cbar=37000,
6   mach=5
7   span=24000,
8   sref=250000000,
9   xref=0,
10  yref=0,
11  zref=0,/

```

Figura 62 File .inp da dare in input ad Hyper

Nella prima riga indichiamo il nome del file .wgs creato in precedenza, mentre nella seconda e terza riga sono specificati i metodi in compressione ed espansione previsti da Hyper da assegnare per ciascuna delle quattro parti che compongono la geometria:

| PARTE                   | METODO COMPRESSIONE       | METODO ESPANSIONE |
|-------------------------|---------------------------|-------------------|
| FUSOLIERA               | 17 Tangent Cone (Edwards) | 3 PrandtlMeyer    |
| ALA                     | 3 Tangent Wedge           | 3 PrandtlMeyer    |
| PIANO DI CODA VERTICALE | 3 Tangent Wedge           | 3 PrandtlMeyer    |
| BODY FLAP               | 3 Tangent Wedge           | 3 PrandtlMeyer    |

Figura 63 Tabella metodi utilizzati in Hyper

Gli altri dati fanno riferimento alla geometria in esame (Nb: le lunghezze in foto sono in mm):

- Alpha, angolo d'attacco;
  - Cbar, Lunghezza di riferimento ( $L_{fusoliera}=37m$ );
  - Span, apertura alare;
  - Sref, superficie di riferimento;
  - Posizione del polo al nose.

Il file `hyper.out` sarà il file di testo in output che conterrà i coefficienti aerodinamici utili per le analisi:

*Figura 64 File .out in output di Hyper*

L'AEDB è stato valutato in configurazione Clean Body, per Mach compreso tra 2 e 25 al variare di alpha da 0° a 40°.

A tal scopo si è creato uno script in Matlab che richiamasse tramite il prompt dei comandi di Windows, l'eseguibile di Hyper (chiamato a.exe) compilato in precedenza dal file sorgente, così da poter effettuare le analisi richieste in modo automatico:

```

MACH_NUMBER = 2:1:35;

for i =1:length(MACH_NUMBER)
fid0=fopen('STS_ref.inp','rt');
MACH_ch = num2str(MACH_NUMBER(i));
reference=fread(fid0);
reference=char(reference');
fclose(fid0);
reference=replace(reference, ...
{'MACH_NUMBER'}, {MACH_ch});
%Sostituisco variabili nel file di testo vuoto e scrivo il file da dare
%ad Hyper
fid=fopen('STS_M.inp','wt');
fwrite(fid,reference);
fclose('all');
% fid=fopen('com.txt','wt');
% fprintf(fid,'%s \n', 'STS_M.inp' );
% fprintf(fid,'%s \n','QUIT');
fclose('all');
[status,result]=system('a.exe<com.txt');
pause(1);
system("rename " + " " + "hyper.out" + " " + strcat('MACH',MACH_ch,'.out') +
");
end

%%
Cl_p = zeros(1,length(MACH_NUMBER));
Cd_p = zeros(1,length(MACH_NUMBER));
%Prendo dal file di testo dati che mi servono
for i =1:length(MACH_NUMBER)
MACH_ch = num2str(MACH_NUMBER(i));
fid=fopen(strcat('MACH',MACH_ch,'.out'));
scan1=textscan(fid, '%f %f %f %f %f %f', 'HeaderLines',24);
fclose('all');
% alpha=(scan1{2});
Cl=(scan1{4});
Cd=(scan1{5});
Cl_p(i) = Cl(end);
Cd_p(i) = Cd(end);
end

```

Figura 65 Script MATLAB in cui si esegue Hyper

## Coefficienti Cl e Cd: confronto con dati sperimentali

L'andamento dei coefficienti CL e CD al variare del Mach a fissato angolo d'attacco (40 deg), mostra il **Plateau di Osvatisch**, ovvero l'indipendenza dei coefficienti aerodinamici all'aumentare del Mach.

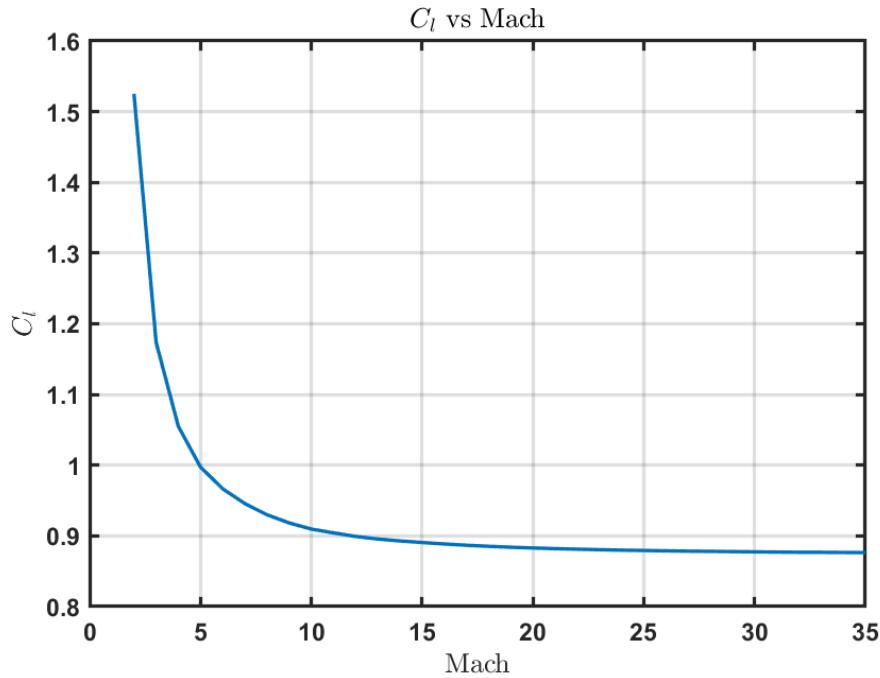


Figura 66 CL al variare del Mach,  $\alpha = 40$  [deg]

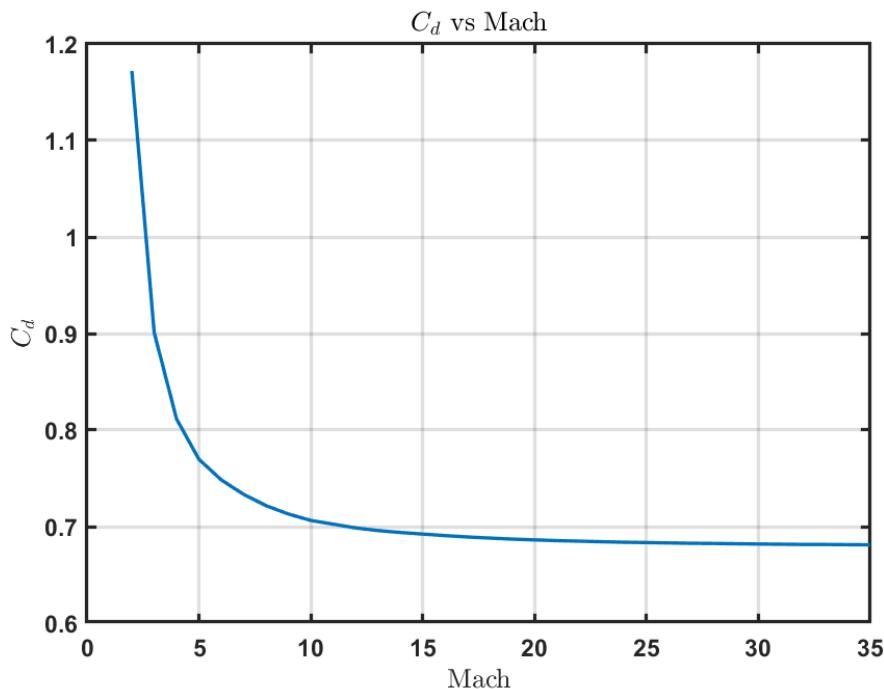


Figura 67 CD al variare del Mac,  $\alpha = 40$  [deg]

Di seguito possiamo notare l'andamento dei coefficienti aerodinamici,  $C_L$  e  $C_D$  al variare dell'angolo d'attacco, valutati con Hyper rispetto ai dati sperimentali:

