



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica

MODELLO DI CALCOLO PER L'ANALISI DELLE
PRESTAZIONI DI UN UGELLO DI SCARICO A DOPPIO
FLUSSO

Relatore

Ch.mo Prof. Ernesto Benini

Correlatore

Dr. Andrea Magrini

Andrea Gritti 1232096

Anno Accademico 2021/2022

SOMMARIO

1	INTRODUZIONE	1
2	TIPOLOGIE DI MOTORI AERONAUTICI	3
3	TEORIA DI BASE DELLA CFD	7
4	DESCRIZIONE DELL' UGELLO DI SCARICO DSFR	11
5	DESCRIZIONE DELL'APPARATO SPERIMENTALE	15
6	METODO UTILIZZATO PER LA COSTRUZIONE DELLA MESH	16
6.1	ANALISI QUALITATIVA DEL DATABASE E RICOSTRUZIONE DELLE PARTI MAGGIORMENTE DANNEGATE	16
6.2	COSTRUZIONE DELLA MESH STRUTTURATA ALL'INTERNO DELL'UGELLO.....	26
6.2.1	<i>CREAZIONE E ADATTAMENTO DEI CONNETTORI</i>	26
6.2.2	<i>CALCOLI PRELIMINARI ED EQUAZIONI UTILIZZATE</i>	28
6.2.3	<i>DESCRIZIONE DELL'ARCHITETTURA E COSTRUZIONE DEL RETICOLO</i> ...	42
6.3	COSTRUZIONE DELLA MESH NELLA PORZIONE ESTERNA DELL'UGELLO.....	66
6.3.1	<i>RICOSTRUZIONE DELLA PARTE ESTERNA DEL MODELLO CAD</i>	66
7	ANALISI DATI	75
7.1	SETUP DEL CASO.....	75
7.2	RISULTATI OTTENUTI	85
7.3	CONFRONTO CON RISULTATI SPERIMENTALI.....	97
8	CONCLUSIONI	100
9	RINGRAZIAMENTI	101
10	NOMENCLATURA	103
11	BIBLIOGRAFIA	105

1 INTRODUZIONE

Il presente lavoro ha come oggetto l'analisi numerica al calcolatore di un ugello di scarico aeronautico a flussi separati. Esso è costituito da due condotti concentrici (ugelli) che espandono i flussi di fluido provenienti dal fan anteriore e dalla turbina. L'ugello di scarico in questione è il componente finale di un motore Turbofan realizzato in scala seguendo le linee guida contenute nel *Dual Separate Flow Reference* (DSFR), uno standard di riferimento per i motori turbofan adibiti ad uso commerciale con coefficiente di bypass tra 10 e 12.

La crescita esponenziale delle capacità di calcolo dei computer negli ultimi due decenni ha permesso lo sviluppo dell'analisi numerica computazionale applicata a molteplici discipline. Per quanto riguarda la fluidodinamica, sono stati sviluppati codici CFD (*Computational Fluid Dynamics*) basati sulla discretizzazione delle Equazioni di Navier-Stokes, utilizzati, in gran parte, per simulare flussi compressibili turbolenti. Gli strumenti oggi a disposizione per analisi di questo tipo sono molto efficaci e permettono di ottenere soluzioni numeriche potenzialmente molto accurate. Le simulazioni numeriche, oltre ad essere un importantissimo strumento utilizzato in ambito progettuale, mirano a limitare gli sforzi sperimentali eseguiti in laboratorio e approfondire la conoscenza dei fenomeni fisici turbolenti caratteristici della fluidodinamica ad elevato numero di Reynolds.

L'obiettivo dello studio è la costruzione di un reticolo tridimensionale, adattato al meglio al modello CAD a disposizione, che permetta di ottenere una soluzione numerica il più possibile coincidente con i risultati sperimentali messi a disposizione all'inizio del lavoro.

La ricerca è stata svolta utilizzando il software *Pointwise* per la costruzione della mesh. Ad esso è stato affiancato il software *Autodesk Fusion 360* utilizzato per correggere gli errori più grossolani presenti nel modello geometrico. Per impostare del caso ed eseguire la simulazione vera e propria è stato utilizzato il software *Ansys Fluent*. Le iterazioni sono state eseguite in un cluster di calcolo messo a disposizione dall'Università. Infine, per estrarre dalla soluzione ottenuta i dati necessari alla validazione dello studio è stato utilizzato il software *Ansys CFD-Post*.

L'elaborato è strutturato nel seguente modo: innanzitutto vengono presentate le principali tipologie di motori aeronautici. Successivamente, viene introdotta la teoria alla base della CFD, per poi descrivere le componenti dell'ugello di scarico analizzato e l'apparato sperimentale utilizzato per campionare i dati in laboratorio.

Quindi, si passa alla parte più significativa dello studio, ossia il metodo utilizzato per la costruzione del reticolo. È riportato il processo iniziale di correzione delle principali problematiche geometriche del modello, per poi concentrarsi sulla costruzione del reticolo strutturato interno e del reticolo non strutturato esterno. Per entrambi, sono riportate le analisi numeriche preliminari che definiscono le principali caratteristiche della mesh in questione, come l'altezza della prima cella a parete (ΔS).

Ogni blocco tridimensionale, generato dopo aver definito la distribuzione dei punti all'interno di ogni connettore contenuto nel dominio di calcolo, viene analizzato in termini di *Minimum Included Angle* e *Equiangle Skewness*, e rielaborato se necessario.

Successivamente si passa all'impostazione del caso, definendo le Equazioni di Governo, assegnando le condizioni al contorno desiderate e impostando il numero di iterazioni tramite la scala di Courant. Infine, dopo aver ottenuto una soluzione accettabile in termini di convergenza, si passa all'estrazione dei risultati numerici e alla derivazione delle grandezze richieste: *Coefficienti di Scarico*, *Coefficienti di Spinta* e *Angolo di Spinta*.

Risulterà evidente che i risultati ottenuti sono di qualità, nonostante le numerose problematiche affrontate durante il lavoro, derivanti per la maggior parte da problematiche del modello CAD di partenza. Questo sarà possibile grazie alla buona fattura del reticolo strutturato interno agli ugelli di Fan e Core, ottenuto con un considerevole dispendio di tempo ed energie. La scelta di costruire

internamente un reticolo di questo tipo è imposta dalle pessime condizioni del modello geometrico di partenza.

2 TIPOLOGIE DI MOTORI AERONAUTICI

I motori a getto sono tipicamente utilizzati in applicazioni aeree in quanto rispondono ai requisiti di leggerezza e spinta elevata, necessari per il volo.

Il nucleo (core) di ogni motore a getto composto da 5 componenti fondamentali, schematizzati in *Figura 1*:

- a) Preso Dinamica (Inlet)
- b) Compressore assiale (Axial Compressor)
- c) Camera di combustione (Combustion Chamber)
- d) Turbina assiale (Axial Turbine)
- e) Ugello di scarico (Exhaust Nozzle)

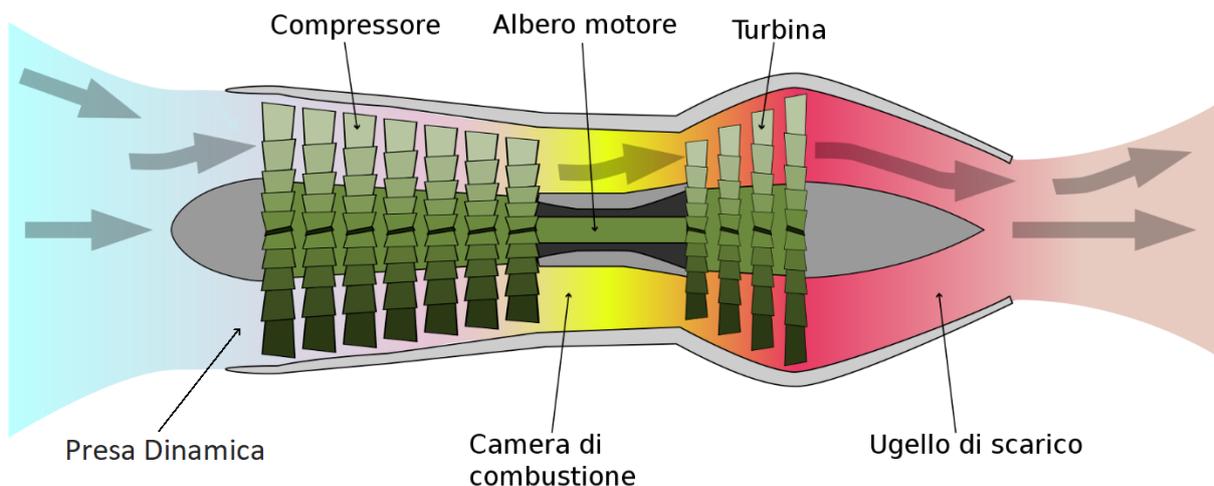


Figura 1

- a) La Preso Dinamica è posta anteriormente rispetto al compressore. Ha il compito di consentire alla portata massica d'aria di arrivare al compressore in maniera adeguata in termini di:
 - Numero di Mach, che non deve essere troppo elevato in modo tale che non si verifichino condizioni di choking, e che il modulo della proiezione assiale del vettore velocità relativa sia subsonico.
 - Regolarità spaziale e temporale del flusso in ingresso.
- b) Il Compressore Assiale è il componente più delicato dal punto di vista progettuale in quanto, comprimendo l'aria, lavora in condizioni di contropressione. Questo determina un'elevata sensibilità del compressore al distacco dello strato limite sulle pale dello stesso. Esso è calettato, assieme alla turbina ad un albero di trasmissione.
- c) La Camera di Combustione è quel componente in cui, dopo il miscelamento dell'aria compressa e del carburante, avviene la combustione. In questo modo viene generato un salto entalpico considerevole, che verrà elaborato dalla turbina.

- d) La *Turbina* è un componente meno complicato del compressore dal punto di vista progettuale in quanto lavora in condizioni di pressione favorevole. Per questo motivo le problematiche legate al distacco dello strato limite sono molto inferiori. Essa elabora l'entalpia generata dagli organi a monte e trascina il compressore a monte. Il lavoro meccanico all'albero è per questo nullo.
- e) L'*Ugello di scarico* è il componente che genera la spinta vera e propria. Esso elabora l'entalpia residua a valle della turbina generando un flusso d'aria ad alta velocità all'uscita del motore. L'ugello può essere convergente nel caso di applicazioni subsoniche o convergente-divergente nel caso di applicazioni supersoniche.

Esistono diverse tipologie di motori a getto con caratteristiche e prestazioni molto diverse tra loro. Si possono individuare, tra le altre, tre categorie:

a) *Motore Turbogetto con Postcombustore, Figura 2*

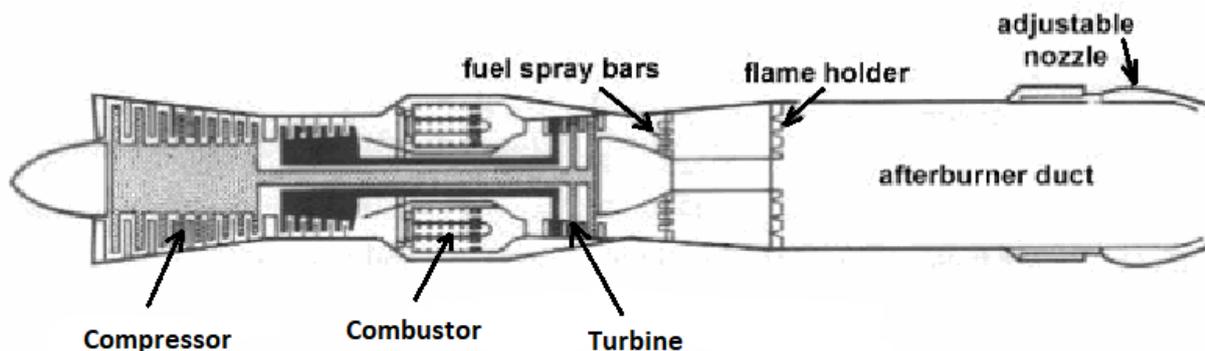


Figura 2

Questo motore presenta, a valle della turbina, una post-camera di combustione, dove ha luogo una combustione supplementare. A valle il flusso si espande nell'ugello dove viene generata la spinta propulsiva.

La combustione supplementare ha luogo dopo il miscelamento del flusso scaricato dalla turbina con il combustibile. La miscela ottenuta è ancora combustibile in quanto il quantitativo di ossigeno nel gas di scarico proveniente dalla turbina è ancora elevato.

Per stabilizzare la combustione è presente un componente chiamato Ritentore di fiamma (flameholder), una griglia metallica alla quale la fiamma si attacca e stabilizza, grazie alla bassa velocità della miscela nei punti di intersezione del reticolo.

Il Postcombustore permette di innalzare notevolmente la temperatura del fluido, in modo tale che l'entalpia elaborata dall'ugello di scarico sia molto elevata.

L'ugello di scarico è a geometria variabile in modo da consentire sia moto subsonico che supersonico. In questo modo si ottiene una spinta specifica molto elevata, necessaria nelle applicazioni militari, a discapito del rendimento propulsivo.

b) *Motore Turbofan a Flussi Separati, Figura 3*

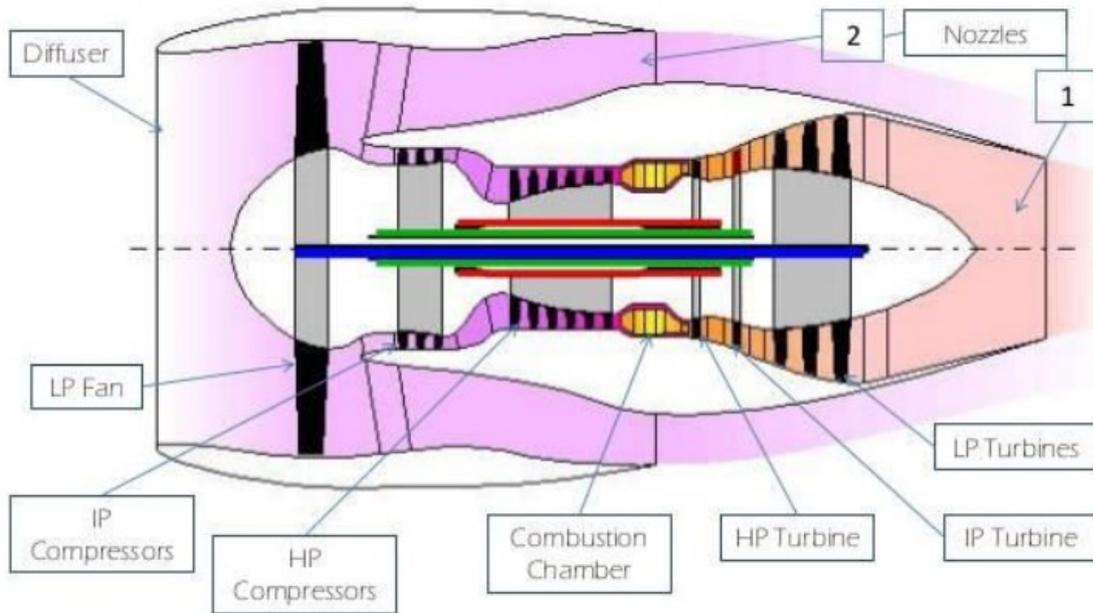


Figura 3

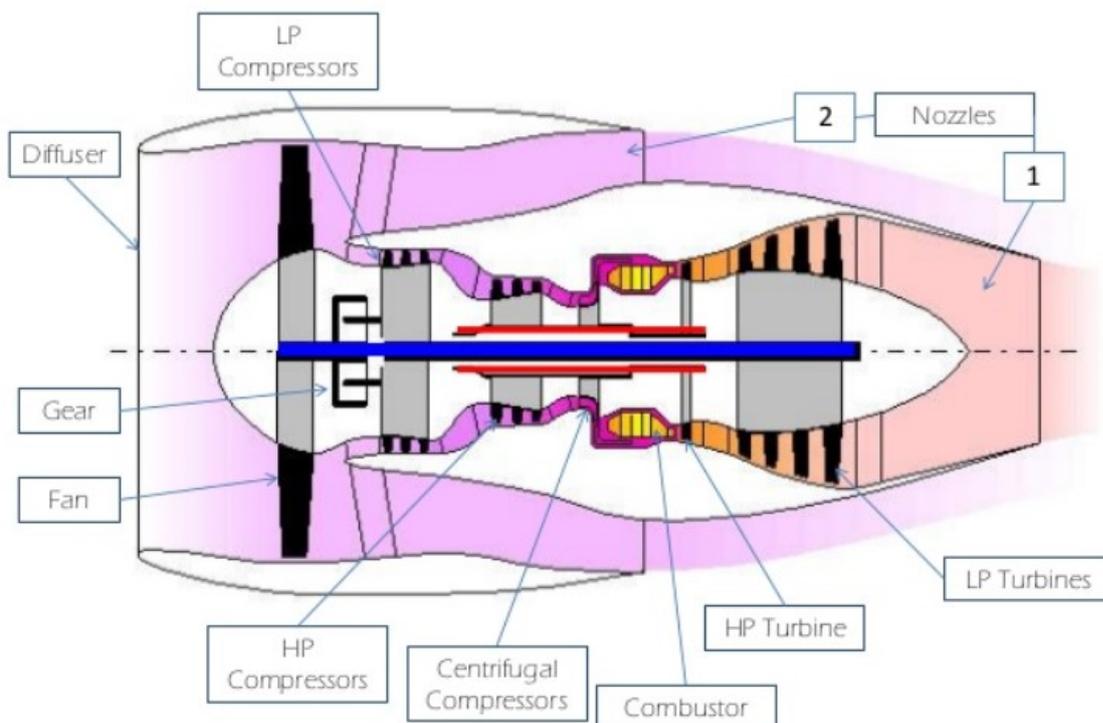


Figura 4

Il motore Turbofan (*Figura 3*) presenta un Diffusore di grandi dimensioni che accoglie l'intera portata d'aria elaborata dal motore, seguito da un elemento caratteristico, il Fan, ossia una girante di grandi dimensioni. Superato il Fan l'aria è divisa in due flussi separati: una parte del flusso, detto "flusso freddo", attraversa un ugello di scarico che genera buona parte della spinta propulsiva del motore. Il flusso freddo è compresso dal fan ed espande nell' "ugello freddo". La seconda parte del flusso iniziale entra nel core del motore ed è per questo chiamato "flusso caldo". Il core del motore è un turbogetto senza postcombustore, il cui scopo, oltre alla generazione di spinta tramite l'espansione nell' "ugello caldo", è di trascinare il Fan a monte.

Con questa tipologia di motore si ottiene una spinta specifica inferiore rispetto al turbogetto, ma il rendimento propulsivo è nettamente superiore. Inoltre, l'aumento del rendimento propulsivo nei Turbofan compensa in maniera sovrabbondante la diminuzione del rendimento termico, in modo tale che il rendimento complessivo risulti, crescente con il rapporto di bypass. Questo si traduce in una diminuzione considerevole dei consumi per unità di spinta prodotta. Per questo motivo l'impiego di questa tecnologia è tipico dell'aviazione civile.

Nel caso in cui si scelgano, per motivi di efficienza, rapporti di bypass molto elevati, superiori a 15, è necessario introdurre un componente detto Gear. Questo componente è un riduttore di giri che, appunto, riduce i giri del Fan rispetto a quelli della turbina di bassa pressione ad esso calettata (*Figura 4*). Questo espediente è necessario in quanto per elevati rapporti di bypass la portata d'aria fredda è molto superiore a quella calda e il Fan è molto più grande del corpo di turbina del core. Questo implica che le velocità ottimali dei due componenti siano diverse.

Il disaccoppiamento tra le velocità del Fan e della turbina di bassa pressione permette, quindi, di imporre rapporti di bypass elevati e rendimento propulsivo notevolmente alto.

c) Motore Turbofan a Flussi Miscelati

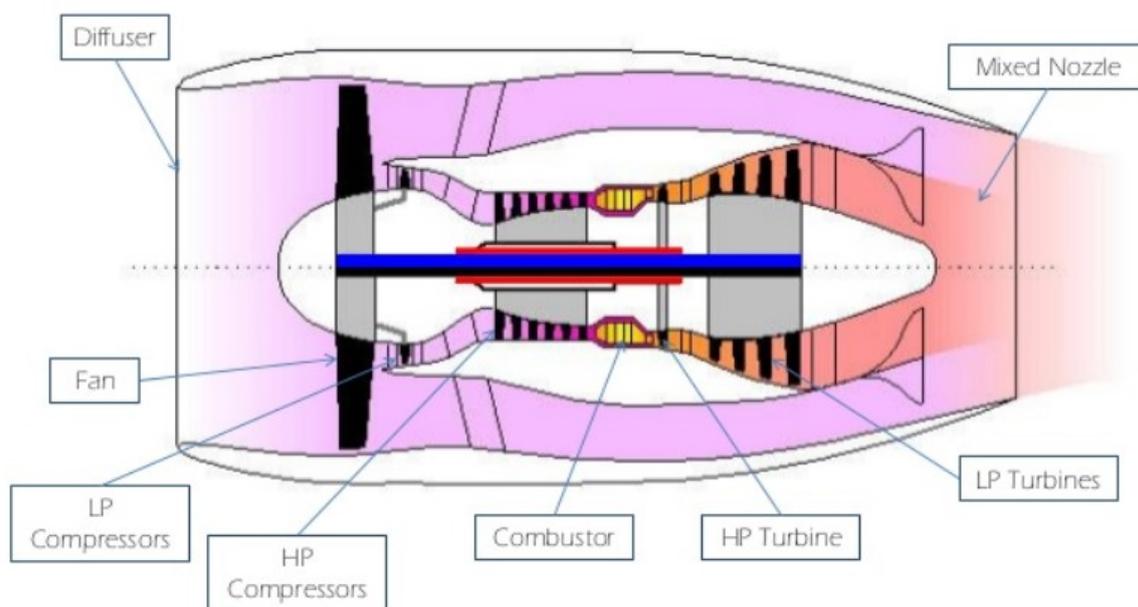


Figura 5

Nei motori Turbofan a flussi miscelati (*Figura 5*) i due flussi freddo e caldo, fuoriescono dal motore tramite un ugello comune, a valle della turbina presente nel core.

Spesso questi motori presentano un postcombustore che sfrutta le proprietà della miscela di gas freddi e caldi mescolati del Mixer. Questa miscela presenta livelli di ossigeno tali da consentire un'ulteriore combustione nel postcombustore. A valle di quest'ultimo è presente un ugello a geometria variabile. Le applicazioni di questa tecnologia sono tipiche dell'impiego militare in quanto presenta caratteristiche intermedie tra il turbogetto e il turbofan a flussi separati in termini di spinta specifica e rendimento complessivo. In questo modo i velivoli presentano consumi accettabili e dunque elevate autonomie di volo, e buone prestazioni in termini di spinta propulsiva.

3 TEORIA DI BASE DELLA CFD

L'acronimo CFD (Computational Fluid Dynamics) rappresenta la disciplina che si occupa di risolvere problemi fluidodinamici tramite simulazioni numeriche.

Essa è finalizzata alla risoluzione delle equazioni che governano il comportamento dei fluidi all'interno del dominio di calcolo, rispettando le condizioni al contorno prefissate.

La risoluzione delle equazioni avviene mediante algoritmi numerici dotati di un certo grado di approssimazione.

Una simulazione CFD è organizzata in tre steps:

1. Modello di fluido
2. Dominio di calcolo e condizioni al contorno
3. Algoritmi di risoluzione numerica

Le equazioni che governano il moto dei fluidi sono tre e assieme costituiscono il sistema accoppiato di equazioni alle derivate parziali di Navier-Stokes.

Le equazioni in questione, in ipotesi di gas caloricamente perfetto sono:

$$\begin{cases} \frac{d\rho}{dt} + \nabla \cdot \rho V = 0 \rightarrow & \text{Equazione di Bilancio di Massa} \\ \frac{d\rho V}{dt} + \nabla \cdot \rho V V = -\nabla p + \nabla \cdot E + \rho f \rightarrow & \text{Equazione di Bilancio di Quantità di Moto} \\ \frac{d\rho E}{dt} + \nabla \cdot \rho E V = -\nabla \cdot p V + \nabla \cdot (V \cdot E) + \rho V f + \rho Q - \nabla q \rightarrow & \text{Equazione di Bilancio di Energia} \end{cases}$$

Le variabili che si conservano nei bilanci si dicono variabili conservative:

$$\vec{U} = \vec{U}(t, x, y, z) = \{\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E\} \rightarrow \text{vettore delle variabili conservative}$$

densità
Quantità di moto
Energia totale

Mentre le variabili primitive, con le quali conviene ragionare operativamente sono:

$$\vec{V} = \vec{V}(t, x, y, z) = \{p, u, v, w, T\} \rightarrow \text{vettore delle variabili primitive}$$

pressione
velocità
temperatura

Le equazioni in rosso sono le Equazioni di Eulero, derivanti da quelle di Navier-Stokes in ipotesi di viscosità nulla. Esse esprimono il fenomeno di trasporto delle variabili conservative a carico della velocità di avvezione e determinano il comportamento inviscido delle equazioni di Navier-Stokes.

I termini in nero esprimono il trasporto delle variabili conservative ad opera della viscosità e definiscono completamente la legge di conservazione secondo Navier-Stokes:

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot \boxed{\vec{F}_c} = \vec{\nabla} \cdot \boxed{\vec{F}_d}$$

Flusso Convettivo
Flusso Diffusivo

Lo scopo della CFD è la risoluzione delle equazioni di governo, ottenendo una soluzione:

- Consistente
- Stabile
- Convergente

Per la risoluzione si sfruttano algoritmi risolutivi tra cui, in ambito di CFD industriale, spicca il Metodo dei Volumi Finiti (FV).

Tale metodo si basa sulla soluzione delle equazioni costitutive all'interno di un volume di controllo finito. All'interno di ciascun volume di controllo vengono risolte le equazioni semi-discretizzate ai Volumi Finiti del tipo:

$$\frac{\partial}{\partial t} \vec{U} \Omega + \sum_{f \in \Omega} [\bar{\mathbf{F}}_c \cdot \hat{n} A]_f = \sum_{f \in \Omega} [\bar{\mathbf{F}}_d \cdot \hat{n} A]_f$$

In cui la variazione nel tempo della generica variabile conservativa U dipende dal bilancio dei flussi sulle facce del volume.

Il dominio di calcolo dev'essere suddiviso in un puzzle di celle, in ciascuna delle quali sono risolte le equazioni di conservazione.

In ogni cella vengono calcolati i valori medi integrali delle variabili e al tendere a zero del volume di controllo, la soluzione diventa puntuale e il metodo è dunque consistente.

A partire dal valore medio della generica variabile U al centro della cella viene assunta una distribuzione all'interno, che può essere Costante (metodo del 1° Ordine) o Lineare (metodo del 2° Ordine).

Attraverso le facce del volume di controllo, esso scambia flussi convettivi e/o diffusivi con i volumi di controllo adiacenti o con la frontiera del dominio.

Una volta calcolati e sommati i flussi su ogni faccia di ogni volume di controllo, si ottiene un'equazione ridotta del tipo:

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} = \frac{1}{\Omega} \vec{R}$$

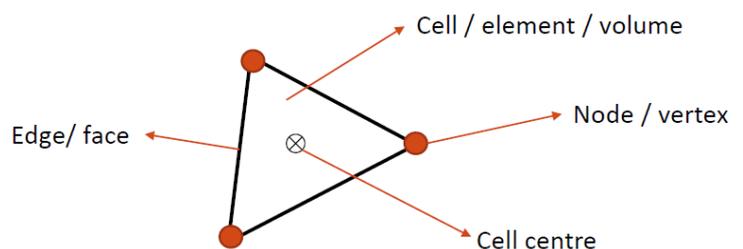
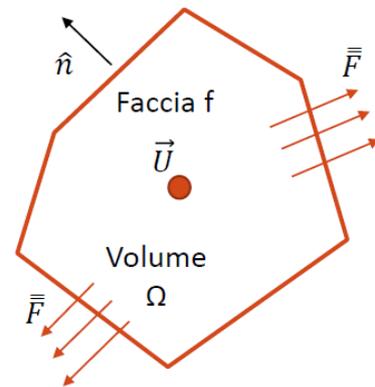
dove R è il residuo e rappresenta lo sbilanciamento del dominio.

È stata definita una procedura standardizzata utile alla risoluzione di problemi fluidodinamici impiegando la CFD. È articolata in una serie di steps:

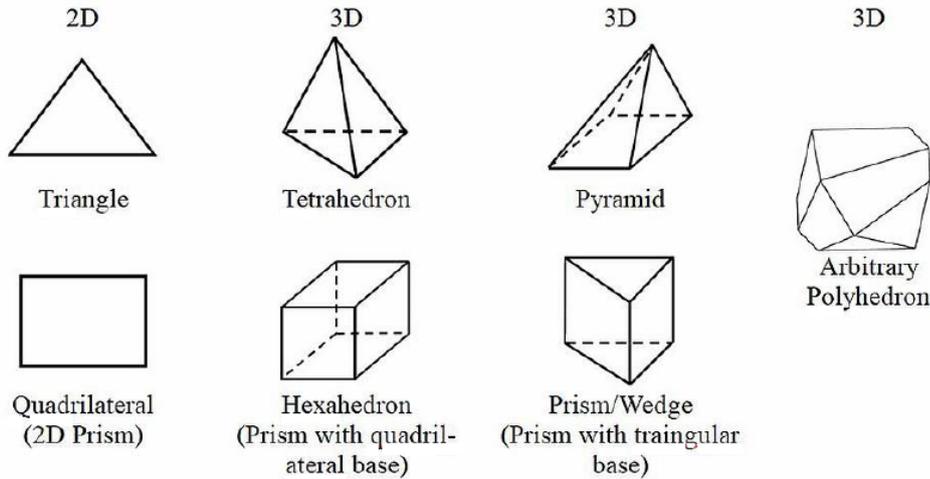
1. Generazione della mesh (discretizzazione del dominio)
2. Scelta del modello di fluido ed equazioni costitutive
3. Applicazione delle condizioni al contorno
4. Scelta dei parametri del solutore
5. Soluzione numerica
6. Post-processing dei dati

La mesh è la griglia formata dall'insieme di cella (volumi finiti) tramite le quali viene suddiviso il dominio di calcolo. La generica cella è costituita da un centro, un preciso numero di vertici (nodi), e un preciso numero di facce.

Esistono diverse tipologie di celle utilizzabili, scelte in base alle



caratteristiche della simulazione e alla tipologia della griglia:



In particolare, esistono tre tipologie di griglie:

- Strutturate
- Non-strutturate
- Ibride

Le griglie Strutturate sono caratterizzate dal fatto che il numero di celle nei lati opposti (per griglie 2D o nelle facce opposte (per griglie 3D) è lo stesso. La griglia in questione può essere deformata o ripiegata su sé stessa, ma deve comunque sottostare a questo vincolo. Questa tipologia di griglia è costruita direttamente dal programmatore. Per questo motivo si ottiene un controllo preciso della distribuzione e dell'allineamento delle celle. Se la geometria lo permette è possibile ottenere un reticolo di alta qualità. Per contro la creazione richiede un tempo considerevole, i domini possono essere solo quadrangolari e per domini complessi è molto difficile se non impossibile costruire la griglia.

Le griglie Non-Strutturate non possiedono una struttura sottostante ripetuta e regolare, sono generate automaticamente e si adattano a domini complessi senza vincoli. Il tempo necessario a generare griglie di questo tipo è molto più basso e con esso il numero di celle.

Per contro il controllo sulla distribuzione dei punti è meno preciso, non è possibile allineare le celle al flusso e la qualità può essere più bassa e difficile da migliorare a mano.

Infine, le griglie Ibride combinano griglie strutturate con non strutturate, posizionando la prima tipologia a contatto con la geometria del corpo da simulare, in modo da controllare la distribuzione dei punti all'interno dello strato limite e riempiendo la restante parte del dominio in maniera veloce ed efficiente.

In questo modo si ottiene un buon compromesso tra accuratezza e tempo di calcolo.

A questo punto, dopo aver costruito la mesh e definito le equazioni costitutive vanno definite e applicate al dominio le Condizioni al Contorno. Esse determinano i valori iniziali che deve assumere la soluzione. Bisogna fare attenzione alla scelta delle condizioni al contorno in quanto un errore può portare al mancato ottenimento di una soluzione o ad una soluzione non fisica.

Esistono diverse tipologie di Condizioni al Contorno:

1. **Inflow** → condizioni riguardanti l'ingresso di fluido nel dominio
 - a. Velocity Inlet (V, T)
 - b. Pressure Inlet Subsonico (Pt, Tt, Direzione Velocità)
 - c. Pressure Inlet Supersonico (P, Tt, Direzione Velocità)
 - d. Mass Flow Inlet Subsonico (Portata, Tt)
 - e. Mass Flow Inlet Supersonico (Portata, P, Tt)

2. **Outflow** → condizioni riguardanti l'uscita di fluido nel dominio
 - a. Pressure Outlet Subsonico (P)
 - b. Pressure Outlet Supersonico (/)
 - c. Mass Flow Outlet Subsonico (Portata, P)

3. **Wall** → condizioni riguardanti le pareti impermeabili

4. **Symmetry** → condizioni riguardanti il piano di simmetria

5. **Periodic** → condizioni riguardanti la periodicità

6. **Farfield** → condizioni riguardanti l'aerodinamica esterna indisturbata
 - a. Pressure Farfield (P, M, T, Direzione Velocità)

Dopo aver impostato le condizioni al contorno inizia il processo di ottenimento della soluzione numerica. La simulazione viene fatta partire seguendo una sequenza di iterazioni ben precisa. Deve essere effettuata una simulazione di ordine 1, regolando il numero di iterazioni in modo che i residui diventino sempre più piccoli e le variabili di controllo si stabilizzino.

Successivamente viene effettuata la simulazione di ordine 2, incrementando il più possibile le iterazioni senza che la simulazione “esplosa” ossia senza che i residui assumano valori sempre più grandi.

Durante questa procedura bisogna essere sicuri che le condizioni al contorno applicate al dominio di calcolo siano corrette perché, come già anticipato, un errore può non permettere alla simulazione di andare a buon fine, oppure può causare l'ottenimento di una soluzione non fisica.

Dopo aver ultimato il processo iterativo si hanno a disposizione i risultati numerici che vanno analizzati. Va dunque eseguito il Post-Processing dei dati, tramite il quale vengono estrapolate le informazioni oggetto dello studio.

Le informazioni estrapolate vanno poi riorganizzate ed elaborate in modo da risultare confrontabili con eventuali dati ottenuti sperimentalmente, oppure semplicemente da risultare consultabili e comprensibili da un utente esterno.

4 DESCRIZIONE DELL' UGELLO DI SCARICO DSFR

L'ugello di scarico oggetto dell'analisi numerica è il componente finale di un motore Turbofan a flussi separati. Precisamente, il motore in questione, è un modello in scala costruito seguendo le linee guida contenute nel Dual Separate Flow Reference (DSFR), uno standard di riferimento per i motori turbofan adibiti ad uso commerciale con coefficiente di bypass tra 10 e 12.

Questo standard è stato definito dal gruppo AIAA Dual Flow Reference Nozzle Working Group, costituito per conto del Ground Test Technical Committee con lo scopo di sviluppare un riferimento per la verifica sperimentale degli ugelli di scarico di motori DSFR o DMFR.

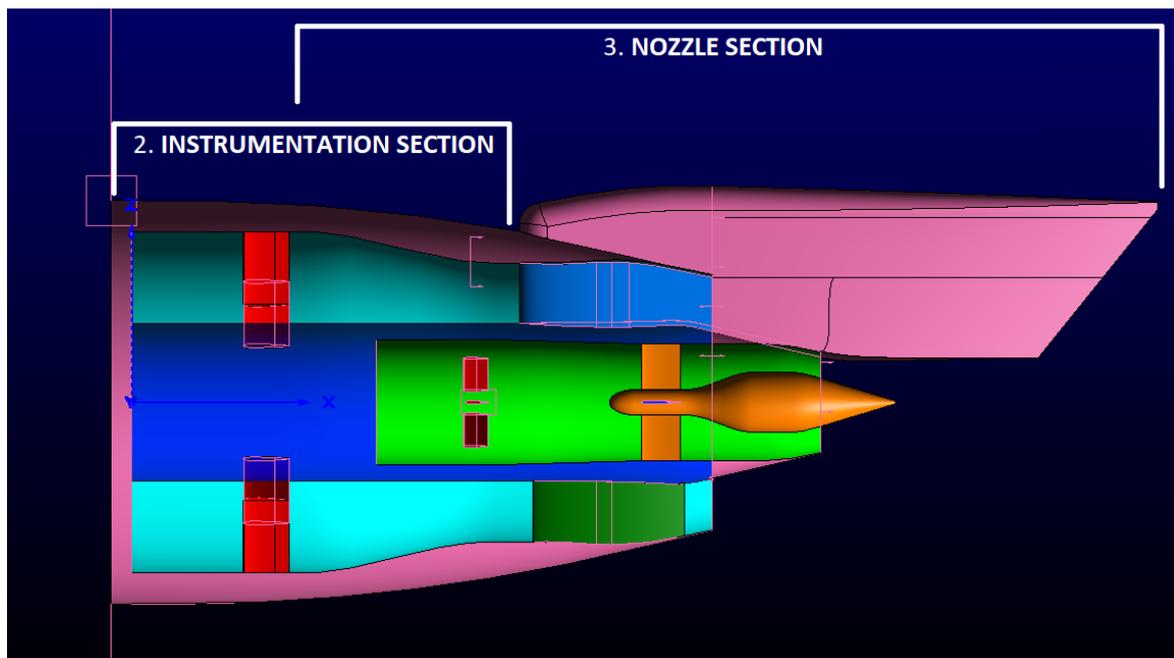


Figura 6. Sezione dell'ugello sul piano di simmetria in cui si coglie l'approccio modulare

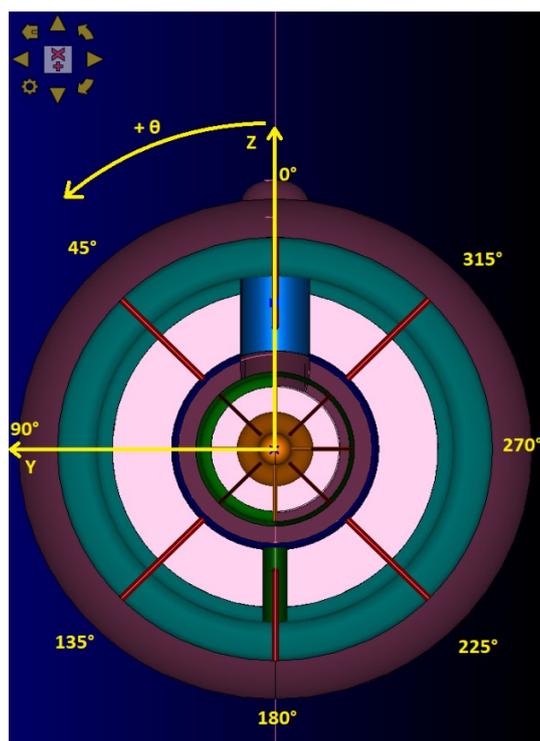


Figura 7. Sistema di riferimento e definizione del verso positivo per gli angoli

Il modello dell'ugello DSFR presenta uno sviluppo modulare. Esso è diviso in tre sezioni:

1. Sezione di condizionamento del flusso, con la funzione di creare un flusso uniforme e ripetibile in ingresso nell'ugello;
2. Sezione contenente la strumentazione per la misurazione della pressione totale e delle temperature in ingresso nell'ugello;
3. Sezione contenente l'ugello di scarico vero e proprio;

Il modello sottoposto ad analisi numerica è costituito dalle ultime due sezioni 2 e 3 (Figura 6). È formato da due tubi di flusso concentrici, quello esterno è l'ugello del Fan, mentre quello interno è l'ugello del core.