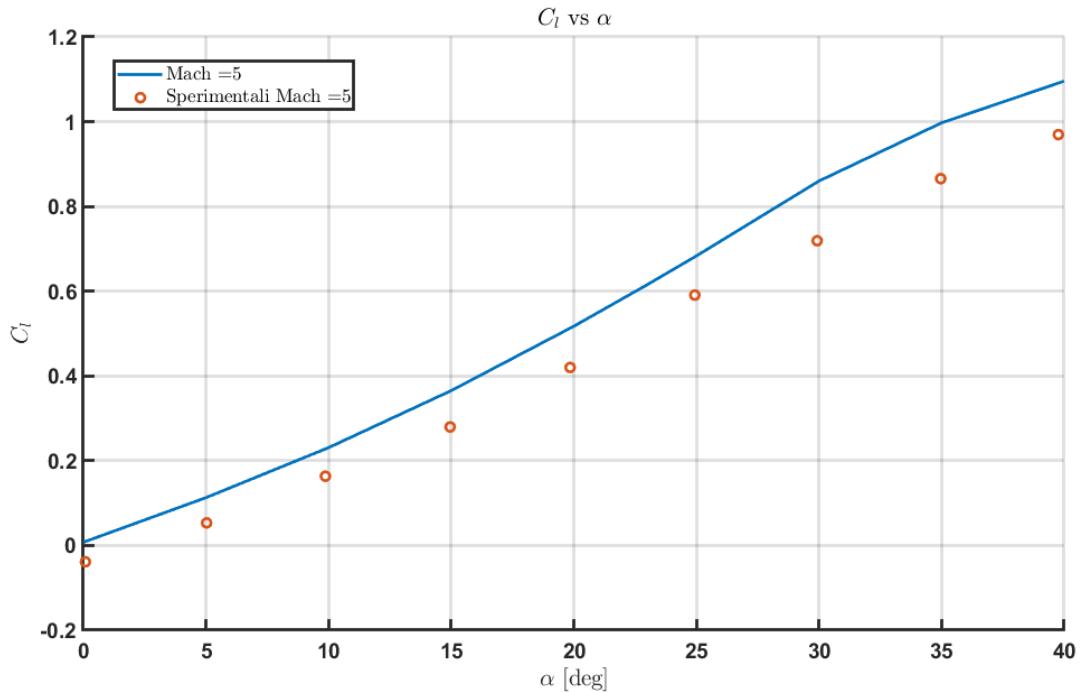


Figura 68  $C_L$ - alfa a Mach = 5

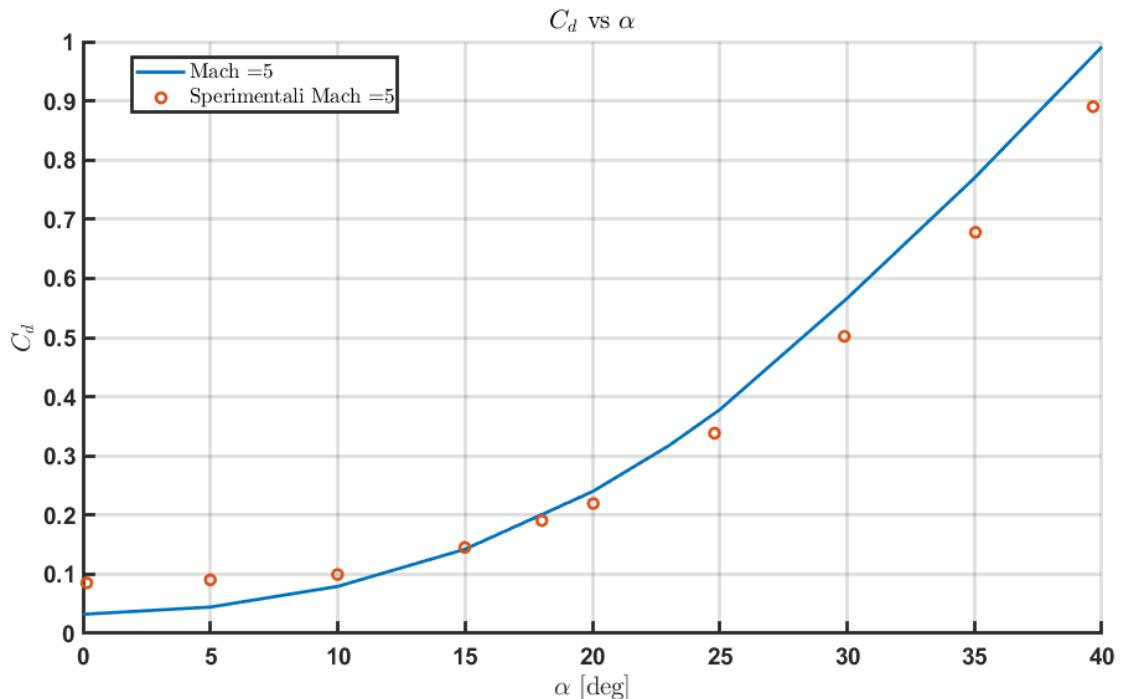


Figura 69  $C_D$ - alfa a Mach = 5

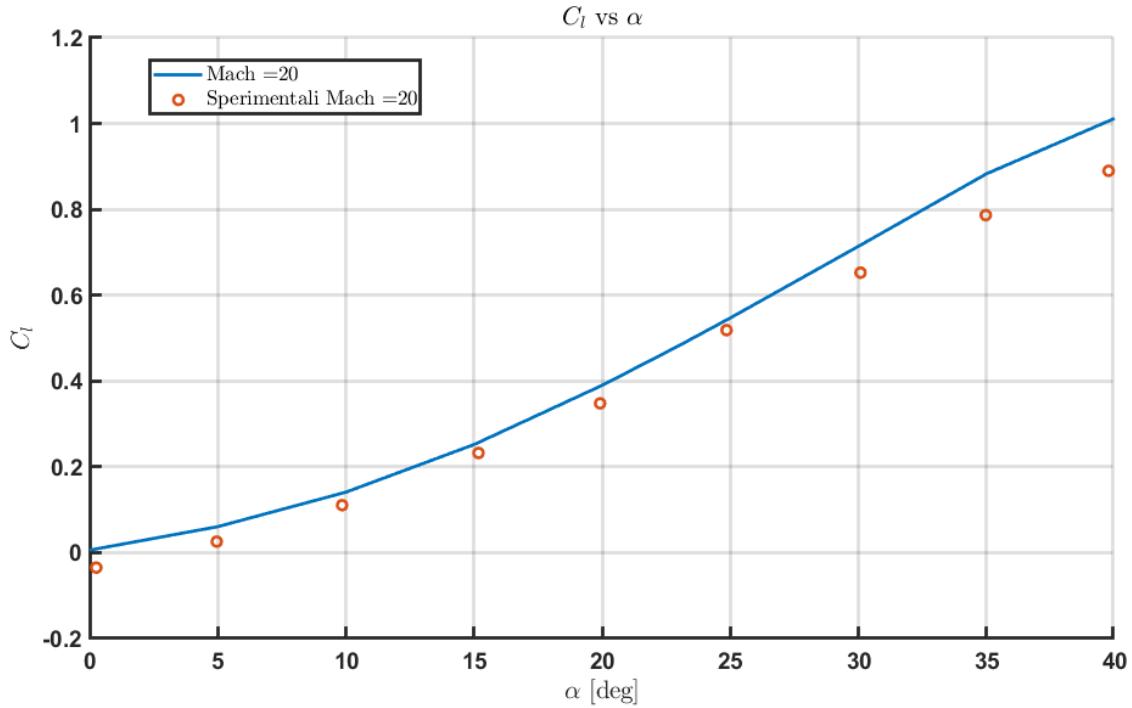


Figura 70  $C_l$ -alfa a Mach = 20

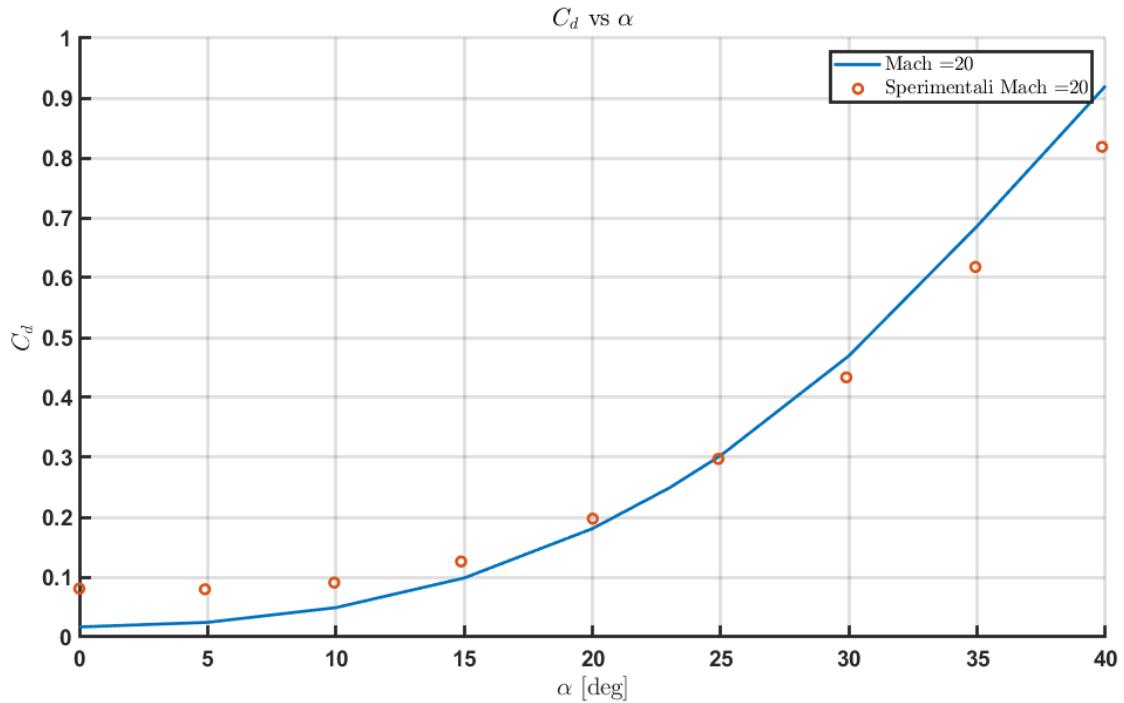


Figura 71  $C_d$ - alfa a Mach = 20

Importante notare come un'analisi ingegneristica di questo tipo risulti essere decisamente più accurata per Mach sempre più alti, in conferma a quanto espresso dalla teoria Newtoniana sempre più corretta per mach elevati.

Il Cd risente, seppur di poco, degli effetti viscosi trascurati. Ciò evidenzia anche come ad alti assetti i risultati siano più vicini a quelli reali, in quanto il corpo diventa sempre più blunt.

I dati sperimentali sono relativi alla ricerca effettuata dall'American Institute of Aeronautics and Astronautics dal titolo “*Continuous Aerodynamic Modelling of Entry Shapes*”, e i metodi risolutivi scelti sono conformi a quelli usati dai ricercatori, in linea con quanto studiato in merito alla Teoria Newtoniana.

|                         | Low Hypersonic Compression | High Hypersonic Compression |
|-------------------------|----------------------------|-----------------------------|
| Blunt                   | Modified Newtonian         | Modified Newtonian          |
| Low inclination 'round' | Tangent Cone               | Modified Newtonian          |
| Low inclination 'flat'  | Tangent Wedge              | Modified Newtonian          |
|                         | Low Hypersonic Expansion   | High Hypersonic Expansion   |
| Blunt                   | ACM Empirical              | High Mach Base pressure     |
| Low inclination 'round' | Prandtl-Meyer expansion    | Prandtl-Meyer expansion     |
| Low inclination 'flat'  | Prandtl-Meyer expansion    | Prandtl-Meyer expansion     |

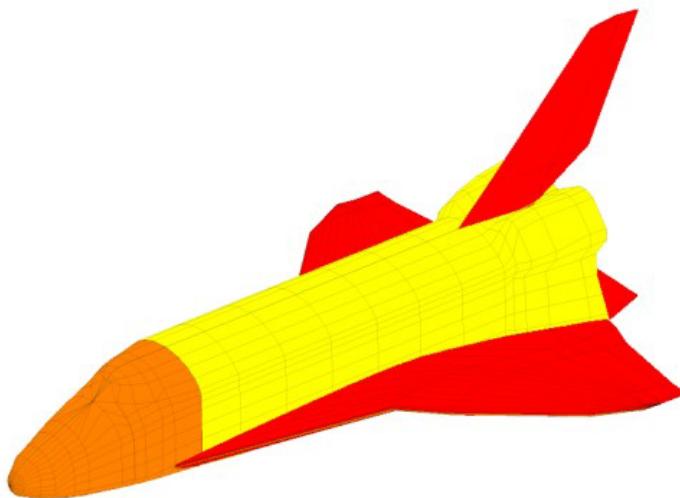


Figure 4. Geometry type identification on Space Shuttle configuration. Dark to light (red-orange-yellow) low inclination flat, blunt, low inclination curved.

Figura 72 Metodi di analisi Hyper dati sperimentali

## Traiettoria di rientro STS

L'analisi aerodinamica del velivolo svolta in Hyper al variare del Mach e angolo d'attacco, ci consente di poter calcolare la traiettoria di rientro dello Space Shuttle ad assegnata legge di guida. Avendo infatti a disposizione le varie combinazioni di  $C_l$  e  $C_d$  al variare di  $\alpha$  e Mach, è possibile andare a integrare le equazioni del moto viste nel primo capitolo e determinare la curva di discesa.

Le condizioni iniziali definite sono:

- $R_{nose}=70$  cm;
- Massa= 90 tons;
- $h_{entry}= 120$  km;
- $\gamma_{entry}=-1.1^\circ$ ;
- $V_{entry}=7400$  m/s.

Il modello di atmosfera utilizzato è quello STANDARD con la seguente legge di guida:



Figura 73 Legge di guida

La traiettoria nel piano quota-velocità è la seguente:

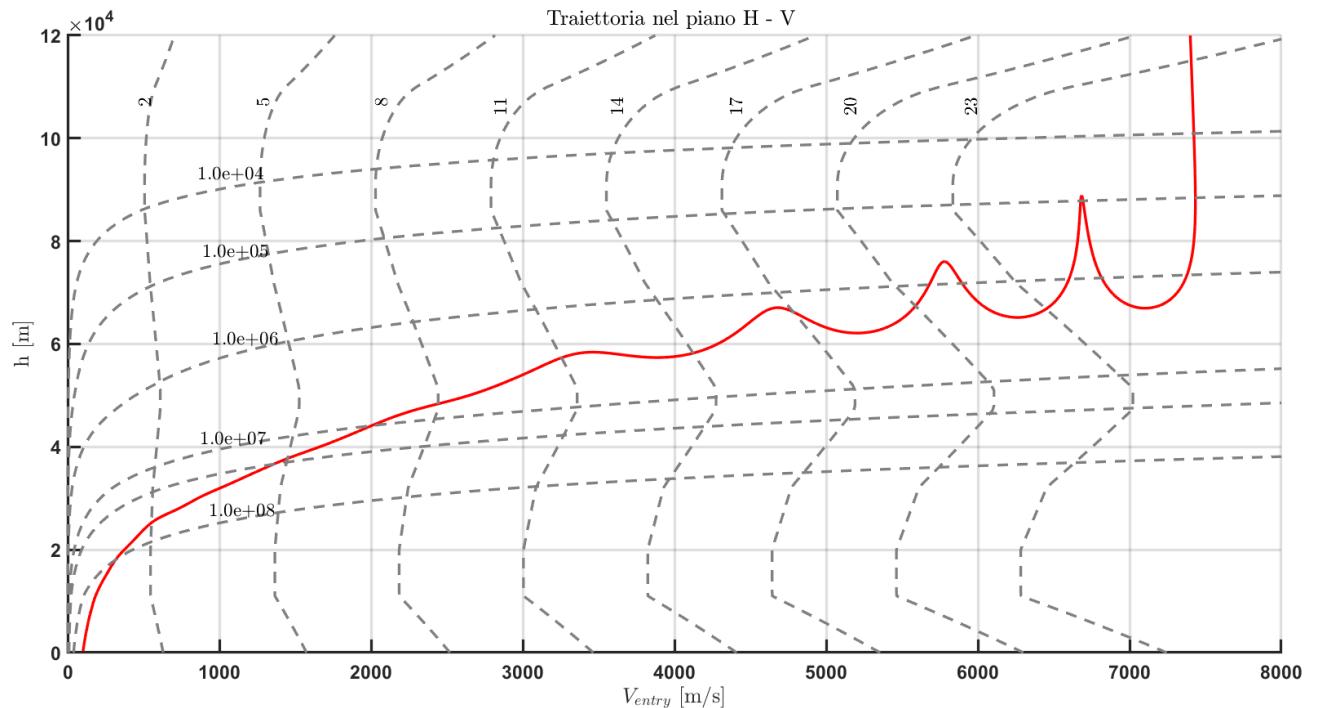


Figura 74 Traiettoria STS piano H-V

Dal plot della traiettoria, grazie alle curve iso-Mach e iso-Reynolds, è possibile poi andare a valutare punto per punto i coefficienti aerodinamici in una seconda analisi che però questa volta non segue valutazioni di tipo ingegneristico ma è basata su valutazioni CFD.

In figura 76 si evince il tempo di rientro della traiettoria e in figura 77 l'andamento del Mach durante la discesa, che ovviamente non è lineare per effetto della portanza che si genera al diminuire della quota e all'aumentare della densità dell'aria.