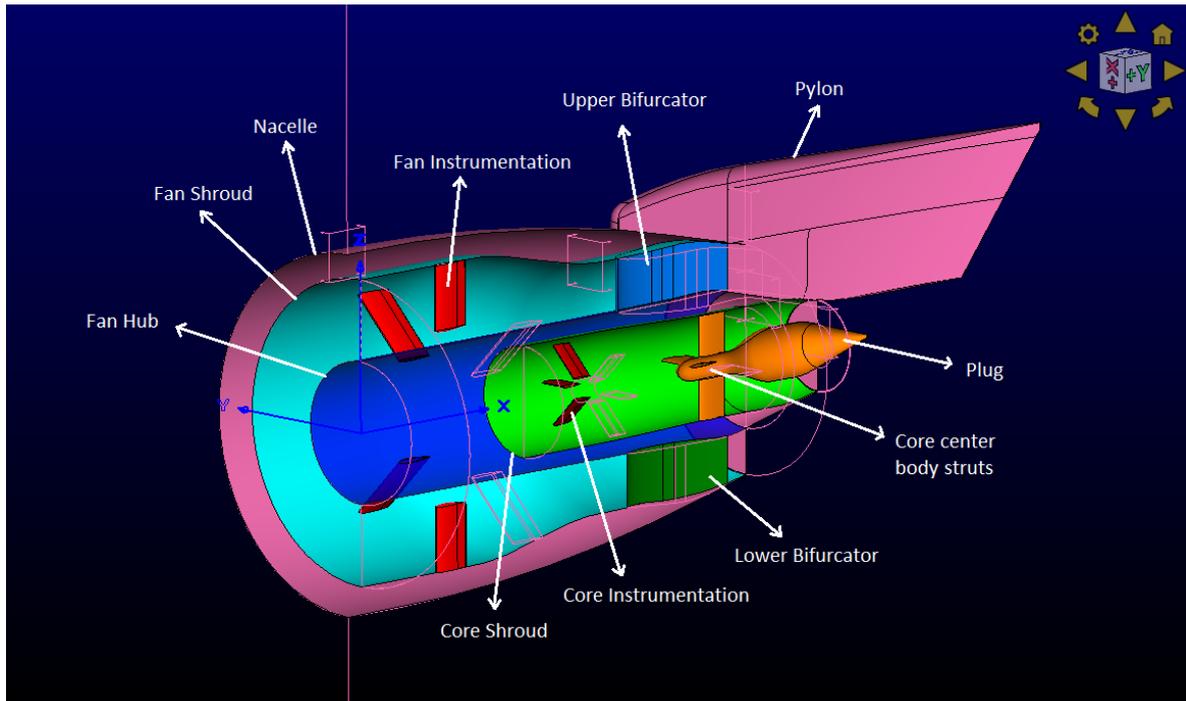


Figura 8. Dfinizione dei diversi componenti del DSFR

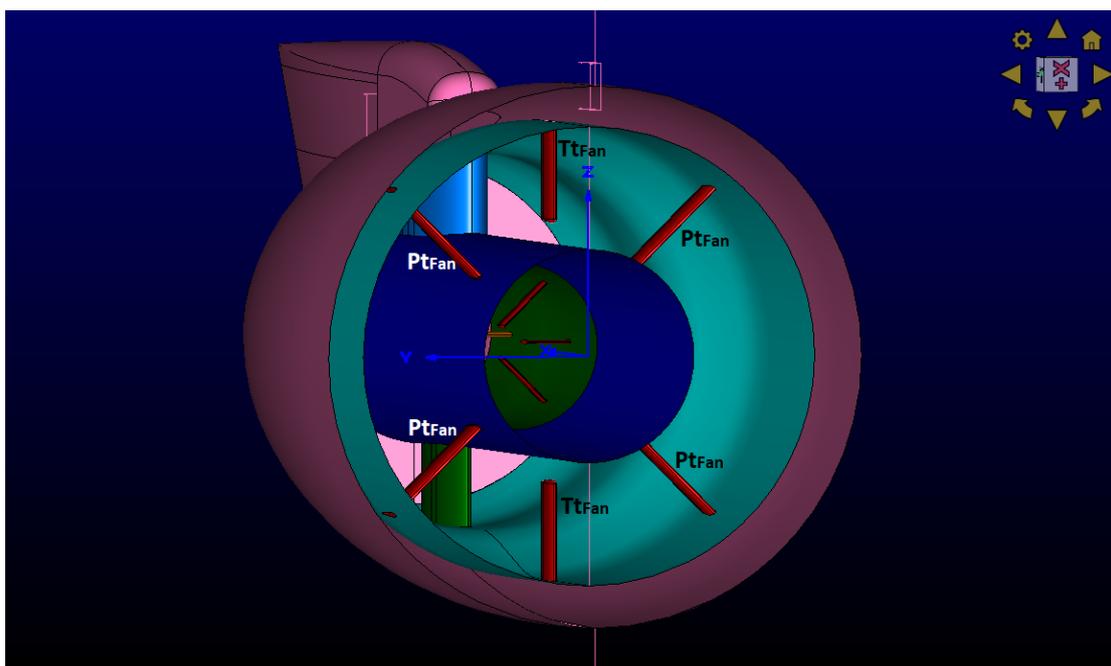


Figura 9. Palette della strumentazione nell'ugello esterno

Come si può osservare in *Figura 8*, il tubo di flusso esterno (del Fan) presenta una superficie di shroud di color azzurro chiaro e una superficie interna di hub blu. Il tubo di flusso interno (del Core) presenta una superficie di shroud di color verde chiaro.

La prima parte del tubo di flusso esterno ha una sezione costante, in quanto fa parte del tratto finale della sezione 3 di condizionamento del flusso. Subito dopo si incontra la sezione 2 contenente la strumentazione lato Fan (*Figura 9*).

Essa consiste di sei palette ottenute estrudendo radialmente un profilo aerodinamico, rosse in figura. Su due di esse (0° e 180°) sono presenti tre sonde di temperatura totale Tt_{Fan} ognuna. Sulle restanti quattro (45° , 135° , 225° , 315°) sono presenti dodici sonde di pressione totale Pt_{Fan} ognuna.

A valle della strumentazione inizia la sezione 2 in cui il tubo di flusso esterno inizia a diminuire la propria sezione, fino a raggiungere la sezione di area minima all'uscita. In questo modo si ottiene un ugello convergente tipico di applicazioni subsoniche civili.

Tra le palette sensorizzate e la sezione di uscita dell'ugello del fan sono presenti due biforcatori, uno superiore blu chiaro e uno inferiore verde. Essi possiedono una funzione strutturale e conferiscono maggiore stabilità e regolarità al flusso, limitando eventuali ricircoli.

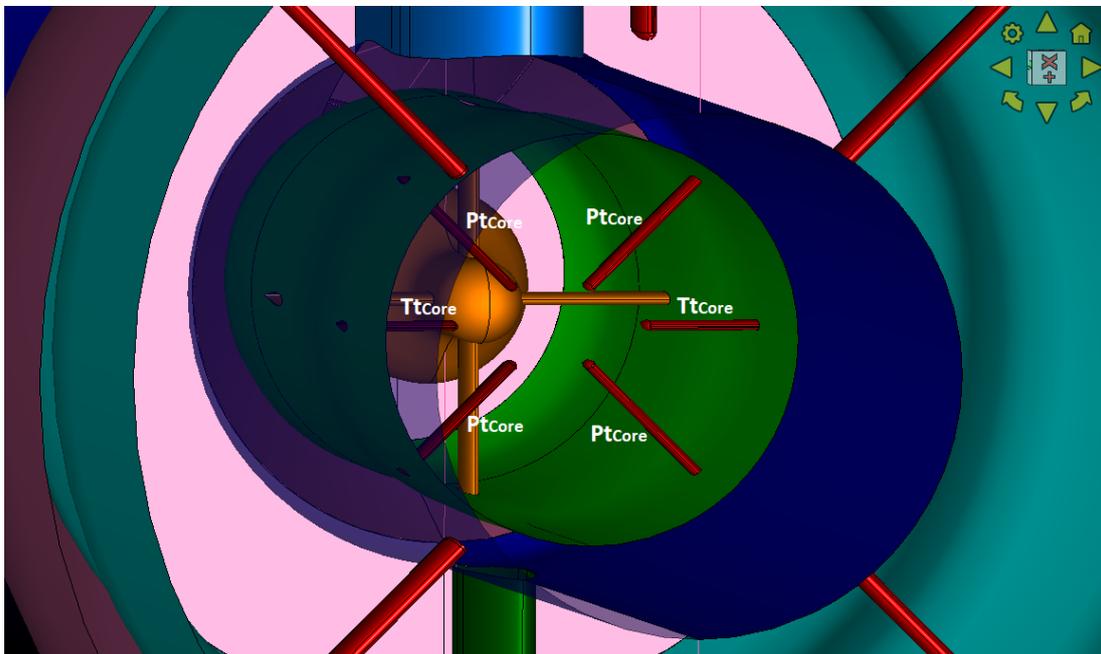


Figura 10. Palette della strumentazione nell'ugello interno

La prima parte del tubo di flusso interno ha una sezione costante, in quanto fa parte del tratto finale della sezione 3 di condizionamento del flusso. Subito dopo si incontra la sezione 2 contenente la strumentazione lato Core (*Figura 10*). Essa consiste di sei palette ottenute estrudendo radialmente un profilo aerodinamico, rosse in figura. Su due di esse (90° e 270°) sono presenti due sonde di temperatura totale Tt_{Fan} ognuna. Sulle restanti 4 (45° , 135° , 225° , 315°) sono presenti sei sonde di pressione totale Pt_{Fan} ognuna.

A valle della strumentazione inizia la sezione 2, l'area delle sezioni a valle si mantiene costante per un tratto di lunghezza pari ad $1/3$ dell'estensione totale dell'ugello del core. A valle è presente il Plug, preceduto da un elemento strutturale composto di quattro profili aerodinamici estrusi a partire dal corpo centrale cilindrico di colore arancione, con una cupola anteriore detta Core Cowl.

Il Plug è un componente a forma di proiettile, con la capacità di traslare lungo l'asse del motore, modificando, in questo modo, la geometria interna dell'ugello di scarico del core.

Dunque, questo componente permette di controllare la distribuzione delle aree delle sezioni trasversali dell'ugello, ottimizzando il comportamento dell'ugello nelle diverse condizioni operative del motore, dal decollo all'atterraggio.

Si ottiene in questo modo anche una riduzione della rumorosità del motore stesso, soprattutto in condizioni di funzionamento fuori progetto.

A partire dalla Core Cowl l'area delle sezioni trasversali inizia a diminuire fino a raggiungere la sezione di area minima all'uscita. In questo modo si ottiene un ugello convergente tipico di applicazioni subsoniche civili.

5 DESCRIZIONE DELL'APPARATO SPERIMENTALE

I dati sperimentali messi a disposizione, necessari per la validazione della soluzione ottenuta tramite l'analisi CFD, provengono dal laboratorio denominato *Aero Systems Engineering's FluiDyne Aerotest Laboratory*, situato a Plymouth, Minnesota.

L'attrezzatura dedicata alla misurazione della spinta è denominata *Channel 12*, ossia un banco prova per la misurazione della spinta nel caso di flussi freddi. Esso possiede un sistema estensimetrico a temperatura compensata, capace di misurare tre componenti di spinta: la Forza Assiale (H_x), la Forza Verticale (H_z) e il Momento di Beccheggio.

Il flusso d'aria, impiegato per testare l'ugello, è ottenuto tramite un sistema di immagazzinamento dell'aria secca a 500 psi (34.023 atm). L'aria è scaldata tramite una stufa elettrica. Nel caso del presente studio l'aria è mantenuta alla temperatura nominale della stanza, ossia 65 °F (18.3 °C).

La pressione è stata misurata con l'attrezzatura *PSI System Model 98RK*, mentre la temperatura è stata misurata con termocoppie di tipo T. Il sistema di misurazione utilizzato è digitale e utilizza un filtraggio anch'esso digitale. La pressione e la temperatura sono acquisite alla frequenza di 50 Hz, mentre le forze alla frequenza di 1 kHz. L'apparato sperimentale è riportato in *Figura 11*.

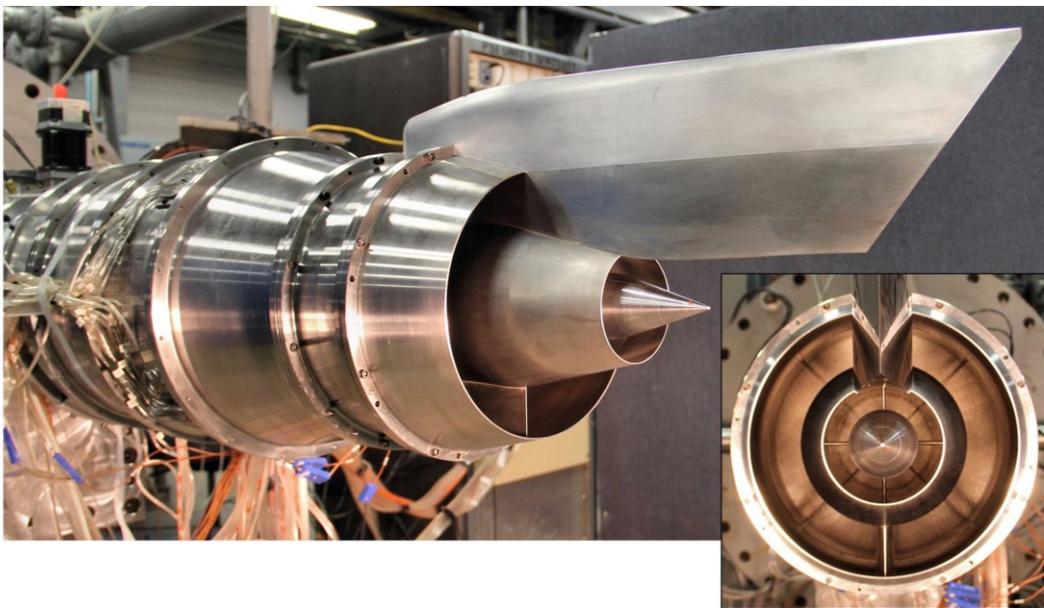


Figura 11, Banco prova Channel 12, ASE FluiDyne Laboratory, Plymouth, Minnesota

I risultati sperimentali ottenuti sono riassunti nella *Tabella 1*, in cui è evidenziata la riga relativa ad un rapporto di espansione $P_{t,Fan}/P_a = 1.4$.

$P_{t,fan} / P_a$		C_{Dfan}		C_{Dcore}		C_{Tr}		C_{TX}		C_{TZ}		α (deg.)	
Avg.	2σ	Avg.	2σ	Avg.	2σ	Avg.	2σ	Avg.	2σ	Avg.	2σ	Avg.	2σ
2.798	0.004	0.9897	0.0003	0.9664	0.0009	0.9884	0.0004	0.9882	0.0004	-0.0198	0.0002	-1.145	0.014
2.599	0.002	0.9894	0.0004	0.9408	0.0013	0.9907	0.0005	0.9905	0.0005	-0.0205	0.0003	-1.185	0.014
2.399	0.002	0.9891	0.0003	0.9444	0.0018	0.991	0.0005	0.9908	0.0005	-0.0214	0.0002	-1.238	0.014
2.201	0.002	0.9888	0.0004	0.9431	0.0011	0.9901	0.0005	0.9899	0.0005	-0.0223	0.0003	-1.287	0.016
2.001	0.002	0.9873	0.0003	0.9103	0.0021	0.9898	0.0007	0.9896	0.0007	-0.0239	0.0003	-1.384	0.017
1.8	0.003	0.9808	0.0005	0.89	0.0012	0.9887	0.0006	0.9884	0.0006	-0.0251	0.0003	-1.456	0.016
1.6	0.002	0.974	0.0002	0.8613	0.0025	0.9871	0.0009	0.9867	0.0008	-0.0264	0.0003	-1.53	0.02
1.4	0.006	0.968	0.0005	0.8074	0.0053	0.9847	0.0012	0.9843	0.0012	-0.0275	0.0004	-1.601	0.022
1.2	0.003	0.962	0.0005	0.8901	0.0017	0.9801	0.002	0.9797	0.0019	-0.0253	0.0006	-1.482	0.033

Tabella 1

6 METODO UTILIZZATO PER LA COSTRUZIONE DELLA MESH

In questa sezione verrà descritto il metodo utilizzato per la costruzione della mesh tridimensionale (mesh di volume) all'interno del dominio di calcolo.

Il punto di partenza di un'analisi numerica CFD è il file CAD attraverso il quale viene definito il dominio di calcolo stesso.

Nel caso in questione il file CAD è stato fornito esternamente. Esso proviene dal concorso di analisi CFD denominato PWA03 (3rd Propulsion Aerodynamic Workshop). Lo scopo di tale iniziativa è la costruzione di una mesh ottimale di un ugello di scarico DSFR, tramite la quale ottenere una soluzione numerica il più possibile vicina ai risultati sperimentali forniti.

6.1 ANALISI QUALITATIVA DEL DATABASE E RICOSTRUZIONE DELLE PARTI MAGGIORMENTE DANNEGiate

Il file CAD in questione è stato fornito in formato .igs e il Software impiegato per la costruzione della griglia è *Pointwise V18.5R1*.

Il primo passo, dopo aver preso dimestichezza con il software, è stato importare il file CAD all'interno del programma sotto forma di "Database" (nominativo con il quale il software definisce i file CAD), conservando l'unità di misura con la quale il file è stato fornito ossia pollici (in).

La geometria è suddivisa in un insieme di "Modelli" che definiscono le diverse componenti dell'ugello di scarico. A loro volta i Modelli possono essere suddivisi in più porzioni dette "Quilts" che individuano diverse parti della superficie del modello sui bordi delle quali si attaccano i "Connettori", la cui funzione verrà descritta in seguito.

La geometria si presentava, ad un primo sguardo, come in *Figura 12* e *Figura 13*

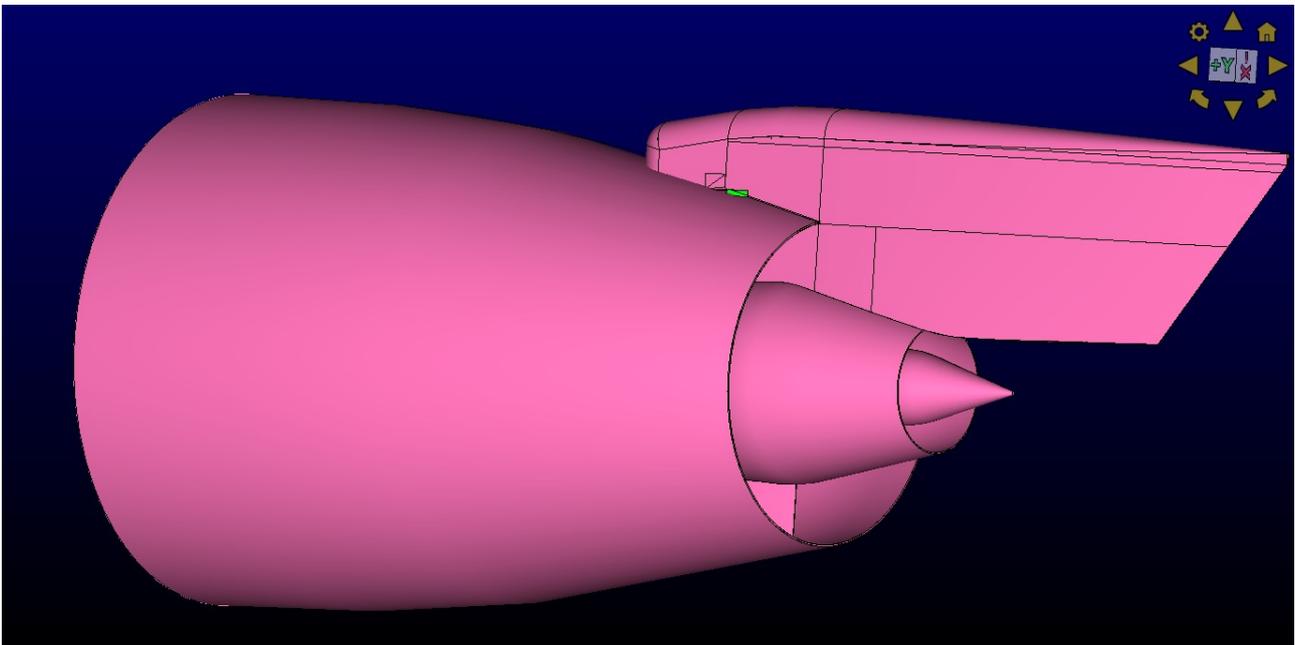


Figura 12, Modello CAD di partenza, vista esterna

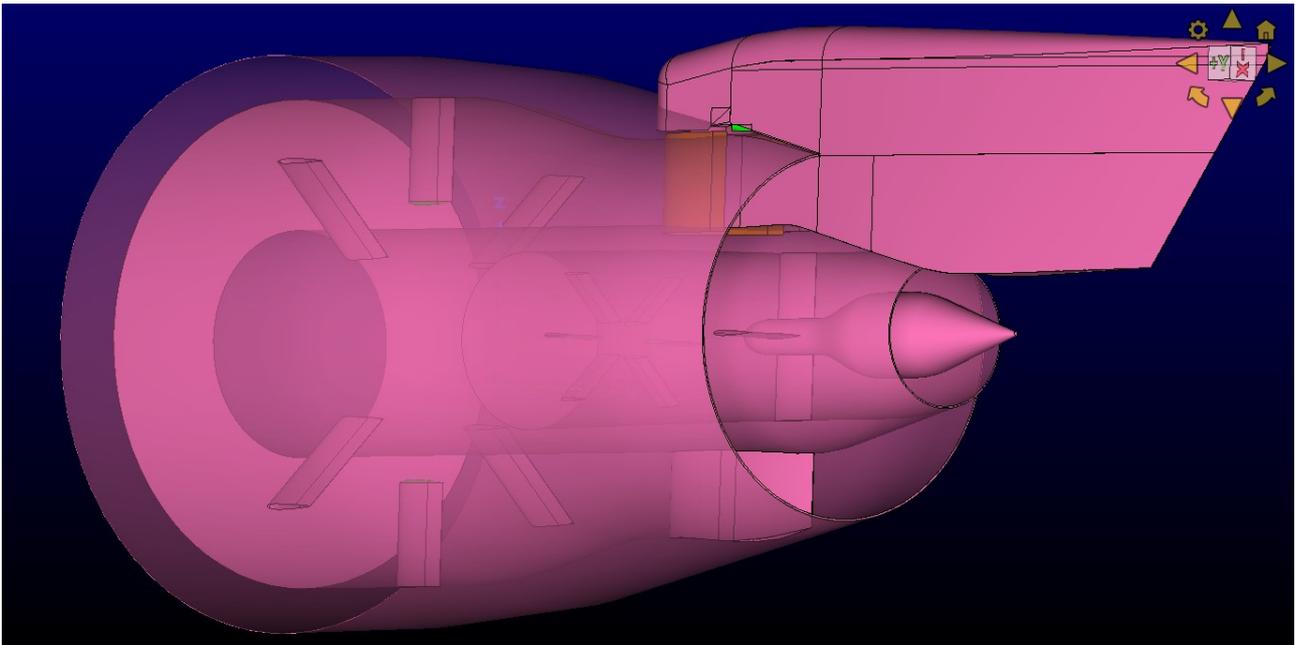


Figura 13, Modello CAD di partenza, vista interna

A questo punto sono state analizzate le superfici della geometria e le intersezioni tra la i -esima superficie e quelle ad essa adiacenti. Si è subito notato che la maggior parte dei modelli che componevano il file, presentavano problematiche molto importanti. Erano presenti numerosi gap tra quilts appartenenti allo stesso modello e tra modelli distinti, che formavano veri e propri “buchi” sulla superficie del dominio. Molti di questi errori nel database di partenza si presentavano come sfalsamenti e disallineamenti di superfici contigue.

Partendo dalla porzione esterna della geometria, molte criticità sono state riscontrate lungo tutta la superficie del pilone e a livello delle intersezioni tra il pilone stesso e la nacelle esterna.

In *Figura 14* si può osservare una panoramica delle zone del pilone in cui erano presenti le problematiche più importanti. Per ora ci si concentra soltanto sulla superficie del pilone senza considerare le intersezioni con la nacelle.

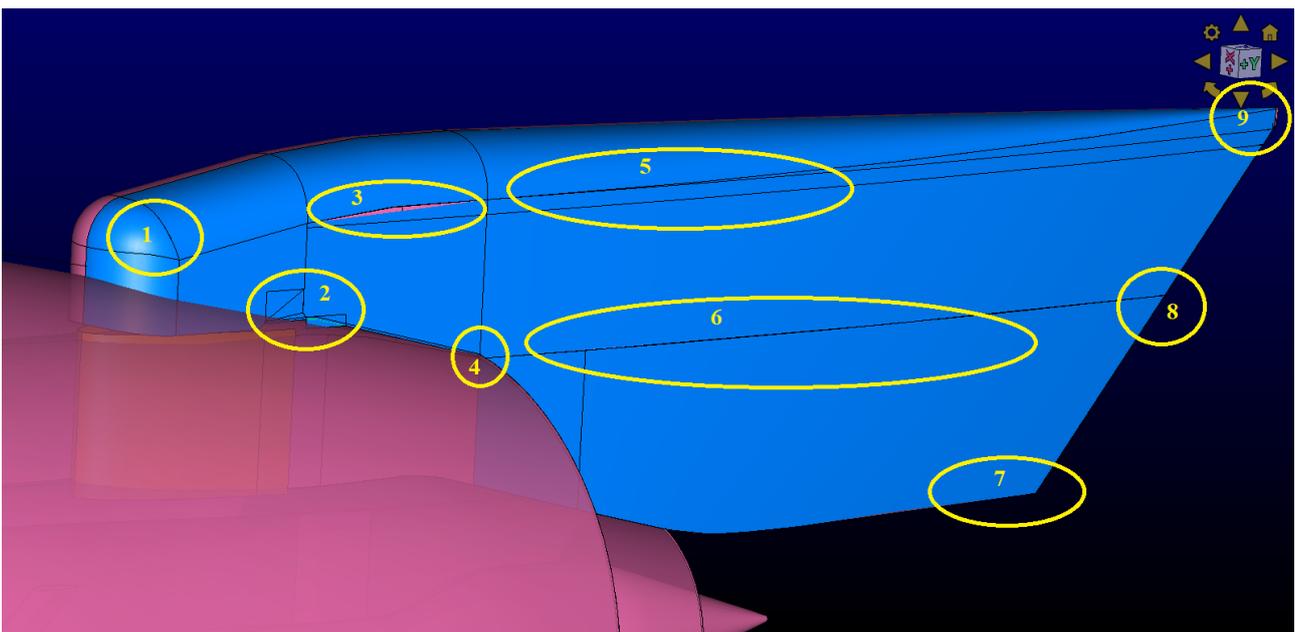


Figura 14, Principali problematiche geometriche sul pilone

Andando ad ingrandire in *Figura 15-16-17-18-19* alcune delle zone critiche ci si può rendere conto dell'entità degli scostamenti e delle incongruenze nel database, per quanto riguarda la superficie esterna del pilone.

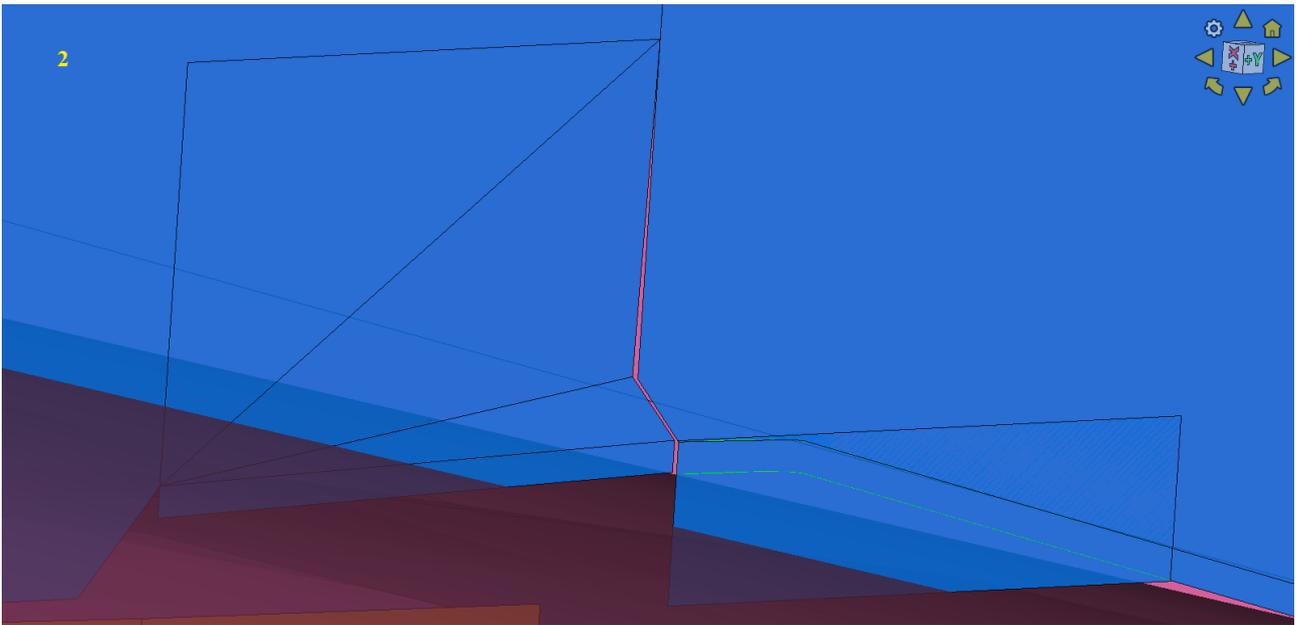


Figura 15

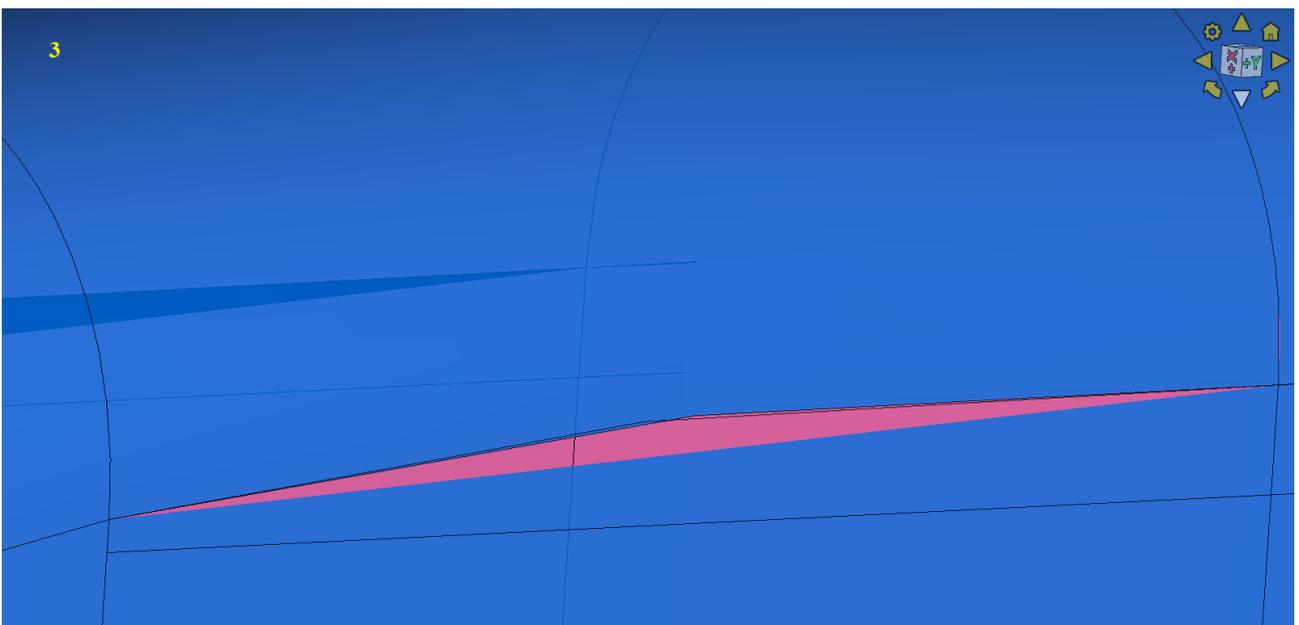


Figura 16



Figura 17

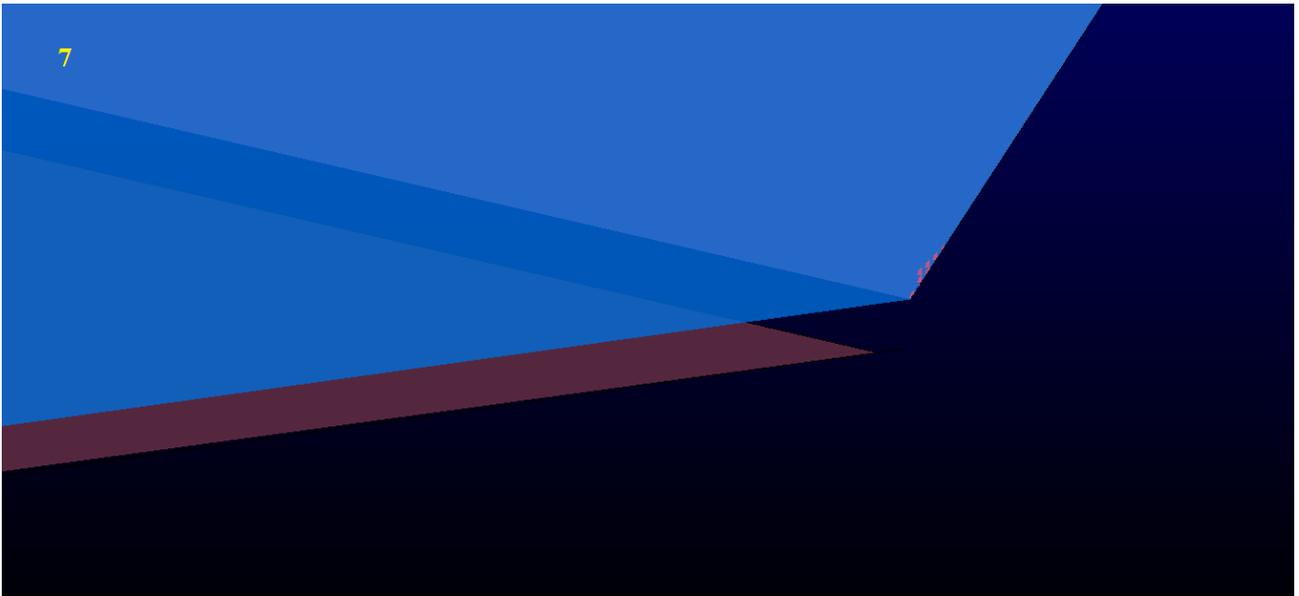


Figura 18

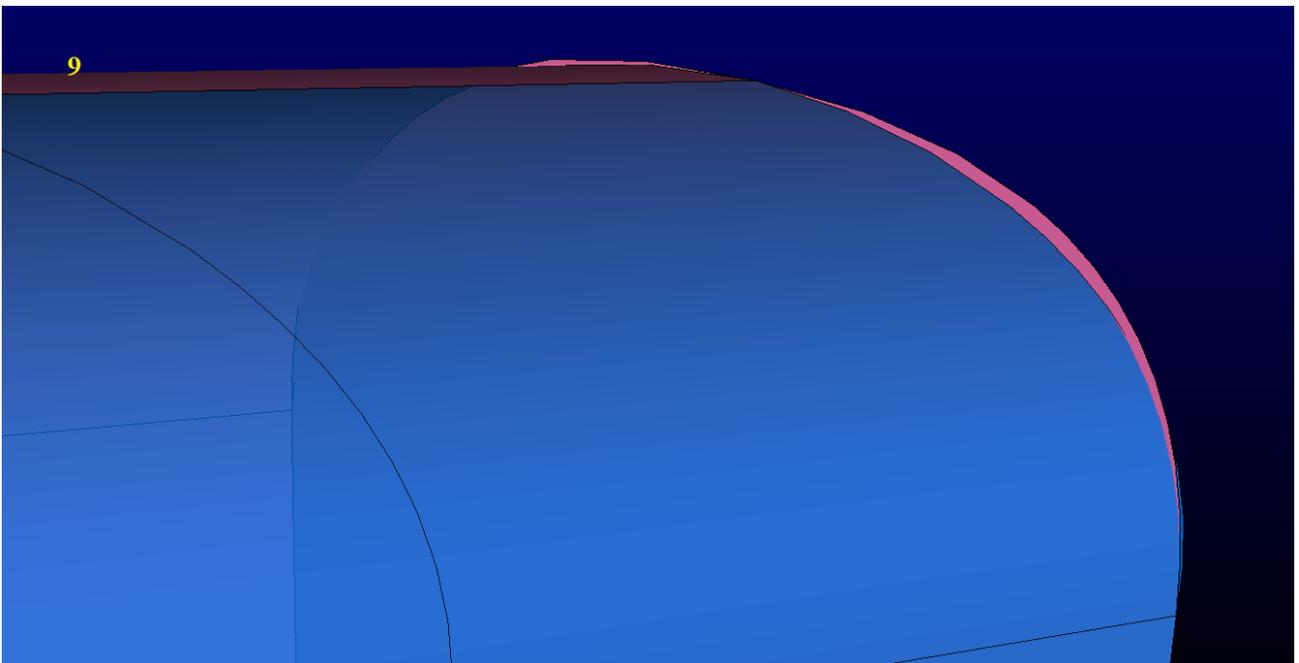


Figura 19

Successivamente, osservando la *Figura 20* si notano le problematiche a livello delle intersezioni tra pilone e nacelle. Si può notare la mancanza di porzioni di superficie, e l'assenza delle intersezioni stesse tra le diverse superfici.

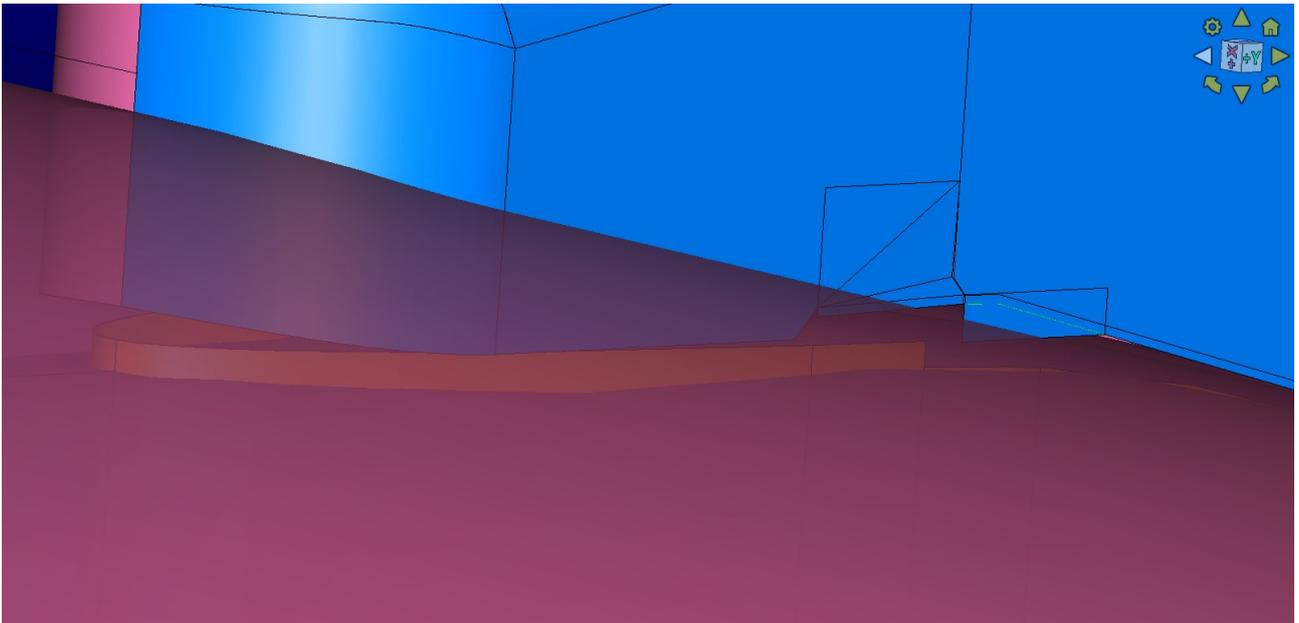


Figura 20

Continuando l'analisi delle superfici del modello ci si sposta nella parte interna degli ugelli di scarico. Prima di tutto si esamina l'ugello di scarico del fan e, singolarmente, i componenti in esso contenuti, come le alette di fissaggio delle sonde di pressione totale e di temperatura totale, l'Upper Bifurcator e il Lower Bifurcator.

Considerando la singola aletta posta sulla porzione anteriore del tubo di flusso esterno, *Figura 21*, si osservano incongruenze nel database in corrispondenza delle giunzioni tra superfici contigue vicino allo shroud e all'hub, ossia nelle zone cerchiare in giallo.

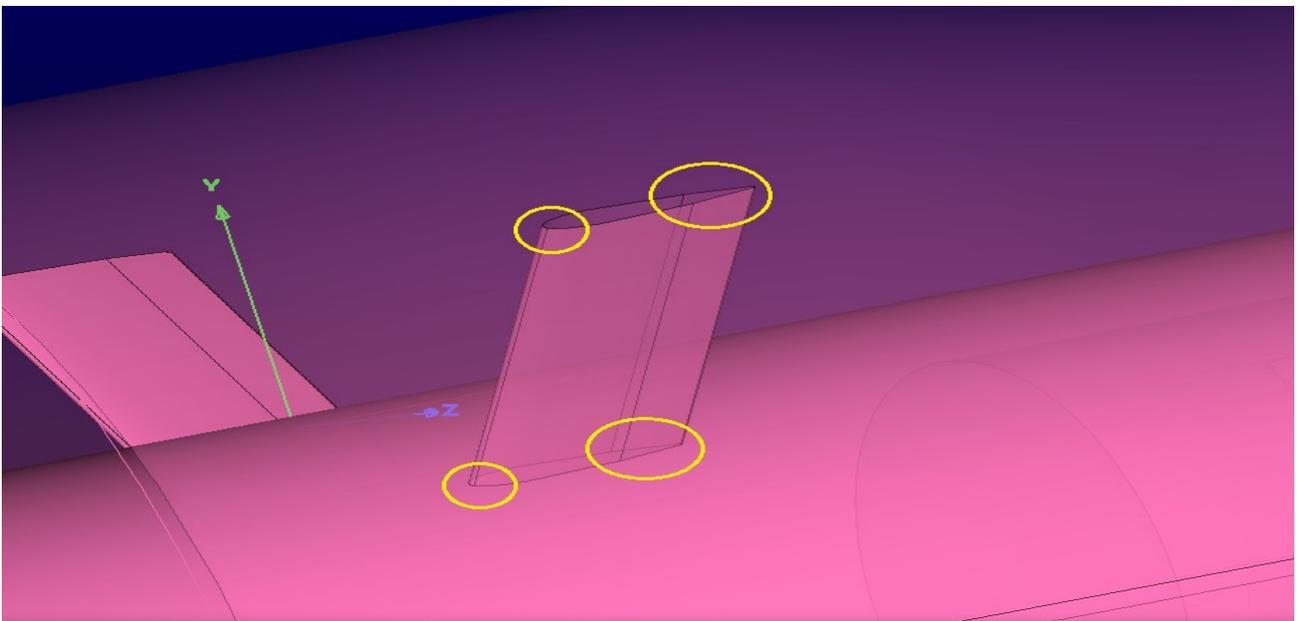


Figura 21

Ingrandendo la visuale del modello come in *Figura 22-23* ci si rende conto delle cattive condizioni del database.



Figura 22



Figura 23

Le stesse problematiche sono state riscontrate sulle superfici dell'Upper Bifurcator e del Lower Bifurcator.

A questo punto, vengono prese in considerazione le intersezioni tra gli elementi appena analizzati singolarmente e le superfici del tubo di flusso esterno.

Le alette contenenti le sonde di pressione totale contenuti nell'Instrumentation Section dell'ugello del fan, presentano un gap rispetto alla superficie di hub del tubo di flusso in questione (*Figura 24*). Esse, invece, dovrebbero attraversare radialmente l'ugello, ancorandosi all'hub e allo shroud.