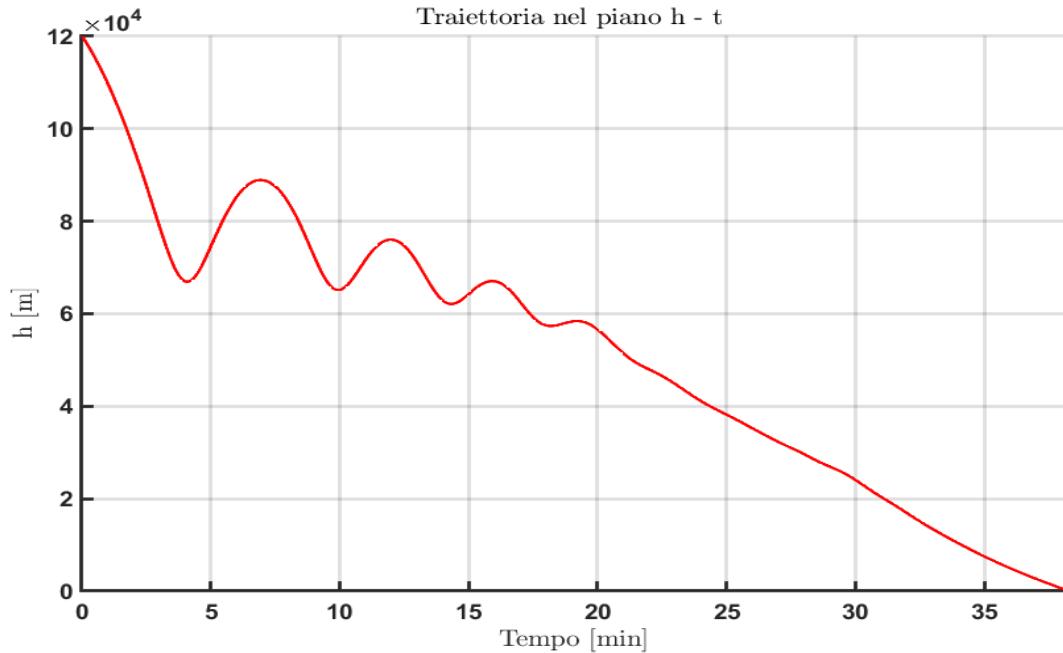
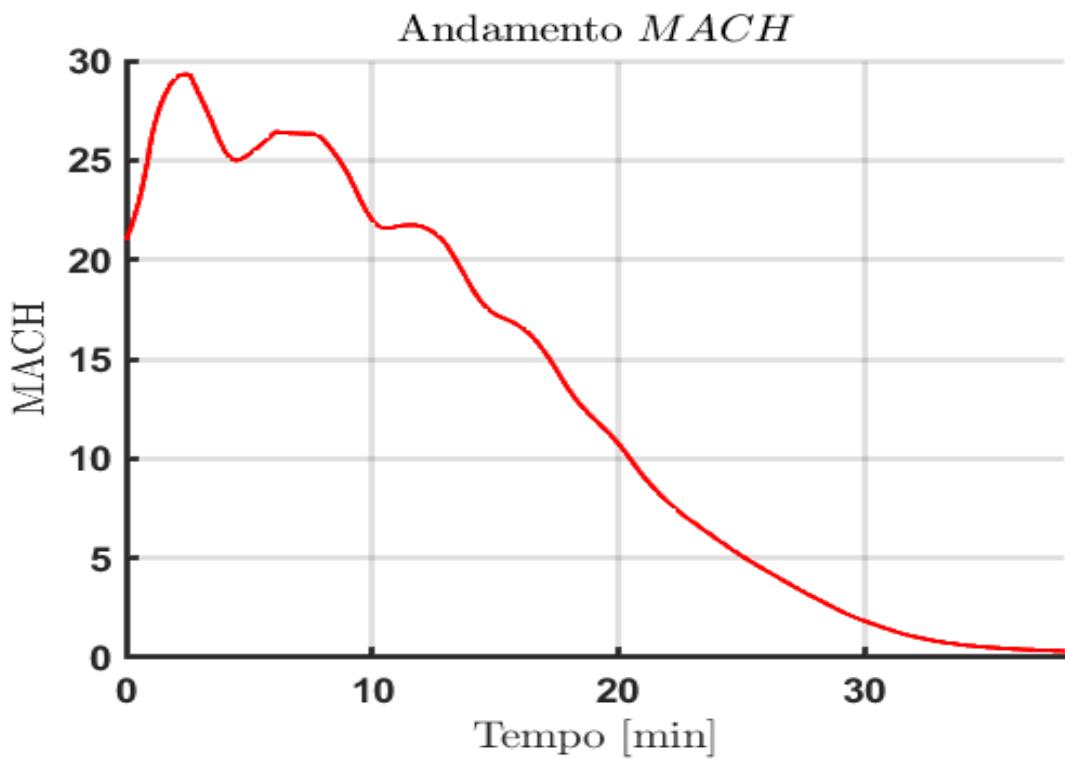
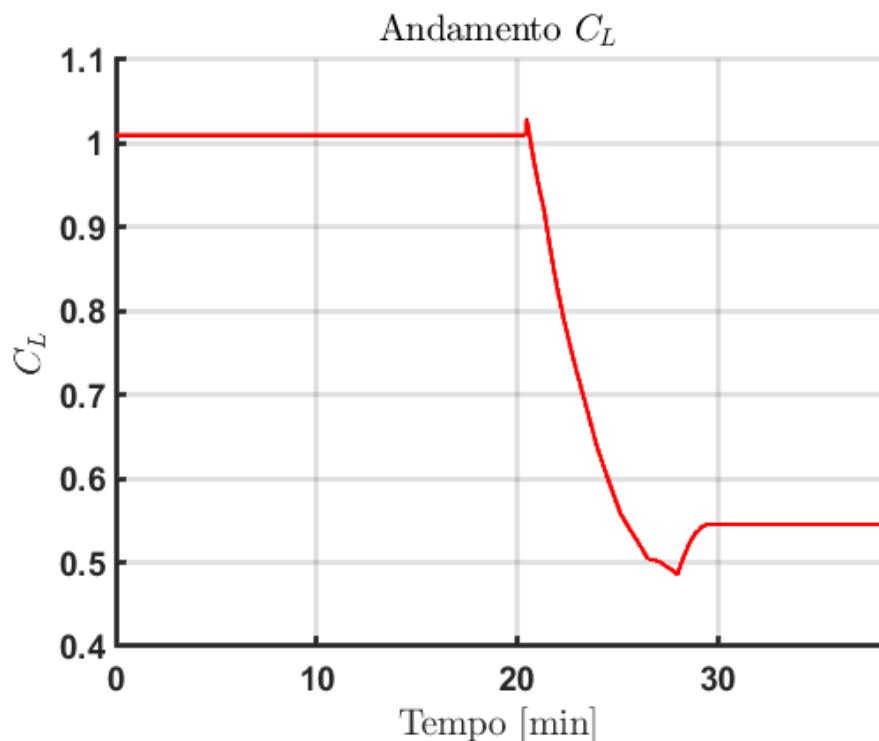


Figura 75 Tempo di rientro STS

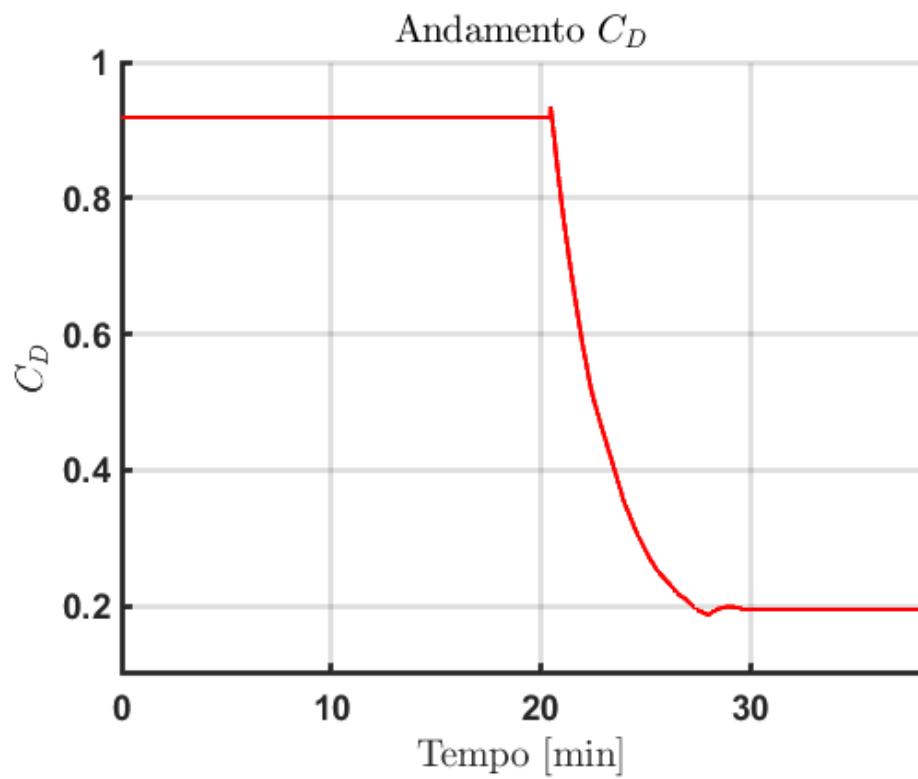


*Figura 76* Mach durante la discesa

La legge di guida prevede ovviamente un alpha variabile durante la fase di discesa. Questo determina una variazione dei coefficienti aerodinamici che non saranno più costanti per tutto il tempo come ipotizzato per la capsula Orion. Dai seguenti grafici è possibile notare l'andamento dei coefficienti nel tempo e come essi risultino essere per buona parte della traiettoria iniziale, in cui alpha è costante, comunque costanti e indipendenti dal Mach (per Mach elevati).



*Figura 77*  $C_L$  durante la discesa



*Figura 78 Cd durante la discesa*

## Aerodynamic Performance: CFD

L'ultima fase dell'esercitazione prevede di poter andare a validare i risultati ottenuti in Hyper con simulazioni CFD più accurate, mediante l'utilizzo del software FLUENT. A differenza di quanto fatto nella sezione precedente qui si va a valutare l'intero campo di moto intorno al velivolo con una mesh di superficie e di volume non strutturata. Le analisi verranno fatte in ipotesi di flusso inviscido con un modello Euleriano, senza quindi strato limite. Tale ipotesi è accettabile per l'influenza degli effetti viscosa ritenuta sempre più trascurabile all'aumentare del Mach.

### Ansys Icem: mesh del velivolo

Il primo passaggio da fare è realizzare una Mesh quanto più accurata possibile che sia in grado poi di poter essere sfruttata in Fluent in fase di analisi. Questa operazione è stata effettuata con il software Ansys Icem che consente sia di poter lavorare sulla geometria di base che di poter generare la mesh richiesta. Essendo il velivolo simmetrico, si è lavorato solo su metà configurazione per risparmiare costo computazionale.

Prima di lavorare sulla mesh è necessario definire il dominio di calcolo che circonda il velivolo. Lavorando a Mach elevati (condizioni ipersoniche) con equazioni di tipo iperbolico, il campo di moto a monte dell'urto non sarà influenzato in quanto il disturbo non riesce a risalire a monte. Pertanto, a differenza del caso subsonico, non risulta necessario definire un dominio eccessivamente ampio ma che si limiti a valutare il flusso a valle dell'urto. È stata dunque definita una regione parabolica a doppio lobo con vertice posto a 1.5 volte la lunghezza del velivolo (a partire dal nose) e con distensione fino a 5 B.L. L'apertura del paraboloide segue quindi l'angolo descritto dal cono di Mach con una maggior inclinazione nel lobo superiore per descrivere assetti fino a 40°.

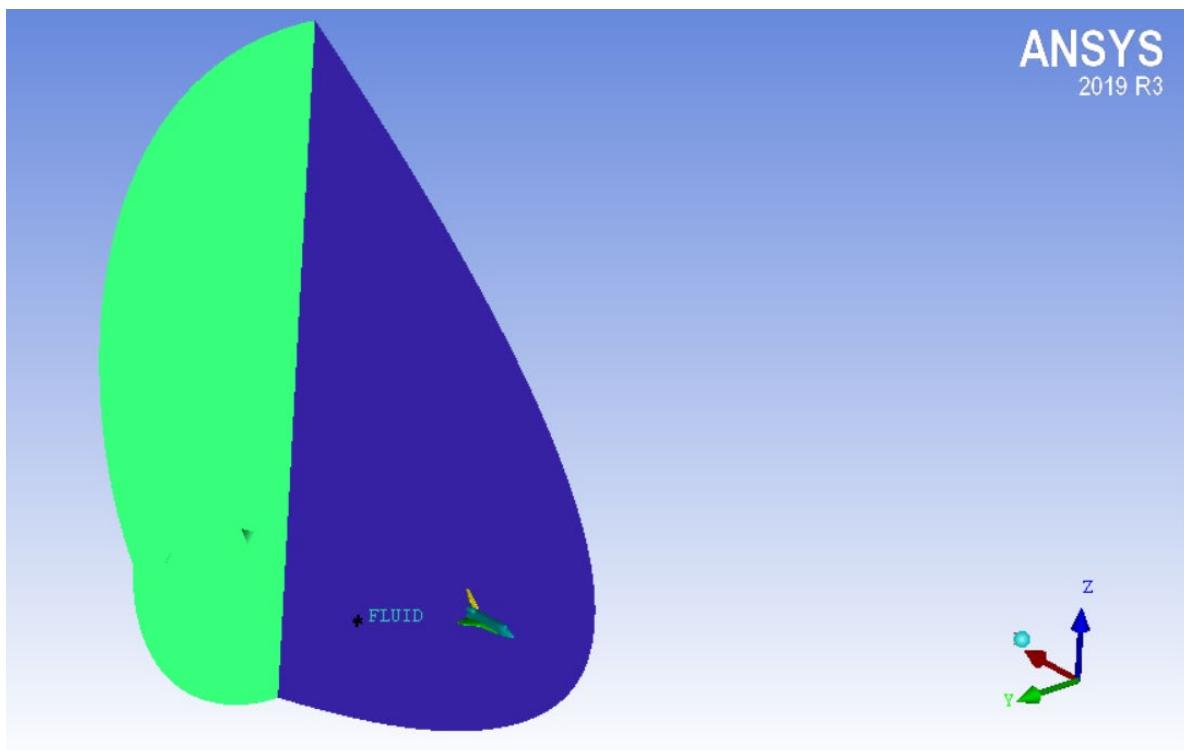


Figura 79 piano di simmetria e superficie outlet

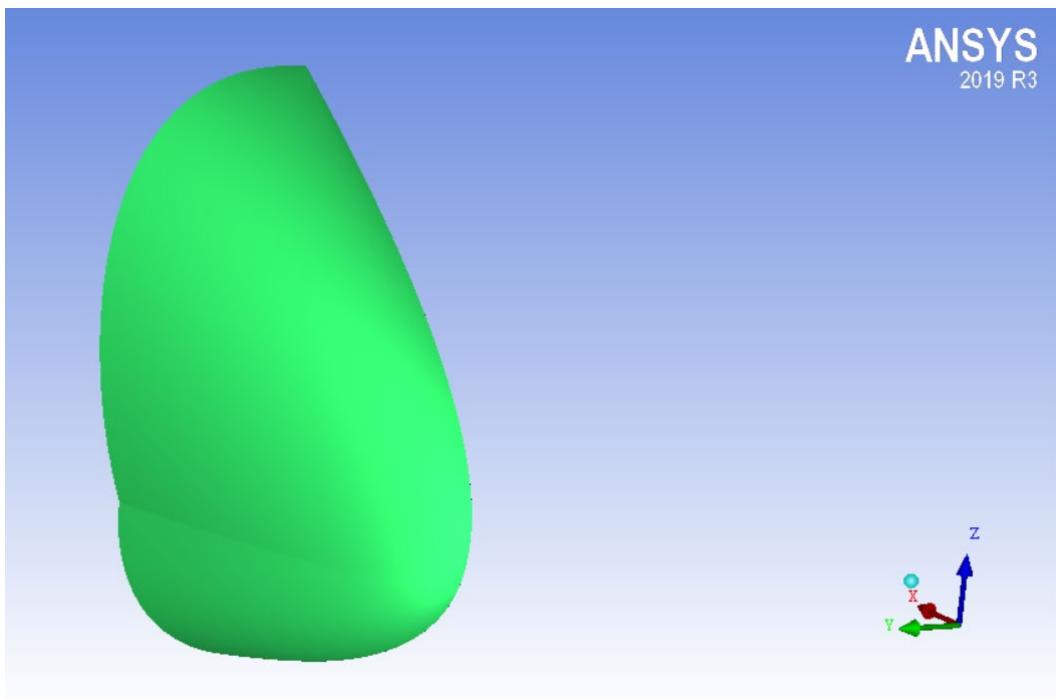


Figura 80 Dominio di calcolo

Dopo aver definito il dominio di calcolo si passa alla fase di Mesh. Ciò è stato fatto direttamente dal modulo di Set up Part mesh in cui si vanno a definire le dimensioni limite di ogni elemento per ogni parte, cercando di non appesantire inutilmente la griglia con una mesh troppo fitta ed evitando qualsiasi tipo di problema di distorsioni, fori, e orientazioni delle normali che potrebbero causare errori in fase di analisi. Inoltre, per addensare la mesh nelle zone vicine al velivolo in cui gli effetti sono preponderanti, si è inserita una density box.

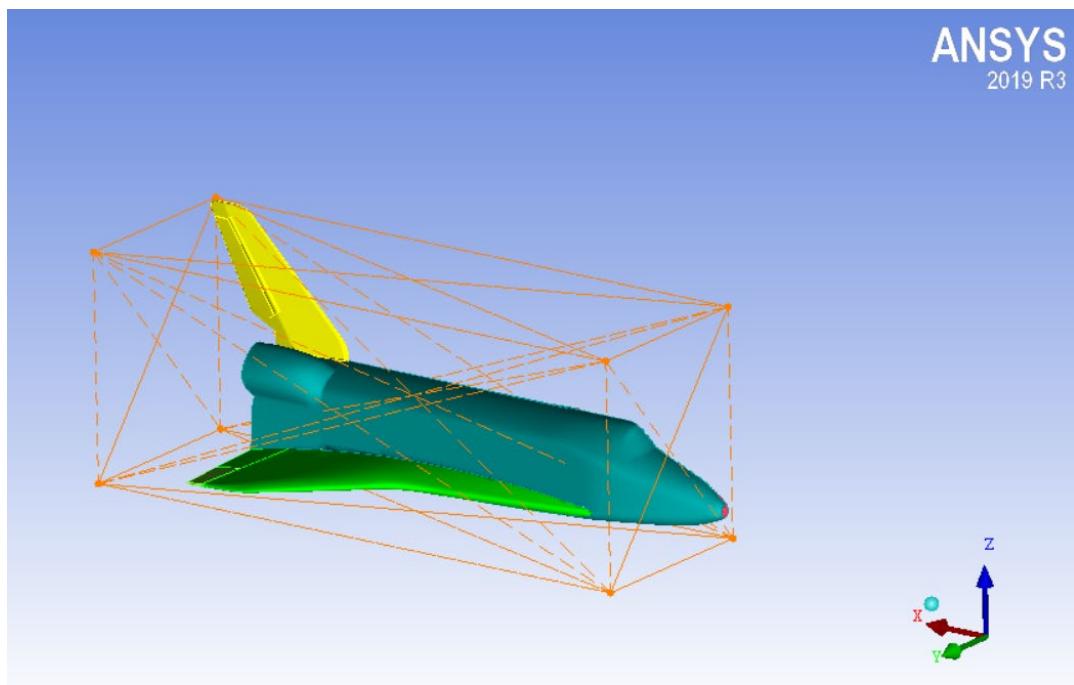


Figura 81 density box

Quest'ultima consente non solo di avere più elementi nell'intorno del velivolo ma anche di evitare inutili addensamenti in zone del campo in cui gli effetti non sono preponderanti, risparmiando anche costo computazionale.

La mesh ottenuta è la seguente:

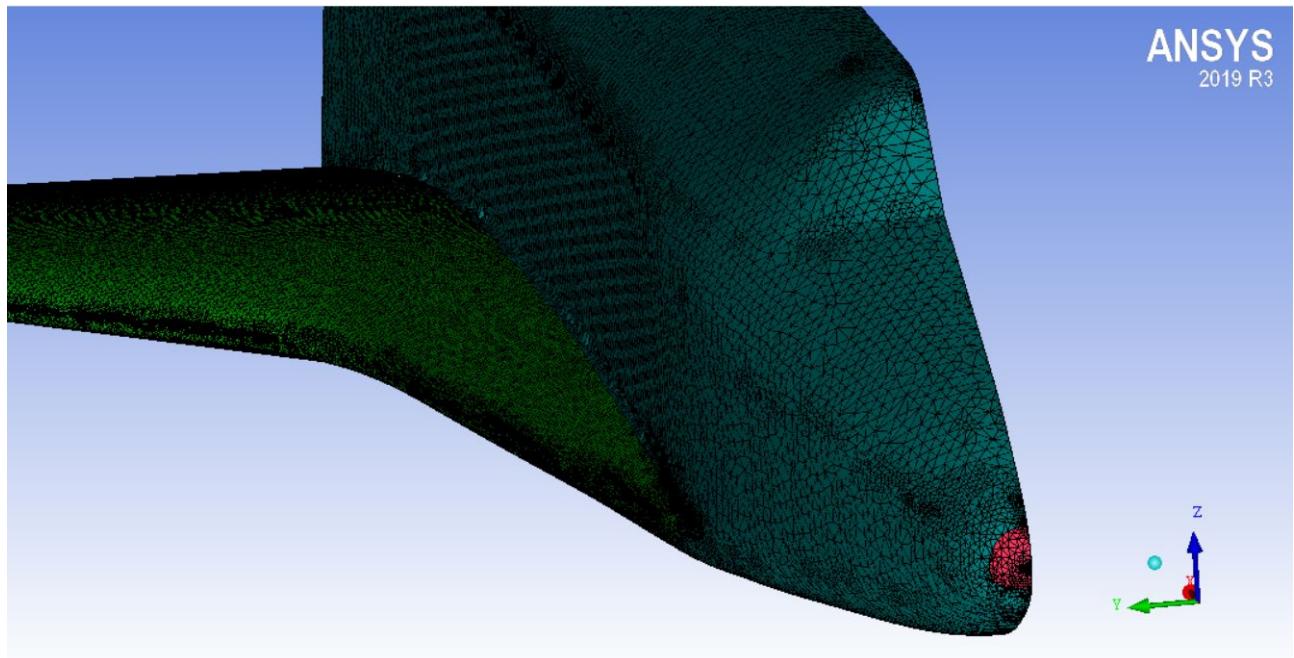
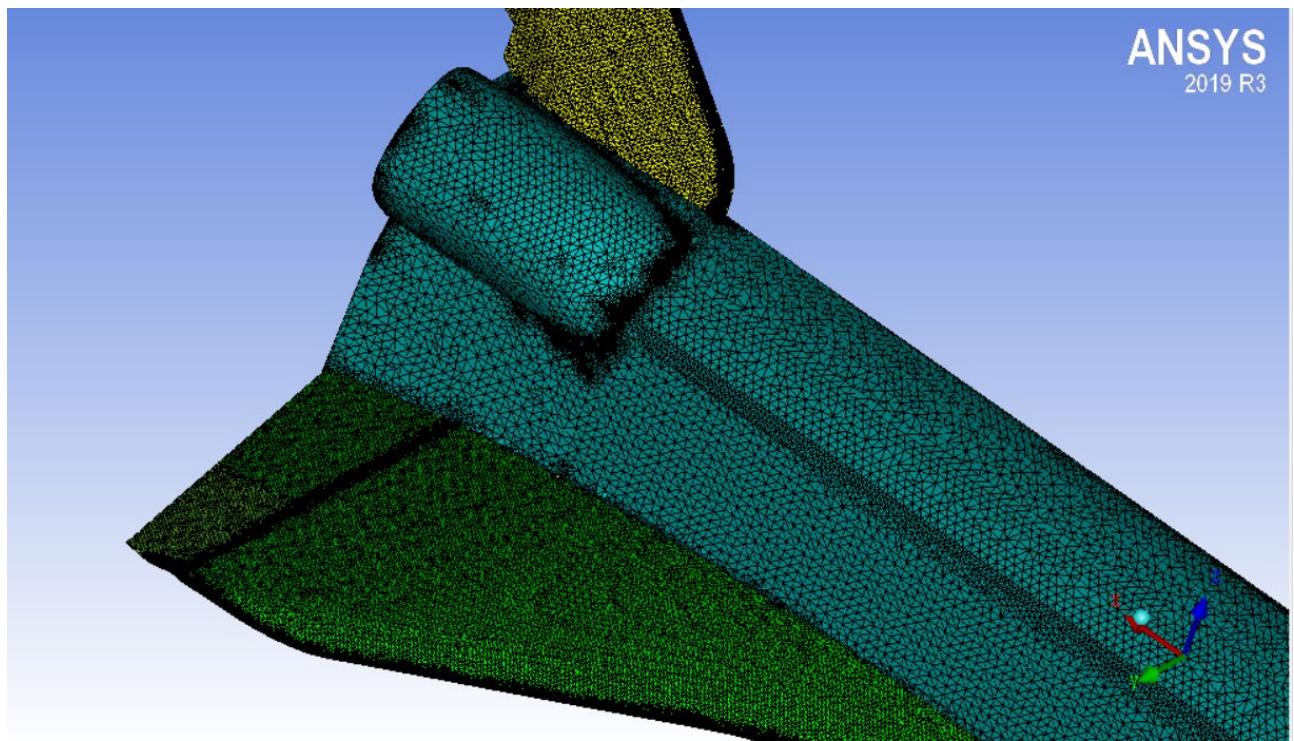
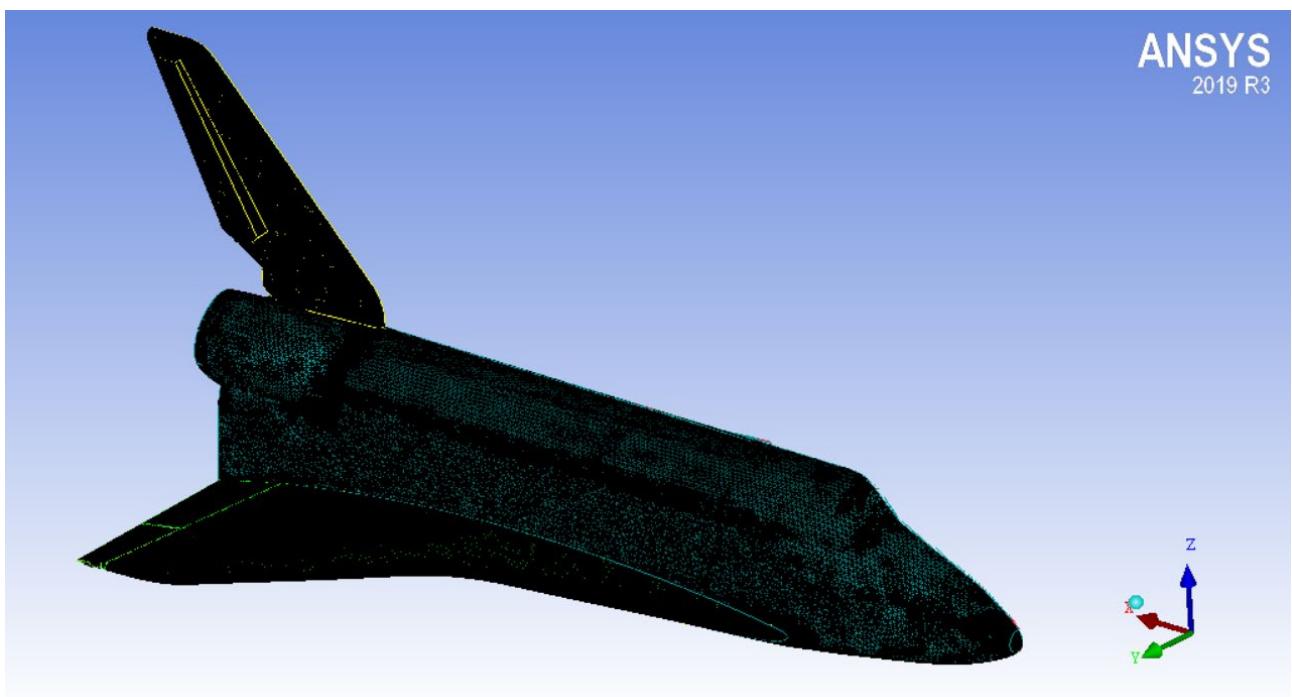
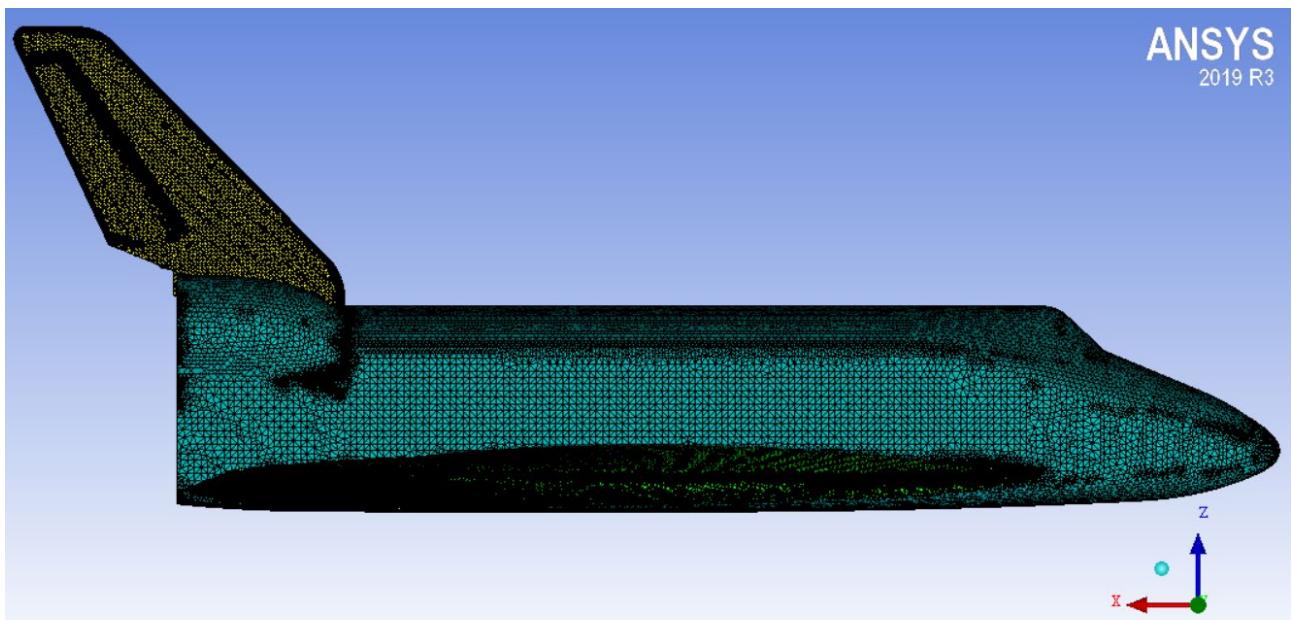


Figura 82 Mesh velivolo





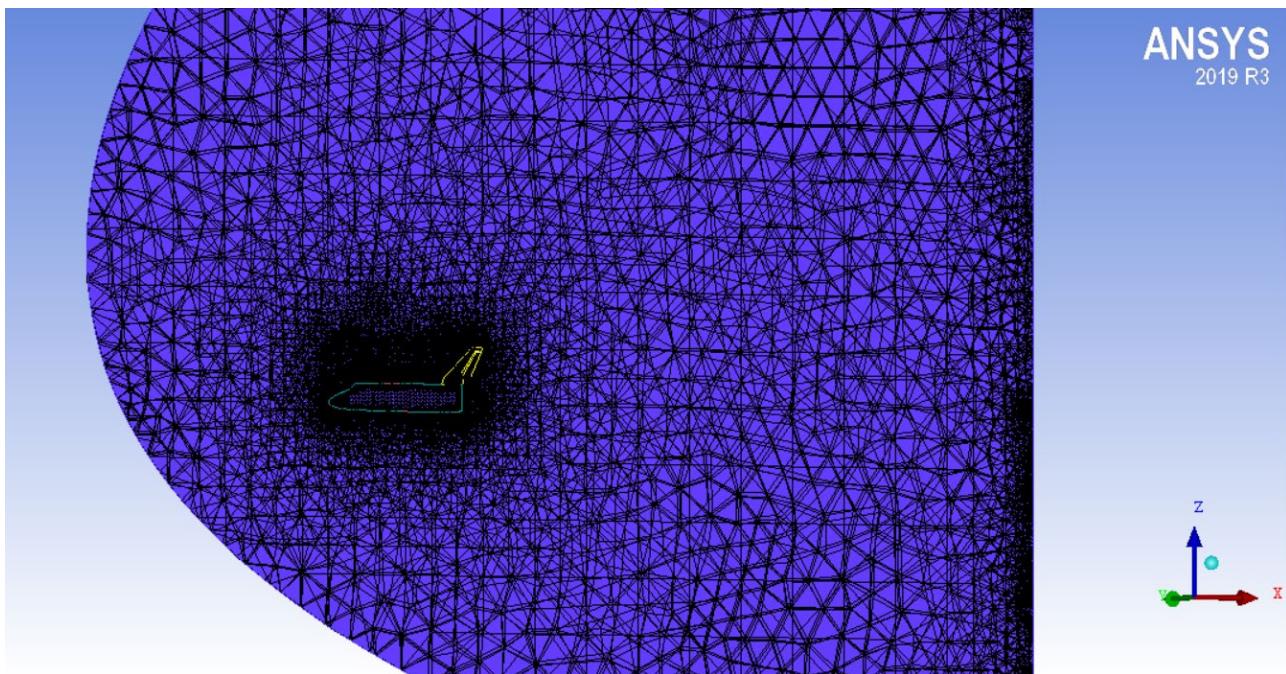


Figura 83 Effetto density box

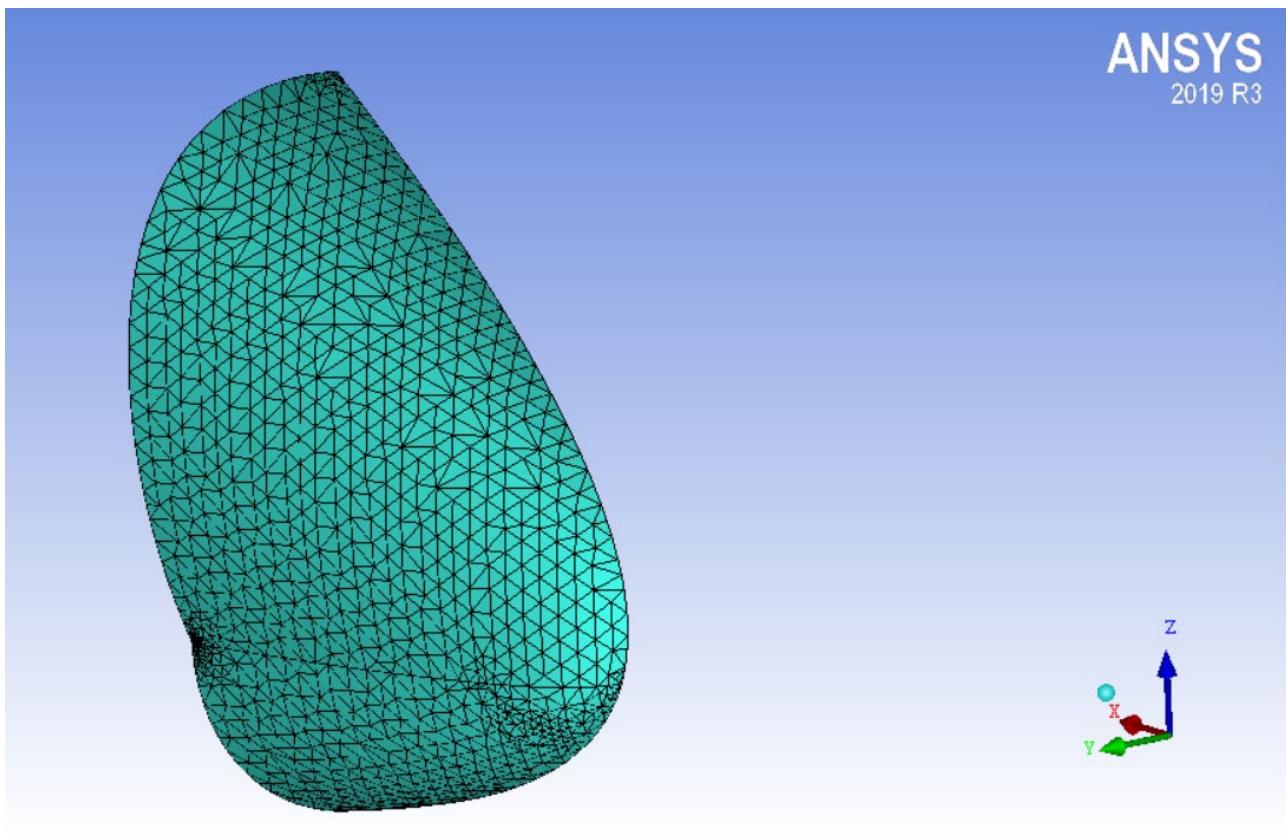


Figura 84 Mesh dominio di calcolo

Dopo aver effettuato un Check Mesh, in particolare sull'eventuale presenza di fori e orientazioni delle normali, si è cercato di migliorare la qualità degli elementi, tenendo in considerazione però il modello di geometria non ottimale.

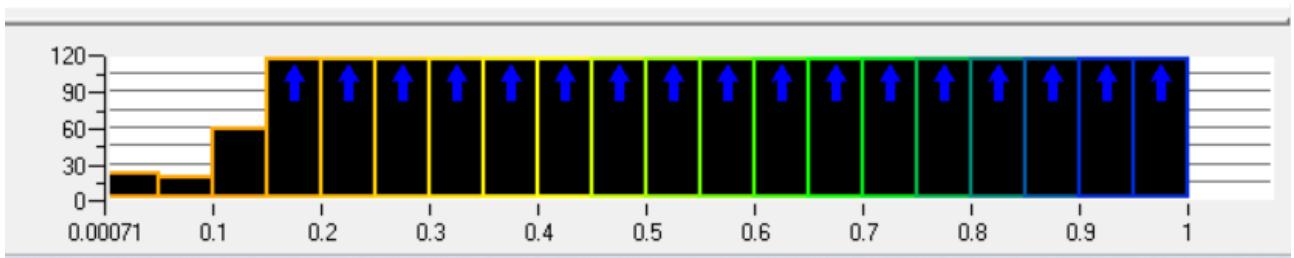