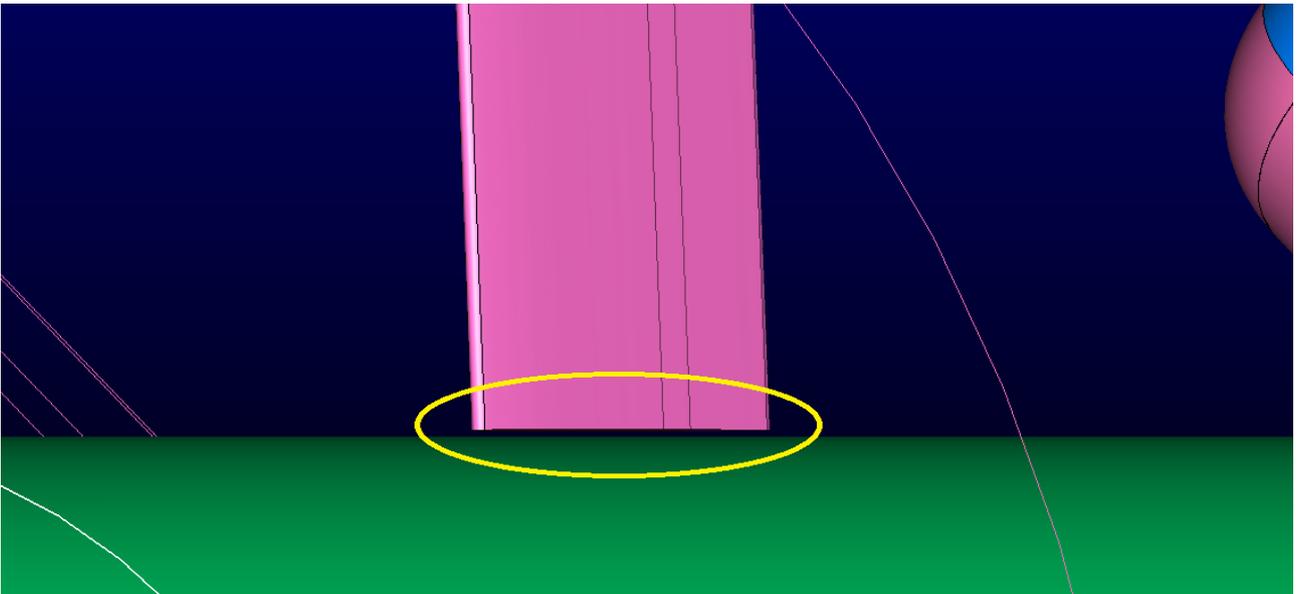


Figura 24

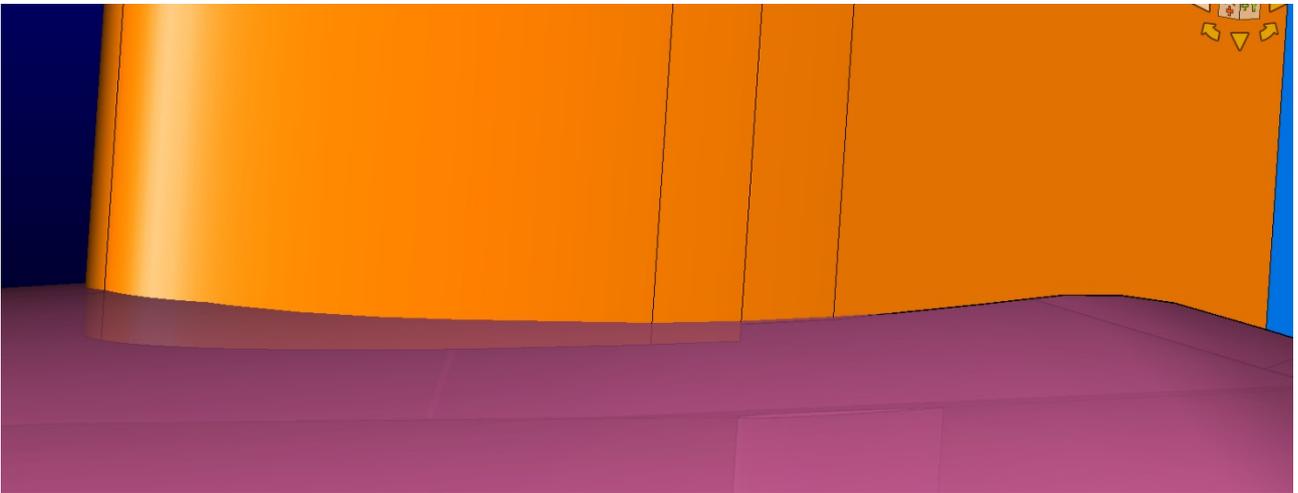


Figura 25

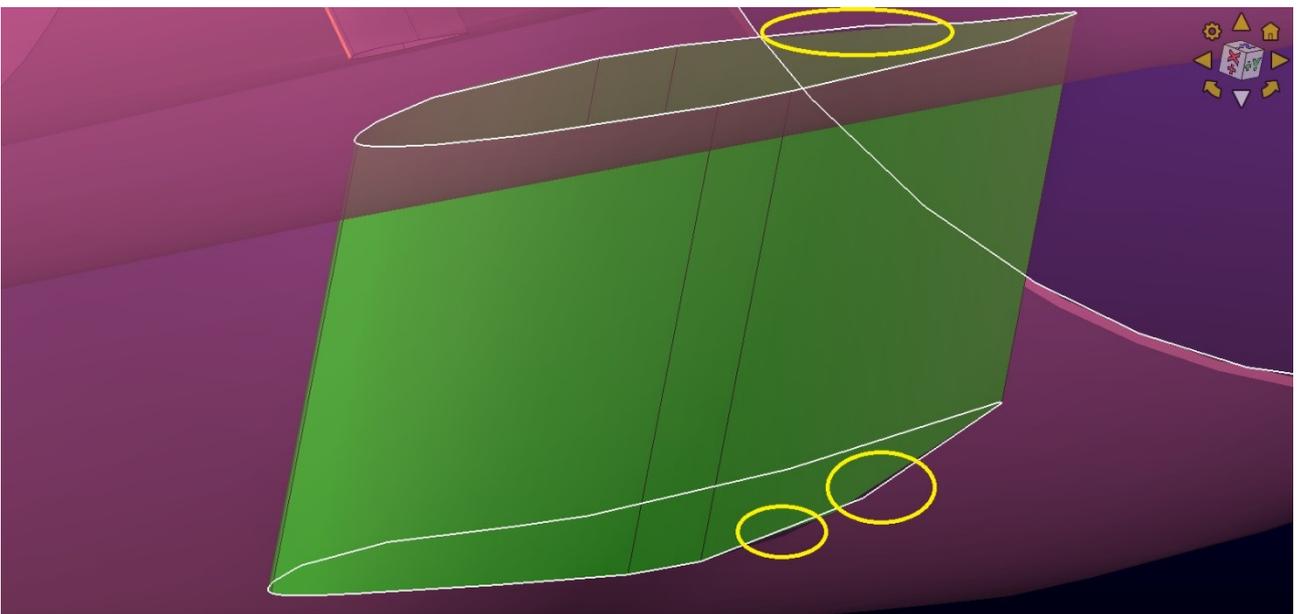


Figura 26

Inoltre, osservando la parte centrale di *Figura 20* e in *Figura 25* si osserva la mancanza di intersezioni tra la geometria dell'Upper Bifurcator (in arancione) e le superfici di shroud e hub del tubo di flusso esterno.

A livello di Lower Bifurcator le intersezioni sono presenti, ma non combaciano tra loro, nel senso che non vi è coincidenza tra le proiezioni lungo l'asse y del componente sulle superfici di shroud e hub e il perimetro delle basi del componente stesso (*Figura 26*).

Per quanto riguarda l'ugello di scarico di core sono stati analizzati tutti i componenti interni all'ugello stesso come le alette di fissaggio delle sonde di pressione e temperatura totali, il plug e gli elementi strutturali di fissaggio di quest'ultimo.

Le problematiche riscontrate sono simili a quelle relative all'ugello del fan, sia a livello di elementi singoli che a livello di intersezione tra l'i-esimo componente e la parete del tubo di flusso interno.

Inoltre, la superficie del tubo di flusso interno è caratterizzata dalla presenza di strani ripiegamenti vicino alle intersezioni tra la superficie stessa e le estremità esterne delle alette della strumentazione (*Figura 27*).

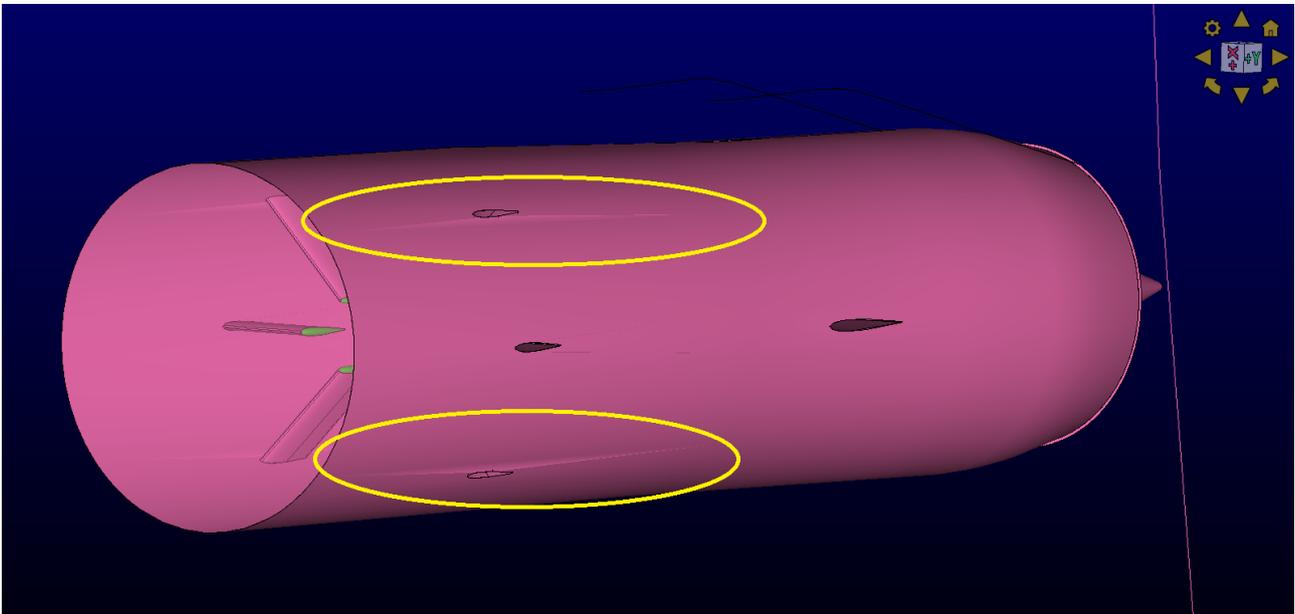


Figura 27

Il metodo che verrà descritto da qui in poi è il risultato di un lungo processo iterativo costituito da modifiche e aggiustamenti del database contemporaneamente alla costruzione della mesh stessa.

Procedendo con la generazione del reticolo, sono venute alla luce le numerose criticità già descritte e si è preso coscienza dell'entità del problema in base alla posizione, all'estensione e alla natura dell'errore nel modello geometrico.

All'inizio del lavoro, è stato necessario correggere gli errori più evidenti e grossolani presenti nel file tramite un software di modellazione CAD. L'intento era quello di evitare la ricostruzione da zero del modello geometrico, sistemandolo nel miglior modo possibile, al fine di evitare errori di modellazione che portassero, poi, ad incongruenze con i dati sperimentali derivanti dalla risoluzione del modello stesso.

Inoltre, i dati a disposizione, riguardanti le caratteristiche geometriche del modello, non erano sufficienti a permettere la ricostruzione del database in tempi accettabili. Il Software di modellazione utilizzato è *Autodesk Fusion 360*. La scelta è stata dettata dall'esigenza di correggere geometrie relativamente complesse in tempi ristretti senza avere informazioni sull'esatta forma dei componenti danneggiati. Le modifiche più significative apportate sono state 4:

1. Eliminazione e ricostruzione della porzione di superficie del pilone a contatto con la nacelle (Problema visibile nella Zona 2, *Figura 14*);
Il risultato dell'operazione di modifica in questione è rappresentato nella figura sotto (*Figura 28*).

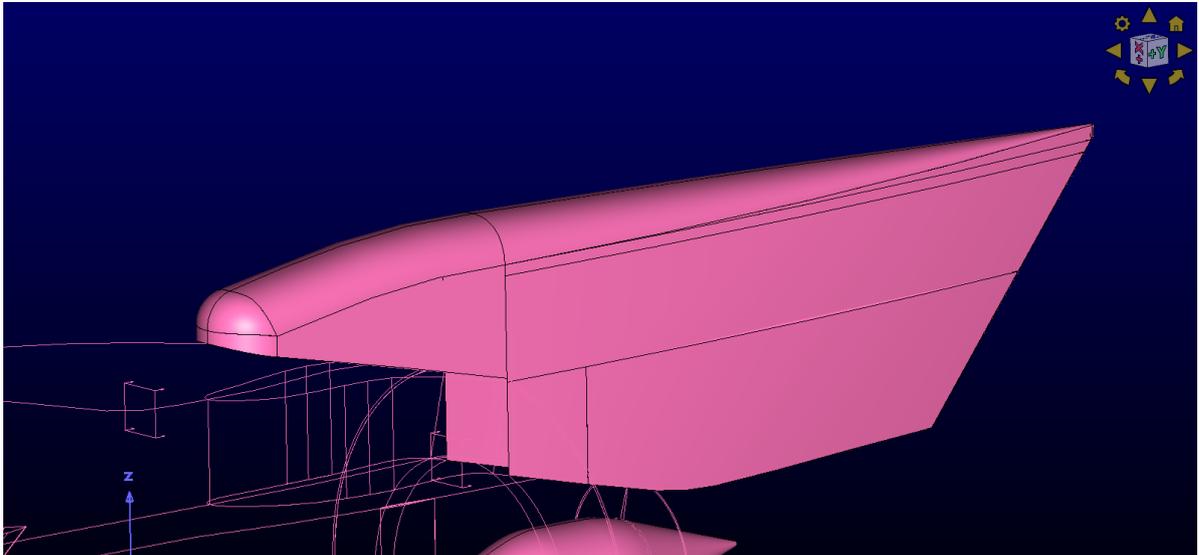


Figura 28

2. Allungamento delle alette per la misurazione delle pressioni totale, presenti nell'ugello del fan, fino alla superficie di hub dell'ugello stesso (Problema visibile in *Figura 24*);
Il risultato dell'operazione di modifica in questione è rappresentato in *Figura 29*.

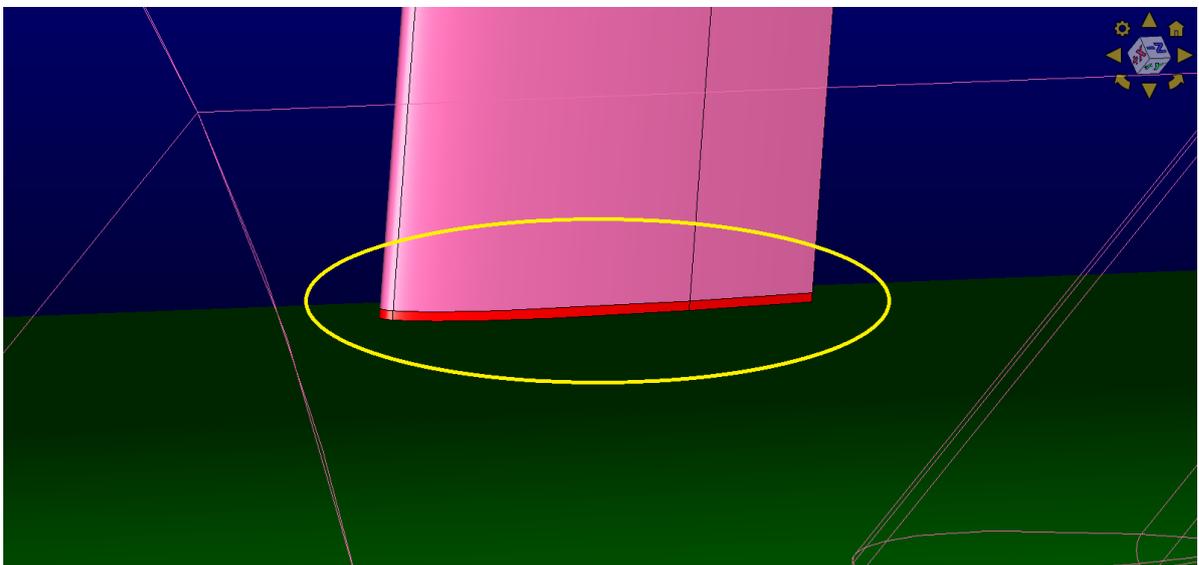


Figura 29

3. Sezione dell'Upper Bifurcator in corrispondenza delle superfici di shroud e hub dell'ugello esterno (Problema visibile in *Figura 20*, *Figura 25*);
Il risultato dell'operazione di modifica in questione è rappresentato in *Figura 30*.

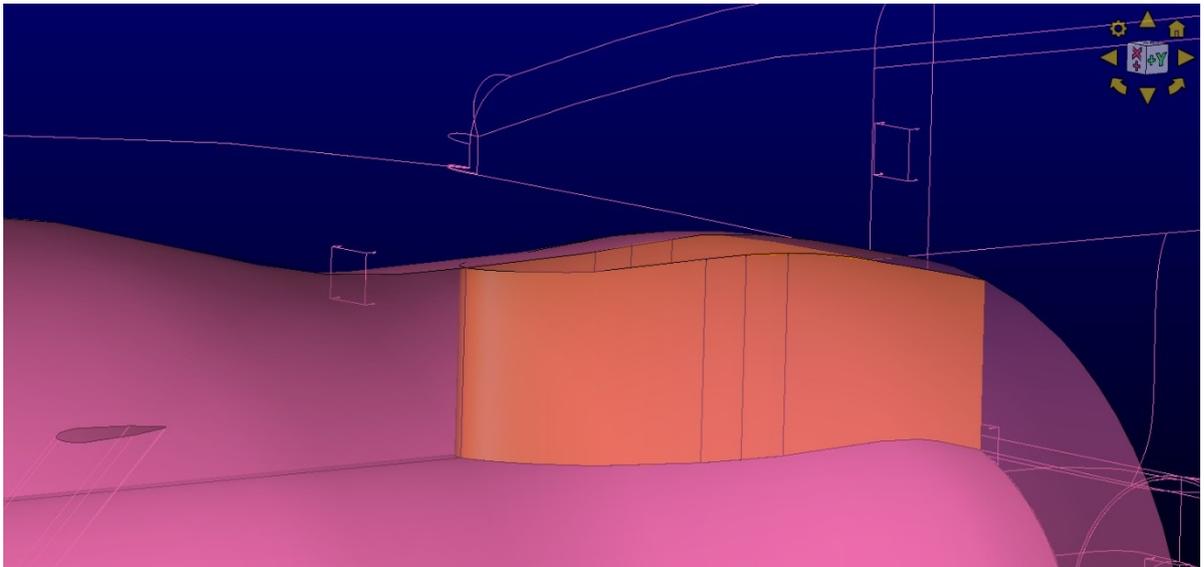


Figura 30

4. Ricostruzione della superficie esterna dell'ugello del core (Problema visibile in *Figura 27*); Il risultato dell'operazione di modifica in questione è rappresentato in *Figura 31*.

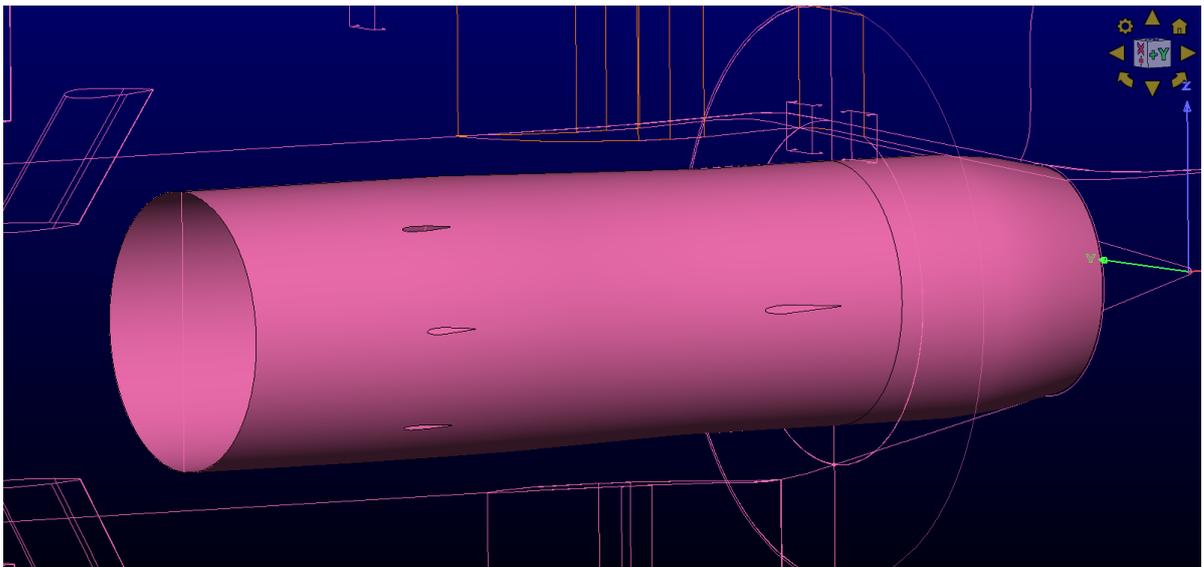


Figura 31

In questa fase si è deciso di non procedere oltre nella correzione delle molteplici imperfezioni restanti nel database. Questa operazione avrebbe significato ricostruire il file da zero.

Alla luce di questa decisione, le scelte successive, in termini di tipologia di griglia impiegata, sono state obbligate:

1. **Costruzione di una mesh strutturata nella parte interna dell'ugello.**

Questa scelta ha permesso di avere un controllo preciso di tutti i blocchi strutturati all'interno dell'ugello. Ogni blocco è stato creato manualmente, appositamente per adattarsi al meglio alla geometria interna del modello.

2. **Costruzione di una mesh non strutturata nella parte esterna dell'ugello.**

Questa scelta è stata dettata dall'esigenza di ridurre le tempistiche di costruzione del reticolo e ridurre il numero di celle totali.

6.2 COSTRUZIONE DELLA MESH STRUTTURATA ALL'INTERNO DELL'UGELLO

6.2.1 CREAZIONE E ADATTAMENTO DEI CONNETTORI

Il Database derivante dal lavoro di correzione è stato convertito in formato .igs e importato in Pointwise conservando l'unità di misura originale (in).

Il passo successivo è la generazione automatica dei "connettori". I connettori sono linee monodimensionali (1D), elementi base di una qualsiasi griglia.

Il software permette di generare automaticamente i connettori prendendo come riferimento il Database importato. I connettori vengono creati attaccati ai bordi delle Quilts.

Questa caratteristica porta con sé una problematica importante: nel caso in cui il database presenti delle irregolarità o errori, come nel caso della geometria importata, i connettori generati conservano tali incongruenze.

In particolare, la presenza di moltissime superfici sovrapposte, compenstrate, disallineate, presenti nel file, è un grosso problema per il software. L'algoritmo di generazione dei connettori, nelle zone contenenti problematiche di questo tipo, non può capire come posizionare le linee e dove troncarle.

Il risultato è che moltissimi dei connettori generati non sono correttamente collegati agli altri.

A questo proposito, per poter creare i "Domini", ossia le griglie bidimensionali (2D), i connettori, che definiscono i contorni dei domini, devono essere collegati tra loro in modo da definire superfici chiuse. Per quanto riguarda i domini strutturati, i connettori devono essere organizzati in modo tale da individuare quattro lati.

In entrambi gli ugelli, di fan e core, tutti i problemi elencati precedentemente, non risolti a livello CAD, devono essere risolti a livello di connettori. Tutte le linee devono essere posizionate in modo tale da definire superfici chiuse.

Il procedimento di rielaborazione dei connettori è stato molto lungo e laborioso in quanto è stato necessario controllare tutti i connettori uno per volta e sistemare tutti i punti di connessione errati tra i connettori stessi.

Oltretutto, non conoscendo esattamente la forma della geometria nelle zone errate, è stato necessario capire nel complesso quali superfici mantenessero una forma conforme alla geometria e quali no. I connettori facenti parte delle superfici sbagliate sono stati fittati manualmente, prendendo come riferimento i connettori delle superfici corrette.

Ad esempio, per quanto riguarda le alette della strumentazione, sono state considerate corrette le proiezioni radiali delle stesse sulle superfici di shroud e hub del tubo di flusso di appartenenza. I connettori relativi all'altezza radiale della singola aletta sono stati rielaborati in modo da collegarsi adeguatamente a tali proiezioni (*Figura 32*).

Il procedimento brevemente descritto sopra, è stato preceduto dalla divisione della geometria in due parti, in termini di connettori:

La geometria è caratterizzata dalla presenza di un piano di simmetria (Piano XY) che divide l'ugello in due parti identiche. Una volta individuato il piano di simmetria e divisi tutti i connettori in corrispondenza della loro intersezione con il piano stesso, sono stati eliminati tutti quelli da un lato e conservati gli altri (*Figura 33*). In questo modo occorre riempire con il reticolo solo metà del dominio di calcolo, dimezzando il numero di celle da costruire e computare. I risultati numerici sono simmetrici.

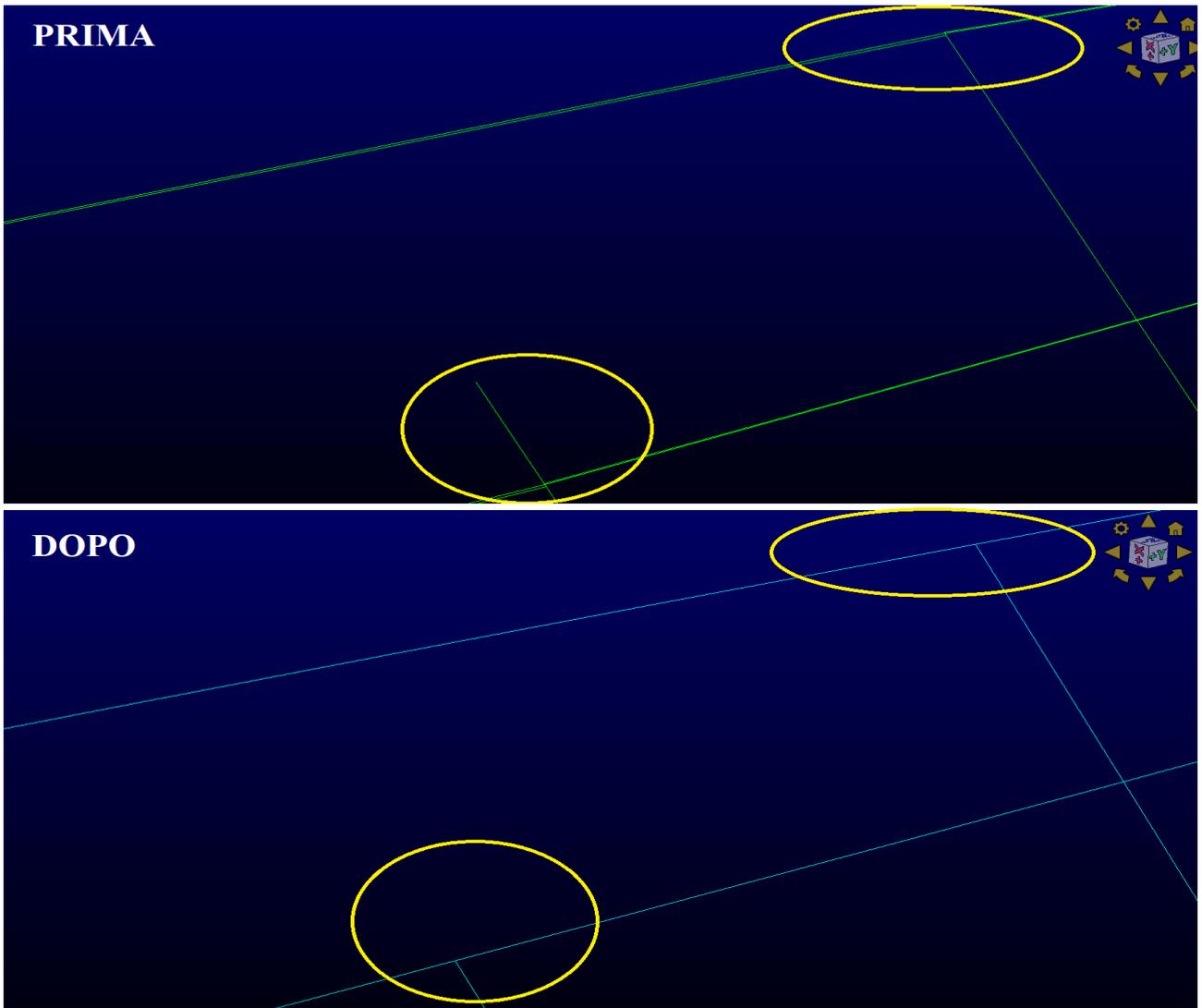


Figura 32

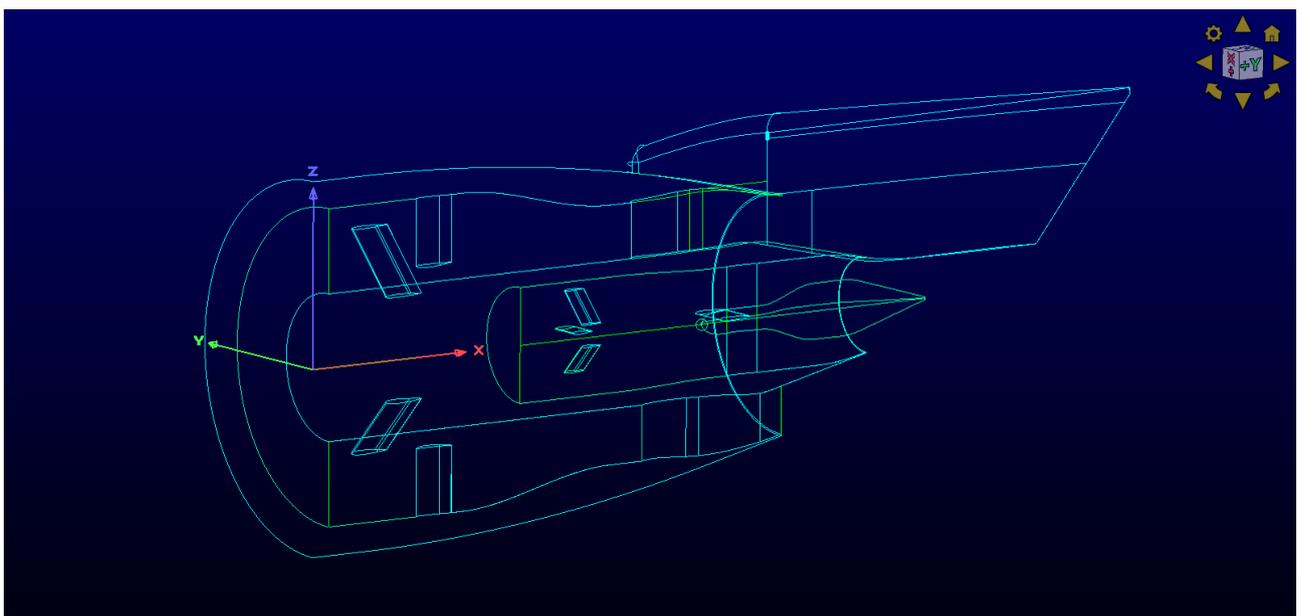


Figura 33, Connettori corretti della porzione sinistra del modello

6.2.2 CALCOLI PRELIMINARI ED EQUAZIONI UTILIZZATE

Prima di procedere con la costruzione del reticolo è stato necessario effettuare un'analisi numerica semplificata del sistema, calcolando le diverse variabili necessarie per determinare:

- Il numero di Reynolds (Re) nelle sezioni di ingresso e uscita dell'ugello di Fan;
- Il numero di Reynolds (Re) nelle sezioni di ingresso e uscita dell'ugello di Core;
- Il numero di Reynolds (Re) all'esterno delle alette di supporto della strumentazione;
- L'altezza della prima cella ΔS sulle superfici di shroud e hub dell'ugello di Fan;
- L'altezza della prima cella ΔS sulle superfici di shroud e hub dell'ugello di Core;
- L'altezza della prima cella ΔS sulle superfici laterali delle alette di supporto della strumentazione;
- L'altezza della prima cella ΔS sulle superfici tondeggianti all'estremità delle alette per la misurazione della temperatura totale nell'ugello del fan e all'estremità di tutte le alette nell'ugello di core;

Prima di tutto vanno definite le specifiche riguardanti l'ugello DSFR:

I. CARATTERISTICHE GENERALI DEL SISTEMA:

Il fluido utilizzato è aria, trattata come gas ideale monoatomico, caratterizzata dalle seguenti proprietà:

- Rapporto tra i calori specifici $\rightarrow \gamma(\text{air}) = \frac{c_p}{c_v} = 1.4$
- Costante specifica dei gas ideali $\rightarrow \frac{p}{\rho} = \bar{R} * T \rightarrow \bar{R} = \frac{p}{\rho * T} = 287.05 \frac{J}{kg * K}$

II. CASI STUDIO:

Il progetto inizialmente prevedeva l'esecuzione dell'analisi CDF per sette diversi casi studio, aventi le seguenti caratteristiche:

- Tutti i casi devono essere eseguiti con lo stesso rapporto di estrazione $\rightarrow ER = \frac{P_{tfan}}{P_{tcore}} = 1.2$
- Rapporto tra le pressioni totali $\rightarrow \frac{P_{tfan}}{P_{amb}} = 1.4 / 1.6 / 1.8 / 2.0 / 2.2 / 2.4 / 2.6$

III. FLUSSO INDISTURBATO:

Tutti i casi vanno eseguiti staticamente (o in condizioni vicine a quella statica se il codice CFD utilizzato non permette la condizione statica a $M=0$) e con le seguenti costanti del flusso indisturbato:

- Pressione ambiente $\rightarrow P_{amb} = 14.24 \text{ psi} = 98181.34 \text{ Pa}$
- Temperatura ambiente $\rightarrow T_{amb} = 520 \text{ R} = 288.9 \text{ K}$

IV. FLUSSO IN INGRESSO AL FAN:

Tutti i casi devono essere eseguiti con:

- Temperatura totale in ingresso al Fan $\rightarrow T_{tfan} = 530.0 R = 294.4 K$
- Intensità della Turbolenza = 5 %
- Rapporto tra viscosità turbolenta e viscosità molecolare = 1.0

V. FLUSSO IN INGRESSO AL CORE:

Tutti i casi devono essere eseguiti con:

- Temperatura totale in ingresso al Core $\rightarrow T_{tcore} = 530.0 R = 294.4 K$
- Intensità della Turbolenza = 5 %
- Rapporto tra viscosità turbolenta e viscosità molecolare = 1.0

A questo punto sono state calcolate le pressioni totali nell'ugello di fan (P_{tfan}) e di core (P_{tcore}):

$$\bullet \quad P_{tfan} = \frac{P_{tfan}}{P_{amb}} * P_{amb} \quad (5.2.1)$$

$$\bullet \quad P_{tcore} = \frac{P_{tcore}}{P_{amb}} * P_{amb} = \frac{1}{\frac{P_{tfan}}{P_{tcore}}} * P_{tfan} \quad (5.2.2)$$

In *Tabella 2* sono riportati i valori delle costanti descritte, calcolate per tutti e sette i casi dello studio.

Pamb	[Pa]	98181.34	98181.34	98181.34	98181.34	98181.34	98181.34	98181.34
Tamb	[K]	288.9	288.9	288.9	288.9	288.9	288.9	288.9
Ptfan/Pamb	/	1.4	1.6	1.8	2	2.2	2.4	2.6
Ptcore/Pamb	/	1.17	1.33	1.50	1.67	1.83	2.00	2.17
Ptfan/Ptcore	/	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20	1.20
Ttfan	[K]	294.4	294.4	294.4	294.4	294.4	294.4	294.4
Ttcore	[K]	294.4	294.4	294.4	294.4	294.4	294.4	294.4
Ptfan	[Pa]	137453.88	157090.14	176726.41	196362.68	215998.95	235635.22	255271.48
Ptcore	[Pa]	114544.90	130908.45	147272.01	163635.57	179999.12	196362.68	212726.24

Tabella 2

Per poter procedere sono state misurate le principali caratteristiche dimensionali del modello, necessarie per il calcolo del numero di Reynolds e della dimensione della prima cella ad esso strettamente collegata.