Figura 85 Quality mesh

Come si evince dal *Quality mesh* ci sono poco meno di 30 elementi con un valore di qualità decisamente basso, ma che per il nostro scopo non hanno evidenziato particolari problemi.

Fatto ciò, assegnate le condizioni al contorno in Outflow, Inflow e Symmetry, è possibile passare alla fase di analisi in Fluent.

## Ansys Fluent: analisi aerodinamiche

Dopo aver esportato la mesh da Icem a Fluent, è stata effettuata una scalatura del modello per riportarlo alle condizioni di riferimento in metri.

Fatto ciò la griglia è stata ottimizzata facendo una conversione da elementi tetraedrici a poliedrici, consentendo così di guadagnare in termini di accuratezza e costo computazionale.

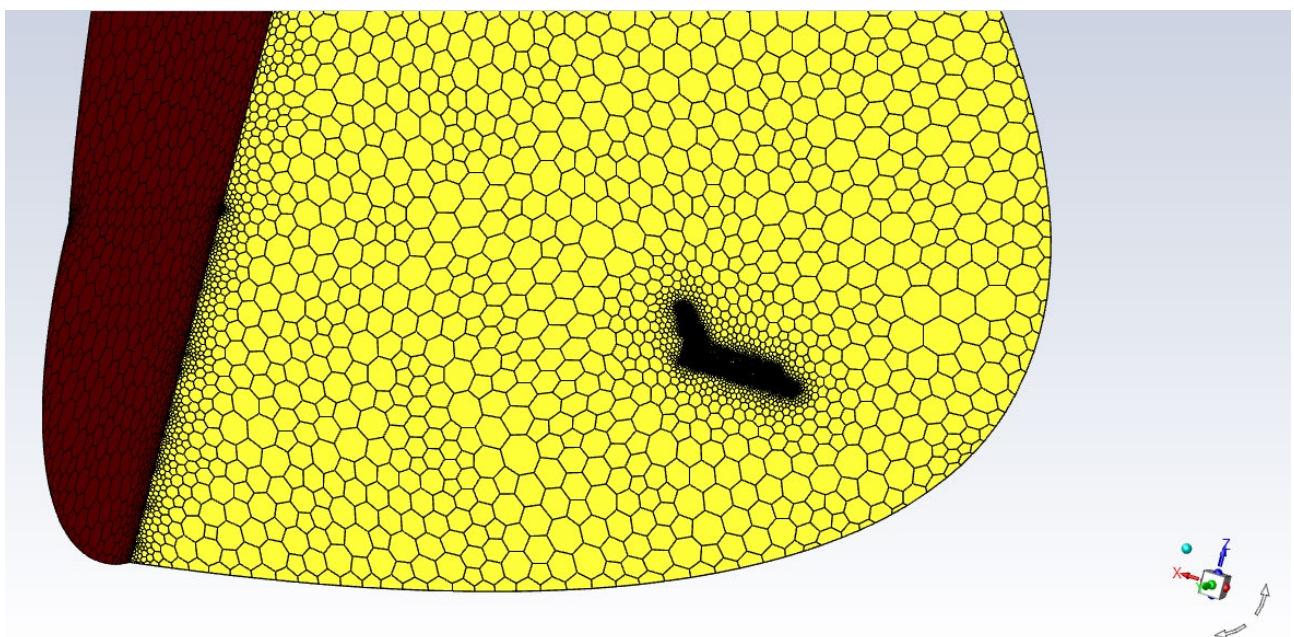
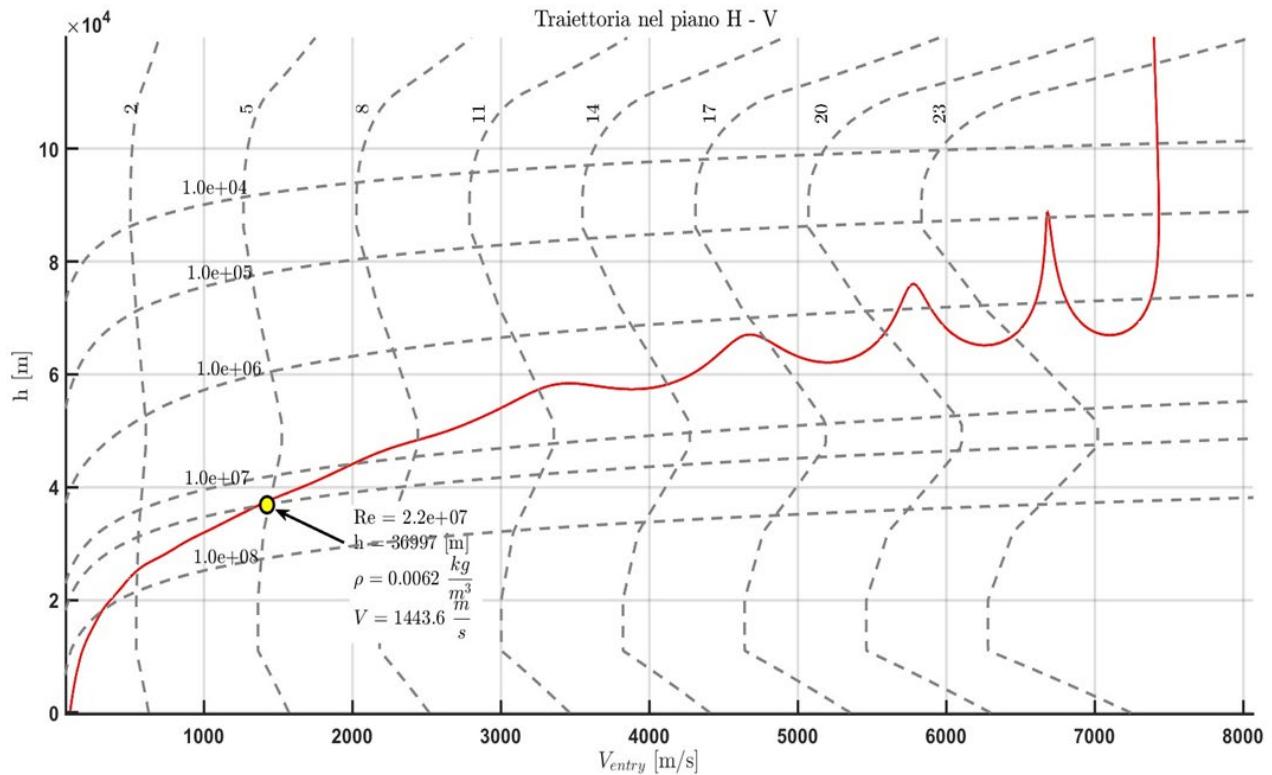


Figura 86 Mesh poliedrica

Come già anticipato le analisi seguono un modello Euleriano e quindi flusso inviscido con un solutore Density-based.

Nella figura seguente è indicato in giallo il punto considerato per la valutazione dei coefficienti aerodinamici con analisi CFD, in particolare ad un Mach=5 e ad una quota di 36.9 km.



Le simulazioni sono state effettuate alle seguenti condizioni di riferimento:

- Mach=5;
- Re=2.2 e+07;
- H\_quota=36.9 km;
- P =420.55 Pa;
- T=242.64 K;
- $\rho=0.00604 \text{ kg/m}^3$ ;
- S\_ref=250  $\text{m}^2$ ;
- L\_ref=37m.

Le proprietà del gas inserite sono di Perfect gas tenendo però in considerazione i gradi vibrazionali delle molecole. In particolare sono definiti 7 gdl. Ciò determina un indice di adiabaticità più basso rispetto a quello in condizioni di flusso subsonico, in cui gli effetti termochimici non hanno evidenza.

$$\gamma = 1 + \frac{2}{n_{gdl}} \approx 1.285$$

**Properties**

|                                      |                |   |         |
|--------------------------------------|----------------|---|---------|
| Density (kg/m3)                      | ideal-gas      | ▼ | Edit... |
| Cp (Specific Heat) (j/kg-k)          | kinetic-theory | ▼ | Edit... |
| Molecular Weight (kg/kmol)           | constant       | ▼ | Edit... |
|                                      | 28.966         |   |         |
| L-J Characteristic Length (angstrom) | constant       | ▼ | Edit... |
|                                      | 3.711          |   |         |
| L-J Energy Parameter (k)             | constant       | ▼ | Edit... |
|                                      | 78.6           |   |         |
| Degrees of Freedom                   | constant       | ▼ | Edit... |
|                                      | 7              |   |         |

Figura 87 Proprietà del gas

Fatto ciò, definito un metodo risolutivo di tipo implicito con grado di accuratezza al primo ordine, è possibile visualizzare i risultati ottenuti.

## Risultati e post-processing

A questo punto è possibile analizzare i risultati delle analisi CFD.

In particolare si sono ottenuti i coefficienti di forza assiale e normale CA e CN per poi essere opportunamente convertiti in un sistema di riferimento assi vento in modo da ottenere i coefficienti di resistenza e portanza.

Le simulazioni sono state effettuate, per Mach fissato, al variare di alpha da  $0^\circ$  a  $40^\circ$  con passo di  $5^\circ$ , in modo da poter essere confrontati sia con i dati ricavati in Hyper che con quelli sperimentali.

L'immagine mostrata di seguito è relativa all'andamento dei residui per  $\alpha=0^\circ$  in cui si può notare la convergenza dei residui con un decremento dell'ordine di  $10e-03$ , a conferma della successiva convergenza dei coefficienti.

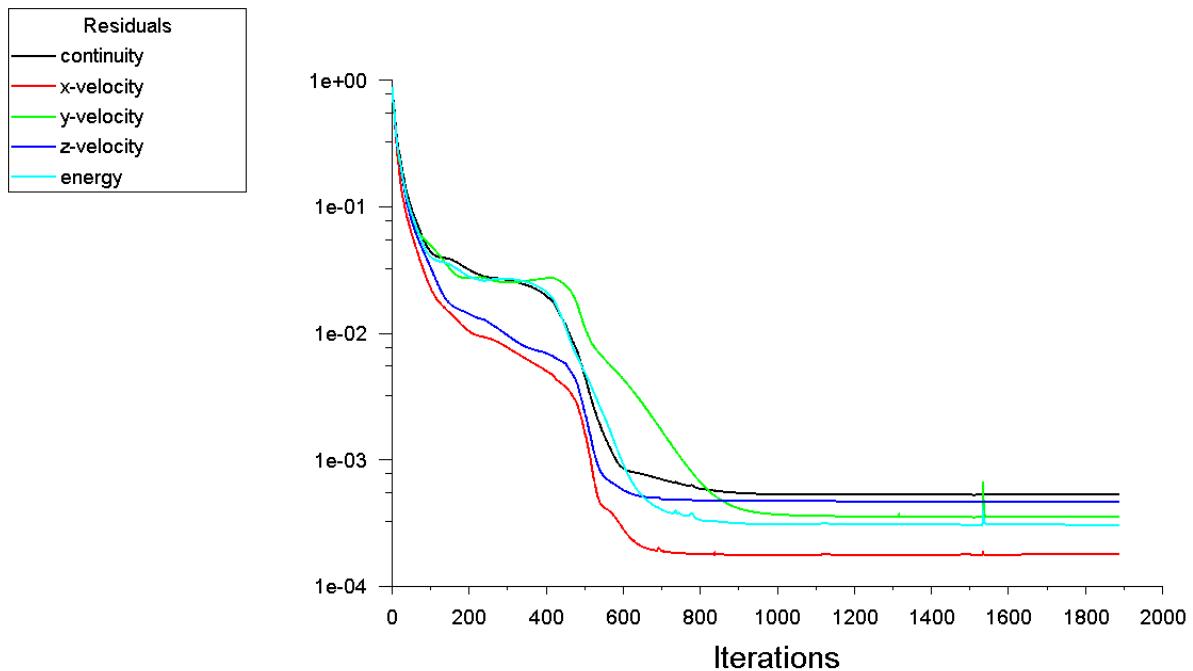


Figura 88 Andamento residui al variare del numero di iterazioni

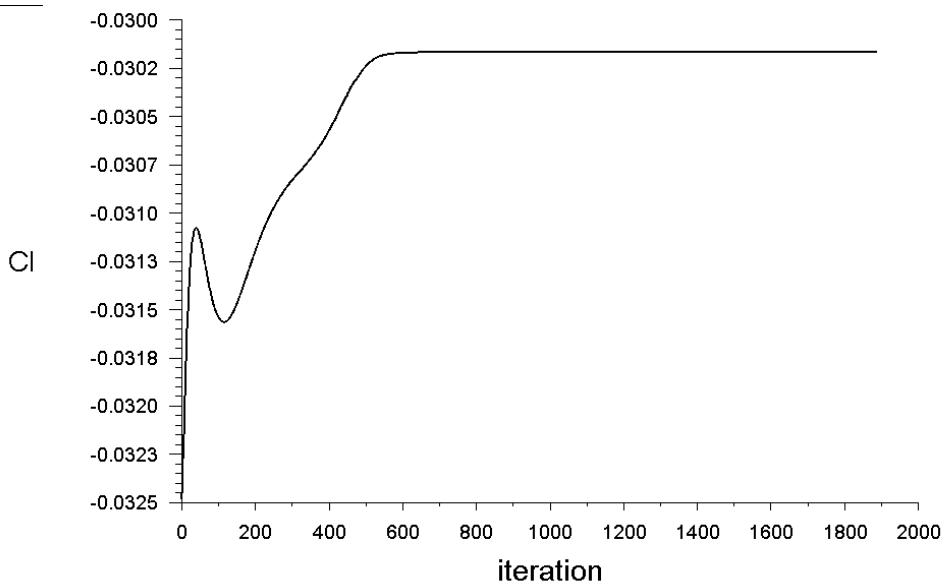


Figura 89 Andamento del coefficiente normale CN, alpha = 0°

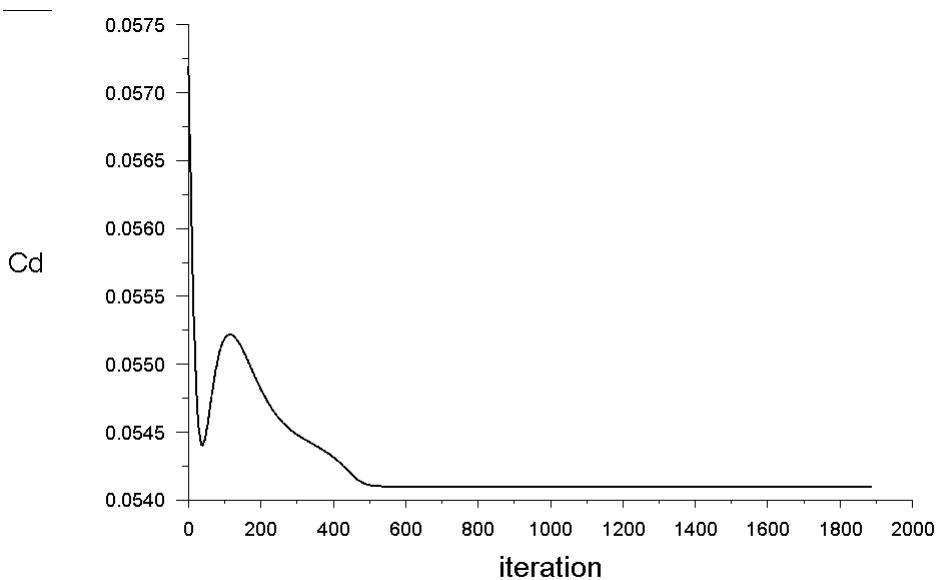


Figura 90 Andamento del coefficiente assiale CA, alpha = 0 °

In figura 90 e 91 si visualizza la convergenza dei coefficienti di forza CA e CN che nel caso specifico ad  $\alpha=0^\circ$  coincidono anche con i coefficienti aerodinamici  $C_D$  e  $C_L$ .

I valori dei coefficienti ottenuti in Fluent in assi corpo, dovranno essere convertiti nei rispettivi coefficienti  $C_L$  e  $C_D$  valutati nel riferimento vento, andando a moltiplicare i coefficienti per la seguente matrice di trasformazione:

$$\begin{bmatrix} C_L \\ C_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_N \\ C_A \end{bmatrix}$$

Ottenuti i coefficienti aerodinamici al variare di alpha, andiamo a visualizzare in fase di post-processing il campo di moto che si realizza intorno al velivolo e la distribuzione di temperatura e pressione che si realizza sul corpo.

Nel dettaglio si mostrano i *contour* ottenuti ad  $\alpha=40^\circ$ .

- **Mach sul corpo e piano di simmetria**

In figura 92 è possibile notare la Bow Shock che si forma intorno al velivolo in cui si ha una netta riduzione della velocità e come l'urto sia concentrato nelle strette vicinanze del velivolo con uno Shock Layer molto sottile sul nose del velivolo, figura 93.