In particolare, le grandezze ottenute sono:

- Area di ingresso dell'ugello di fan ($A_{i, fan}$) e la relativa altezza della corona circolare ($R_{i, fan}$), (Figura 34);

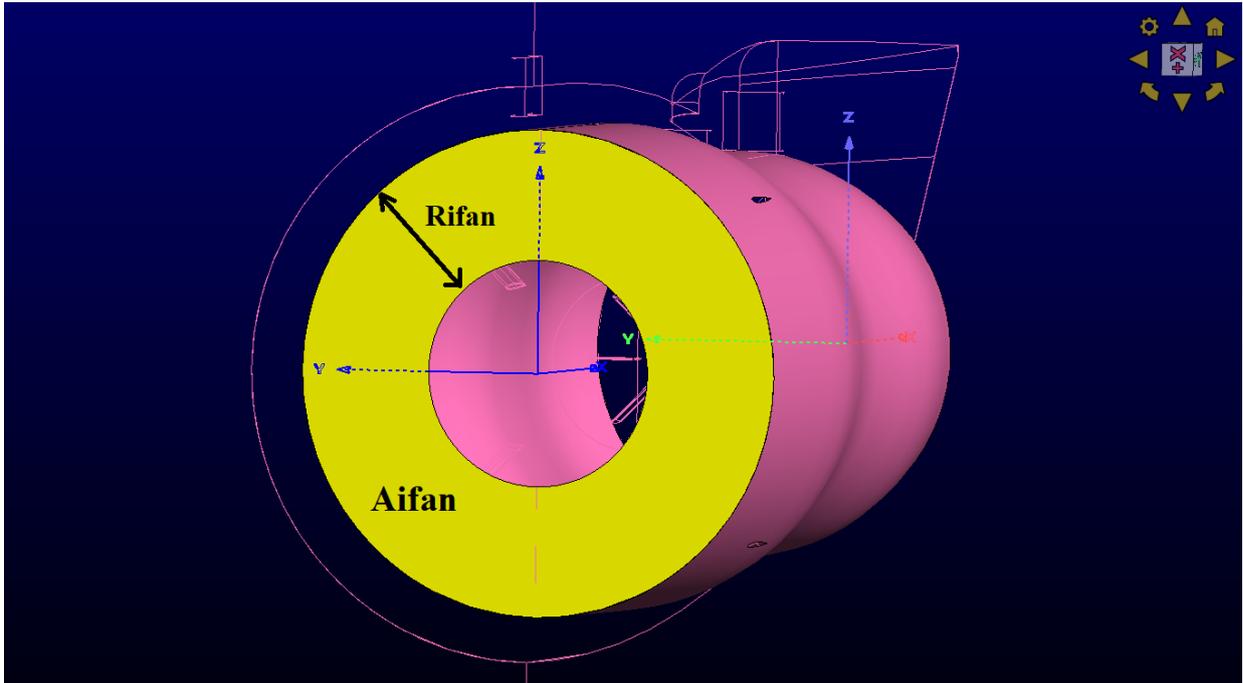


Figura 34

- Area di uscita dell'ugello di fan ($A_{o, fan}$) e la relativa altezza della corona circolare ($R_{o, fan}$), (Figura 35);

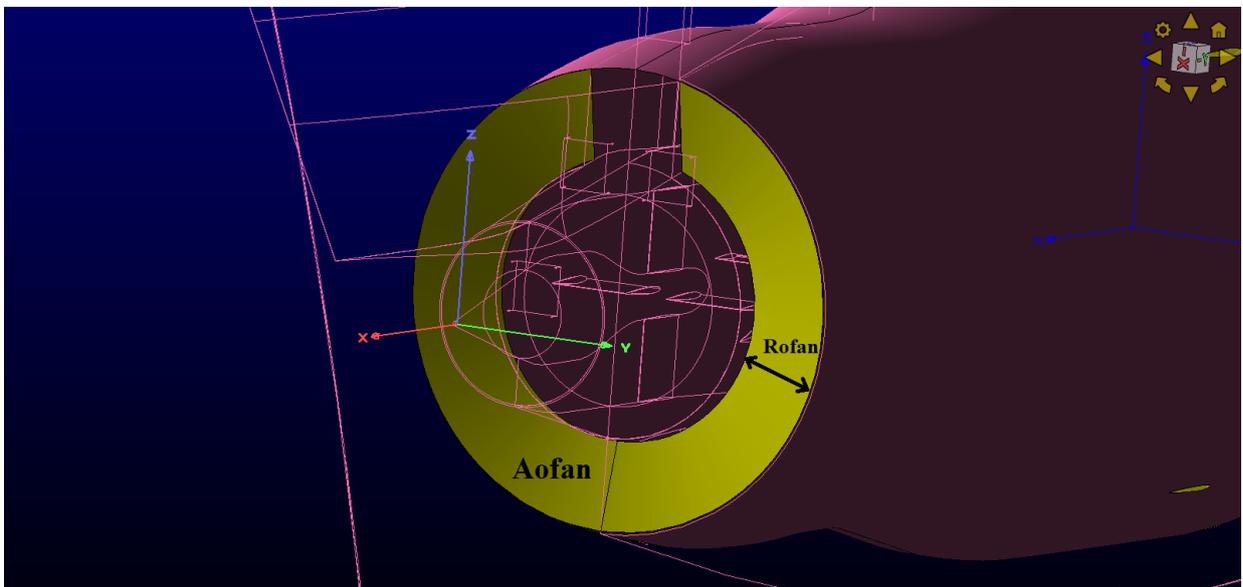


Figura 35

- Area di ingresso dell'ugello di core ($A_{i,core}$) e il relativo diametro della circonferenza ($R_{i,core}$), (Figura 36);

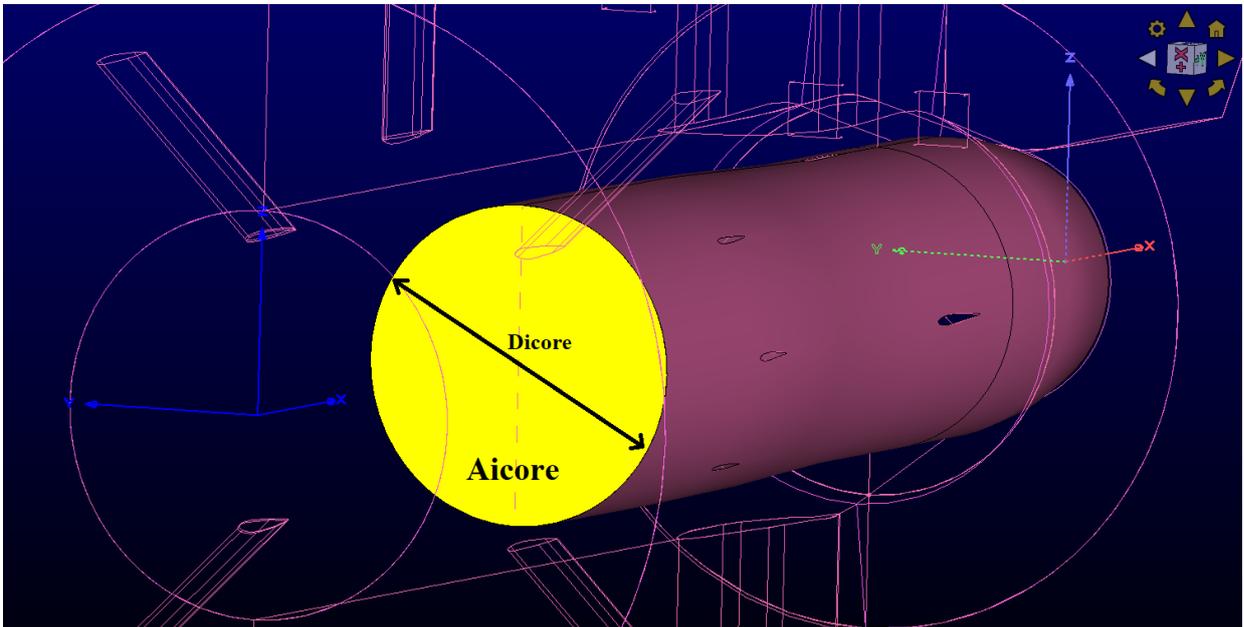


Figura 36

- Area di ingresso dell'ugello di fan ($A_{o,core}$) e la relativa altezza della corona circolare ($R_{o,core}$), (Figura 37);

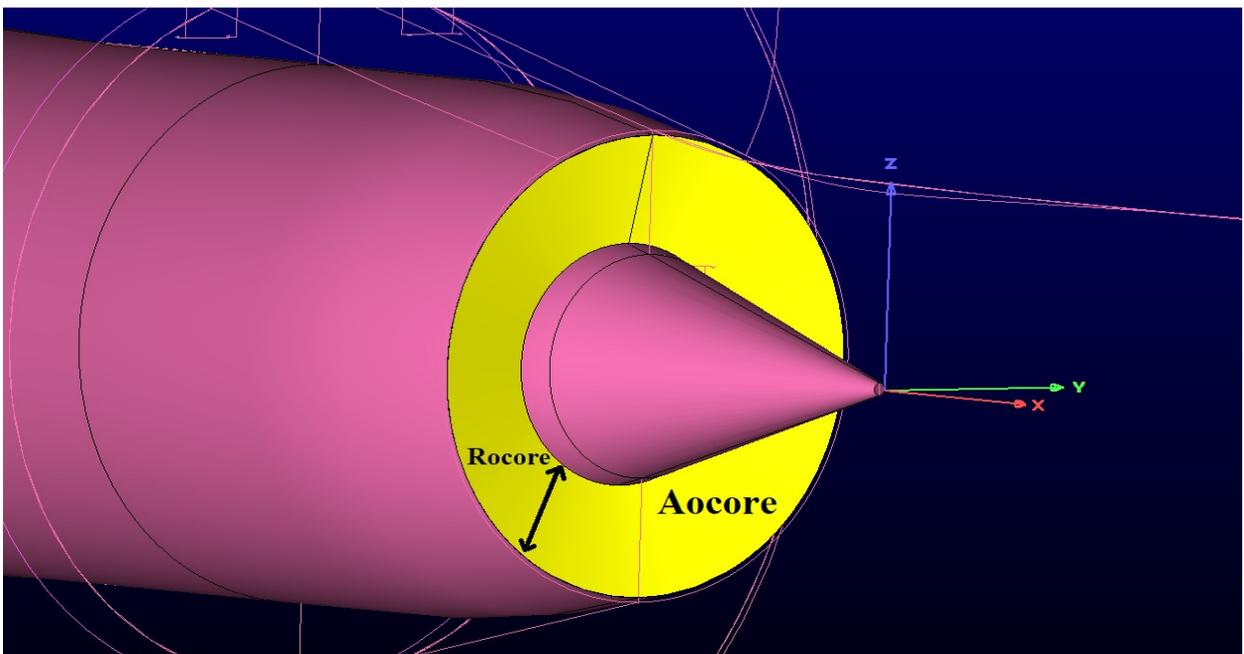


Figura 37

- Lunghezza della corda delle alette della strumentazione del fan (D_1), (Figura 38);

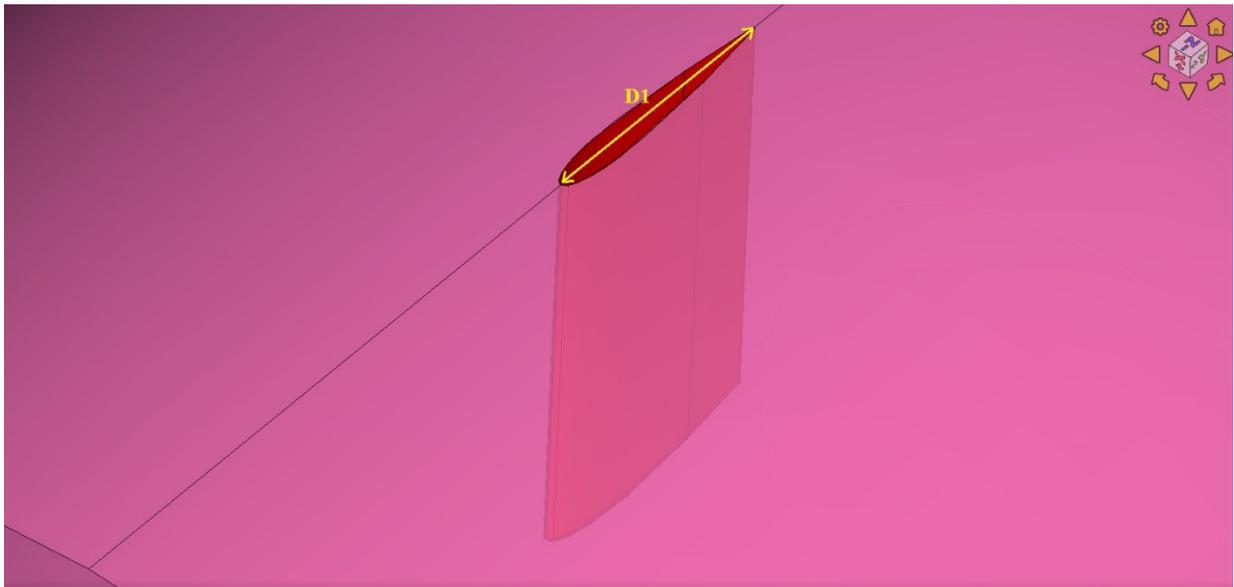


Figura 38

- Lunghezza della corda delle alette della strumentazione del core (D_2);
- Lunghezza della corda delle alette strutturali di fissaggio del pilone (D_3);

Di seguito sono riportate due tabelle (Tabella 3, Tabella 4) contenenti i valori numerici delle caratteristiche dimensionali descritte. In tabella i valori indicati con D_i e D_o sono ottenuti moltiplicando per due i valori denominati con R_i e R_o nelle figure sopra, (Figura 34, Figura 35, Figura 36, Figura 37).

FAN				
INGRESSO		USCITA		RAPPORTI
$A_i(\text{FAN})(\text{in}^2)$	$D_i(\text{FAN})(\text{in})$	$A_f(\text{FAN})(\text{in}^2)$	$D_o(\text{FAN})(\text{in})$	A_i/A_f
71.44457	5.76840	29.70800	3.17400	2.40489
$A_i(\text{FAN})(\text{m}^2)$	$D_i(\text{FAN})(\text{m})$	$A_f(\text{FAN})(\text{m}^2)$	$D_o(\text{FAN})(\text{m})$	A_i/A_f
0.04609	0.14652	0.01917	0.08062	2.40489
CORE				
INGRESSO		USCITA		RAPPORTI
$A_i(\text{CORE})(\text{in}^2)$	$D_i(\text{CORE})(\text{in})$	$A_f(\text{CORE})(\text{in}^2)$	$D_o(\text{CORE})(\text{in})$	A_i/A_f
12.10000	3.92607	5.95500	1.57000	2.03191
$A_i(\text{CORE})(\text{m}^2)$	$D_i(\text{CORE})(\text{m})$	$A_f(\text{CORE})(\text{m}^2)$	$D_o(\text{CORE})(\text{m})$	A_i/A_f
0.00781	0.09972	0.00384	0.03988	2.03191

Tabella 3

ALETTE ESTERNE ANTERIORI	
D1(in)	D1(m)
1.4300531	0.036323349
ALETTE INTERNE ANTERIORI	
D2(in)	D2(m)
0.7689948	0.019532468
ALETTE ESTERNE ANTERIORI	
D3(in)	D3(m)
1.22	0.030988

Tabella 4

Una volta estrapolati i dati del problema è stato iniziato il procedimento di calcolo che anticipa la costruzione del reticolo. In ambito preliminare si lavora in ipotesi di flusso Isoentropico con ugelli di fan e core soffocati (choked). In quest'ipotesi entrambi i tubi di flusso presentano un mach pari a uno ($M=1$) nelle sezioni di gola. Essendo entrambi gli ugelli convergenti, la sezione di gola coincide con la sezione di scarico. Dunque, il mach in corrispondenza delle sezioni di uscita (Figura 35, Figura 37) è fisso e uguale a uno. La condizione descritta è tale per cui, in condizioni di flusso Isoentropico (assenza di perdite), la velocità è massimizzata.

Le ipotesi imposte sono state scelte in modo tale da ottenere dei valori numerici che simulino la condizione più critica, riscontrabile nell'ugello in questione, in termini di analisi al calcolatore.

Consideriamo un flusso di fluido avente velocità indisturbata in direzione dell'asse x. Esso incontra una superficie piana in ipotesi di flusso viscoso. In quest'ipotesi la parete esercita sul fluido degli sforzi tangenziali di natura viscosa, dovuti all'iterazione tra fluido in movimento e parete ferma. Questo determina un profilo di velocità ben preciso. La velocità in direzione x in corrispondenza della parete risulta nulla, per poi crescere allontanandosi dalla superficie secondo un certo gradiente.

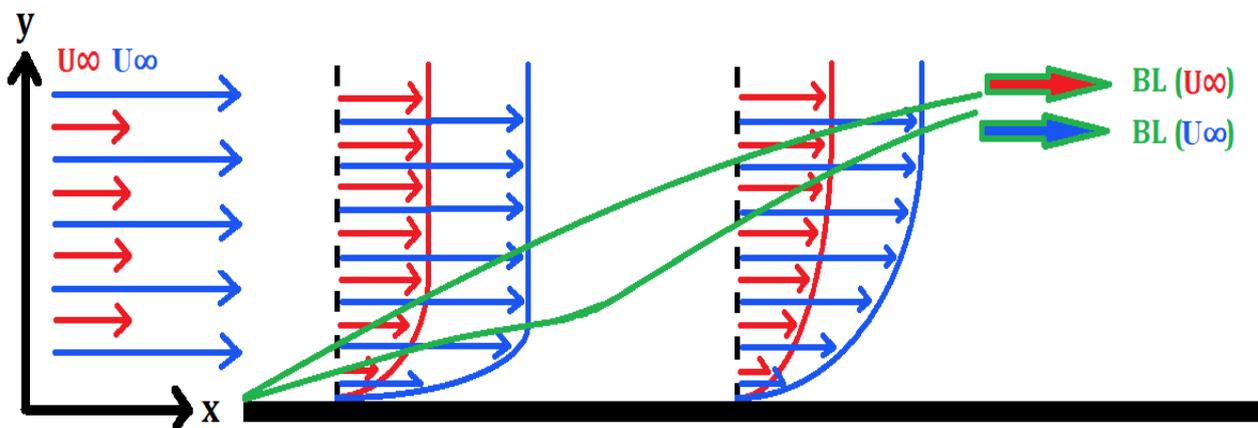


Figura 39

Se consideriamo come in Figura 39 due flussi a diverse velocità indisturbate ($U\infty$), osserviamo che quello blu, a velocità maggiore, presenta un profilo più schiacciato a parete. Di conseguenza lo strato limite ad esso associato risulta più vicino alla superficie piana. Questo comportamento è dovuto al fatto che all'aumentare della velocità del fluido nei tubi di flusso aumenta l'entità degli sforzi viscosi all'interno dello strato limite in quanto cresce il gradiente di velocità a parete.

Di conseguenza, a livello di CFD, nel caso più critico (a velocità elevata), è necessario che vicino alla parete il reticolo venga infittito notevolmente. L'altezza della prima cella, considerando una crescita di altezza delle celle successive di 1.2, dev'essere tale che il numero di celle all'interno dello strato

limite sia sufficiente per discretizzare in maniera adeguata il profilo di velocità generato all'interno dello strato limite stesso (Figura 40).

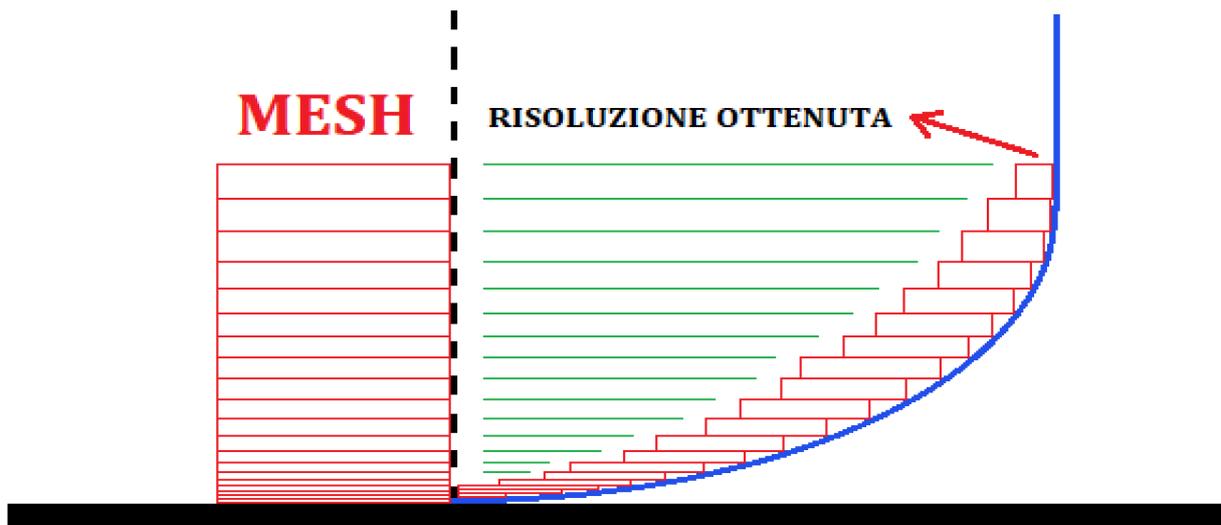


Figura 40

A questo punto sfruttiamo le seguenti equazioni:

1) Equazioni della Gasdinamica in ipotesi di moto Isoentropico:

$$a) \rightarrow \frac{T_t}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad \text{dove:} \quad (5.2.3)$$

$$i) \quad M = \frac{v}{a} \quad \text{è il numero di Mach,} \quad (5.2.4)$$

$$ii) \quad a = \sqrt{\gamma RT} \quad \text{è la velocità di propagazione di disturbi infinitesimi all'interno di un fluido ideale in condizioni isoentropiche (Velocità del Suono);} \quad (5.2.5)$$

$$b) \rightarrow \frac{P_t}{P} = \left(\frac{T_t}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5.2.6)$$

2) Equazione di Stato dei Gas Ideali:

$$a) \rightarrow \frac{P}{\rho} = RT \rightarrow \rho = \frac{P}{RT} \quad (5.2.7)$$

3) Formula per il calcolo del Numero di Reynolds (Re):

$$a) \rightarrow Re = \frac{\rho v D}{\mu} \quad \text{dove:} \quad (5.2.8)$$

i) D è la grandezza dimensionale caratteristica

ii) μ è la viscosità dinamica, dipendente dal tipo di fluido e dalla temperatura.

$\mu(245.37K)$	[Pa*s]	0.0000158200
$\mu(289.96K)$	[Pa*s]	0.0000180520
$\mu(245.37K)$	[Pa*s]	0.0000158200
$\mu(289.02K)$	[Pa*s]	0.0000180070

Tabella 5

4) Equazione di Continuità (conservazione della portata di massa all'interno del tubo di flusso):

$$a) \dot{m} = cost = \rho AV = \frac{\rho P}{a^2} AV = \frac{\rho PAM}{a} = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{P}{\sqrt{T}} AM = \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{Pt}{\sqrt{Tt}} AM \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (5.2.9)$$

5) Equazioni di Strato Limite su Lastra Piana:

Le equazioni riportate di seguito sono relative ad un flusso Turbolento su lastra piana. Per il caso in questione non esistono equazioni esatte e si fa riferimento a equazioni ottenute empiricamente al calcolatore descritte nel libro “*Fluid Mechanics 5^a Edizione di Frank M. White*”.

$$a) C_f = \frac{0.026}{(Re)^{1/7}} \rightarrow \text{Coefficiente di Attrito di derivazione empirica,} \quad (5.2.10)$$

dove Re deriva dall'equazione 5.2.8;

$$b) \tau_w = \frac{C_f \rho V^2}{2} = [Pa] \rightarrow \text{Sforzo Tangenziale a Parete,} \quad (5.2.11)$$

dove V è la velocità all'interno degli ugelli calcolata in ipotesi Isoentropica;

$$c) U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} = \left[\frac{m}{s} \right] \rightarrow \text{Velocità di attrito;} \quad (5.2.12)$$

$$d) \Delta s = \frac{y^+ \mu}{U_{fric} \rho} = [m] \rightarrow \text{Altezza della prima cella a contatto con la lastra piana;} \quad (5.2.13)$$

Prima di tutto sono stati calcolati i valori numerici delle variabili utili in corrispondenza delle sezioni di scarico dei due ugelli di fan e core, nelle ipotesi già definite (Aria Gas Ideale, Flusso Isoentropico, Ugelli Soffocati e dunque M=1 nelle sezioni di uscita degli ugelli).

Tutti i calcoli descritti di seguito sono stati ripetuti per ognuno dei sette casi inizialmente considerati (Vedi paragrafo 5.2.2, sezione II Test Cases).

Il procedimento di calcolo impiegato è il seguente:

1. Calcolo del rapporto $\frac{Tt}{T}$ tramite l'equazione (5.2.3) considerando M=1;
2. Calcolo della temperatura statica all'uscita dell'ugello (T_{of} , Temperatura statica nella sezione di uscita dell'ugello di fan; T_{oc} , Temperatura statica nella sezione di uscita dell'ugello di core) utilizzando i valori numerici calcolati al punto 1. E conoscendo la temperatura totale nei due ugelli (Vedi *Tabella 1*);
3. Calcolo della velocità all'uscita dell'ugello (V_{of} , Velocità nella sezione di uscita dell'ugello di fan; V_{oc} , Velocità nella sezione di uscita dell'ugello di core) utilizzando le equazioni 5.2.4 e 5.2.5 e considerando M=1:

$$3.1. \rightarrow M = \frac{V}{a} \rightarrow V = M a = 1 * \sqrt{\gamma RT}$$

4. Calcolo del rapporto $\frac{P_t}{P_{crit}}$ tramite l'equazione (5.2.6). La pressione statica a denominatore è la pressione critica, tale per cui il mach è unitario nella sezione di uscita degli ugelli e la velocità è massimizzata;
5. Calcolo della pressione statica all'uscita dell'ugello ($P_{crit} = P_{of}$, Pressione statica nella sezione di uscita dell'ugello di fan; $P_{crit} = P_{oc}$, Pressione statica nella sezione di uscita dell'ugello di core) utilizzando i valori numerici calcolati al punto 4. E conoscendo la pressione totale nei due ugelli (Vedi *Tabella 1*);
6. Calcolo della densità ρ tramite l'equazione 5.2.7 e utilizzando i valori calcolati al punto 5. E al punto 2.;
7. Calcolo del numero di Reynolds riferito alla geometria del tubo di flusso (Re_{of} (TUBO DI FLUSSO), nella sezione di scarico dell'ugello di fan; Re_{oc} (TUBO DI FLUSSO), nella sezione di scarico dell'ugello di core) utilizzando l'equazione 5.2.8, i valori calcolati ai punti 6. e 3. e i diametri delle sezioni di uscita dei due ugelli ($D_{o,fan}[m]$ e $D_{o,core}[m]$) riportati in *Tabella 2*;
8. Calcolo del numero di Reynolds riferito alla geometria delle alette. Questo valore è stato calcolato soltanto nel caso dell'ugello di core in cui le alette posteriori strutturali di sostegno del plug si trovano vicino alla sezione di uscita dell'ugello stesso (Re (ALETTE 3)) utilizzando l'equazione 5.2.8, i valori calcolati ai punti 6. e 3. e la lunghezza della corda dei profili in questione ($D_3[m]$) riportati in *Tabella 3*;
9. Calcolo dell'altezza della prima cella sulle pareti degli ugelli in metri $\Delta S(m)$ utilizzando le equazioni 5.2.10, 5.2.11, 5.2.12, 5.2.13, in ipotesi di flusso turbolento su parete piana. U valori numerici impiegati lizzando valori calcolati ai punti 3. 6. 7., la viscosità dinamica μ corretta riportata in *Tabella 4*, il diametro delle sezioni di uscita dei due ugelli ($D_{o,fan}[m]$ e $D_{o,core}[m]$) e imponendo $y^+ = 1$, valore minimo per l'ottenimento di una griglia sufficientemente fitta a parete da computare adeguatamente il profilo di velocità all'interno del Boundary Layer;
10. Calcolo dell'altezza della prima cella sulle pareti delle alette (ALETTE 3) $\Delta S(m)$ seguendo lo stesso procedimento descritto al punto 9. e utilizzando, al posto dei diametri ($D_{o,fan}[m]$ e $D_{o,core}[m]$) la lunghezza della corda dei profili delle alette ($D_3[m]$);

USCITA FAN								
Tt/T	/	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2
Tof	K	245.371	245.371	245.371	245.371	245.371	245.371	245.371
Vof	m/s	314.018	314.018	314.018	314.018	314.018	314.018	314.018
Pt/Pcrit	/	1.893	1.893	1.893	1.893	1.893	1.893	1.893
PcritF(Pof)	Pa	72614.4	82987.9	93361.3	103734.8	114108.3	124481.8	134855.3
ρ	kg/m ³	1.031	1.178	1.326	1.473	1.620	1.767	1.915
Reof(T.FLUSSO)	/	1649798.1	1885483.5	2121169.0	2356854.4	2592539.9	2828225.3	3063910.7
CALCOLO ΔS ALL'USCITA DELL'UGELLO								
ρ	Vof	Re	Cf	τw	Ufric		$\Delta S(m)$	$\Delta S(in)$
1.91464	314.0176	3063910.7	0.00308	290.62198	12.32027		6.7065E-07	2.6404E-05

Tabella 6

USCITA CORE								
Tt/T	/	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2
Toc	K	245.371	245.371	245.371	245.371	245.371	245.371	245.371
Voc	m/s	314.018	314.018	314.018	314.018	314.018	314.018	314.018
Pt/Pcrit	/	1.893	1.893	1.893	1.893	1.893	1.893	1.893
PcritC(Poc)	Pa	60512.0	69156.6	77801.1	86445.7	95090.3	103734.8	112379.4
ρ	kg/m ³	0.859	0.982	1.105	1.227	1.350	1.473	1.596
Reoc(T.FLUSSO)	/	680052.2	777202.6	874352.9	971503.2	1068653.5	1165803.9	1262954.2
Re(ALETTE 3)	/	528448.2	603940.9	679433.5	754926.1	830418.7	905911.3	981403.9
CALCOLO ΔS ALL'USCITA DELL'UGELLO								
ρ	Vif	Re	Cf	τw	Ufric		$\Delta S(m)$	$\Delta S(in)$
1.59554	314.0176	1262954.2	0.00349	274.87249	13.12539		7.55418E-07	2.9741E-05
CALCOLO ΔS SULLE ALETTE 3								
ρ	Vof	Re	Cf	τw	Ufric		$\Delta S(m)$	$\Delta S(in)$
1.59554	314.0176	981403.9	0.00362	284.95733	13.36400		7.41931E-07	2.9210E-05

Tabella 7

Dopo aver calcolato i valori di tutte le variabili utili allo studio nella sezione di scarico degli ugelli di fan core, si è proceduto determinando i valori numerici delle stesse variabili nelle sezioni di ingresso dei due ugelli.

Il procedimento di calcolo impiegato è il seguente:

1. Si elabora l'equazione 5.2.9. La portata di massa si conserva all'interno del tubo di flusso e dunque si eguaglia la portata all'ingresso e all'uscita del tubo di flusso stesso:

$$\begin{aligned} \dot{m}_i = \dot{m}_o &\rightarrow \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{P t_i}{\sqrt{T t_i}} A_i M_i \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} = \\ &= \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \frac{P t_o}{\sqrt{T t_o}} A_o M_o \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \rightarrow \\ &\rightarrow (P t_i = P t_o ; T t_i = T t_o ; M_o = 1) \rightarrow \\ &\rightarrow M_i \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} = \frac{A_o}{A_i} \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \end{aligned}$$

In quest'ultima equazione il rapporto $\frac{A_o}{A_i}$ è riportato in *Tabella 3*.

A questo punto si è proceduto calcolando, in maniera iterativa, il Numero di Mach nella sezione d'ingresso (M_i). Si sostituisce nell'equazione un valore numerico al posto di M_i finché la parte sinistra dell'equazione si avvicina quella destra.

2. Calcolo del rapporto $\frac{T t}{T}$ tramite l'equazione (5.2.3) considerando $M=M_i$ calcolato al punto 1.;
3. Calcolo della temperatura statica all'ingresso dell'ugello (T_{if} , Temperatura statica nella sezione di ingresso dell'ugello di fan; T_{ic} , Temperatura statica nella sezione di ingresso dell'ugello di core) utilizzando i valori numerici calcolati al punto 2. e conoscendo la temperatura totale nei due ugelli (Vedi *Tabella 1*);
4. Calcolo della velocità all'ingresso dell'ugello (V_{if} , Velocità nella sezione di ingresso dell'ugello di fan; V_{ic} , Velocità nella sezione di ingresso dell'ugello di core) utilizzando le equazioni 5.2.4 e 5.2.5 e considerando $M= M_i$ calcolato al punto 1.:

$$4.1. \quad \rightarrow M_i = \frac{V}{a} \rightarrow V = M_i a = M_i * \sqrt{\gamma R T}$$

5. Calcolo del rapporto $\frac{P t}{P}$ tramite l'equazione (5.2.6).
6. Calcolo della pressione statica all'ingresso dell'ugello (P_{if} , Pressione statica nella sezione di ingresso dell'ugello di fan; P_{ic} , Pressione statica nella sezione di ingresso dell'ugello di core)

utilizzando i valori numerici calcolati al punto 4. E conoscendo la pressione totale nei due ugelli (Vedi *Tabella 2*);

7. Calcolo della densità ρ tramite l'equazione 5.2.7 e utilizzando i valori calcolati al punto 6. E al punto 3.;
8. Calcolo del numero di Reynolds riferito alla geometria del tubo di flusso (Re_{if} (TUBO DI FLUSSO), nella sezione di ingresso dell'ugello di fan; Re_{ic} (TUBO DI FLUSSO), nella sezione di ingresso dell'ugello di core) utilizzando l'equazione 5.2.8, i valori calcolati ai punti 6. e 3. e i diametri delle sezioni di uscita dei due ugelli ($D_{i,fan}[m]$ e $D_{i,core}[m]$) riportati in *Tabella 2*;
9. Calcolo del numero di Reynolds riferito alla geometria delle alette. Questo valore è stato nel caso delle alette della strumentazione nell'ugello di fan e nell'ugello di core, essendo in entrambi i casi soggette ad un flusso di fluido con velocità simile a quella sulla sezione d'ingresso di entrambi gli ugelli. (Re (ALETTE 1), Re (ALETTE 2) utilizzando l'equazione 5.2.8, i valori calcolati ai punti 6. e 3. e la lunghezza della corda dei profili in questione ($D_1[m]$, $D_2[m]$) riportati in *Tabella 3*;
10. Calcolo dell'altezza della prima cella sulle pareti degli ugelli in metri $\Delta S(m)$ utilizzando le equazioni 5.2.10, 5.2.11, 5.2.12, 5.2.13, in ipotesi di flusso turbolento su parete piana. U valori numerici impiegati lizzando valori calcolati ai punti 4. 7. 8., la viscosità dinamica μ corretta riportata in *Tabella 4*, il diametro delle sezioni di ingresso dei due ugelli ($D_{i,fan}[m]$ e $D_{i,core}[m]$) e imponendo $y^+ = 1$, valore minimo per l'ottenimento di una griglia sufficientemente fitta a parete da computare adeguatamente il profilo di velocità all'interno del Boundary Layer;
11. Calcolo dell'altezza della prima cella sulle pareti delle alette (ALETTE 1, ALETTE 2) $\Delta S(m)$ seguendo lo stesso procedimento descritto al punto 10. e utilizzando, al posto dei diametri ($D_{o,fan}[m]$ e $D_{o,core}[m]$) la lunghezza della corda dei profili delle alette ($D_1[m]$, $D_2[m]$);
12. Calcolo dell'altezza della prima cella sulle pareti curve sulle estremità interne delle alette della strumentazione di Fan e Core (ALETTE 1, ALETTE 2) $\Delta S(m)$ seguendo lo stesso procedimento descritto al punto 11. e imponendo $y^+ = 10$, in modo tale da ottenere uno spacing più alto a parete, ottenendo una mesh leggermente meno fitta in una zona di interesse minore a livello di risultati numerici;

INGRESSO FAN								
<i>Eq.Continuità</i>			0.24064					
<i>Mi(FAN)</i>	MACH	0.24976	0.24064					
<i>Tt/t</i>	/	1.012	1.012	1.012	1.012	1.012	1.012	1.012
<i>Tif</i>	K	290.817	290.817	290.817	290.817	290.817	290.817	290.817
<i>Pt/P</i>	/	1.044	1.044	1.044	1.044	1.044	1.044	1.044
<i>Pif</i>	Pa	131616.7	150419.1	169221.5	188023.9	206826.3	225628.7	244431.1
<i>Vif</i>	m/s	85.382	85.382	85.382	85.382	85.382	85.382	85.382
ρ	kg/m ³	1.577	1.802	2.027	2.252	2.478	2.703	2.928
<i>Reif(T.FLUSSO)</i>	/	1092608.9	1248695.9	1404782.9	1560869.9	1716956.9	1873043.9	2029130.9
<i>Re(ALETTE 1)</i>	/	270870.4	309566.2	348261.9	386957.7	425653.5	464349.2	503045.0
CALCOLO ΔS ALL'INGRESSO DELL'UGELLO								
ρ	<i>Vif</i>	<i>Re</i>	<i>Cf</i>	τ_w	<i>Ufric</i>		$\Delta S(m)$	$\Delta S(in)$
2.92806	85.38205	2029130.9	0.00327	34.85073	3.44998		1.78702E-06	7.03552E-05
CALCOLO ΔS SULLE ALETTE 1								
ρ	<i>Vof</i>	<i>Re</i>	<i>Cf</i>	τ_w	<i>Ufric</i>		$\Delta S(m)$	$\Delta S(in)$
2.92806	85.38205	503045.0	0.00399	42.53446	3.81137		1.61758E-06	6.37E-05
CALCOLO ΔS SULLE ALETTE 1(CUPOLA)								
ρ	<i>Vof</i>	<i>Re</i>	<i>Cf</i>	τ_w	<i>Ufric</i>		$\Delta S(m)$	$\Delta S(in)$
2.92806	85.38205	503045.0	0.00399	42.53446	3.81137		1.61758E-05	6.37E-04

Tabella 8

INGRESSO CORE								
<i>Eq.Continuità</i>			0.28481					
<i>Mi(CORE)</i>	MACH	0.30052	0.28481					
<i>Tt/t</i>	/	1.018	1.018	1.018	1.018	1.018	1.018	1.018
<i>Tic</i>	K	289.221	289.221	289.221	289.221	289.221	289.221	289.221
<i>Pt/P</i>	/	1.065	1.065	1.065	1.065	1.065	1.065	1.065
<i>Pic</i>	Pa	107588.3	122958.0	138327.8	153697.5	169067.3	184437.0	199806.8
<i>Vic</i>	m/s	102.455	102.455	102.455	102.455	102.455	102.455	102.455
ρ	kg/m ³	1.296	1.481	1.666	1.851	2.036	2.222	2.407
<i>Reic(T.FLUSSO)</i>	/	735295.7	840338.0	945380.2	1050422.5	1155464.7	1260506.9	1365549.2
<i>Re(ALETTE 2)</i>	/	144021.6	164596.1	185170.6	205745.1	226319.6	246894.1	267468.7
CALCOLO ΔS ALL'INGRESSO DELL'UGELLO								
ρ	<i>Vif</i>	<i>Re</i>	<i>Cf</i>	τ_w	<i>Ufric</i>		$\Delta S(m)$	$\Delta S(in)$
2.40671	102.4551	1365549.2	0.00346	43.64773	4.25862		1.75691E-06	6.9170E-05
CALCOLO ΔS SULLE ALETTE 2								

ρ	Vof	Re	Cf	τw	U_{fric}		$\Delta S(m)$	$\Delta S(in)$
2.40671	102.4551	267468.7	0.00436	55.09465	4.78457		1.56378E-06	6.1566E-05
CALCOLO ΔS SULLE ALETTE 2(CUPOLA)								
ρ	Vof	Re	Cf	τw	U_{fric}		$\Delta S(m)$	$\Delta S(in)$
2.40671	102.4551	267468.7	0.00436	55.09465	4.78457		1.56378E-05	6.1566E-04

Tabella 9

A questo punto sono stati analizzati i risultati ottenuti confrontando tra loro le altezze della prima cella a parete calcolati all'uscita e all'ingresso di entrambi gli ugelli, e sono stati scelti gli spacing inferiori.

In particolare, è stato ottenuto un Δs relativo all'ugello di fan pari a:

- $\Delta s_{FAN}(m) = 6.7065 * 10^{-7} \rightarrow \Delta s_{FAN}(in) = 2.6404 * 10^{-5}$

E' stato ottenuto un Δs relativo all'ugello di core pari a:

- $\Delta s_{CORE}(m) = 7.5542 * 10^{-7} \rightarrow \Delta s_{CORE}(in) = 2.9741 * 10^{-5}$

Per quanto riguarda i valori di Δs ottenuti sulle pareti delle alette (ALETTE 1, ALETTE 2, ALETTE 3) e sulle superfici curve alle estremità delle alette della strumentazione di fan e core (ALETTE 1(CUPOLA), ALETTE 2(CUPOLA)), i valori ottenuti sono i seguenti:

- $\Delta s_{A_1}(m) = 1.6176 * 10^{-6} \rightarrow \Delta s_{A_1}(in) = 6.37 * 10^{-5}$
- $\Delta s_{A_1_CUPOLA}(m) = 1.6176 * 10^{-5} \rightarrow \Delta s_{A_1_CUPOLA}(in) = 6.37 * 10^{-4}$
- $\Delta s_{A_2}(m) = 1.5638 * 10^{-6} \rightarrow \Delta s_{A_2}(in) = 6.1566 * 10^{-5}$
- $\Delta s_{A_2_CUPOLA}(m) = 1.5638 * 10^{-5} \rightarrow \Delta s_{A_2_CUPOLA}(in) = 6.1566 * 10^{-4}$
- $\Delta s_{A_3}(m) = 7.4193 * 10^{-7} \rightarrow \Delta s_{A_3}(in) = 2.9210 * 10^{-5}$

Questi valori sono stati utilizzati come riferimento per la costruzione della mesh strutturata di volume all'interno dei due ugelli. Il procedimento di costruzione del reticolo è descritto nel paragrafo successivo.

6.2.3 DESCRIZIONE DELL'ARCHITETTURA E COSTRUZIONE DEL RETICOLO

La procedura di costruzione del reticolo tridimensionale strutturato, collocato nella parte interna dell'ugello di scarico, è lunga e complicata in quanto la mesh dev'essere costruita manualmente in ogni sua parte, adattandosi al meglio (se possibile) alle molteplici geometrie presenti.

Il primo step della procedura consiste nell'analisi, dal punto di vista geometrico, del modello, individuando i punti critici per la costruzione del reticolo e definendo l'architettura dello stesso nelle diverse zone.

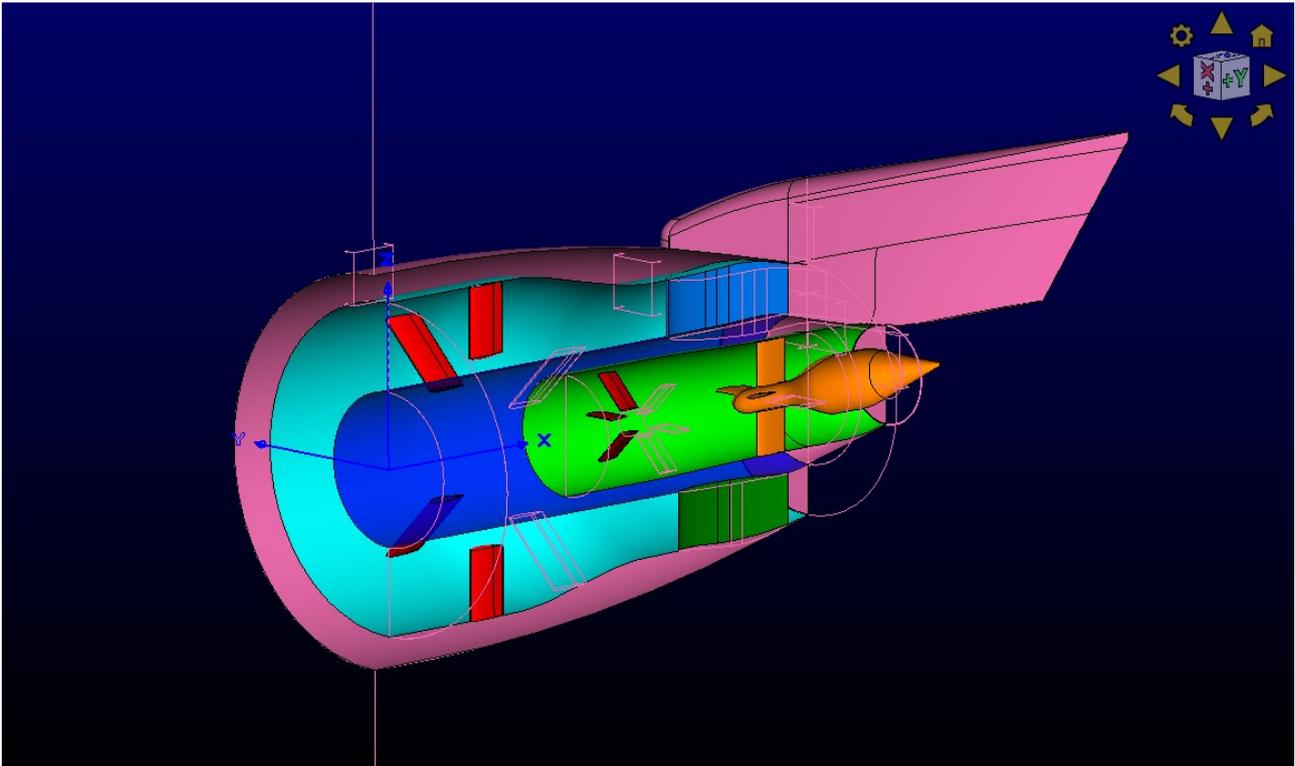


Figura 41

Osservando la *Figura 41* è possibile notare che in entrambi i tubi di flusso gli elementi geometricamente più critici attorno ai quali costruire il reticolo sono le alette per la strumentazione, le alette di fissaggio del plug e la calotta del plug.

Per quanto riguarda le alette della strumentazione e quelle strutturali è stato deciso di utilizzare una griglia ad H. Questa tipologia di architettura di griglia è osservabile in *Figura 42*. In essa è riportata, in due dimensioni (2D), la struttura della mesh (in questo caso giacente sulla superficie di shroud del tubo di flusso esterno). Essa è divisa in quattro domini strutturati, due H-Block Passage sulle pareti laterali del profilo aerodinamico, un H-Block Entry posto sulla porzione anteriore e un H-Block Exit posteriore.