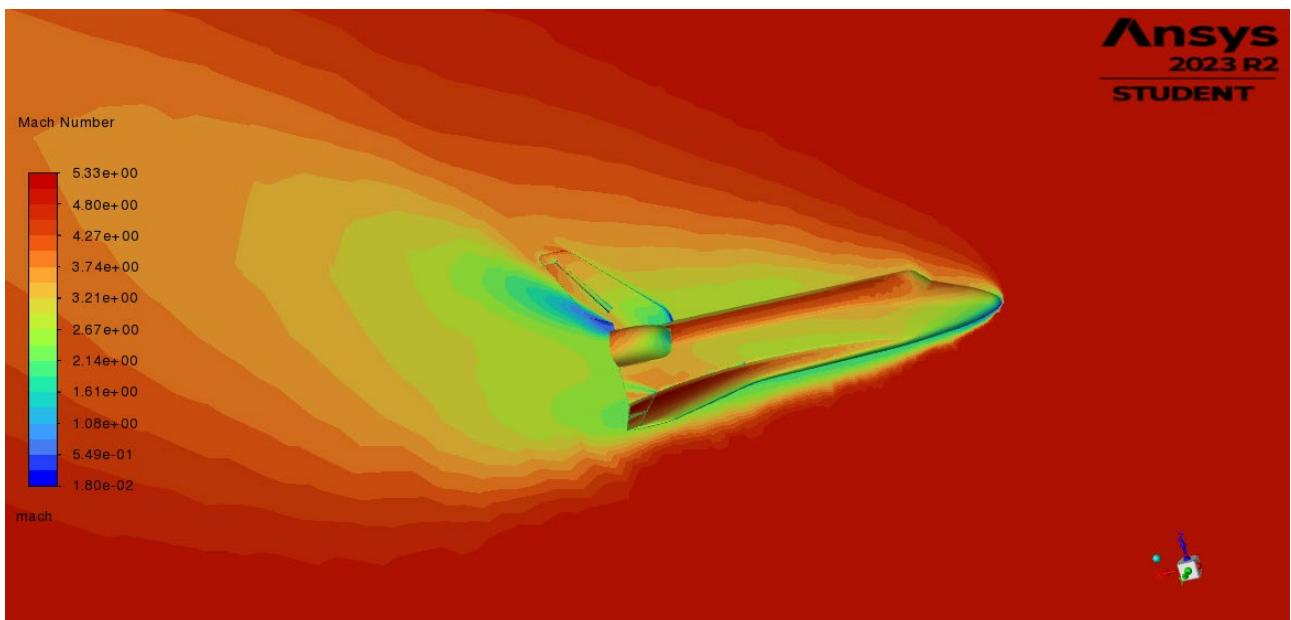


Figura 91 Mach intorno al corpo ad alpha = 40 deg

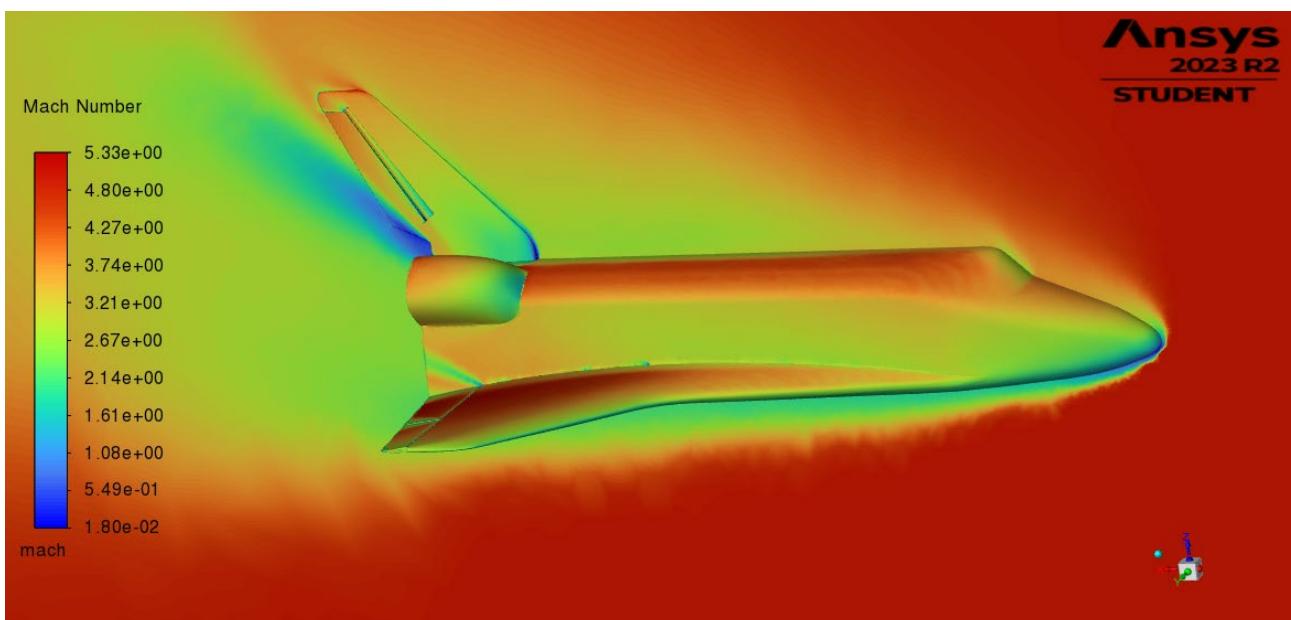


Figura 92 Shock Layer al nose

In figura 94 si evidenzia come il volume fluido definito in fase preliminare per poter descrivere il campo di moto intorno al velivolo, sia coerente con quanto accade realmente, con un disturbo che non risale a monte ma concentrato a valle dell'urto e limitato comunque nelle ristrette vicinanze del velivolo.

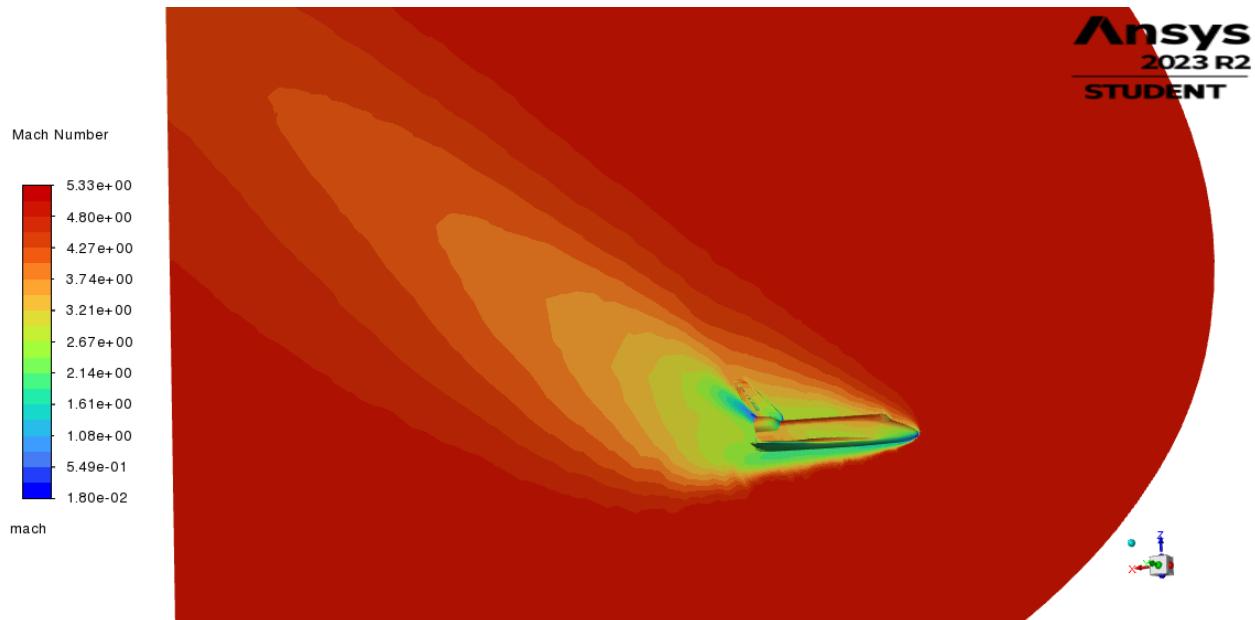


Figura 93 Mach ad  $\alpha = 40$  deg

- **Distribuzione di temperatura sul corpo**

L'energia meccanica che si sviluppa durante il moto è convertita in energia termica con picchi di temperatura che possono essere anche catastrofici per la missione se non si dimensiona correttamente il TPS e quindi con la scelta giusta del TPM. Una valutazione del genere può aiutare molto in fase di dimensionamento, andando soprattutto a determinare la temperatura massima raggiunta nel punto di ristagno.

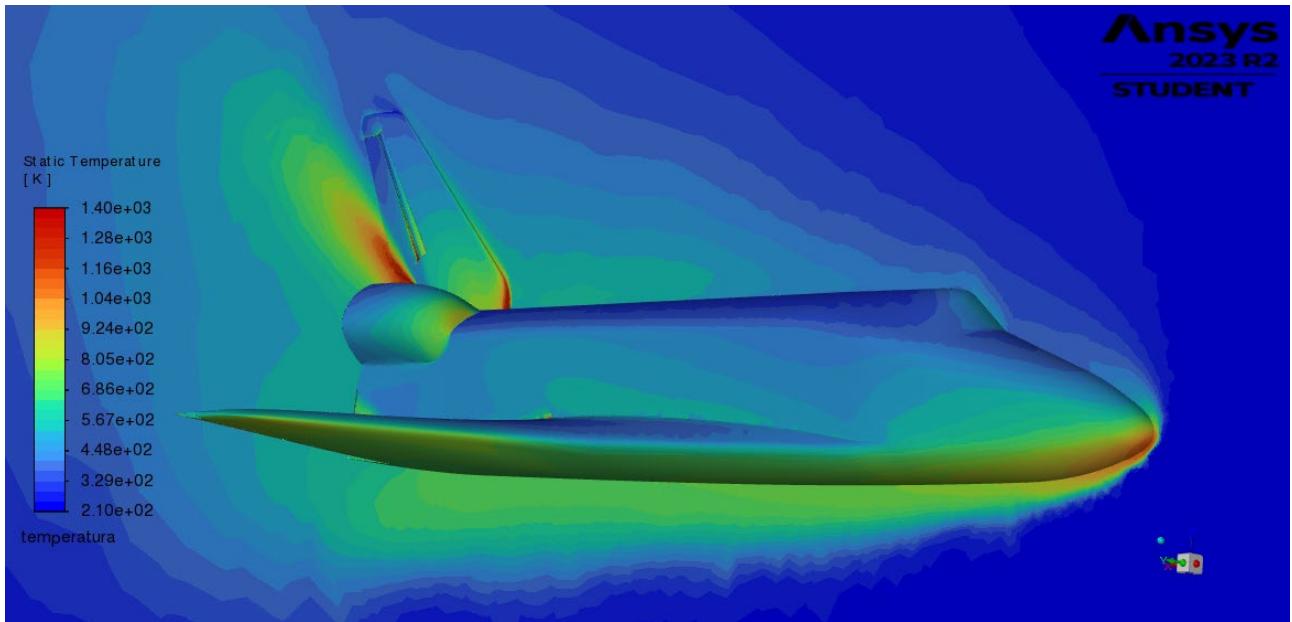


Figura 94 Campo di Temperatura ad alpha = 40 deg

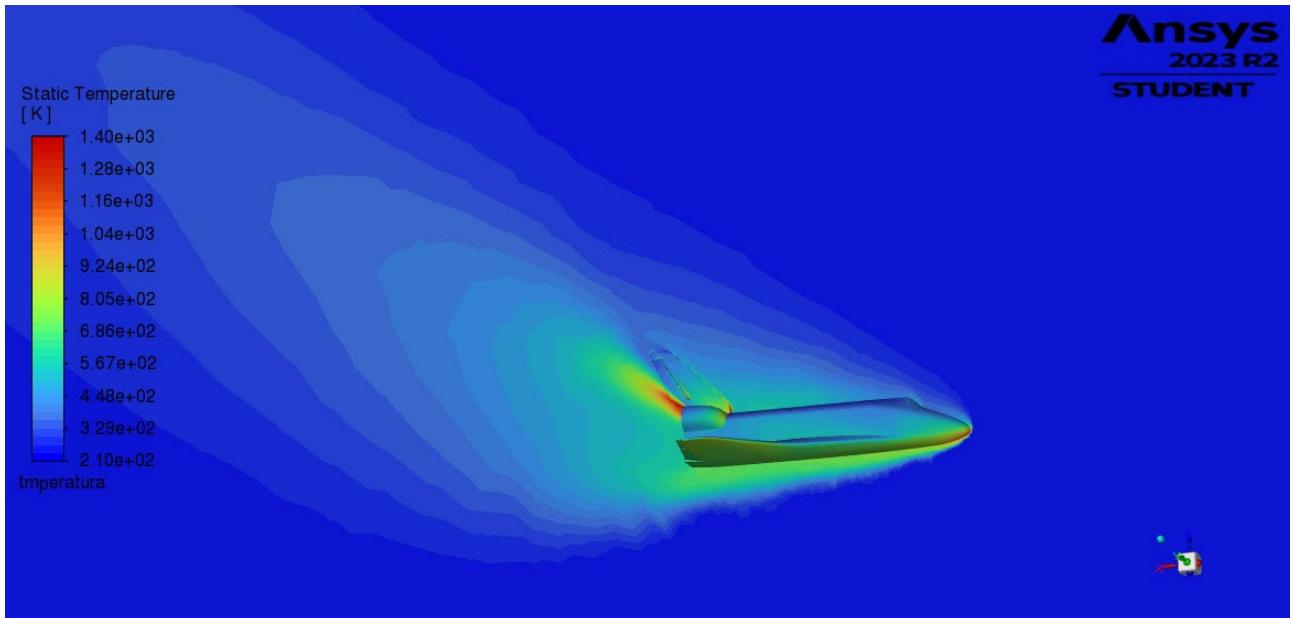


Figura 95 Campo di temperatura ad alpha = 40 deg

- **Densità a valle dell'urto**

Oltre alla variazione della T, a valle dell'urto si ha anche un netto incremento della densità, figura 97.

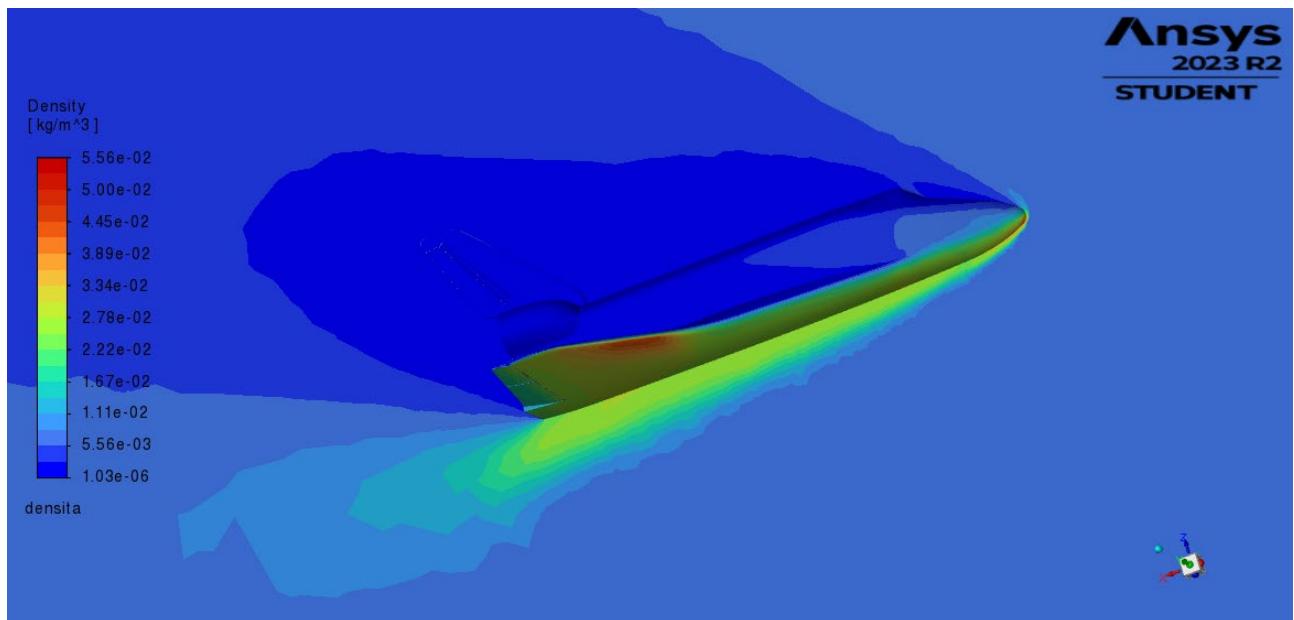


Figura 96 densità a valle dell'urto

- **Distribuzione del coefficiente di pressione Cp sul corpo**

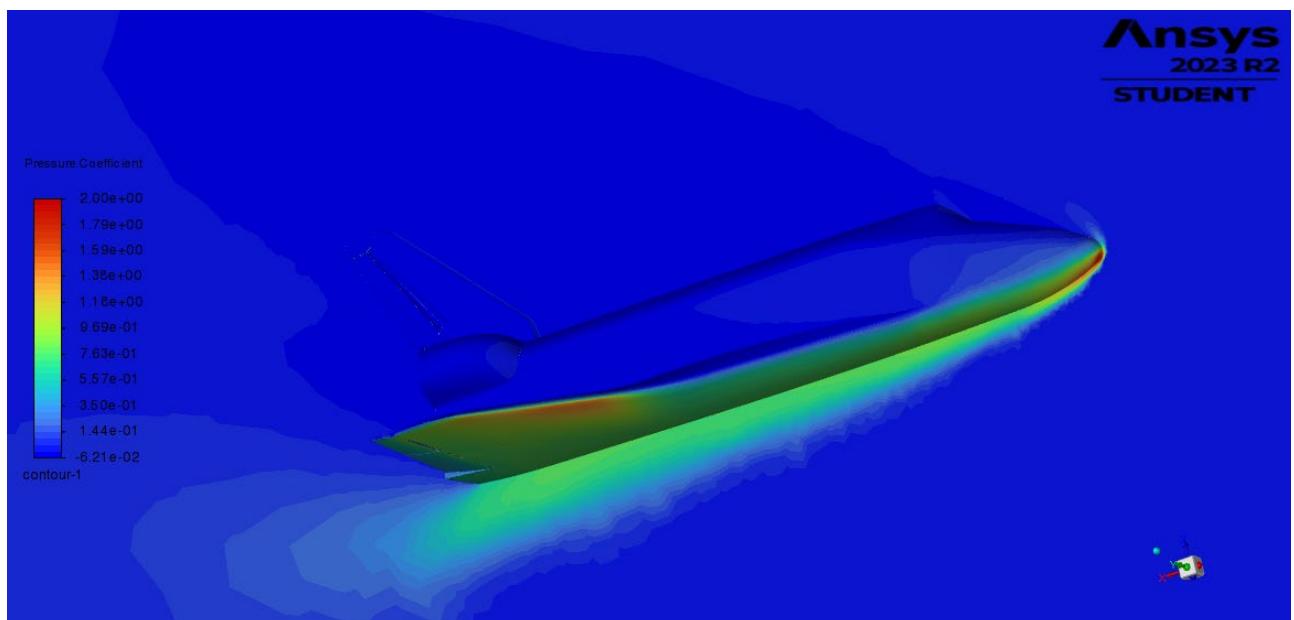


Figura 97 Campo di pressione in termini di Cp

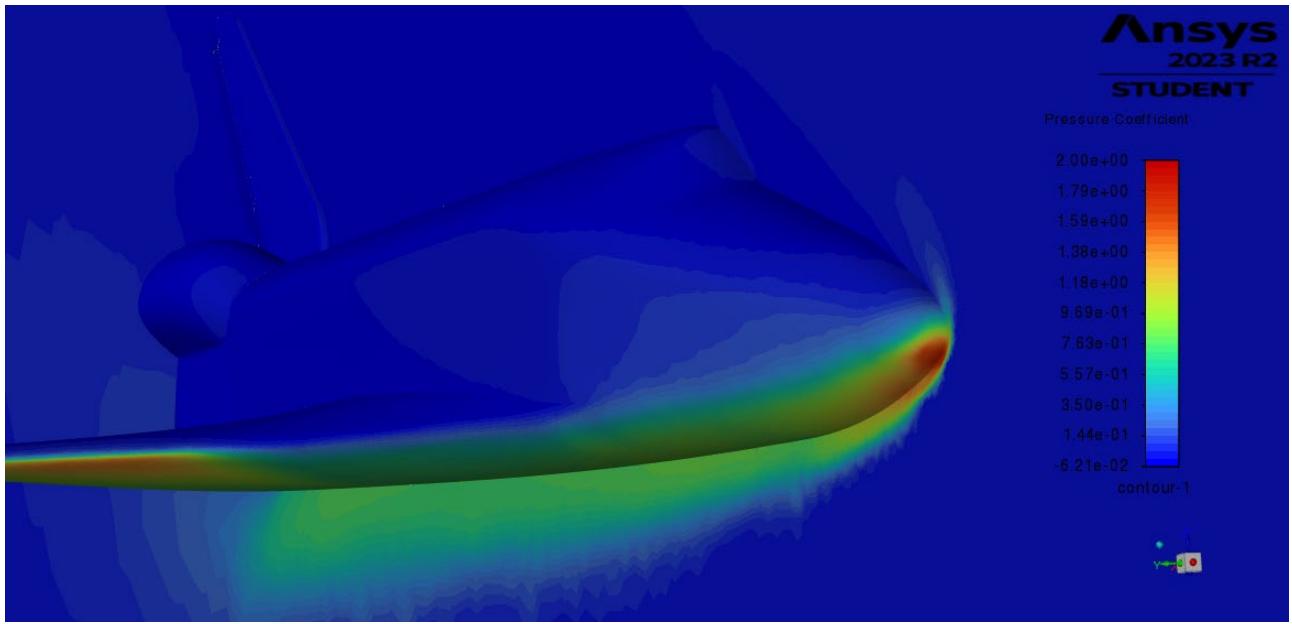


Figura 98 Campo di pressione in termini di  $C_p$ , dettaglio Nose

Notiamo come si raggiunga un valore del  $C_p$  nel punto di ristagno al nose pari a:

$$C_p = 2$$

Questo valore coincide con quello previsto dalla teoria Newtoniana. Nella realtà, a causa degli effetti dovuti alla chimica che entra in gioco, si ha un  $C_p_{max}$  minore che si aggira intorno al:

$$C_p = 1.8$$

#### - Confronto risultati

Infine confrontiamo i valori ottenuti con quelli ricavati sperimentalmente e con le analisi di Hyper:

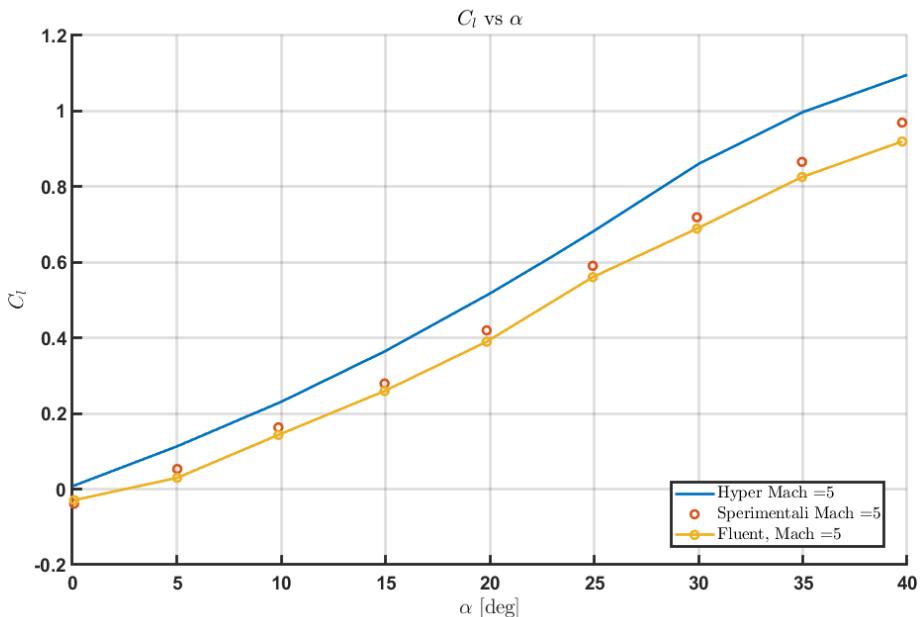


Figura 99  $Cl$  al variare di  $\alpha$ , confronto con dati sperimentali, Hyper e CFD a Mach = 5

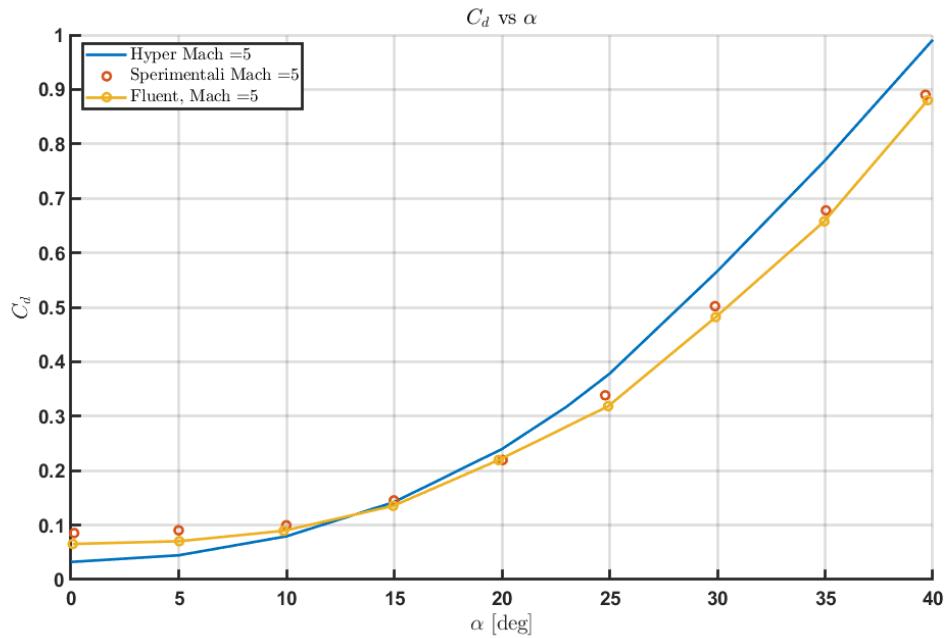


Figura 100 CD al variare di alpha, confronto dati sperimentali, Hyper e CFD a Mach = 5

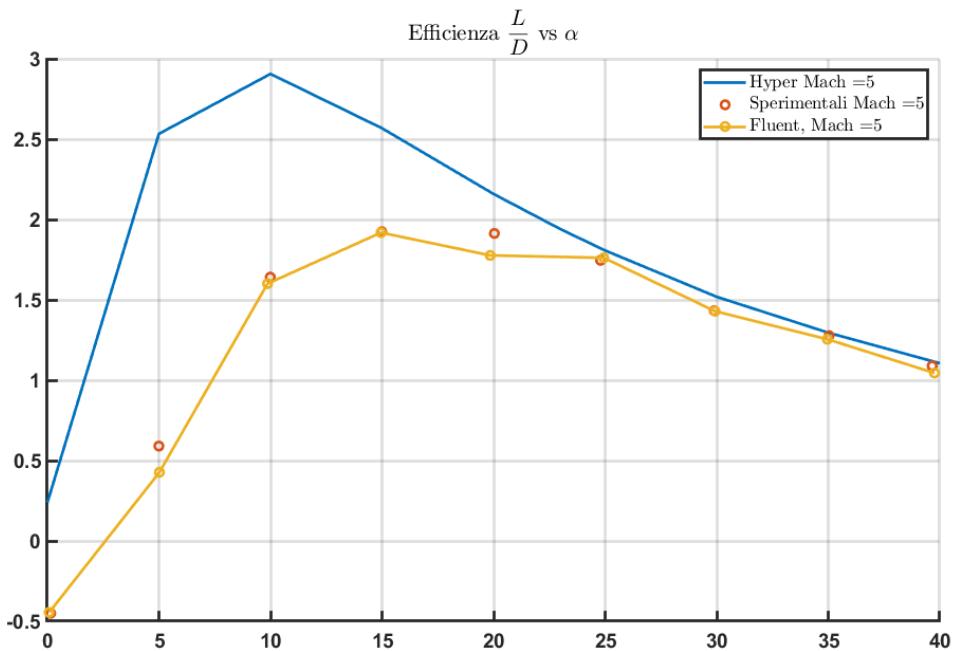


Figura 101 Efficienza aerodinamica al variare di alfa, confronto dati sperimentali, Hyper e CFD a Mach = 5