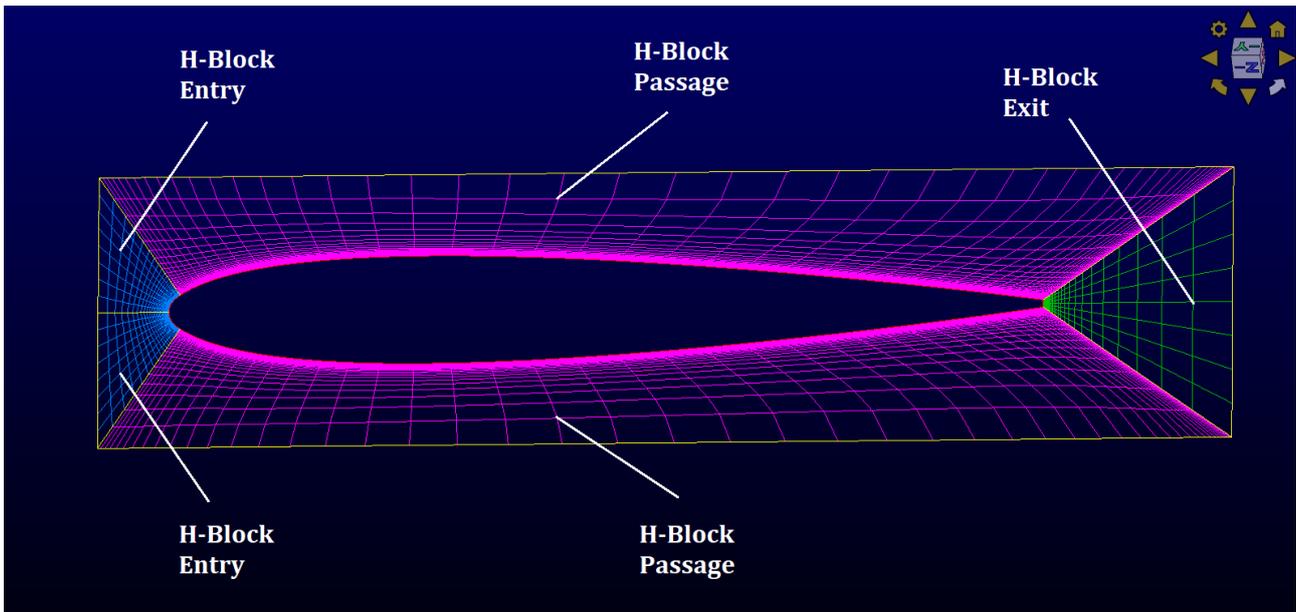


Figura 42

Nel caso del tubo di flusso esterno il reticolo 2D appena descritto andrà estruso radialmente fino alla superficie di hub nel caso delle alette di misurazione della pressione totale (P_{tfan}). Per quanto riguarda le alette per la misurazione della temperatura totale (T_{tcore}) l'estrusione è più complessa in quanto esse non si attaccano all'hub del tubo di flusso e all'estremità non sono troncate ma presentano un raccordo curvilineo, evidenziato in *Figura 43* in colore verde.

In questo caso la cupoletta anteriore violetta (1/4 di sfera) in *Figura 44* e la superficie posteriore violetta (1/4 di circonferenza) in *Figura 45* devono essere meshate da un reticolo non strutturato. Queste porzioni non strutturate, assieme alle restanti strutturate del raccordo delle alette in questione, vanno estruse radialmente fino alla superficie di hub, con un angolo di 45 gradi dal bordo di attacco del raccordo stesso (linea di divisione tra la superficie laterale rossa e il raccordo verde in *Figura 43*). Questa costruzione verrà descritta nel particolare in seguito.

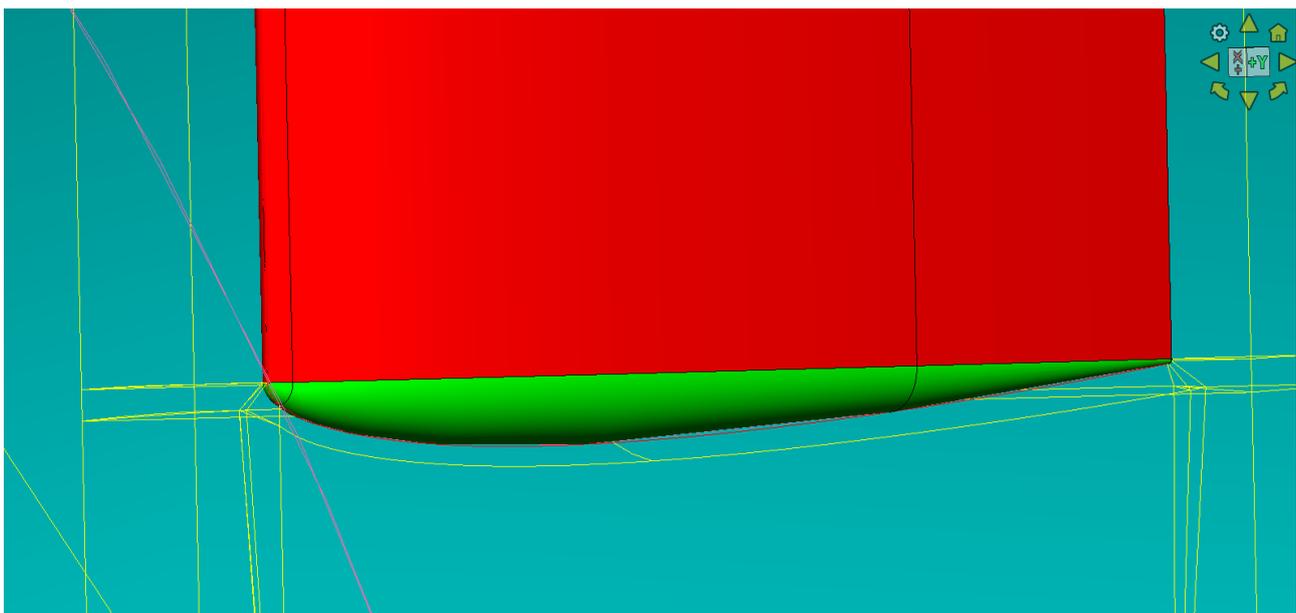


Figura 43

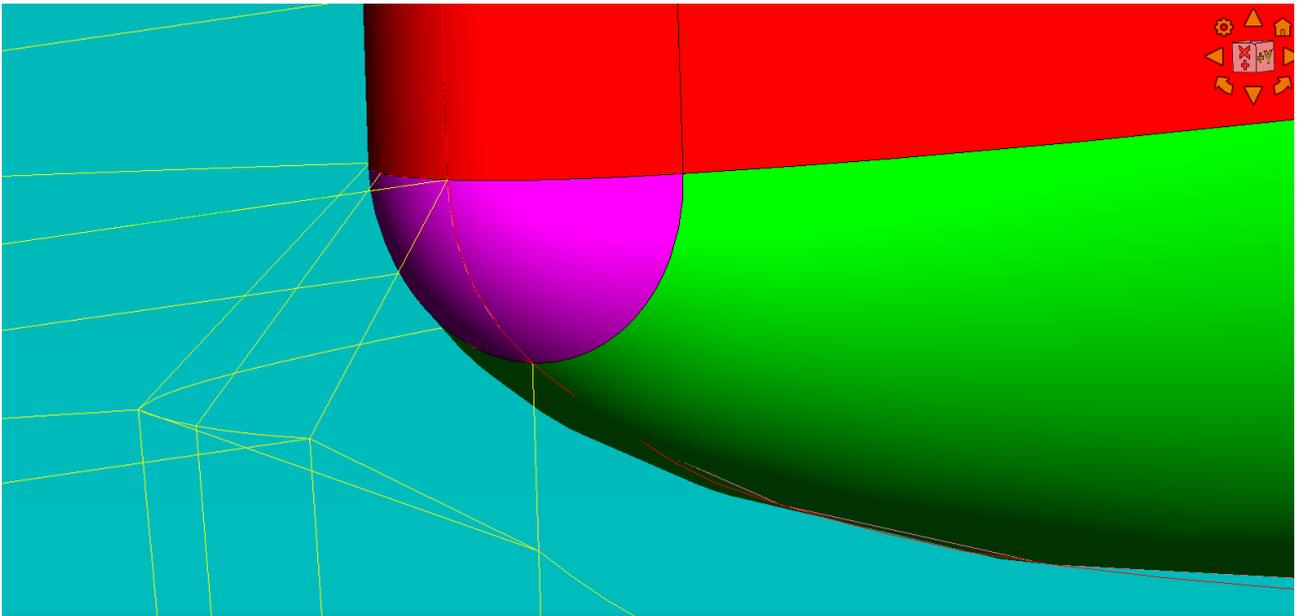


Figura 44

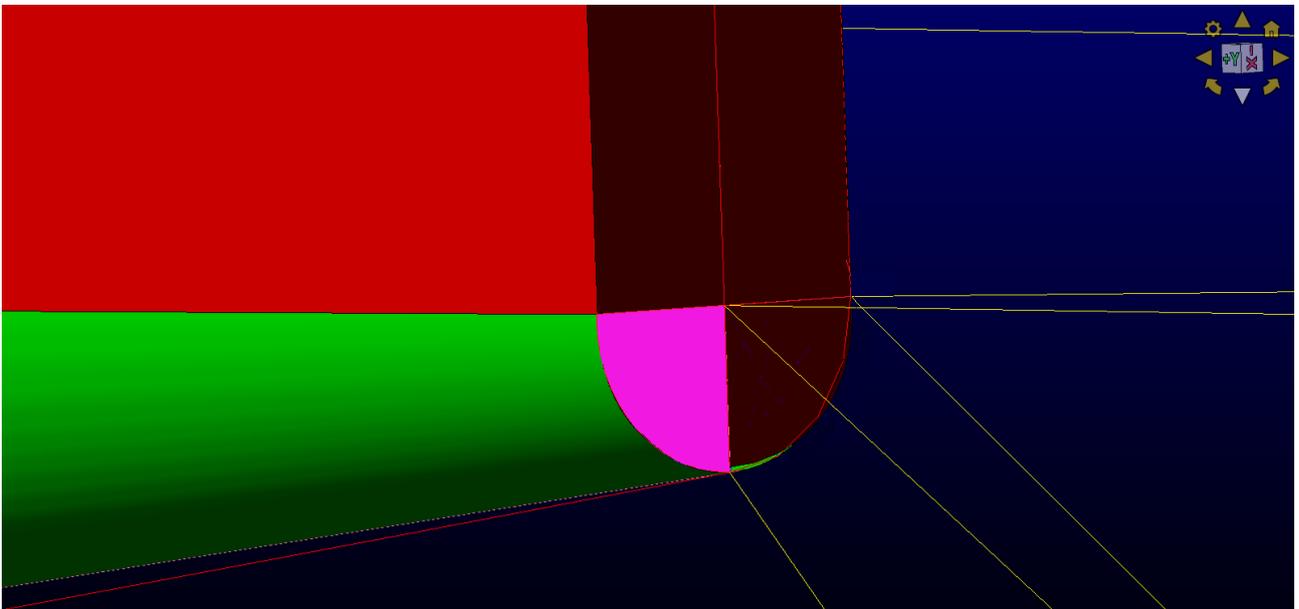


Figura 45

Sempre nel tubo di flusso esterno si trovano l'Upper e il Lower Bifurcator. Entrambe le geometrie sono dei profili aerodinamici estrusi l'ungo l'asse Y (Figura 8) dallo shroud all'hub. Per entrambi è stata utilizzata la griglia ad H bidimensionale (Figura 42), estrusa verticalmente.

Per quanto riguarda il tubo di flusso interno, non essendo presente una superficie di hub, le alette della strumentazione presentano, in corrispondenza dell'estremità interna, un raccordo curvilineo che collega le pareti laterali delle alette stesse. In questo caso si presentano le stesse problematiche riscontrate nelle alette di misurazione della temperatura totale nell'ugello di fan. A questo problema si somma il fatto che, non è possibile estrarre il reticolo bidimensionale fino ad una superficie di appoggio esistente. Andrà costruita una superficie semicilindrica su cui proiettare i reticoli estrusi (di colore giallo in Figura 46).

Su di essa verranno estrusi sia domini strutturati che non. Dunque, è stato necessario che la superficie appena costruita delimitasse un blocco non strutturato semicilindrico che partisse dalla superficie di ingresso dell'ugello di core e terminasse in corrispondenza della calotta del plug,

anch'essa non strutturata per motivi geometrici essendo una calotta sferica. La soluzione di queste problematiche è il risultato di un processo lungo e iterativo che permettesse di creare un reticolo adeguato.

Le alette di sostegno del plug sono fissate alla superficie di shroud del tubo di flusso interno e si attaccano alla superficie del plug. Esse possono essere meshate utilizzando l'architettura H-Grid 2D estrusa radialmente.

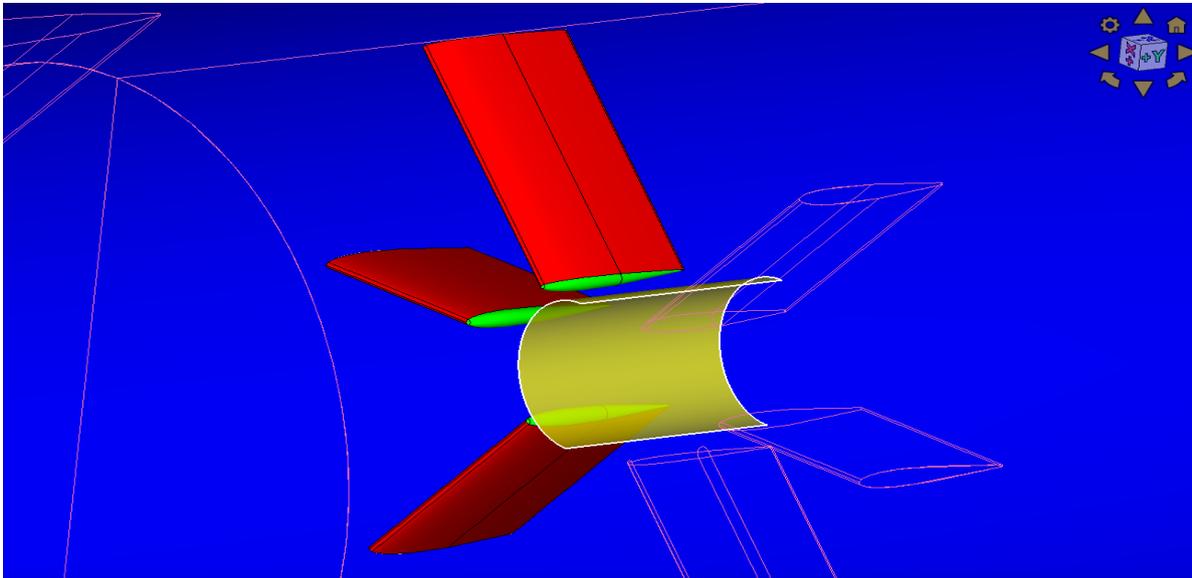


Figura 46

Il secondo step consiste nella costruzione manuale di tutti i connettori ausiliari. I connettori ausiliari sono tutti i connettori che non delimitano la geometria del modello CAD da meshare. Sono costruiti per dividere il volume vuoto attorno al modello in diverse porzioni. Queste porzioni di volume sono create in modo tale che:

- Sia possibile costruire dei blocchi strutturati tridimensionali (in ogni porzione di volume è costruito un blocco);
- Le celle contenute nei blocchi strutturati non siano degeneri e si adattino al meglio alla geometria in questione;

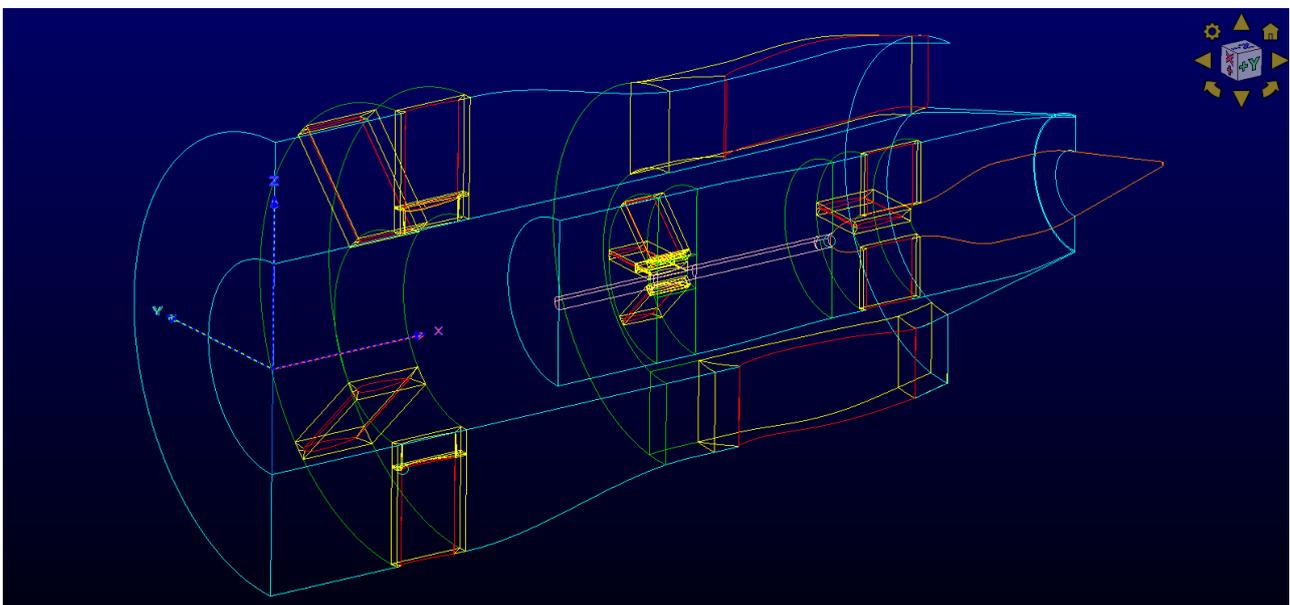


Figura 47

In *Figura 47* è possibile osservare il risultato finale ottenuto dopo la costruzione di tutti i connettori ausiliari:

- In azzurro chiaro sono definiti i connettori che delimitano i due ugelli.
- In rosso i connettori che delimitano le alette e i biforcatori (tutti gli elementi ottenuti geometricamente tramite l'estrusione di un profilo aerodinamico).
- In arancione i connettori che delimitano il plug.

I restanti connettori sono connettori ausiliari:

- In giallo i connettori che definiscono il reticolo attorno alle alette (H-Grid estrusa).
- In verde i connettori che delimitano le porzioni di tubi di flusso di collegamento circonferenziale tra i blocchi strutturati di tipo H-block Passage, attaccati alle pareti laterali delle alette.
- In rosa i connettori che definiscono il semicilindro non strutturato che collega la calotta sferica del plug alla superficie di ingresso dell'ugello di core.

In particolare, in *Figura 48*, *Figura 49*, *Figura 50*, *Figura 51*, sono evidenziati i connettori che definiscono la griglia ad H tridimensionale attorno, rispettivamente, alle alette di misurazione della pressione totale, all'upper, al lower bifurcator e alle alette strutturali del plug.

Sulle superfici di shroud e hub del tubo di flusso esterno sono tracciate le linee che definiscono l'architettura di griglia bidimensionale già descritta (*Figura 42*). I connettori che dividono la zona H-block Entry dalla zona H.block Passage devono essere perpendicolari al profilo aerodinamico dell'elemento in questione. I connettori radiali congiungono le griglie superficiali di shroud e hub e definiscono la direzione di estrusione.

La stessa struttura è costruita per le alette di fissaggio del plug, per le quali, i connettori che definiscono la griglia ad H bidimensionale sono tracciati sulla superficie di shroud del tubo di flusso interno e sulla superficie del plug.

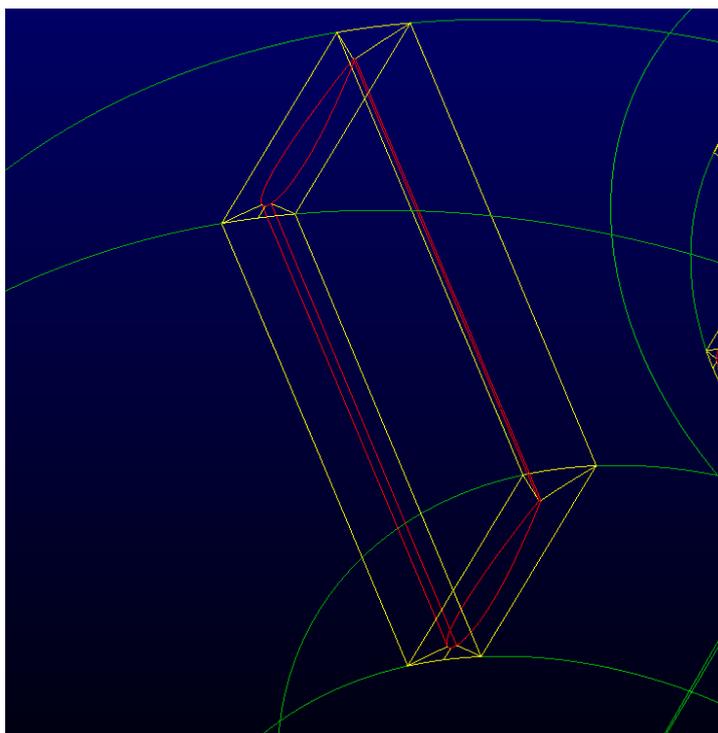


Figura 48

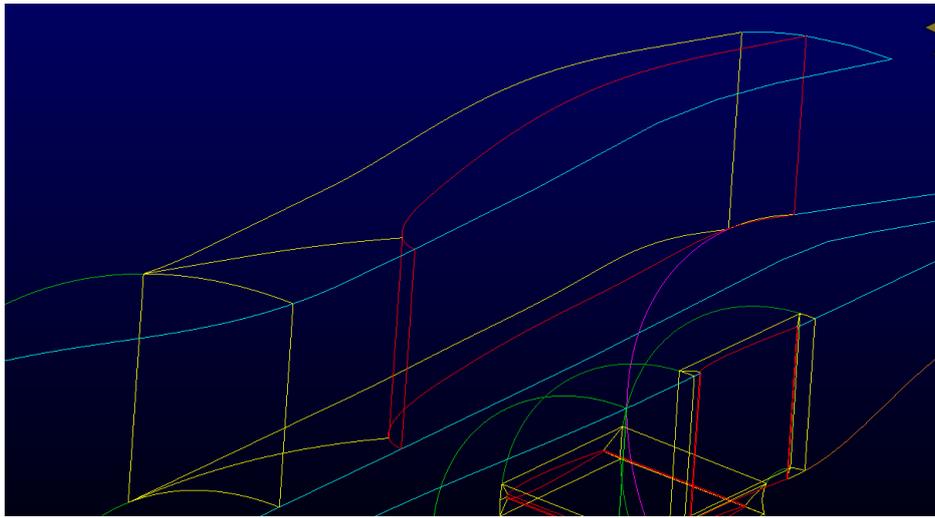


Figura 49

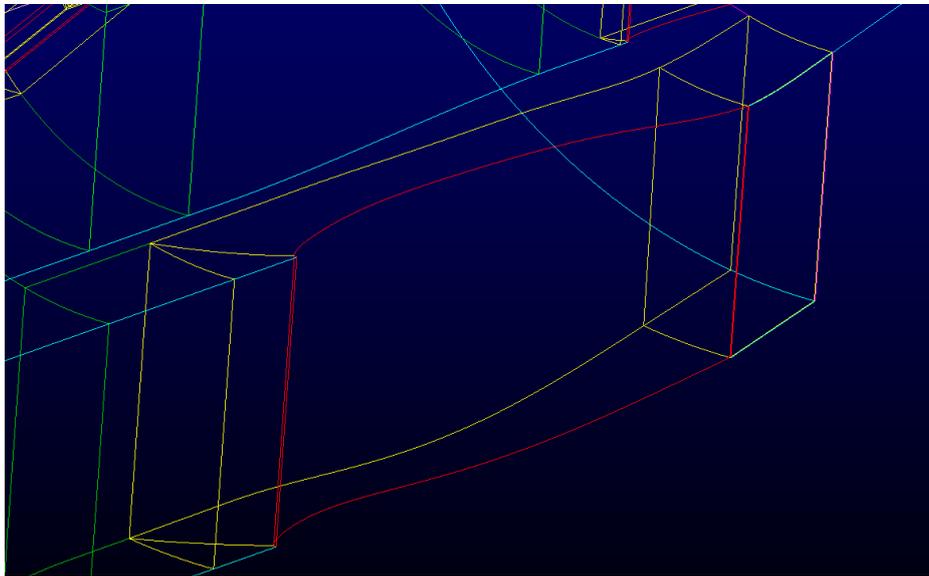


Figura 50

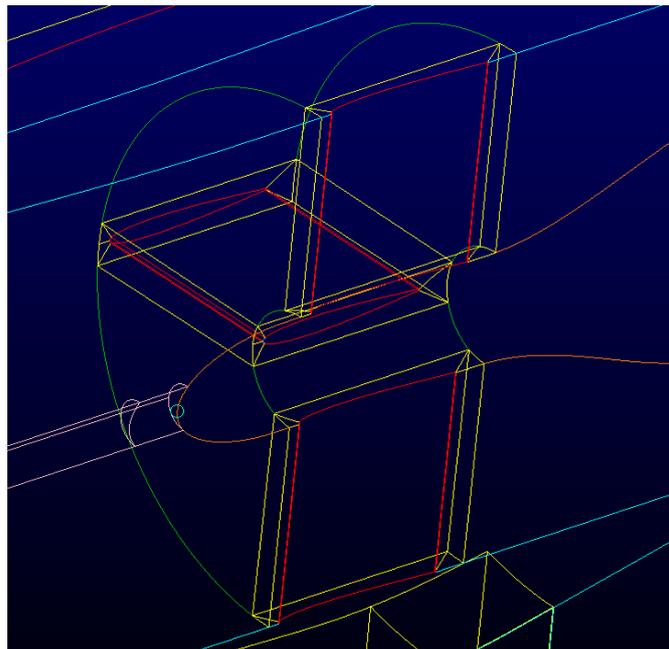


Figura 51

In *Figura 51* sono riportati i connettori costruiti nel caso delle alette della strumentazione per la misura della temperatura totale. Lungo tutta la parete laterale dell'aletta in questione, la geometria definita è la stessa di *Figura 48*, *Figura 49*, *Figura 50*. Al di sotto, dalla base del raccordo alla superficie di hub, la struttura è più complicata:

L'estrusione continua fino alla superficie di hub, ma è deformata in quanto le superfici facenti parte del raccordo (due saranno non strutturate e una strutturata), devono anch'esse essere idealmente proiettate sulla superficie di hub (per formare dei blocchi strutturati dove possibile). La rotondità del raccordo implica che la superficie dello stesso sia tangente alle pareti laterali dell'aletta lungo la linea di attacco tra raccordo e parete. Questo causa un problema in quanto non si può proiettare verticalmente, altrimenti i blocchi attaccati al raccordo presenterebbero delle celle degeneri con angoli nulli nella linea di tangenza. È stato necessario creare un "cuscino" composto da blocchi strutturati e non con connettori inclinati di 45° rispetto alla superficie dell'aletta. Al di sotto di esso, i connettori sono costruiti in modo che si ricongiungano alla geometria ad H sulla superficie di hub del tubo di flusso.

Per quanto riguarda le alette della strumentazione dell'ugello di core, l'architettura costruita è simile a quella appena descritta, con l'aggiunta di una superficie ausiliaria di appoggio su cui proiettare (*Figura 53*, *Figura 54*).

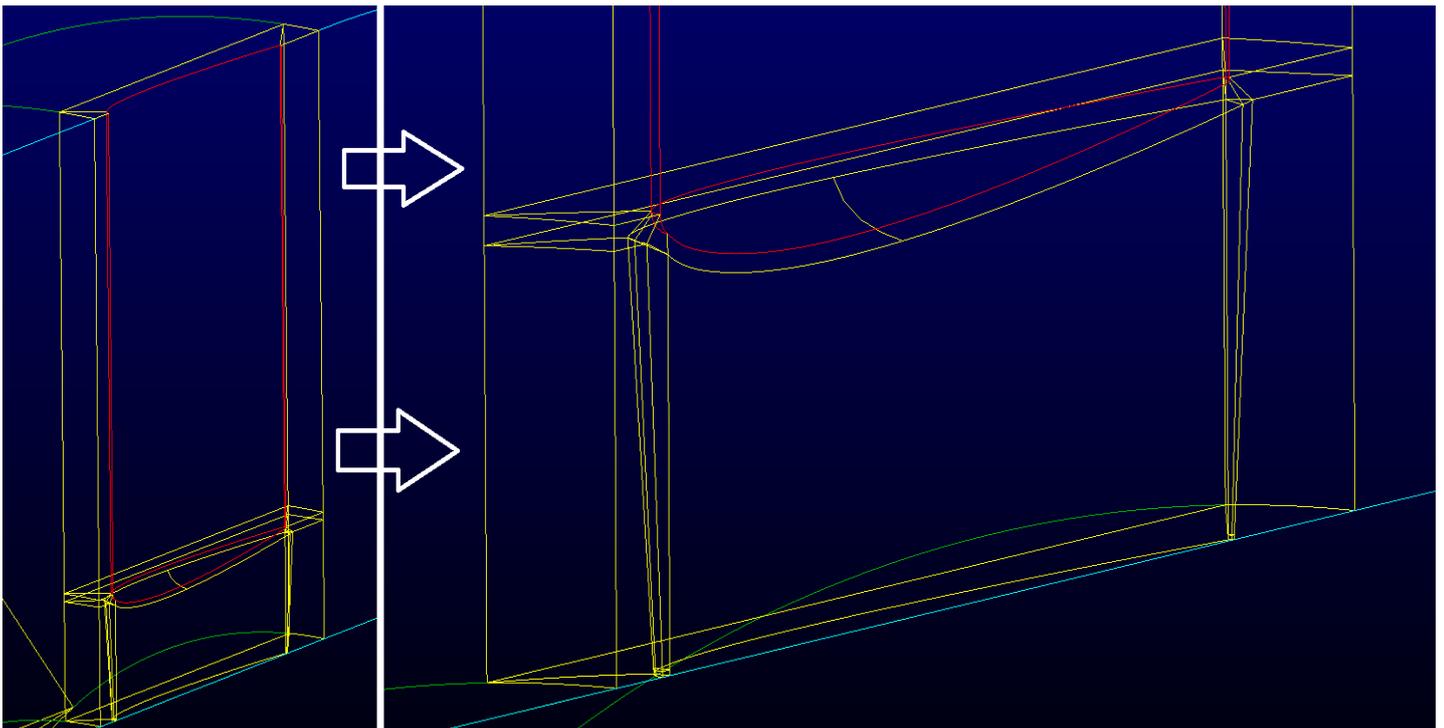


Figura 52

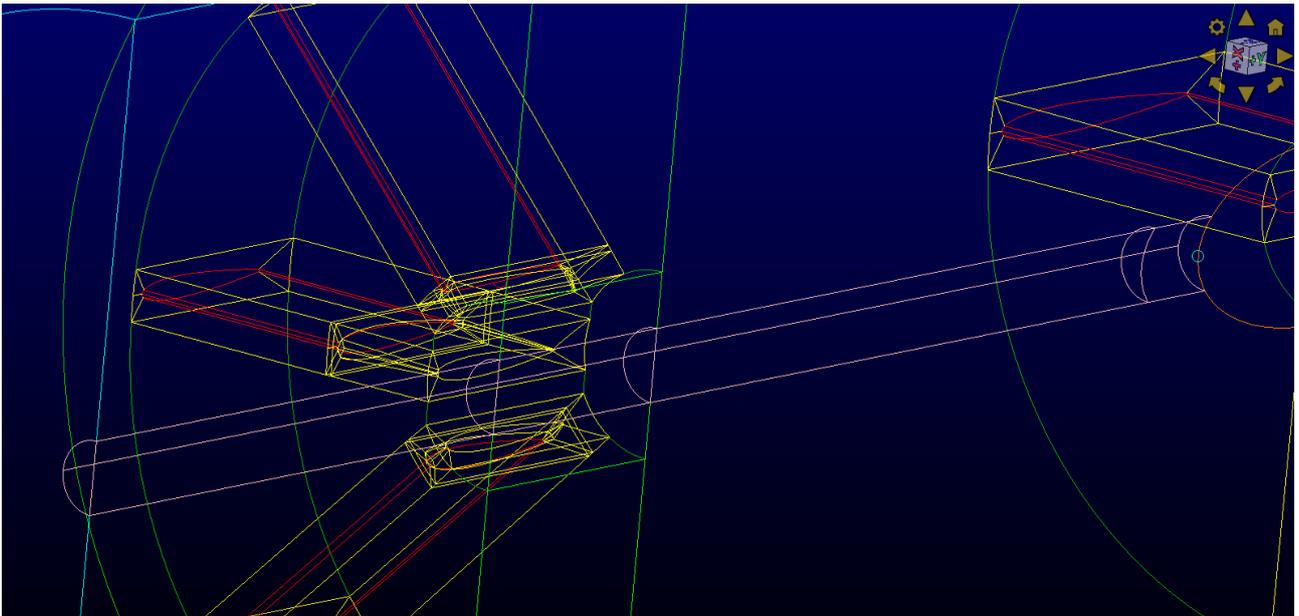


Figura 53

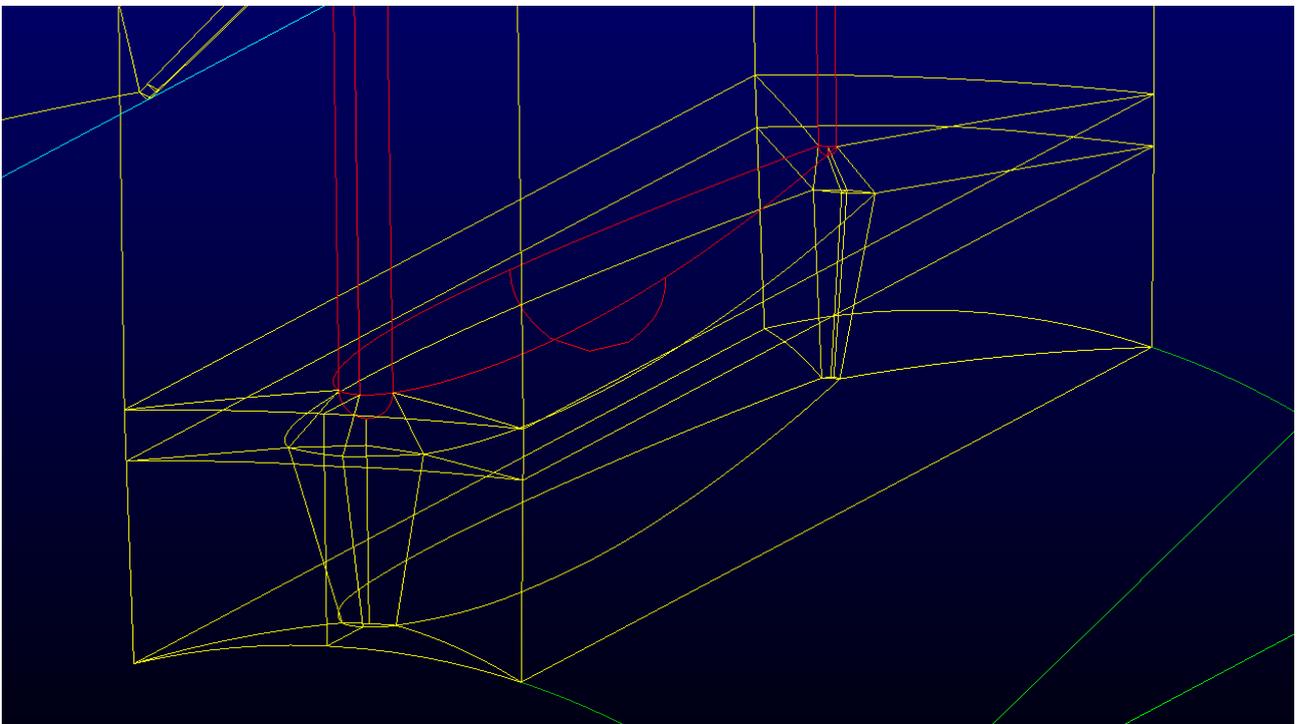


Figura 54

Il terzo step consiste nel dimensionamento di ogni connettore del dominio di calcolo, definendo:

- **Spacing** (altezza della prima cella all'estremità di un connettore);
- **Funzione di Distribuzione** dei punti all'interno del singolo connettore;
- **Growth Rate** (se la funzione di distribuzione scelta al punto precedente è di tipo "Growth");

In questa fase bisogna fare attenzione a non esagerare con il numero di punti assegnati ad ogni connettore, in quanto si deve limitare, per motivi di tempistiche di calcolo, il numero di celle del reticolo. La mesh dev'essere il più possibile snella (coarse), senza perdere di qualità nelle zone di interesse. Il fatto di dover costruire una mesh strutturata, infatti, amplia notevolmente il numero di celle necessarie alla definizione del dominio.

Il risultato del dimensionamento dei connettori e della distribuzione dei punti all'interno dei connettori stessi è osservabile in *Figura 55*.

Questo risultato è stato ottenuto in maniera iterativa. Dopo un dimensionamento di primo tentativo sono stati creati i reticoli superficiali sulla base dei connettori disegnati. L'osservazione della struttura dei diversi reticoli ha poi portato ad una serie di modifiche e aggiustamenti del numero di punti per connettore. Essendo la mesh strutturata all'interno due ugelli, una modifica del numero di punti di un connettore obbliga a correggere in cascata tutti i connettori dimensionalmente collegati ad esso. Ad esempio, se si decidesse di aumentare il numero di punti di uno dei connettori che definiscono l'altezza in direzione radiale di una palette della strumentazione si dovrà modificare tutti i connettori che attraversano radialmente il tubo di flusso dall'inizio alla fine. Per questo motivo, il numero di punti radiali utilizzati per definire il reticolo del generico tubo di flusso rimane lo stesso lungo tutta l'estensione del tubo stesso.

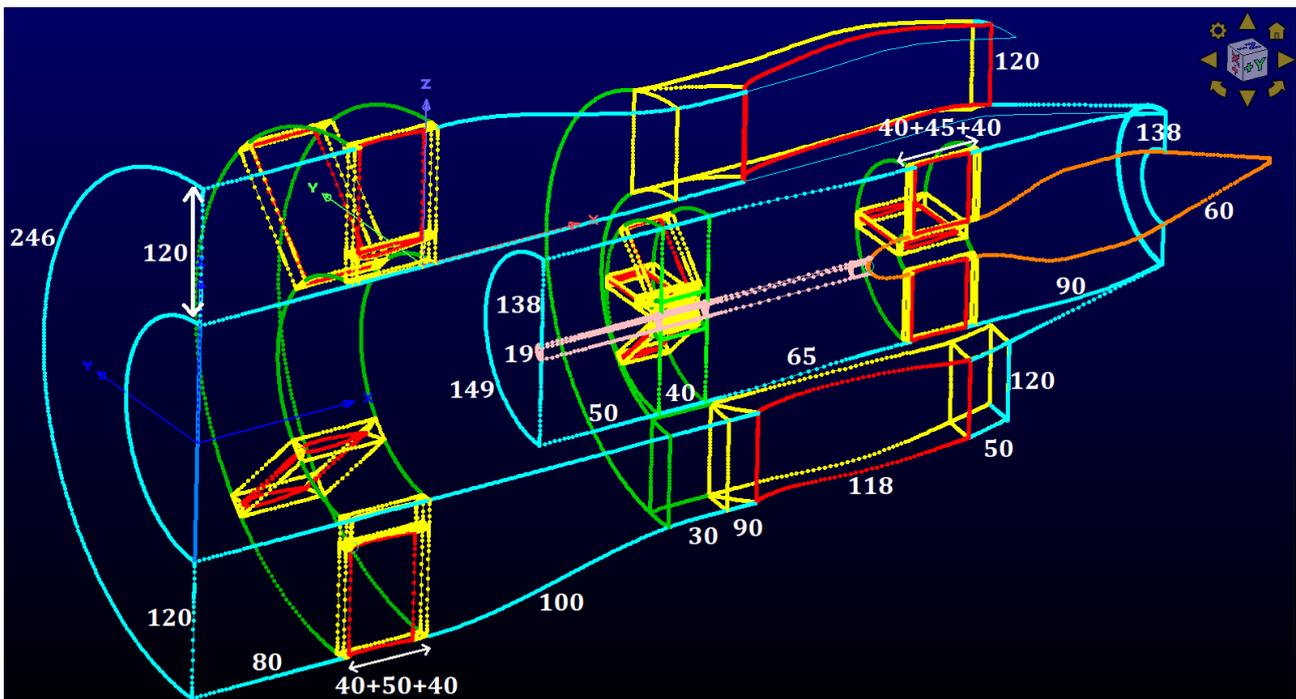


Figura 55

Dal punto di vista funzionale è possibile suddividere i connettori in:

- **Connettori radiali;**
Si estendono in direzione radiale all'interno dei due tubi di flusso e definiscono le altezze di tutti gli elementi e le strutture con estensione radiale.
- **Connettori circonferenziali;**
Si estendono in direzione circonferenziale e servono per lo più a collegare tra loro i reticoli orientati radialmente.

Tutti i connettori, radiali e circonferenziali, con una o entrambe le estremità a contatto con una o più superfici del modello (superficie di shroud e superficie di hub di entrambi i tubi di flusso, superficie laterale di Upper e Lower Bifurcator, superficie laterale e di raccordo delle alette della strumentazione e delle alette di sostegno del plug, superficie del plug) presentano, a partire dall'estremità a contatto, due funzioni di distribuzione consecutive:

○ **Funzione di Distribuzione di tipo Growth**

- **Growth_Rate = 1.2**
- **Number of Layers = 20** (la crescita con rapporto di crescita 1.2 è applicata ai primi 20 Layers)

○ **Funzione di Distribuzione Tanh (dal Layer 20 in poi);**

- Lo spacing iniziale della funzione Tanh è pari a quello del Layer 20 della funzione precedente;

La funzione di crescita (Growth) deve partire da uno Spacing (altezza) della prima cella ben preciso.

Per quanto riguarda l'ugello esterno i dati ottenuti nel paragrafo 5.2.2 sono:

- $\Delta s_{FAN}(m) = 6.7065 * 10^{-7} \rightarrow \Delta s_{FAN}(in) = 2.6404 * 10^{-5}$
- $\Delta s_{A_1}(m) = 1.6176 * 10^{-6} \rightarrow \Delta s_{A_1}(in) = 6.37 * 10^{-5}$
- $\Delta s_{A_1_CUPOLA}(m) = 1.6176 * 10^{-5} \rightarrow \Delta s_{A_1_CUPOLA}(in) = 6.37 * 10^{-4}$

Tutti i connettori radiali con una o entrambe le estremità a contatto con le superfici di shroud e hub, e tutti i connettori circolari con un'estremità a contatto con Upper o Lower Bifurcator, sono caratterizzati, da:

○ $\Delta s_{FAN}(in) = 2.6404 * 10^{-5}$

Tutti i connettori radiali e circolari con un'estremità a contatto con le superfici delle alette della strumentazione (sia superfici laterali che superfici di raccordo curvilineo) sono caratterizzati da:

○ $\Delta s_{A_1}(in) = 6.37 * 10^{-5}$

Per quanto riguarda l'ugello interno i dati ottenuti nel paragrafo 5.2.2 sono:

- $\Delta s_{CORE}(m) = 7.5542 * 10^{-7} \rightarrow \Delta s_{CORE}(in) = 2.9741 * 10^{-5}$
- $\Delta s_{A_2}(m) = 1.5638 * 10^{-6} \rightarrow \Delta s_{A_2}(in) = 6.1566 * 10^{-5}$
- $\Delta s_{A_2_CUPOLA}(m) = 1.5638 * 10^{-5} \rightarrow \Delta s_{A_2_CUPOLA}(in) = 6.1566 * 10^{-4}$
- $\Delta s_{A_3}(m) = 7.4193 * 10^{-7} \rightarrow \Delta s_{A_3}(in) = 2.9210 * 10^{-5}$

Tutti i connettori radiali con una o entrambe le estremità a contatto con le superfici di shroud e hub, e a contatto con la superficie del Plug, sono caratterizzati, da:

○ $\Delta s_{CORE}(in) = 2.9741 * 10^{-5}$

Tutti i connettori radiali e circolari con un'estremità a contatto con le superfici delle alette della strumentazione (sia superfici laterali che superfici di raccordo curvilineo) sono caratterizzati da:

○ $\Delta s_{A_2}(in) = 6.1566 * 10^{-5}$

Tutti i connettori circolari con un'estremità a contatto con le superfici delle alette di sostegno del Plug sono caratterizzati da:

○ $\Delta s_{A_3}(in) = 2.9210 * 10^{-5}$

La scelta di utilizzare lo stesso spacing sia sulla superficie laterale che sul raccordo delle alette della strumentazione (di entrambi gli ugelli) è stata presa in modo tale da suddividere uniformemente lo strato limite attorno alla superficie delle alette. Inoltre tale scelta è sostenuta dal fatto che mantenendo un'altezza della prima cella più bassa del valore calcolato per i raccordi, permette di aumentare la risoluzione della griglia nelle porzioni di spazio in questione e dunque ottenere una maggiore qualità rispetto a quanto previsto in sede di calcolo preliminare.

Le impostazioni generali appena descritte sono state applicate per prime a tutti i connettori interessati. Successivamente è iniziato il lungo lavoro di correzione del numero di punti associati ad ogni connettore, in modo tale da ottenere un'adeguata spaziatura dei punti nelle zone distanti dagli elementi del modello. L'obiettivo è quello di creare una mesh snella senza perdere qualità. Tutto questo processo è ripetuto numerose volte, tenendo conto come già anticipato, che una modifica del numero di punti di un connettore obbliga a correggere in cascata tutti i connettori dimensionalmente collegati ad esso.

Ora ci si deve concentrare sulle zone geometricamente più complesse, ovvero quelle attorno alle alette:

Il fatto che l'estensione radiale delle alette della strumentazione nell'ugello di fan siano diverse, implica che, per ottenere un reticolo adeguato negli spicchi tra un'aletta e l'altra (gli spicchi collegano le alette tra loro in direzione circonferenziale), i connettori radiali attorno alle alette più lunghe (di Pressione Totale) devono essere suddivisi in modo tale da possedere la stessa distribuzione radiale di quelli attorno alle alette più corte, come si nota in *Figura 56*.

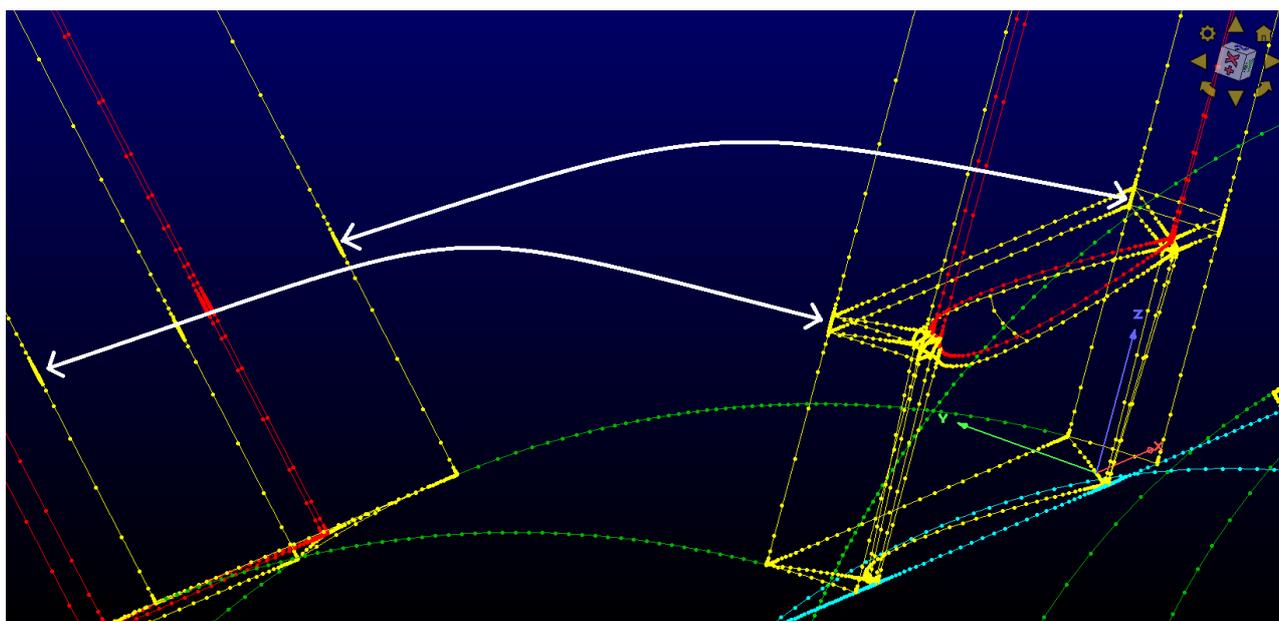


Figura 56

Lo stesso principio è applicato alle alette della strumentazione dell'ugello di core (*Figura 57*). In questo caso, oltre ad essere di lunghezze diverse tra loro, le alette sono posizionate a distanze diverse lungo l'asse x. Questo obbliga a creare dei connettori di collegamento circonferenziale tra le alette non giacenti nel piano YZ, come è osservabile in *Figura 58*.

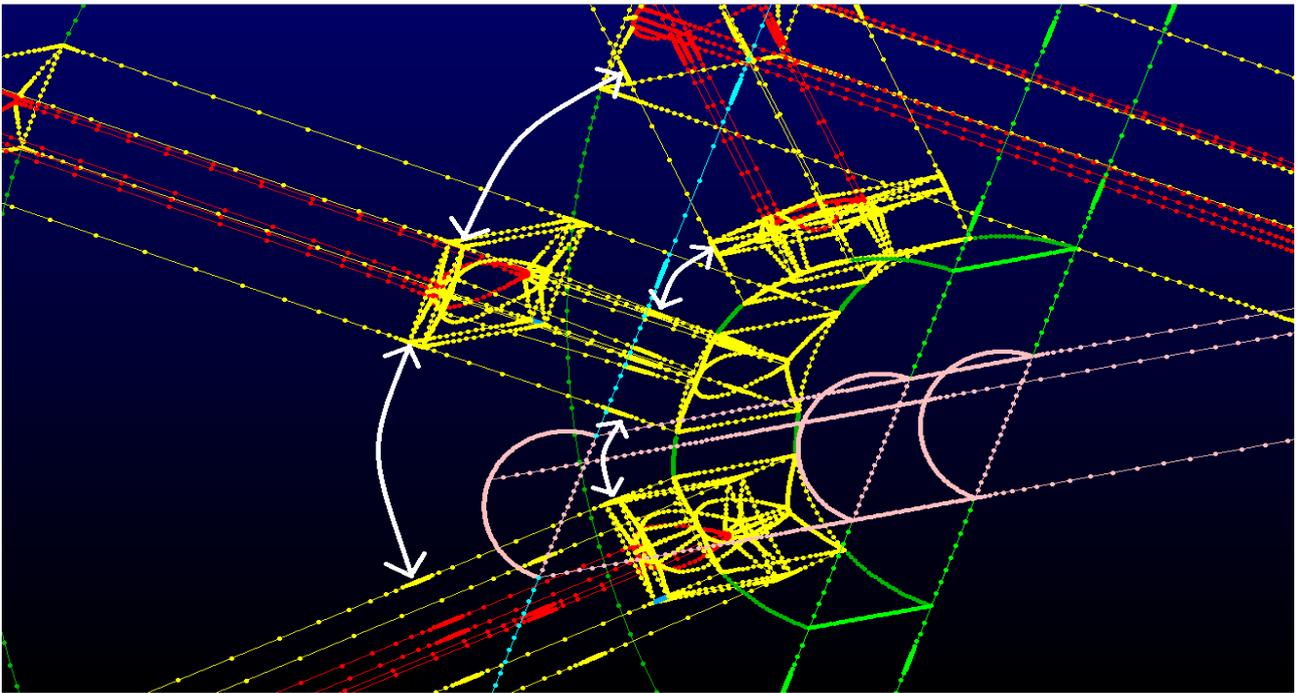


Figura 57

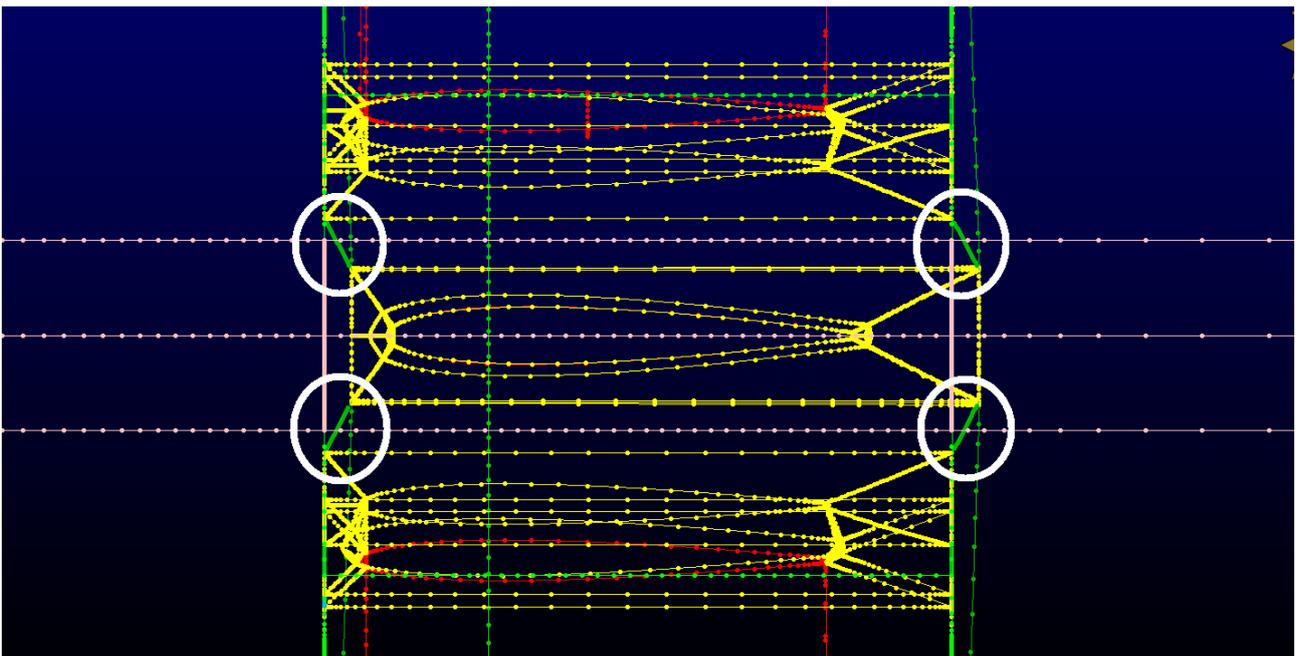


Figura 58

Il quarto step consiste nella creazione e proiezione dei reticoli superficiali (attaccati ai connettori dimensionati allo step precedente), e la creazione dei blocchi strutturati. In questa fase vengono rielaborati reticoli bidimensionali tramite comando “Solve”, in modo tale che le celle siano adeguatamente distribuite. Di conseguenza vengono inizializzati i blocchi sulla base delle facce rielaborate.

In *Figura 59* è possibile osservare il risultato ottenuto alla fine di questo step.

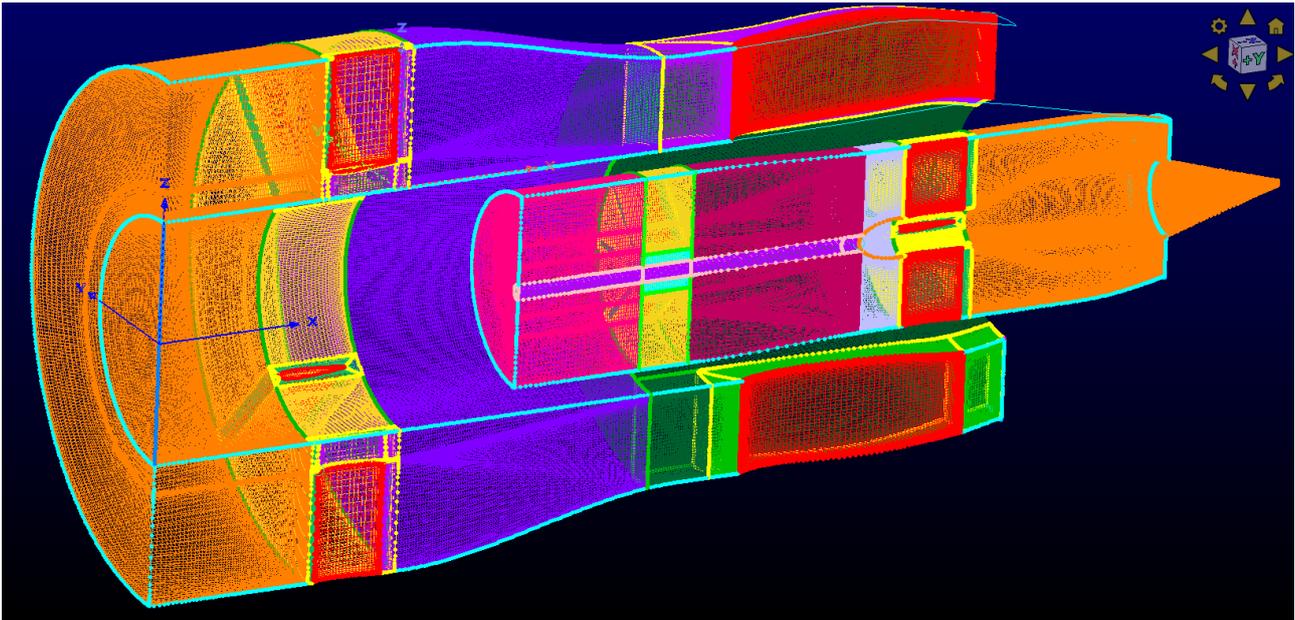


Figura 59

Dopo aver creato i reticoli bidimensionali è necessario ricontrollare gli spacing alle estremità di ogni connettore, in modo tale che, dati due reticoli adiacenti con un connettore condiviso, le celle dei due reticoli costruite a partire dal connettore in questione siano di dimensioni simili. È conveniente eseguire questo controllo dopo aver creato i reticoli bidimensionali in quanto forniscono un aiuto dal punto di vista visivo (si vedono direttamente i reticoli, la grandezza delle celle e la loro forma). In questo modo è stato possibile osservare forma, dimensione e orientamento delle singole celle, mantenendo uno sguardo d'insieme dell'architettura generata.

I reticoli bidimensionali più critici sono quelli che possiedono almeno un connettore a contatto con una superficie del modello. È importante che le celle costruite a partire dal connettore in questione siano ortogonali alla superficie.

Tutti i reticoli di tipo H-Block Passage, costruiti per ottenere una mesh strutturata di qualità attorno alle alette, devono essere rielaborati attentamente. Non tutti i reticoli di questo tipo sono a contatto diretto con una superficie solida, ma per questioni di uniformità della mesh tridimensionale, tutti devono essere strutturati allo stesso modo (Figura 60). Le celle a contatto con il connettore condiviso devono essere orientate perpendicolarmente alla superficie dell'aletta.

Ogni reticolo di questo tipo è sottoposto ad una rielaborazione tramite comando "Solve" di Pointwise. A tutti e 4 i connettori di ogni H-Block Passage vanno assegnati degli attributi specifici, ottenuti tramite prove ripetute (Figura 61):

- **Boundary Condition Function** (Funzione di distribuzione delle celle: *Steger Sorenson*)
- **Spacing Control** (Sezione per il controllo dello spacing a partire dal connettore selezionato)
 - *Spacing* (Tipologia di spacing: *Interpolate/Current Grid/Adjacent Grid/User Specified*)
 - *Value* (Valore dello spacing di partenza se si è selezionato User Specified)
 - *Blending* (*Linear/Default Exponential/Custom Exponential*)
 - *Decay Factor* (Fattore di Decadimento)
- **Angle Control** (Sezione per il controllo dell'angolo di attacco delle celle dal connettore selezionato)
 - *Angle* (*Orthogonal/Interpolate/Current Grid/Adjacent Grid*)
 - *Blending* (*Linear/Default Exponential/Custom Exponential*)
 - *Decay Factor* (Fattore di Decadimento)

- **Boundary Conditions (Fixed/Floating/Orthogonal)**

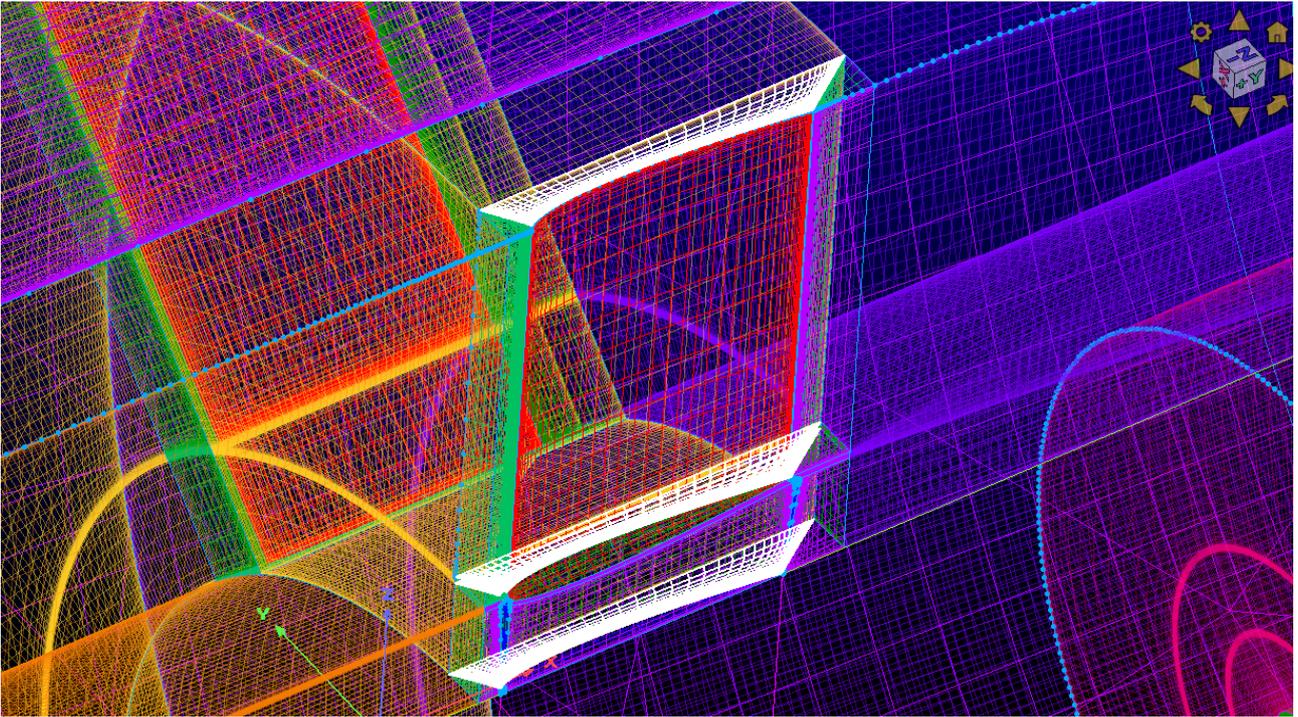


Figura 60

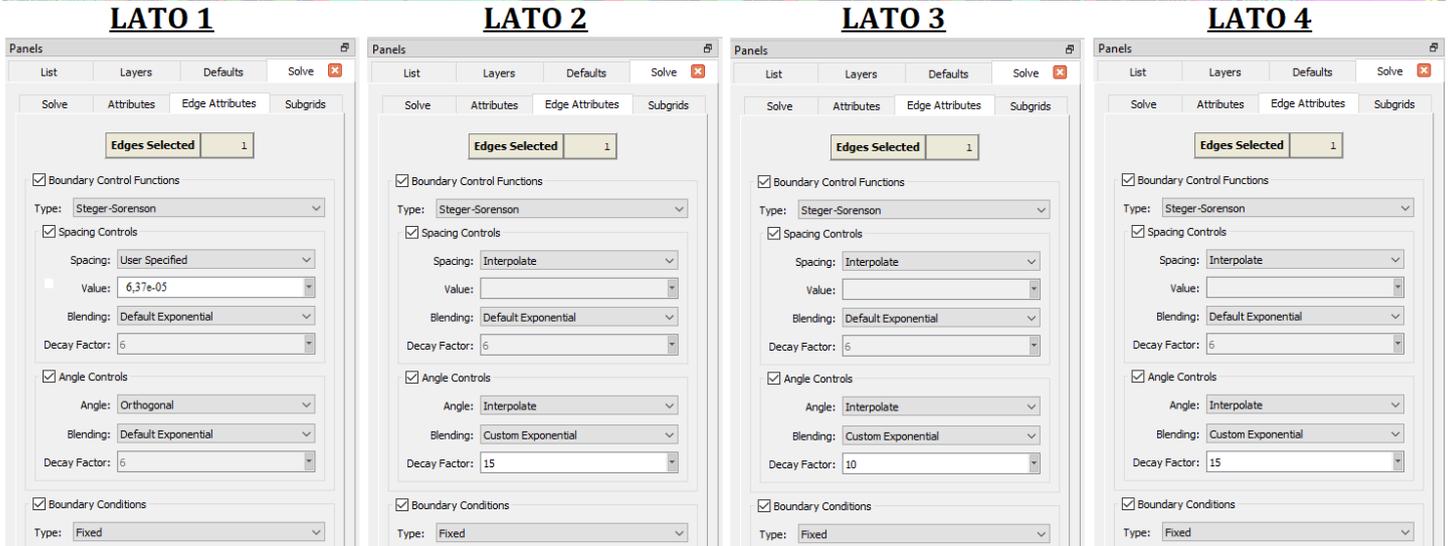
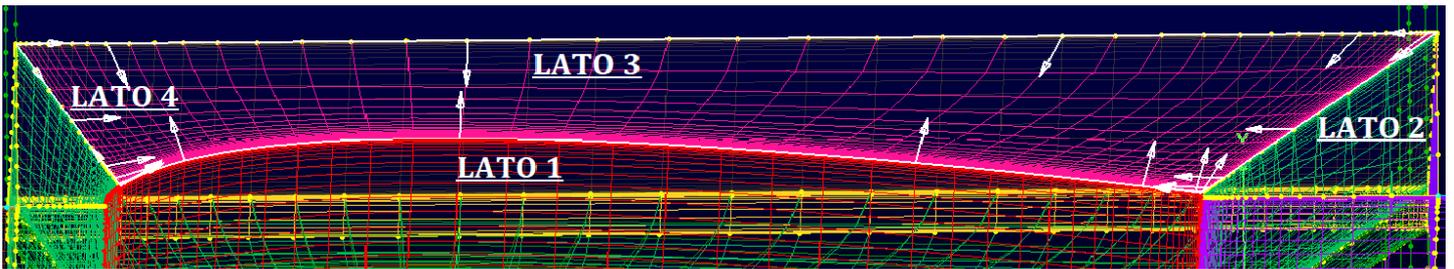


Figura 61

La Funzione di Distribuzione che controlla la costruzione del reticolo, seguendo le condizioni al contorno imposte è quella di Steger-Sorenson, la quale permette di ottenere linee interne morbide, prive di repentini cambi di direzione. Sul connettore condiviso è imposto uno spacing pari a $\Delta S_{A1}(m)$, imposto ai connettori radiali e circonferenziali nello step precedente. Inoltre l'angolo di attacco al

connettore in questione è imposto di 90 gradi. Questo permette di avere un controllo preciso dell'altezza e dell'angolo del primo strato a contatto con l'aletta in questione.

Lo spacing imposto al connettore condiviso varia in base a quale gruppo di alette di sta meshando. Si utilizzano i valori dell'altezza della prima cella calcolati in precedenza.

A questo punto sono stati creati i blocchi selezionando le facce perimetrali. Quasi tutti i blocchi creati sono strutturati tranne delle piccole porzioni sotto le alette raccordate e davanti alla calotta del plug. In *Figura 62*, *Figura 63*, *Figura 64*, sono evidenziati i blocchi non strutturati. La costruzione di questi blocchi è stata dettata dal fatto che per alcuni elementi superficiali delle alette, come già evidenziato in *Figura 44* e *Figura 45*, e per la parte finale della calotta del plug non è possibile costruire un reticolo strutturato. La presenza di mesh superficiali non strutturate implica che è necessario creare dei blocchi, anch'essi non strutturati, che permettano di collegarle alla superficie del modello dove termina il reticolo tridimensionale. I domini che avvolgono di tali blocchi sono strutturati e siccome la geometria questi ultimi non si deve discostare troppo dal parallelepipedo, i blocchi non strutturati sono stretti e di forma allungata.

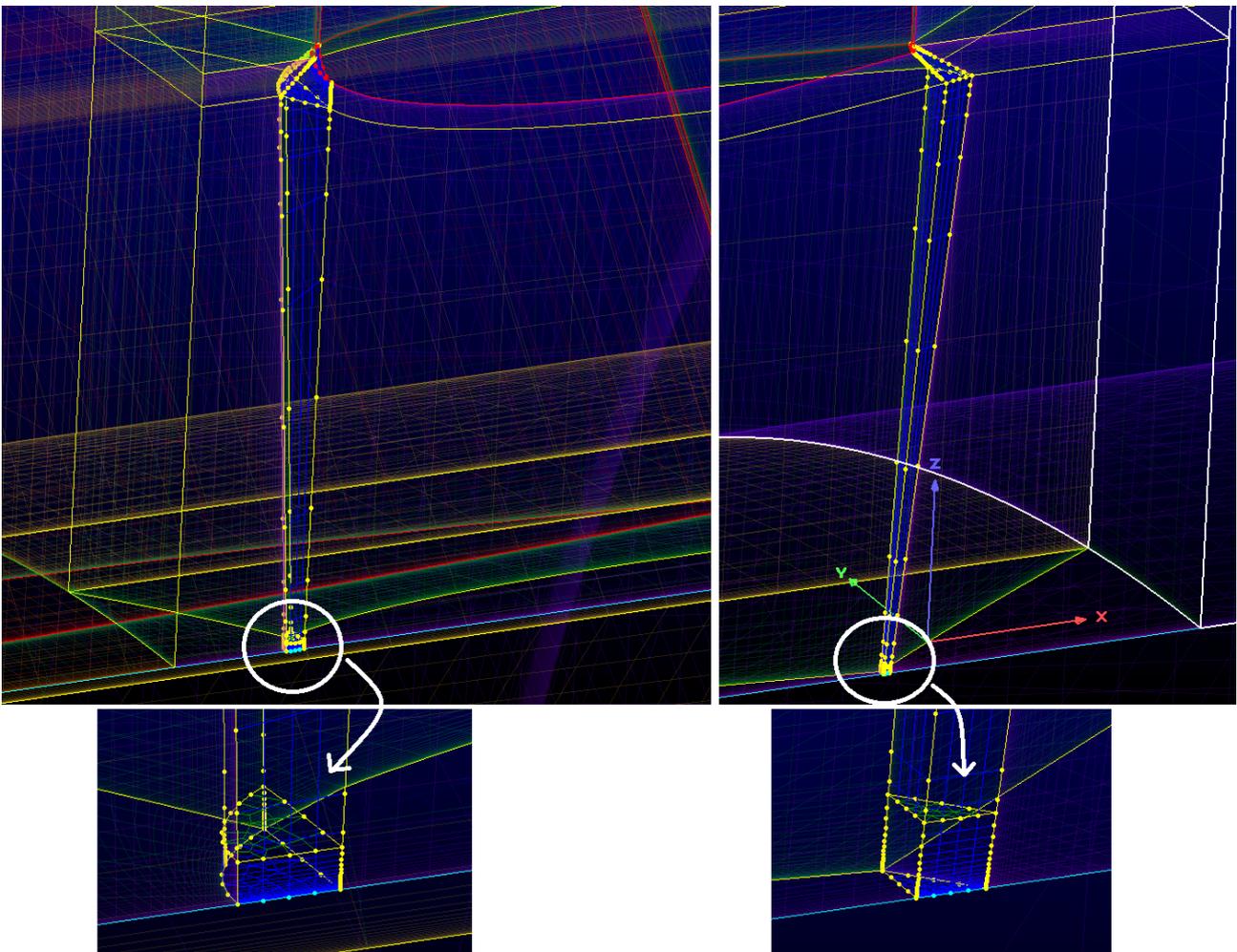


Figura 62

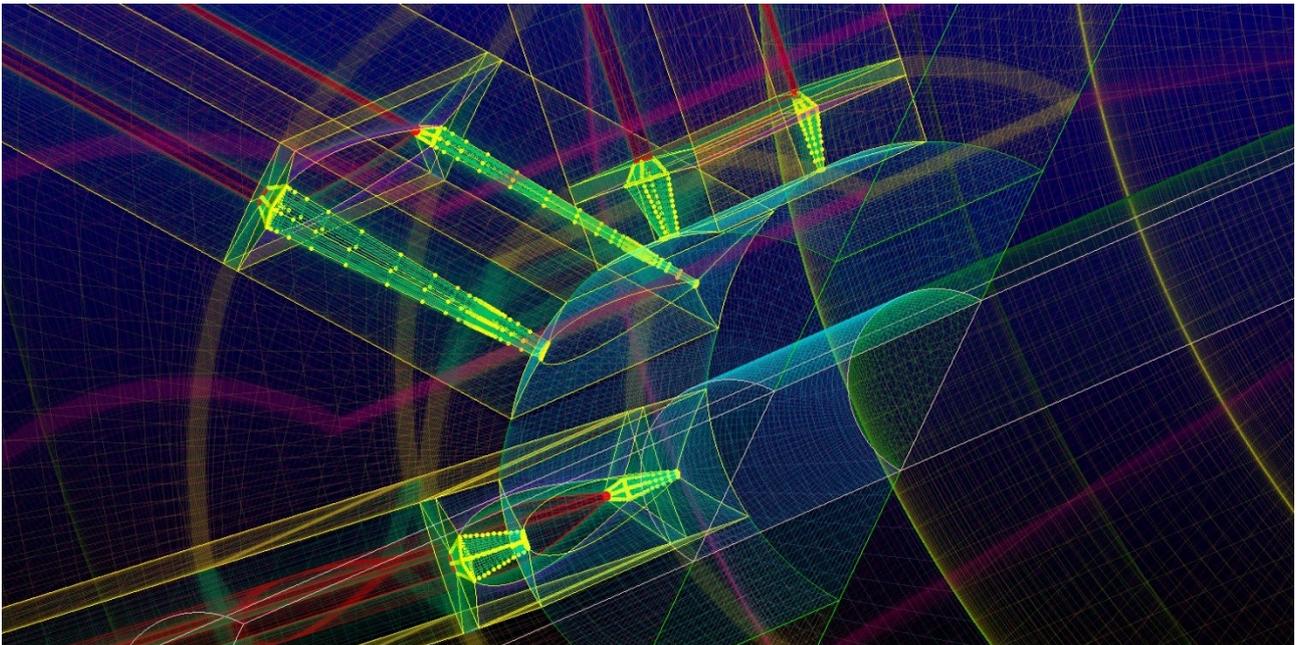


Figura 63

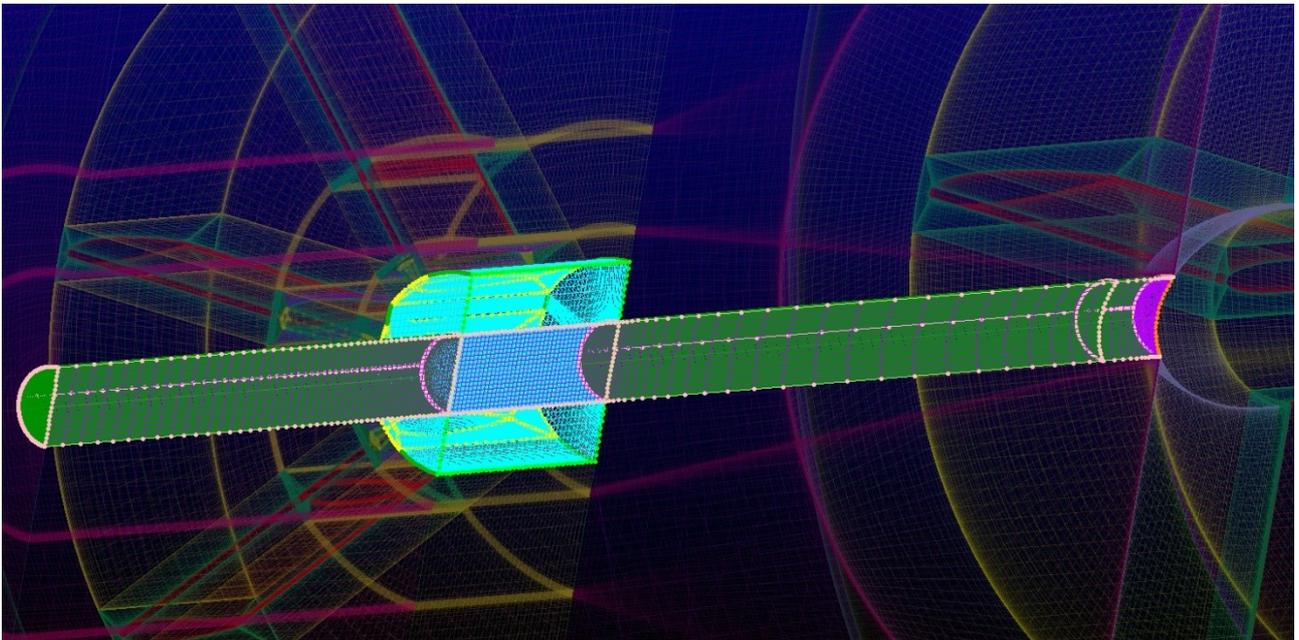


Figura 64

L'ultimo step prevede il controllo dei blocchi in termini di:

- **Minimum Included Angle;**
- **Equangle Skewness;**

Dopo aver “riempito” tutti i blocchi del reticolo interno agli ugelli è necessario analizzarli uno per volta controllando i valori numerici dei due fattori elencati. Sono degli indici della qualità del reticolo tridimensionale del blocco in questione.

Il Minimum Included Angle è il minimo angolo interno della singola cella tridimensionale. In un reticolo strutturato perfetto questo fattore dovrebbe tendere a 90 gradi per ogni cella. Questo vuol dire che tutte le celle devono essere dei parallelepipedi retti. Questo risulta difficile per geometrie complicate, in cui i blocchi strutturati devono essere costruiti adattandosi alla geometria stessa.

L'Equiangle Skewness è l'indice più importante per valutare la qualità di un reticolo e esprime l'entità della deformazione di una cella rispetto al caso ideale (per domini strutturati il parallelepipedo rettangolo, per domini non strutturati la piramide equilatera). Più deformato è il reticolo più l'indice si avvicina a 1. Questo fattore è calcolato a livello software con la seguente formula:

$$Skewness = \max \left[\frac{\theta_{max} - \theta_e}{180 - \theta_e}, \frac{\theta_e - \theta_{min}}{180} \right] \text{ dove,}$$

- θ_{max} = Angolo massimo all'interno della cella
- θ_{min} = Angolo minimo all'interno della cella
- θ_e = Angolo ideale (90° per Parallelepipedo rettangolo, 60° per Piramide equilatera)

I valori numerici limite per i due indici in questione dipendono dal tipo di reticolo analizzato:

- Per un blocco strutturato:
 - *Min. Included Angle* $\geq 20^\circ \sim 30^\circ$
 - *Equiangle Skewness* $\leq 0.7 \sim 0.8$
- Per un blocco non strutturato
 - *Min. Included Angle* $\geq 0.2^\circ \sim 1.0^\circ$
 - *Equiangle Skewness* ≤ 0.98

L'analisi blocco per blocco ha permesso di ricontrollare tutti i reticoli tridimensionali. Dove necessario sono stati modificati i reticoli superficiali tramite il comando "Solve" e sono stati inizializzati nuovamente i blocchi ad essi attaccati.

Sono stati analizzati per primi i blocchi strutturati, prima dell'ugello esterno, poi di quello interno. I risultati verranno presentati partendo dalla sezione di condizionamento del flusso, passando poi alla sezione della strumentazione, e infine soffermandosi nella sezione dell'ugello vero e proprio:

Ugello Esterno:

- Sezione di Condizionamento del flusso (Figura 65);
 - *Min. Included Angle (minimo)* = 55.59°
 - *Equiangle Skewness (massimo)* = 0.382

Il blocco in questione è geometricamente semplice in quanto è un parallelepipedo ripiegato sulla superficie di hub del tubo di flusso esterno. Sui connettori radiali i punti sono distribuiti in modo tale da copiare gli spacing dei connettori radiali attorno alle alette della strumentazione. Questo permette di ottenere un blocco uniforme con celle poco deformate e dunque di qualità, come testimoniano i valori numerici dei due indici di riferimento.

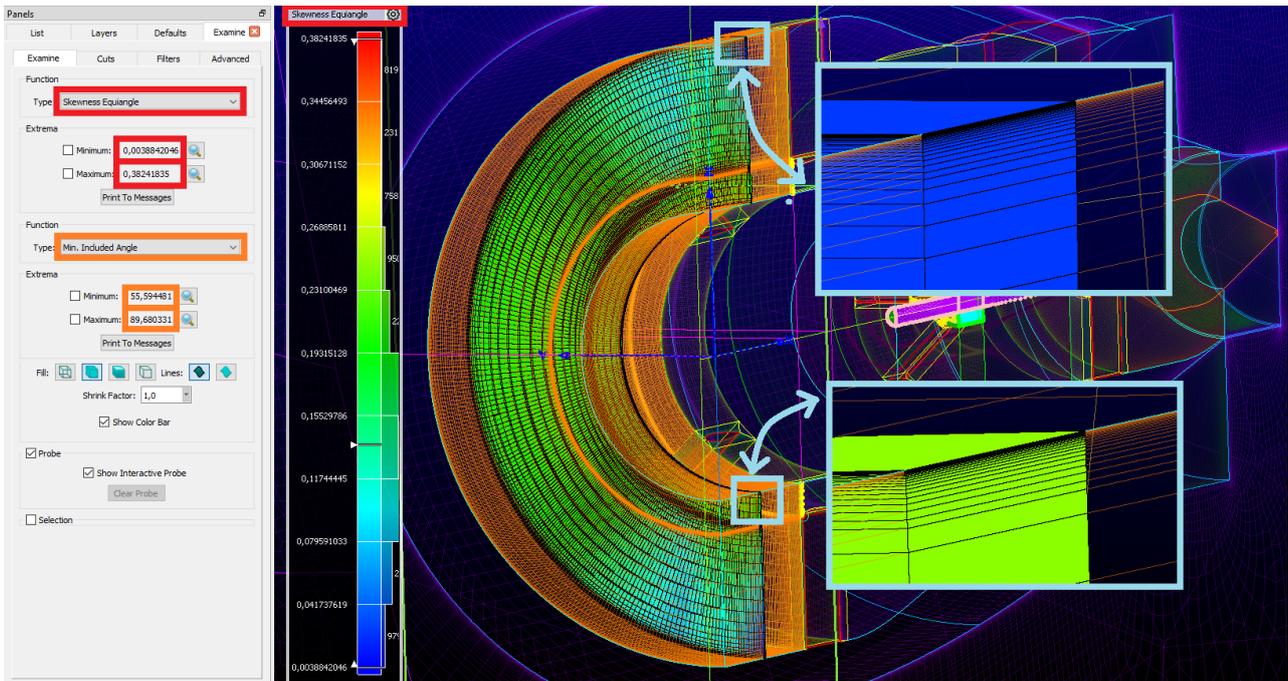


Figura 65

- Sezione della Strumentazione (Figura 66);
 - *Min. Included Angle (minimo) = 26.53°*
 - *Equiangle Skewness (massimo) = 0.709*

La sezione della strumentazione presenta numerosi blocchi strutturati, i quali inglobano le alette della strumentazione, ottenendo un reticolo il più possibile di qualità. Le geometrie complicate e la necessità di infittire notevolmente le celle a contatto con le superfici del modello ha reso necessario un impegnativo processo di rielaborazione dei reticoli superficiali. Il risultato è soddisfacente e i valori numerici degli indici di riferimento sono adeguati.

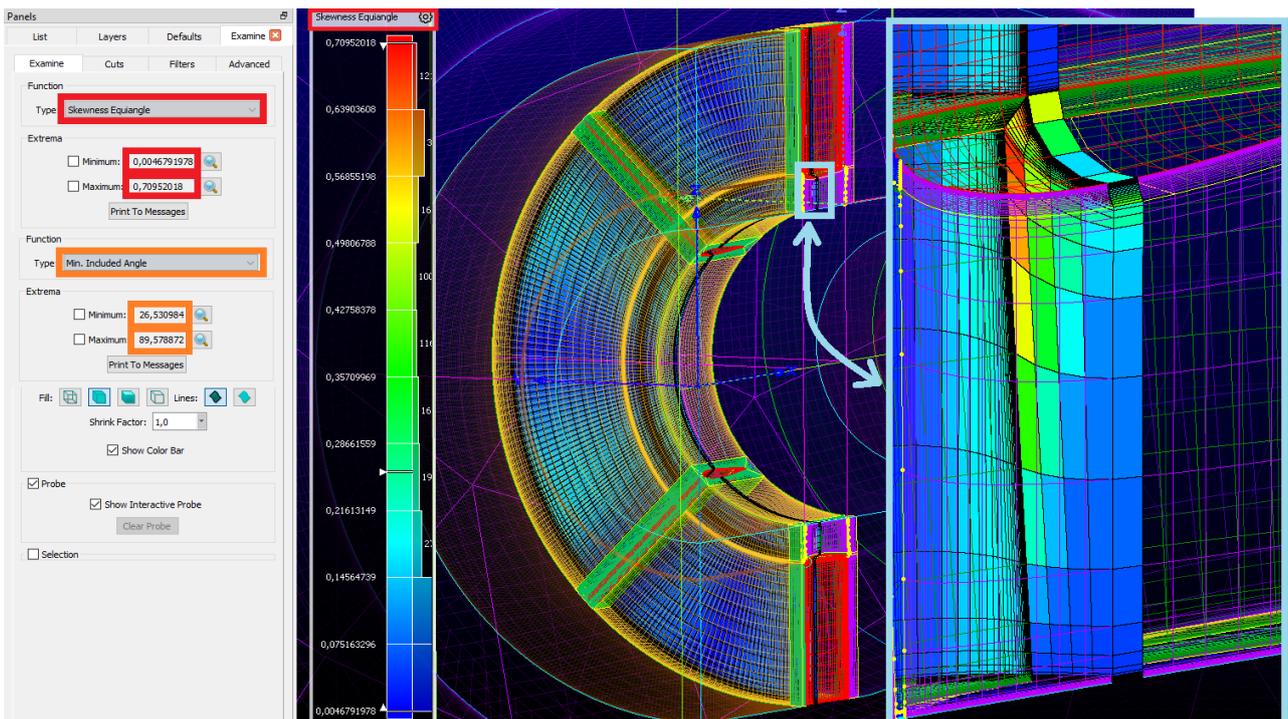


Figura 66

- Sezione iniziale dell'Ugello di Scarico (Figura 67);
 - *Min. Included Angle (minimo)* = 42.19°
 - *Equiangle Skewness (massimo)* = 0.531

Il blocco in questione è geometricamente semplice. Tuttavia, la necessità di imporre spacing diversi dei punti nei connettori radiali a monte e valle implica una certa deformazione delle celle del reticolo tridimensionale, come attestano i valori numerici degli indici di riferimento, che rimangono comunque adeguati.

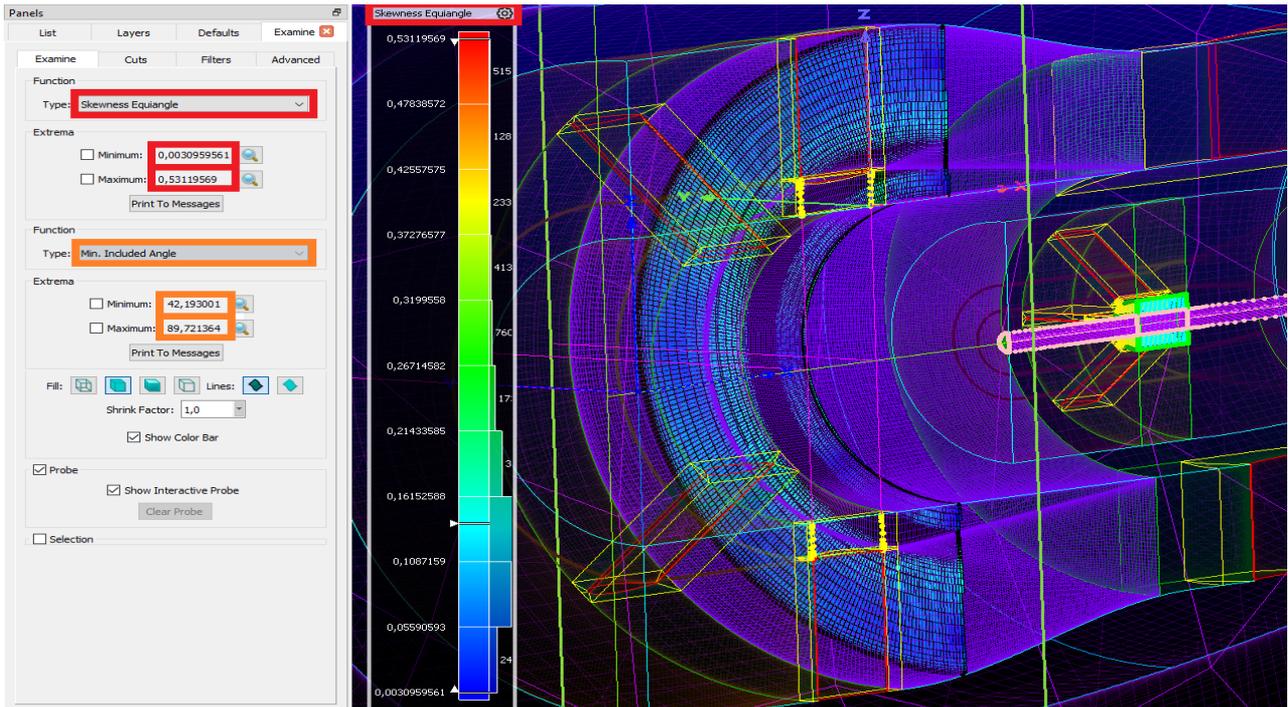


Figura 67

- Sezione finale dell'Ugello di scarico (Figura 68);
 - *Min. Included Angle (minimo)* = 26.8°
 - *Equiangle Skewness (massimo)* = 0.702

In questa porzione di ugello sono presenti L'Upper e il Lower Bifurcator. Per costruire il reticolo attorno ad essi è stata utilizzata l'architettura H-Block come per le alette della strumentazione. Questa soluzione, molto efficace porta con se alcune problematiche legate alle deformazioni delle celle nella zona iniziale e finale dei blocchi H-Block Passage. Questo si ripercuote sui valori degli indici di riferimento, che rimangono comunque nella norma.

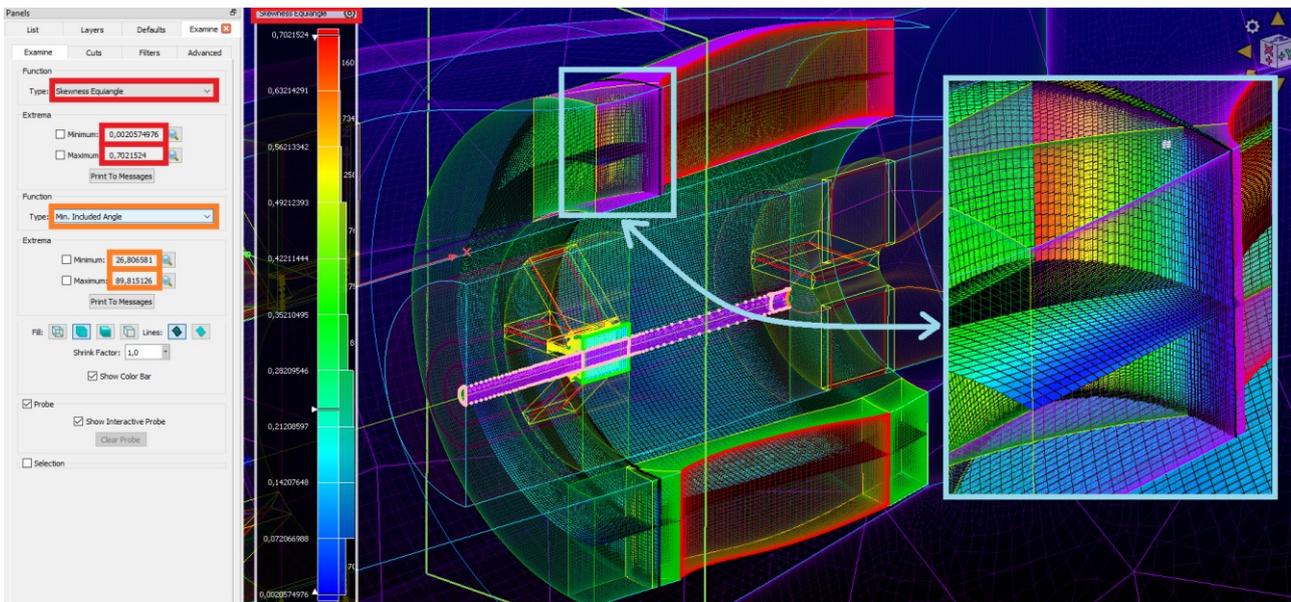


Figura 68

Ugello Interno:

- Sezione di Condizionamento del flusso (Figura 69);
 - *Min. Included Angle (minimo) = 62.27°*
 - *Equiangle Skewness (massimo) = 0.309*

Come nel caso dell'ugello esterno, il blocco in questione è geometricamente semplice in quanto è un parallelepipedo ripiegato sulla superficie di hub del tubo di flusso esterno. Sui connettori radiali i punti sono distribuiti in modo tale da copiare gli spacing dei connettori radiali attorno alle alette della strumentazione. Questo permette di ottenere un blocco uniforme con celle poco deformate e dunque di qualità, come testimoniano i valori numerici dei due indici di riferimento.

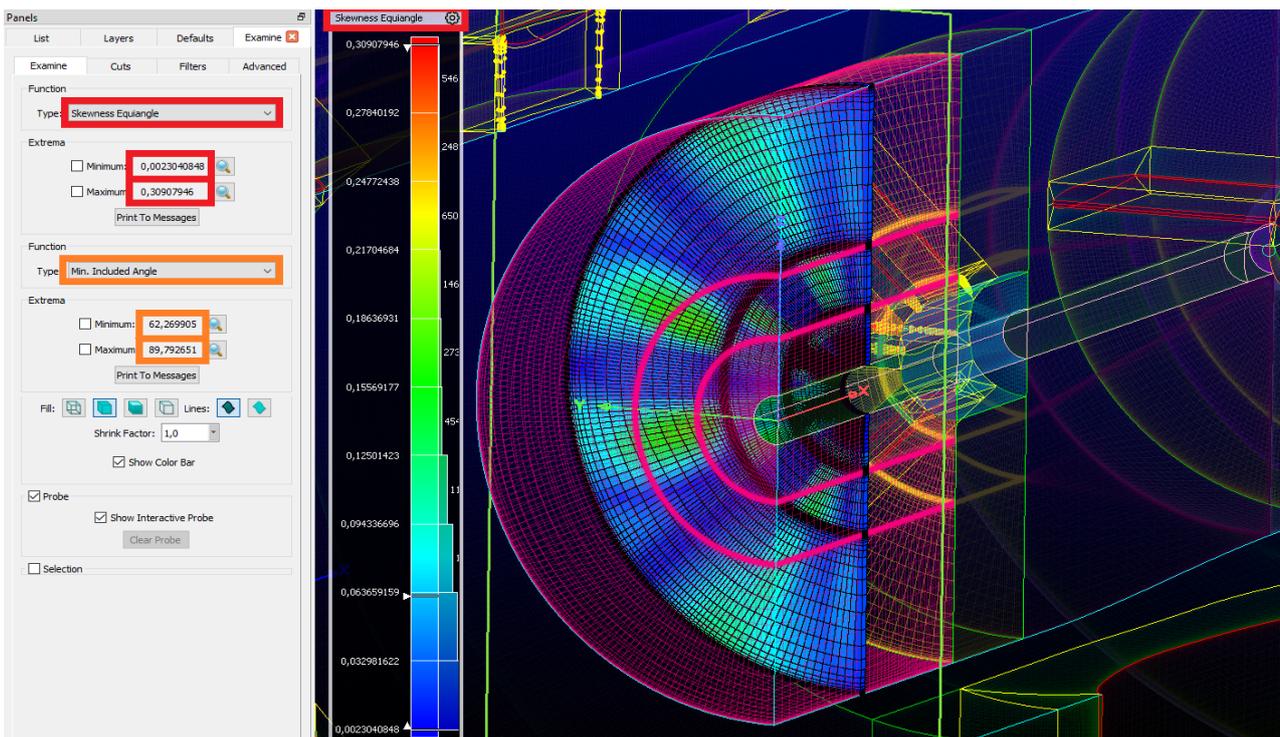


Figura 69

- Sezione della Strumentazione (Figura 70);
 - *Min. Included Angle (minimo) = 25.05°*
 - *Equiangle Skewness (massimo) = 0.723*

Nel caso della sezione della strumentazione dell'ugello interno la situazione è simile a quella dell'ugello esterno, ma complicata dal fatto che tutte e tre le alette presentano un raccordo curvilinea all'estremità, quella centrale è più corta e spostata più a valle lungo l'asse x rispetto alle altre due. Il reticolo costruito è più complesso e articolato, come evidente nella figura sottostante. Questo si traduce un leggero peggioramento dei valori numerici degli indici di riferimento rispetto alle sezioni precedenti. Essi rimangono comunque adeguati.

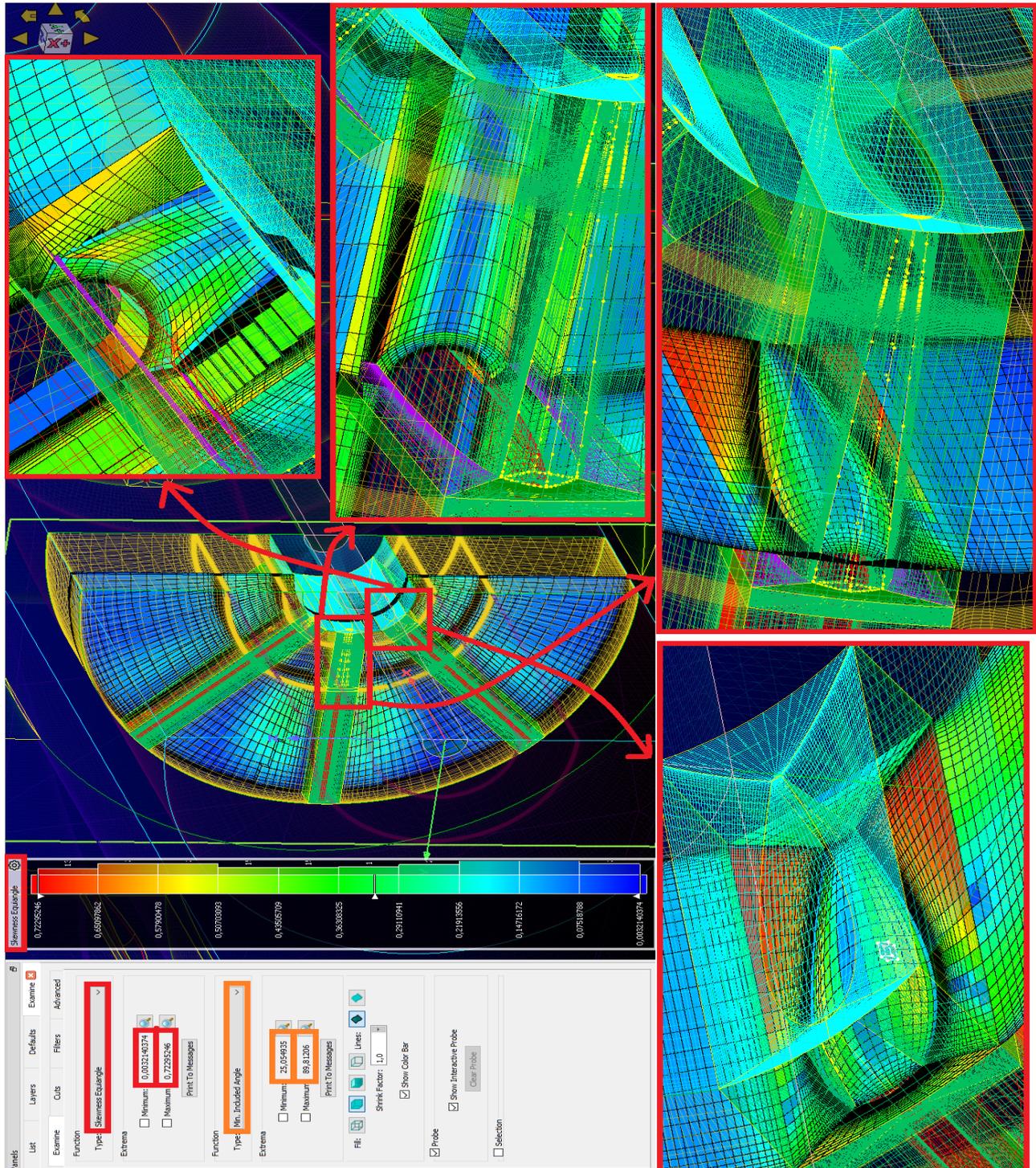


Figura 70

- Sezione iniziale dell'Ugello di scarico e cupola Plug (Figura 71);

- *Min. Included Angle (minimo) = 31.01°*
- *Equiangle Skewness (massimo) = 0.658*

Il primo dei due blocchi che compongono questa sezione è geometricamente semplice, tuttavia, la necessità di imporre spacing diversi dei punti nei connettori radiali a monte e valle implica una certa deformazione delle celle del reticolo tridimensionale, come nel caso dell'ugello esterno. Il secondo blocco è anch'esso geometricamente semplice, ma il fatto che si avvolga attorno alla superficie anteriore della calotta del plug implica una certa deformazione delle celle vicino all'estremità sinistra del blocco stesso, dove la curvatura della geometria è più accentuata. I valori numerici degli indici di riferimento rimangono adeguati.

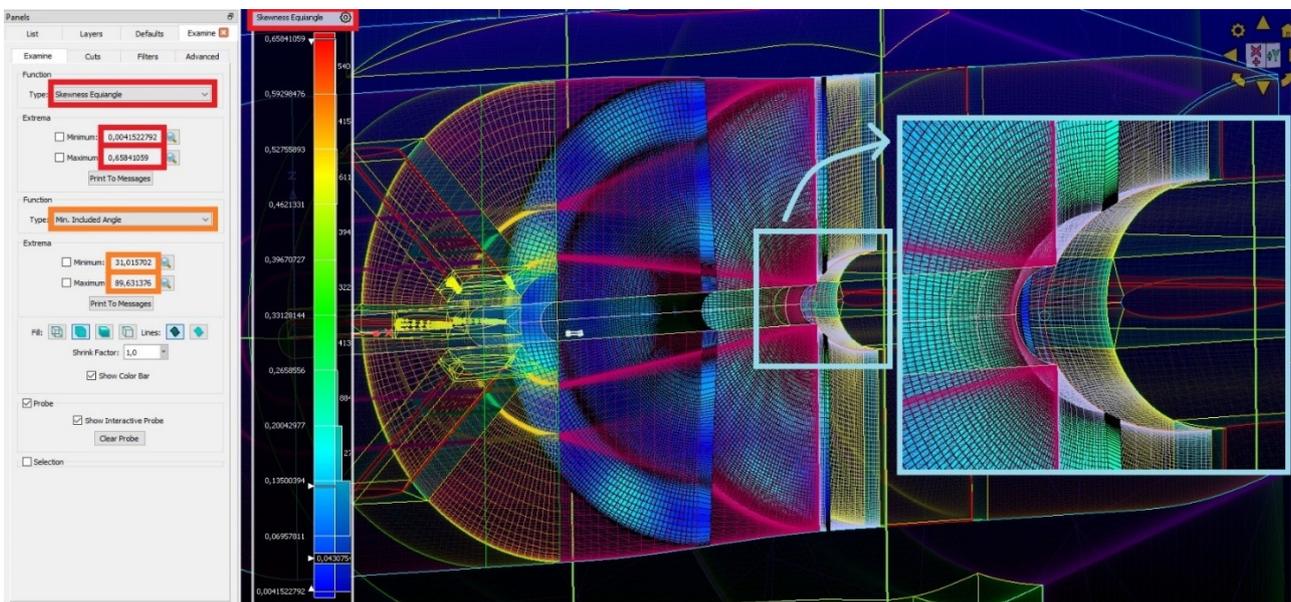


Figura 71

- Sezione delle palettature di sostegno del Plug (Figura 72);

- *Min. Included Angle (minimo) = 30.17°*
- *Equiangle Skewness (massimo) = 0.665*

In questa sezione, i blocchi organizzati secondo l'architettura H-Block sono geometricamente più semplici di quelli creati attorno alle alette della strumentazione. In questo caso, infatti, le alette non presentano raccordi e si attaccano alla superficie di shroud del tubo di flusso interno e alla superficie del Plug. Questo fatto permette di ottenere valori numerici degli indici di riferimento migliori del caso delle altre alette.

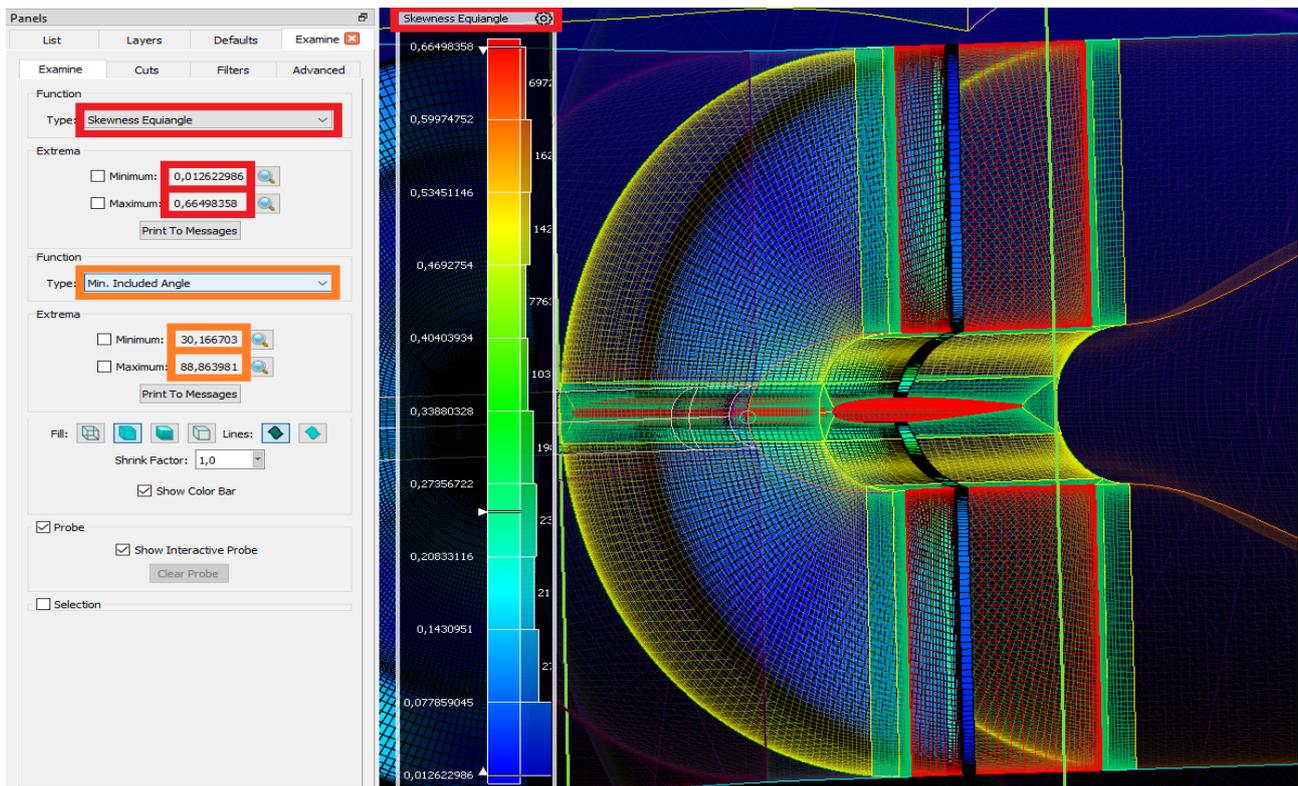


Figura 72

- Sezione finale dell'Ugello di scarico (Figura 73);
 - *Min. Included Angle* (minimo) = 57.22°
 - *Equiangle Skewness* (massimo) = 0.364

Il blocco in questione è geometricamente semplice in quanto è un parallelepipedo ripiegato sulla superficie del Plug. Il blocco ottenuto è uniforme, con celle poco deformate e dunque di qualità, come testimoniano i valori numerici dei due indici di riferimento.

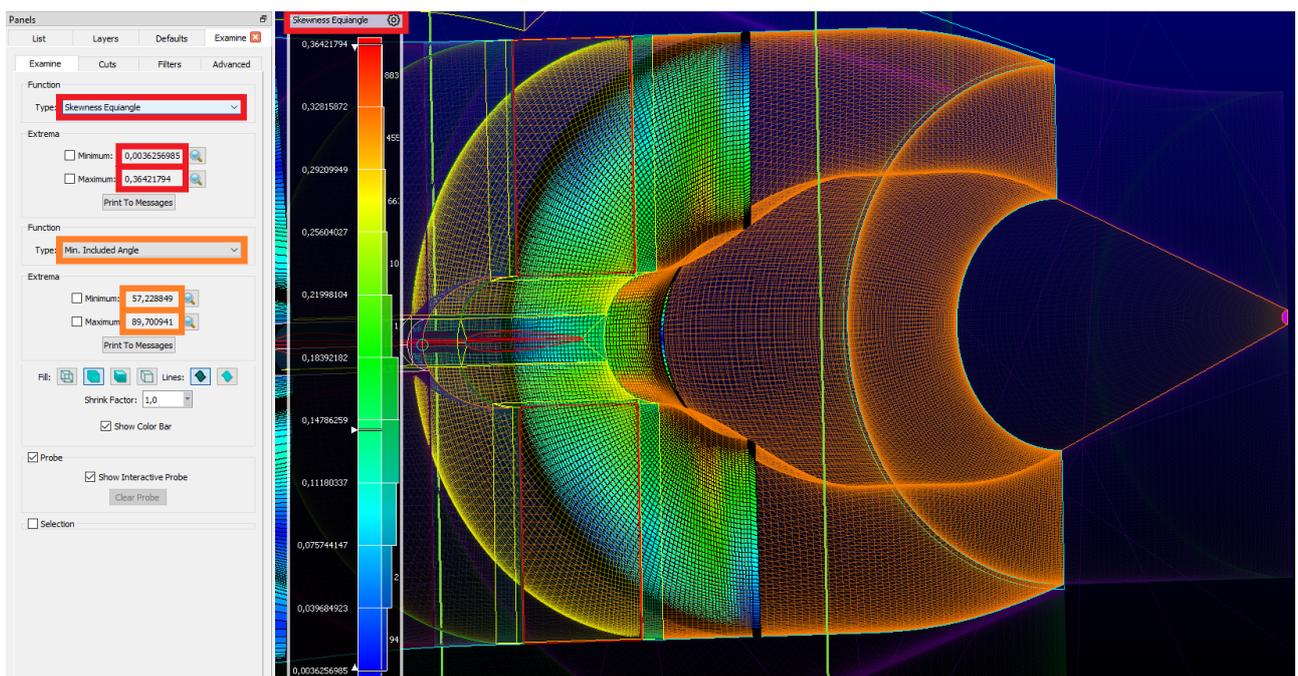


Figura 73

Infine, per quanto riguarda i blocchi non strutturati riportati in *Figura 62*, *Figura 63*, *Figura 64*, si ottengono valori critici del Minimum Included Angle (nell'ordine degli 0.2°) e dell'Equiangle Skewness (nell'ordine dello 0.98). Questi risultati sono dovuti al fatto che sono blocchi non strutturati con spacing imposti molto bassi e domini perimetrali strutturati. Questi ultimi vincolano le funzioni che governano la costruzione delle celle nei blocchi in questione.

Per migliorare i valori numerici degli indici sono stati creati dei blocchi estrusi non strutturati nelle zone a contatto con le superfici del modello, dove lo spacing imposto è molto basso e le celle non strutturate molto allungate e deformate. Nel caso di *Figura 62* i blocchi estrusi sono creati a contatto con la superficie di hub del tubo di flusso esterno, mentre in *Figura 64* il blocco estruso è stato creato a contatto con la sommità della calotta del Plug. Il motivo per il quale si ottiene un miglioramento del reticolo è che i blocchi in questione sono sempre non strutturati ma derivano dall'estrusione lungo un asse del dominio superficiale non strutturato. Le celle che si formano sono regolari e non deformate.

6.3 COSTRUZIONE DELLA MESH NELLA PORZIONE ESTERNA DELL'UGELLO

6.3.1 RICOSTRUZIONE DELLA PARTE ESTERNA DEL MODELLO CAD

In questo paragrafo verrà descritto il procedimento di ricostruzione della superficie esterna del modello CAD, composta da Nacelle e Pilone.

Il reticolo costruito nella porzione esterna dell'ugello di scarico, all'interno del dominio di calcolo, è non strutturato. Questa scelta ha permesso di limitare il numero di celle necessarie a riempire il volume esterno e ridurre il tempo di generazione del reticolo stesso.

Le problematiche legate al modello CAD, descritte nel paragrafo 5.1, sono molto evidenti e critiche per quanto riguarda la geometria del Pilone (*Figura 14*). Buona parte delle falle sono state corrette utilizzando un software di modellazione CAD esterno. Il risultato è riportato in *Figura 28*.

A questo punto è stato necessario analizzare nel particolare la geometria. Essa è divisa in un certo numero di database indipendenti. L'obiettivo era quello di assemblarli tra loro formando un unico database sul quale si attaccasse la mesh non strutturata. Il primo problema riscontrato in questa fase riguardava la tolleranza di assemblaggio. Il valore numerico della tolleranza necessario ad assemblare tra loro la maggior parte delle superfici era troppo elevato. Questo problema, inoltre, si ripercuoteva sulla geometria del database nelle zone in cui è stato necessario unire tra loro le Quilts di superfici adiacenti: questa procedura permette di raccordare superfici adiacenti che presentano dei gap nella zona di contatto. L'elevata tolleranza di assemblaggio determina la presenza di superfici mal raccordate e compenstrate, dalle quali non si riesce ad ottenere un reticolo di qualità. Per questo è stato necessario ricostruire da zero la geometria di Nacelle e Pilone.

Il procedimento utilizzato è il seguente:

- Il punto di partenza è il modello CAD elaborato nel software *Autodesk Fusion 360* ed importato in *Pointwise*. A questo punto sono stati generati e modificati i connettori monodimensionali, come è stato fatto per le geometrie interne dell'ugello. Il procedimento è lo stesso riportato nel paragrafo 5.2.1.

Il risultato ottenuto è osservabile in *Figura 74*.

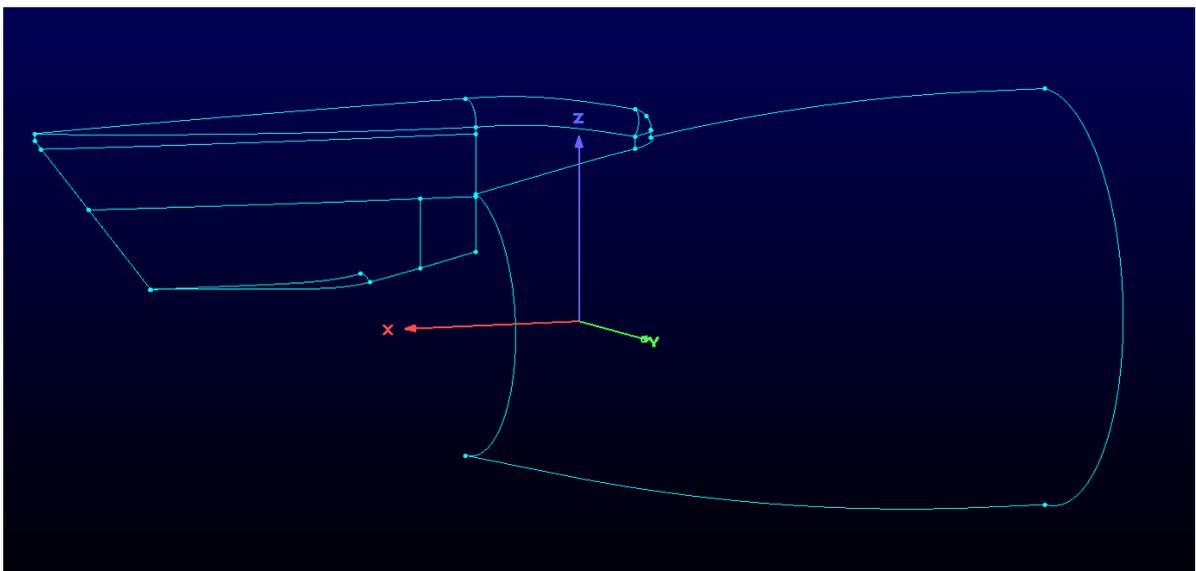


Figura 74

- Successivamente sono stati dimensionati i connettori in modo tale che ognuno possedesse un numero considerevole di punti e dunque una risoluzione elevata. A questo punto sono stati creati i domini superficiali strutturati, molto fitti dato il numero elevato di celle in essi contenute (*Figura 75*). È stato necessario costruire dei domini con queste caratteristiche in quanto il modello CAD verrà generato automaticamente fittando la geometria di ogni singola mesh di superficie.

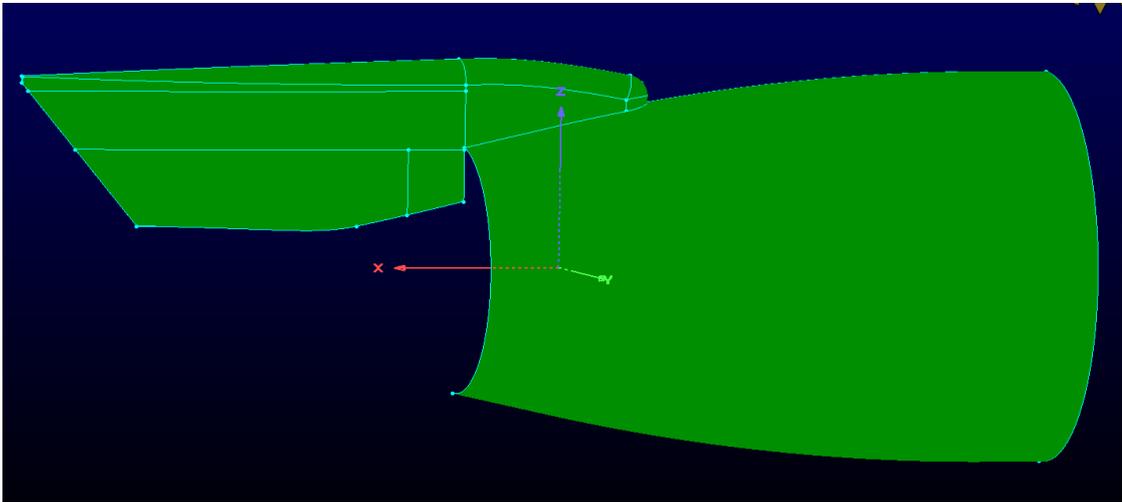


Figura 75

- A questo punto, sono stati selezionati tutti i domini creati al punto precedente e, utilizzando l'estensione del software Pointwise "*ConvertGridToDatabase.glf*", sono stati creati automaticamente i Database (un database per ogni reticolo strutturato). I Database sono stati assemblati tra loro. Le tolleranze di assemblaggio risultano migliori di prima ma comunque relativamente alte in alcune zone. Questo in quanto i connettori di partenza (generati automaticamente a partire dal modello di partenza) sono stati modificati al meglio delle possibilità, ma le criticità descritte in precedenza non sono state eliminate del tutto. Successivamente sono stati creati manualmente i Database relativi alle sezioni di uscita dei due tubi di flusso e alla superficie esterna del tubo di flusso interno. Inoltre, avendo diviso in due il modello per risolvere solo metà del dominio di calcolo (il modello è simmetrico rispetto al piano XY), è stato necessario costruire il Database, giacente sul piano di simmetria, che collega la superficie esterna dell'ugello con le superfici del far field. Il modello CAD ottenuto è riportato in *Figura 76*.

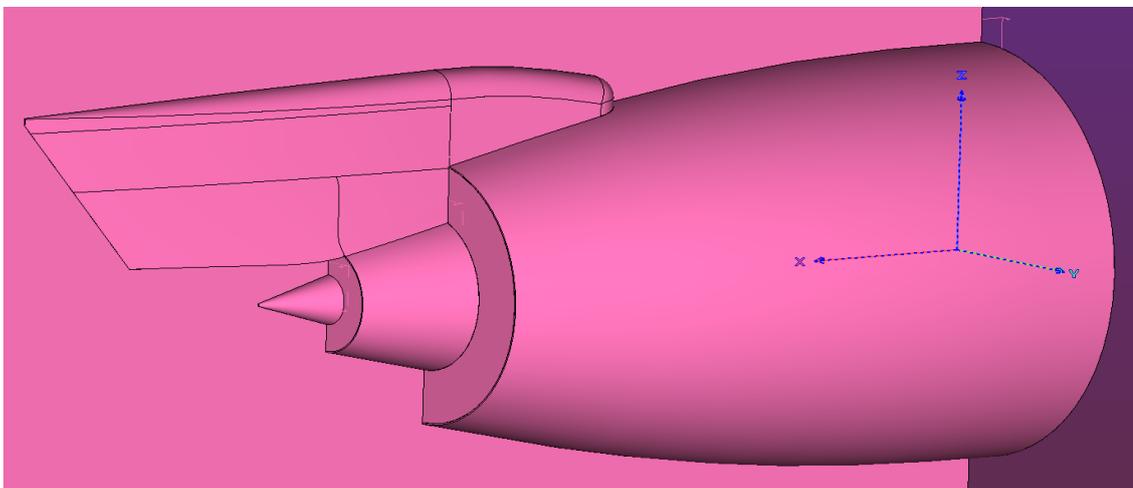


Figura 76

- A questo punto è stata determinata l'altezza della prima cella $\Delta S(in)$ da impostare sulla superficie esterna del motore, in particolare sulla Nacelle e sulla porzione di pilone posta anteriormente rispetto alla sezione di scarico dell'ugello esterno. La simulazione sulla porzione esterna del dominio di calcolo è stata eseguita nelle seguenti condizioni:
 - Ipotesi di simulazione numerica quasi-statica $\rightarrow M = 0.025$
 - Pressione ambiente $\rightarrow P_{amb} = 14.24 \text{ psi} = 98181.34 \text{ Pa}$
 - Temperatura ambiente $\rightarrow T_{amb} = 520.0 \text{ R} = 288.96 \text{ K}$
 - Viscosità Dinamica $\rightarrow \mu(288.9 \text{ K}) = 1.8052 * 10^{-5} [\text{Pa} * \text{s}]$
 - Diametro Nacelle $\rightarrow D_{extN} = 0.323 \text{ m}$
 - $\gamma(\text{air}) = 1.4$
 - $\bar{R} = 287.05 \frac{\text{J}}{\text{kg} * \text{K}}$
- Conoscendo il Numero di Mach all'esterno del motore, è stata calcolata la velocità del fluido V invertendo l'Equazione 5.2.4 e sostituendo in essa al posto della velocità del suono l'Equazione 5.2.5;
- Tramite l'Equazione 5.2.7 è stato calcolato il valore della densità ρ ;
- Tramite l'Equazione 5.2.8 è stato calcolato il valore del Numero di Reynolds Re ;
- Utilizzando le Equazioni di strato limite su lastra piana (5.2.10, 5.2.11, 5.2.12, 5.2.13) è stata calcolata l'altezza della prima cella a parete ΔS_{ext} ;

In *Tabella 10* sono riportati i valori numerici calcolati. L'altezza della prima cella imposta al reticolo esterno è di 0.001 m.

Spacing Esterno Piloni		
M	<i>Mach</i>	0.025
P	<i>Pa</i>	98181.34
T	<i>K</i>	288.9
$\mu(289.96K)$	<i>Pa*s</i>	1.8052E-05
<i>DextN</i>	<i>m</i>	0.323
γ	<i>/</i>	1.4
R	<i>J/kg*K</i>	287.05
ρ	<i>kg/m^3</i>	1.1840
V	<i>m/s</i>	8.5182
Re	<i>/</i>	180453.7075
Cf	<i>/</i>	0.004614
τ_w	<i>Pa</i>	0.1982
<i>Ufric</i>	<i>m/s</i>	0.4091
$\Delta S_{ext}(m)$	<i>m</i>	3.7267E-05
$\Delta S_{ext}(in)$	<i>in</i>	0.00146719
$\Delta S_{ext}(in)$ IMPOSTO	<i>in</i>	0.001

Tabella 10

- Lo spacing ottenuto è il dato di partenza per la costruzione del reticolo non strutturato esterno. Tutte le celle del reticolo 3D non strutturato esterno, a contatto con la superficie della Nacelle e della porzione di Pilone non interessata dal flusso in uscita dagli ugelli, devono essere caratterizzate da un'altezza di 0.001 in. Sono stati eliminati i reticoli superficiali utilizzati per costruire il modello CAD della superficie esterna, i connettori sono stati dimensionati adeguatamente e sono state costruite le mesh bidimensionali su tutte le superfici di Nacelle, Pilone della parete esterna dell'ugello di core *Figura 77*, in modo tale che tutte le griglie superficiali della Nacelle a contatto con il Pilone e viceversa possiedano lo spacing ΔS_{ext} , come si osserva in *Figura 78*.

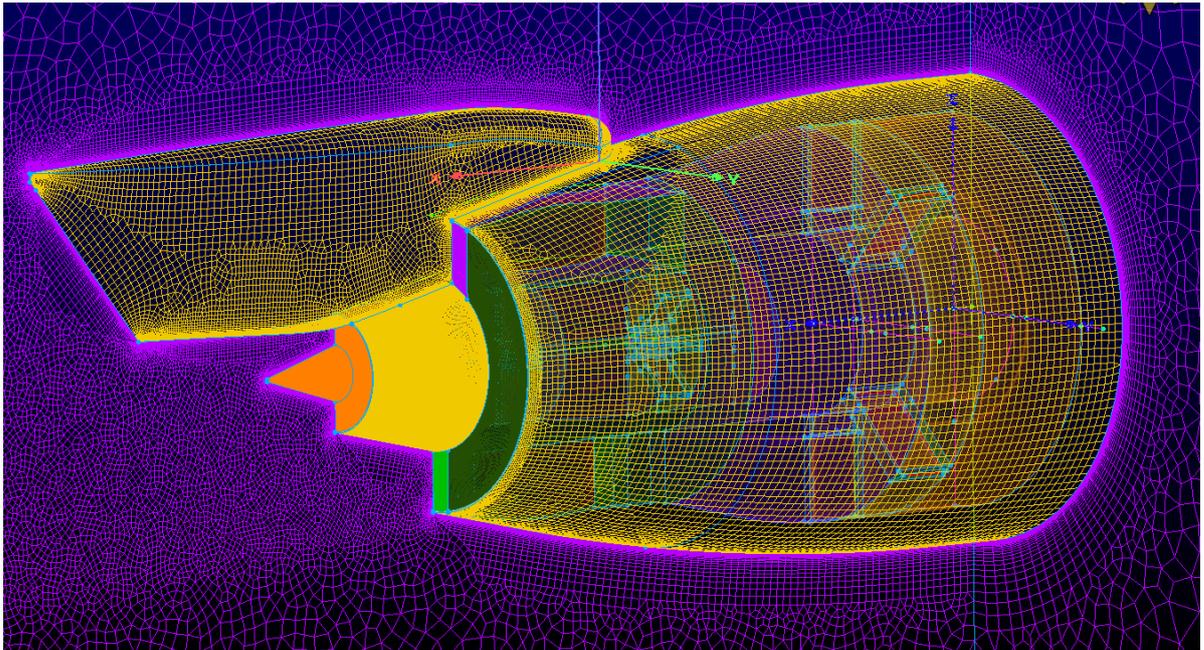


Figura 77

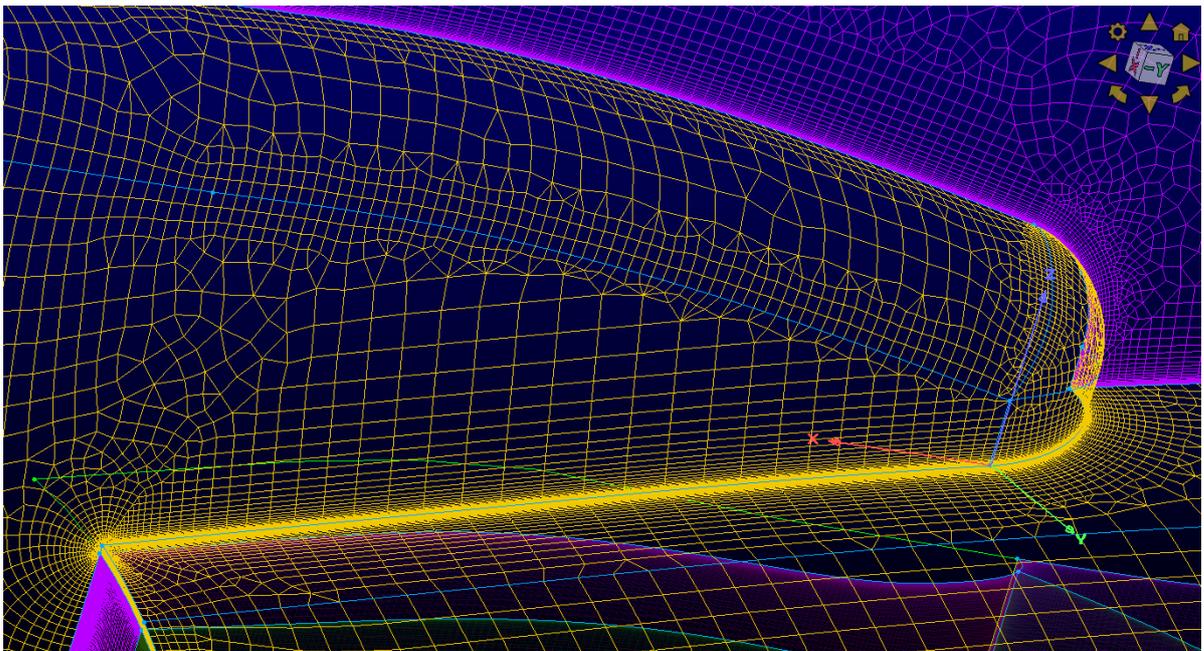


Figura 78

In entrambe le immagini, i reticoli costruiti in questa fase del lavoro sono di colore giallo in, mentre i restanti, di colore arancione, verde e viola chiaro appartengono alla mesh strutturata interna creata in precedenza.

Per quanto riguarda le griglie immerse nel flusso in uscita dagli ugelli, è stato necessario imporre uno spacing diverso: Lo spacing a parete utilizzato è stato scelto uguale a quello utilizzato per la griglia strutturata interna dell'ugello dal quale proviene il getto d'aria che lambisce la superficie in questione. Questa scelta è stata dettata dalla complessità dei fenomeni fluidodinamici che si verificano allo scarico dell'ugello. Per cogliere possibili ricircoli del flusso è necessario che la griglia sia sufficientemente risolta e fitta.

- A questo punto sono stati eseguiti numerosi tentativi di costruzione automatica della mesh di volume esterna. Sono sorte delle problematiche nelle zone immerse nel getto uscente dagli ugelli, in particolare sulle superfici ortogonali al pilone, che non hanno permesso di completare il processo di generazione del reticolo, attribuibili agli spacing molto bassi utilizzati e a problemi del modello CAD di partenza sul quale sono attaccate le griglie superficiali.

Per poter generare adeguatamente il reticolo esterno è stato, dunque, necessario costruire manualmente due blocchi strutturati e uno non strutturato, di dimensioni tali da ricoprire le zone critiche a valle degli ugelli (*Figura 79*). Questo espediente ha permesso di avere un controllo preciso delle celle all'interno di tali blocchi, disaccoppiando i problemi del modello dalla generazione automatica della mesh esterna. Successivamente alla creazione dei blocchi è stato svolto un intenso lavoro di modifica della distribuzione dei punti nei connettori che li compongono, con l'obiettivo di ottenere delle griglie uniformi, con degli spacing, nelle superfici a contatto con il Pilon, più elevati che permettessero la generazione del reticolo nella restante parte di Dominio di calcolo.

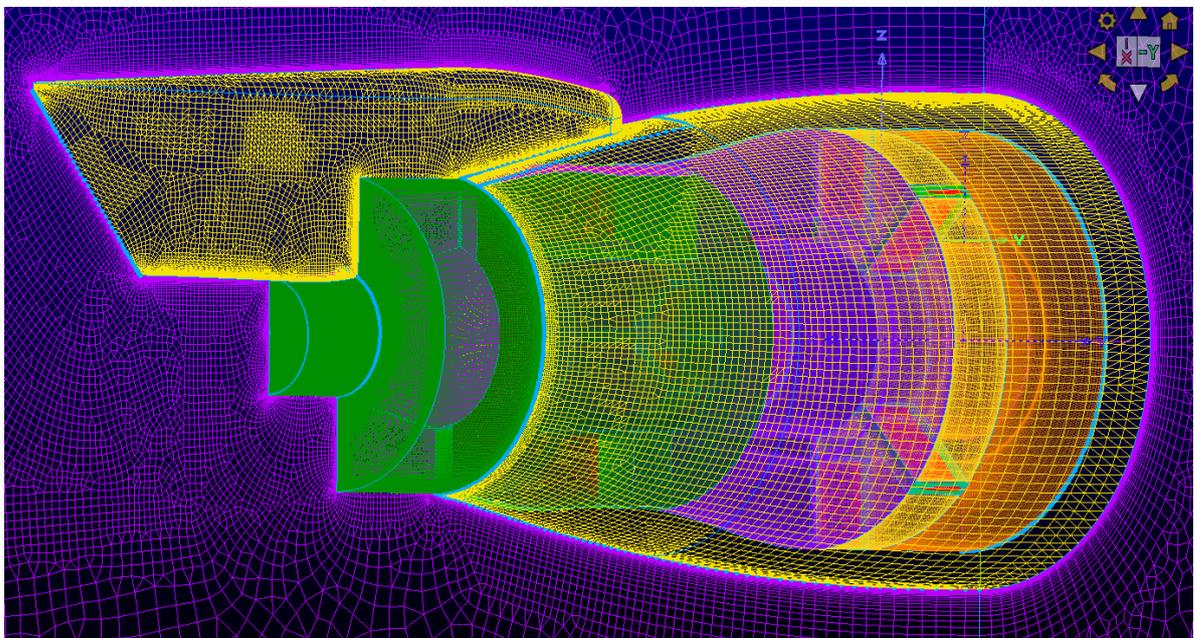


Figura 79

- Prima di procedere con la generazione della mesh tridimensionale non strutturata esterna, sono stati eseguiti i controlli degli indici di riferimento per la valutazione della qualità del reticolo costruito, *Minimum Included Angle* e *Equiangle Skewness*:

Seguendo la procedura utilizzata per il reticolo strutturato interno, sono stati ottenuti, per i tre blocchi ausiliari esterni, i seguenti valori numerici:

➤ Blocco esterno 1 (Figura 80);

- *Min. Included Angle (minimo)* = 47.016°
- *Equiangle Skewness (massimo)* = 0.477

Il blocco in questione è geometricamente semplice in quanto è un parallelepipedo ripiegato sulla superficie esterna dell'ugello di core. Le distribuzioni dei punti all'interno dei connettori che lo compongono sono state definite iterativamente. Gli spacing in corrispondenza della superficie del pilone sono i minimi spacing che permettono la costruzione automatica del reticolo esterno. Il blocco ottenuto è uniforme e con celle poco deformate, come testimoniano i valori numerici dei due indici di riferimento.

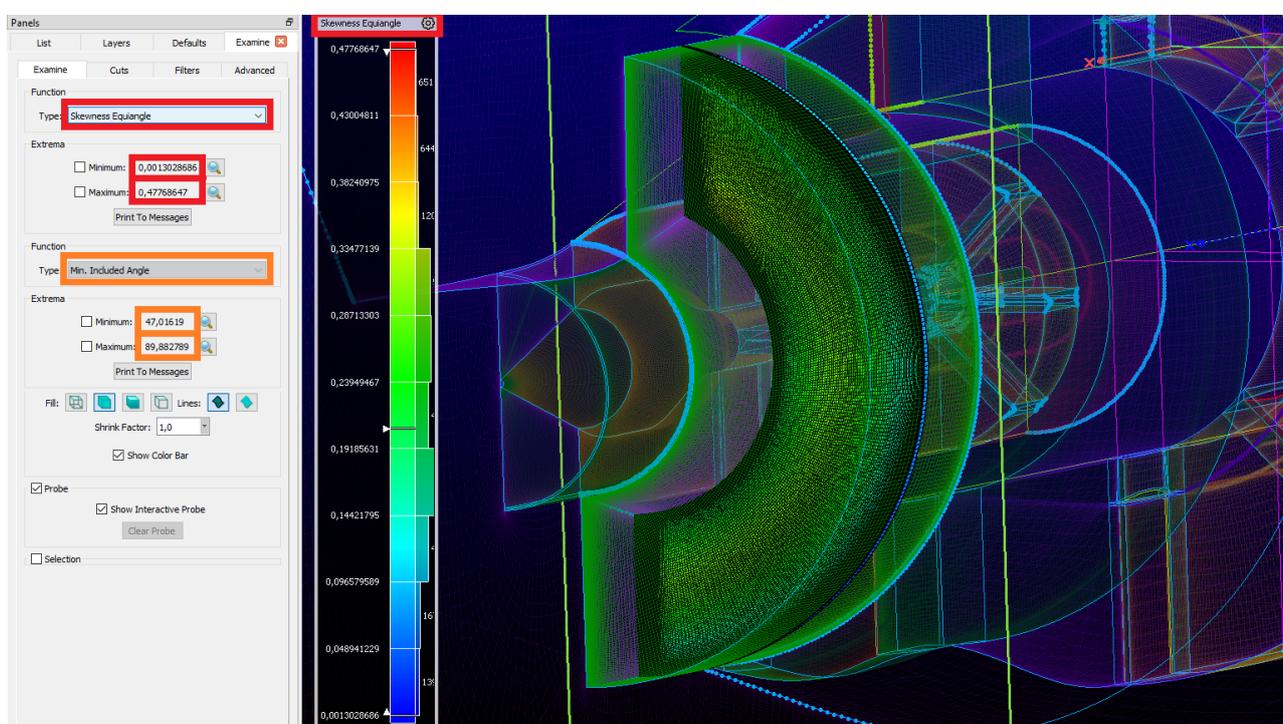


Figura 80

➤ Blocco esterno 2 (Figura 81);

- *Min. Included Angle (minimo)* = 61.942°
- *Equiangle Skewness (massimo)* = 0.311

Il blocco in questione è geometricamente semplice in quanto è un parallelepipedo ripiegato sulla superficie esterna del Plug. La costruzione è stata meno difficoltosa rispetto al blocco precedente in quanto non si appoggia sul pilone. I problemi di modifica degli spacing sono stati più contenuti e questo ha permesso di ottenere un delle celle che si adattano molto bene alla geometria del plug. Di conseguenza, i valori numerici dei due indici di riferimento sono molto buoni.

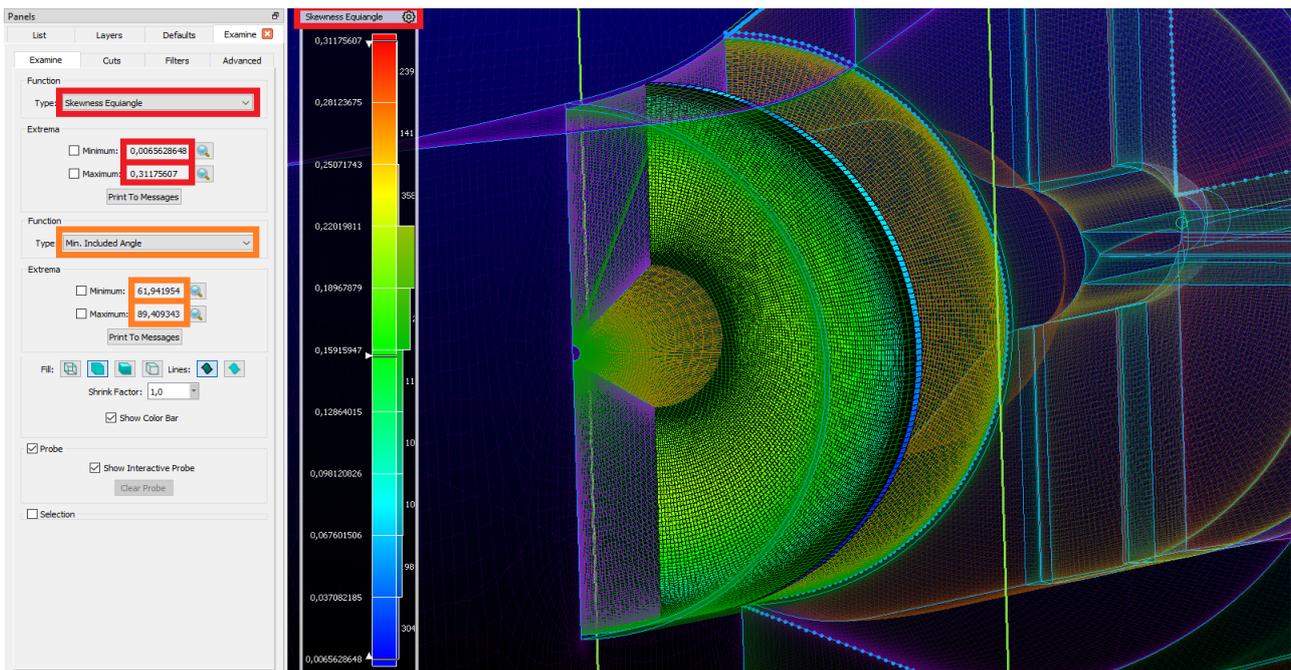


Figura 81

➤ Blocco esterno 3 (Figura 82);

- *Min. Included Angle (minimo)* = 0.997°
- *Equiangle Skewness (massimo)* = 0.984

Il blocco in questione è critico in quanto è attaccato al Trailing Edge dell'ugello di core. Quest'ultimo presenta un reticolo bidimensionale non strutturato molto deformato in quanto i due connettori circolari esterno e interno, appartenenti rispettivamente alla superficie esterna e alla superficie di shroud del tubo di flusso interno, possiedono un numero di punti e spacing diversi. Inoltre, appartenendo i due connettori a blocchi strutturati, non è stato possibile cambiare il numero di punti che li compongono. È risultato necessario costruire un blocco non strutturato che si adattasse alle problematiche appena discusse. Quest'ultimo è stato rielaborato tramite il comando "Solve" di Pointwise. Nonostante questo, i valori numerici dei due indici di riferimento non sono ottimali.

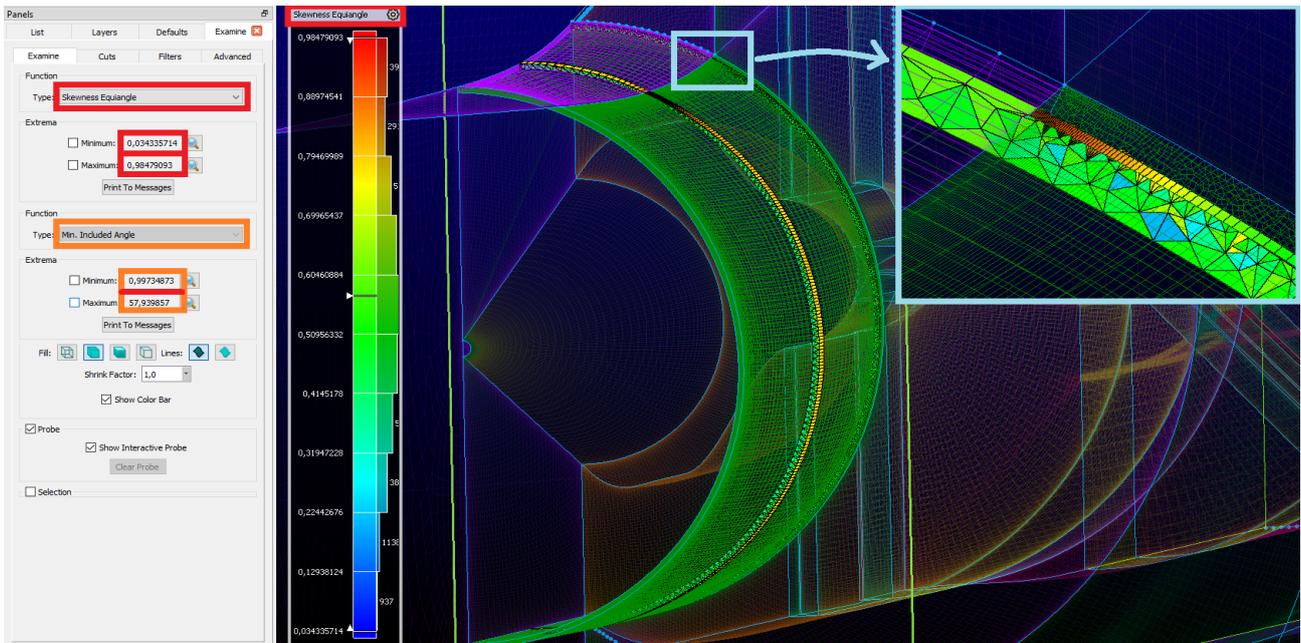


Figura 82

- A questo punto, è stato necessario assegnare ad ogni porzione griglia superficiale creata, una condizione al contorno. Le condizioni al contorno servono a controllare la costruzione del reticolo non strutturato esterno, imponendo gli spacing desiderati. In Figura 83 sono riportati di colore diverso le griglie caratterizzato da condizioni al contorno diverse.

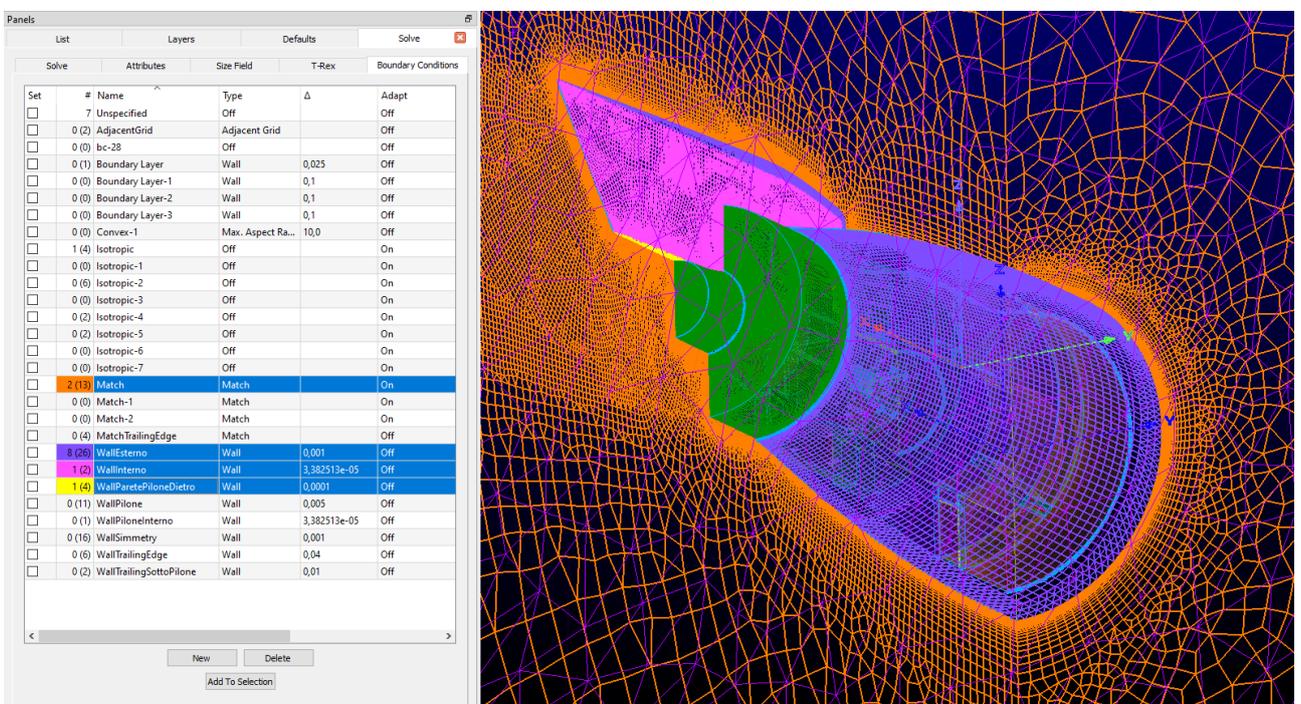


Figura 83

Il reticolo ottenuto è riportato in Figura 84.

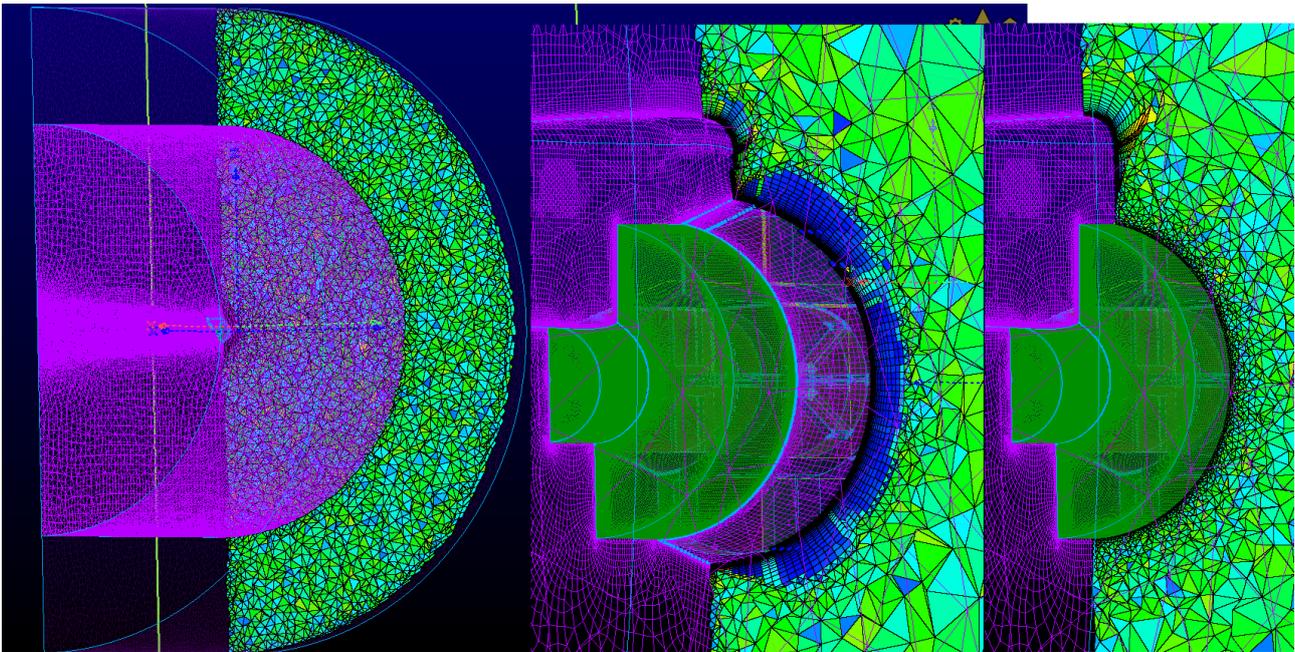


Figura 84

Completata la costruzione della Mesh (Interna all'ugello ed Esterna) è stato ottenuto un **Reticolo Interno** con **26'256'993 Celle** e un **Reticolo Esterno** con **11'552'225 Celle**. Il numero totale di celle è **37'809'218** che per una mesh di questo tipo è decisamente basso (Mesh Snella o Coarse).

I notevoli sforzi impiegati per creare un reticolo Coarse permetteranno di eseguire le simulazioni con tempi di calcolo contenuti, conservando la qualità della soluzione ottenuta, salvo problemi di calcolo nelle zone a contatto con il pilone a causa dei numerosi problemi del modello CAD di partenza.

In *Tabella 11* è riportato il conteggio del numero di celle di diverso tipo appartenenti alla Mesh Esterna e a quella Interna e il numero totale.

Tipologia di Celle	Mesh Esterna	Mesh Interna	Totale
Tetraedri	5,807,945	585,483	6,393,428
Piramidi	307,026	44,621	351,647
Prismi	493,319	230,480	723,799
Esaedri	4,943,935	25,396,409	30,340,344
Numero Totale di Celle	<u>11,552,225</u>	<u>26,256,993</u>	<u>37,809,218</u>
Numero Totale di Punti	6,367,152	26,037,933	32,405,085

Tabella 11

7 ANALISI DATI

Dopo aver ultimato la costruzione della Mesh sono state definite le Condizioni al Contorno da assegnare ad ogni superficie del modello prima di esportare il file .cas da elaborare tramite il software *Ansys Fluent*. Per le analisi numeriche delle turbomacchine esistono degli insiemi di condizioni al contorno stabili. In particolare, è stata scelta la combinazione Pressure Inlet – Pressure Outlet che permette di specificare lo stato totale all'ingresso e la pressione statica all'uscita.

Le condizioni al contorno utilizzate sono:

- **Pressure Far Field**
Questa Condizione al contorno è stata assegnata alle due superfici (anteriore e laterale) che definiscono i confini del dominio indisturbato.
- **Pressure Inlet**
Questa Condizione al contorno è stata assegnata alle due superfici di ingresso degli ugelli di scarico.
- **Pressure Outlet**
Questa Condizione al contorno è stata assegnata alla superficie di delimitazione posteriore (di uscita) del dominio di calcolo.
- **Symmetry**
Questa Condizione al contorno è stata assegnata a tutte le superfici giacenti sul piano di simmetria del modello.
- **Wall**
Questa Condizione al contorno è stata assegnata alle superfici rimanenti, ossia a quelle che rappresentano superfici solide.

Dopo aver assegnato tutte le Condizioni al Contorno è stato esportato il file in formato .cas, compresso, e caricato nell'hardware responsabile dell'analisi numerica.

7.1 SETUP DEL CASO

Prima di eseguire l'analisi numerica nel cluster di calcolo è necessario impostare il Set-Up del Caso all'interno del software *Ansys Fluent*, definendo:

- 1) **MODELLO DI CALCOLO:**
 - a) Solutore Implicito
 - b) Density Based
- 2) **TIPOLOGIA DI SOLUTORE:**
 - a) Fluido Compressibile → L'Equazione dell'Energia rientra nelle Equazioni di Governo.
 - b) Modello di Turbolenza → K-Omega SST
- 3) **MATERIALI:**
 - a) Aria
 - i) Gas Ideale
 - ii) $C_p = 1006.43 \frac{J}{kg \cdot K}$
 - iii) Conducibilità Termica = $0.0242 \frac{W}{m \cdot K}$
 - iv) Viscosità $\left[\frac{kg}{m \cdot s} \right] = \text{Modello di Sutherland}$

$$v) \text{ Massa Molecolare} = 28.966 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}}$$

b) **Alluminio**

$$i) \rho = 2719 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$ii) C_p = 871 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

$$iii) \text{ Conducibilità Termica} = 202.4 \frac{\text{W}}{\text{m} \cdot \text{K}}$$

4) **CONDIZIONI AL CONTORNO:**

Le condizioni al contorno impostate sono relative al caso con *Rapporto di Espansione* di 1.4

$$\rightarrow \frac{P_{t,Fan}}{P_a} = 1.4$$

a) **Pressure Far Field**

$$i) P_s = 98181.34 \text{ Pa}$$

$$ii) \text{ Mach Number} = 0.025$$

$$iii) T_s = 288.9 \text{ K}$$

b) **Pressure Inlet Fan**

$$i) P_t = 137453.9 \text{ Pa}$$

$$ii) P_s(M = 1 \text{ allo scarico}) = 131616.7 \text{ Pa}$$

$$iii) T_t = 294.4 \text{ K}$$

c) **Pressure Inlet Core**

$$i) P_t = 114544.9 \text{ Pa}$$

$$ii) P_s(M = 1 \text{ allo scarico}) = 107588.3 \text{ Pa}$$

$$iii) T_t = 294.4 \text{ K}$$

d) **Pressure Outlet**

$$i) P_s = 98181.34 \text{ Pa}$$

$$ii) T_t = 288.9 \text{ K}$$

5) **ORDINE DELLA SOLUZIONE:**

a) Risoluzione delle Equazioni discretizzate al Primo Ordine

b) Risoluzione delle Equazioni discretizzate al Secondo Ordine

6) **SCALA DI COURANT:**

La **Scala di Courant** utilizzata per risolvere iterativamente le Equazioni discretizzate al **Primo Ordine** è la seguente:

solve/set/courant-number 1

solve/iterate 250

solve/set/courant-number 2

solve/iterate 250

solve/set/courant-number 5

solve/iterate 500

solve/set/courant-number 10

solve/iterate 500

solve/set/courant-number 20

```
solve/iterate 250
solve/set/courant-number 50
solve/iterate 500
```

La soluzione è “esplosa” in corrispondenza del $Courant = 20$ a causa di problemi delle celle all'interno del *Bocco Esterno 3* attaccato al *Trailing Edge*, come evidenziato in *Figura 82*.

Le successive iterazioni sono state eseguite a $Courant = 10$ cercando di ottenere una soluzione il più possibile convergente al Primo Ordine e procedere con le iterazioni al Secondo Ordine.

```
solve/set/courant-number 10
solve/iterate 4000
```

A questo punto sono state mandate in esecuzione le iterate per la risoluzione delle Equazioni discretizzate al **Secondo Ordine** secondo la seguente **Scala di Courant**:

```
solve/set/courant-number 1
solve/iterate 1000
solve/set/courant-number 2
solve/iterate 750
solve/set/courant-number 3
solve/iterate 500
solve/set/courant-number 4
solve/iterate 500
solve/set/courant-number 5
solve/iterate 1000
```

La risoluzione al Secondo Ordine non è andata a buon fine, nonostante l'elevato numero di iterazioni al Primo Ordine.

Tuttavia, il reticolo strutturato di qualità, costruito manualmente nella porzione interna dell'ugello di scarico ha permesso di ottenere una soluzione di qualità anche con una simulazione al primo ordine. Questo risulterà evidente in seguito, quando verranno confrontati i risultati numerici con quelli sperimentali.

7) GRANDEZZE INDICE DELLA CONVERGENZA:

A questo punto è necessario definire i *Files di Report* (resoconto) che contengano i valori numerici delle grandezze di riferimento desiderate. Ogni file contiene l'insieme di valori numerici assunti da una delle grandezze, calcolati durante le iterazioni al calcolatore. I risultati ottenuti sono poi analizzati per verificare la convergenza della soluzione. L'obiettivo è la creazione di una curva (*valori numerici - tempo*) per ogni file di report. Più la curva è “piatta” più la simulazione è stabile. Le grandezze computate sono:

- a) **Forza** (*Componente di Quantità di Moto+Componente di Pressione*) **su Nacelle e Pilone**
- b) **Forza sulle pareti dell'Ugello Esterno**
- c) **Forza sulle pareti dell'Ugello Interno**
- d) **Portata di massa nell'Ugello Esterno**
- e) **Portata di massa nell'Ugello Interno**

6.1. CONTROLLO DI STABILITA' E CONVERGENZA DELLA SOLUZIONE

Per valutare la correttezza di una soluzione è necessario analizzare attentamente due aspetti:

- **Stabilità delle grandezze contenute nei file di Report**
- **Entità dei Residui**

La migliore soluzione generata nelle tempistiche a disposizione è stata ottenuta mediante la risoluzione delle Equazioni discretizzate al Primo Ordine.

Per quanto riguarda il primo aspetto, di seguito sono graficati gli andamenti dei valori numerici delle grandezze di riferimento per la verifica della stabilità della soluzione (*Figura 85, Figura 86, Figura 87, Figura 88, Figura 89*). Si può osservare in tutti e cinque i grafici che il valore numerico della singola grandezza di riferimento, calcolato ogni 50 iterazioni nel cluster, si stabilizza nell'intorno di un certo numero. Questo è indice di una soluzione stabile, priva di anomalie numeriche.

Nel caso di una soluzione errata, infatti, si otterrebbero degli andamenti divergenti delle grandezze in questione, e valori numerici delle stesse non adeguati. Questo è dovuto al fatto che in alcune celle del reticolo non è possibile risolvere correttamente le equazioni differenziali discretizzate. L'anomalia generata tende a propagarsi alle celle adiacenti, corrompendo l'intera simulazione e rendendola inutilizzabile.

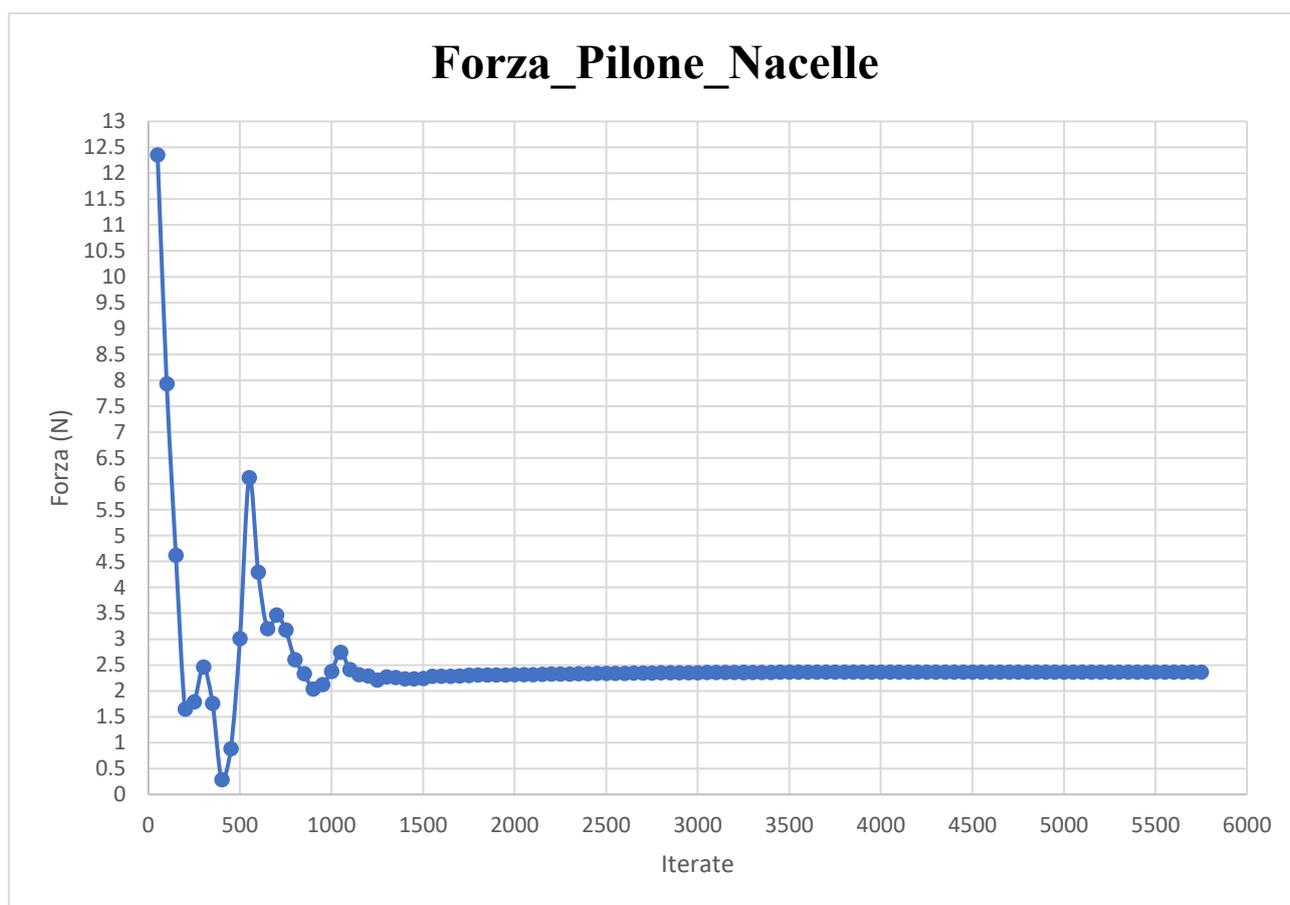


Figura 85

Forza_Ugello_Esterno

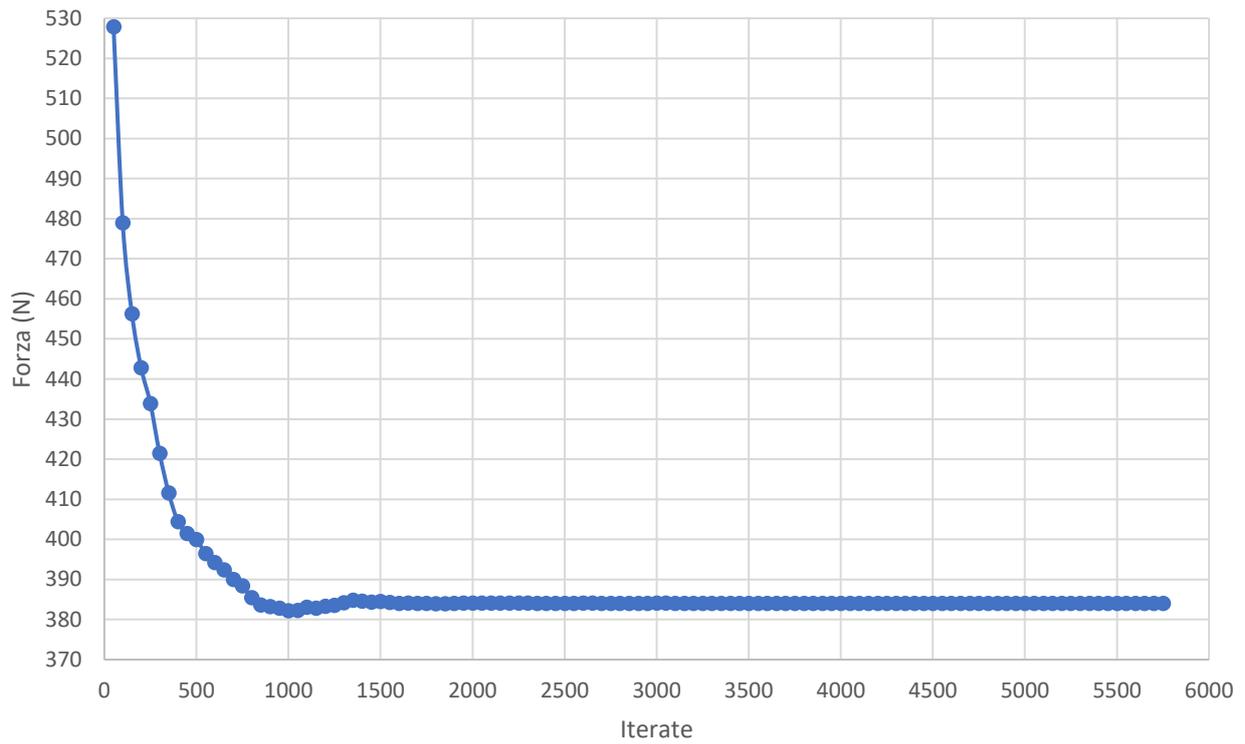


Figura 86

Forza_Ugello_Interno

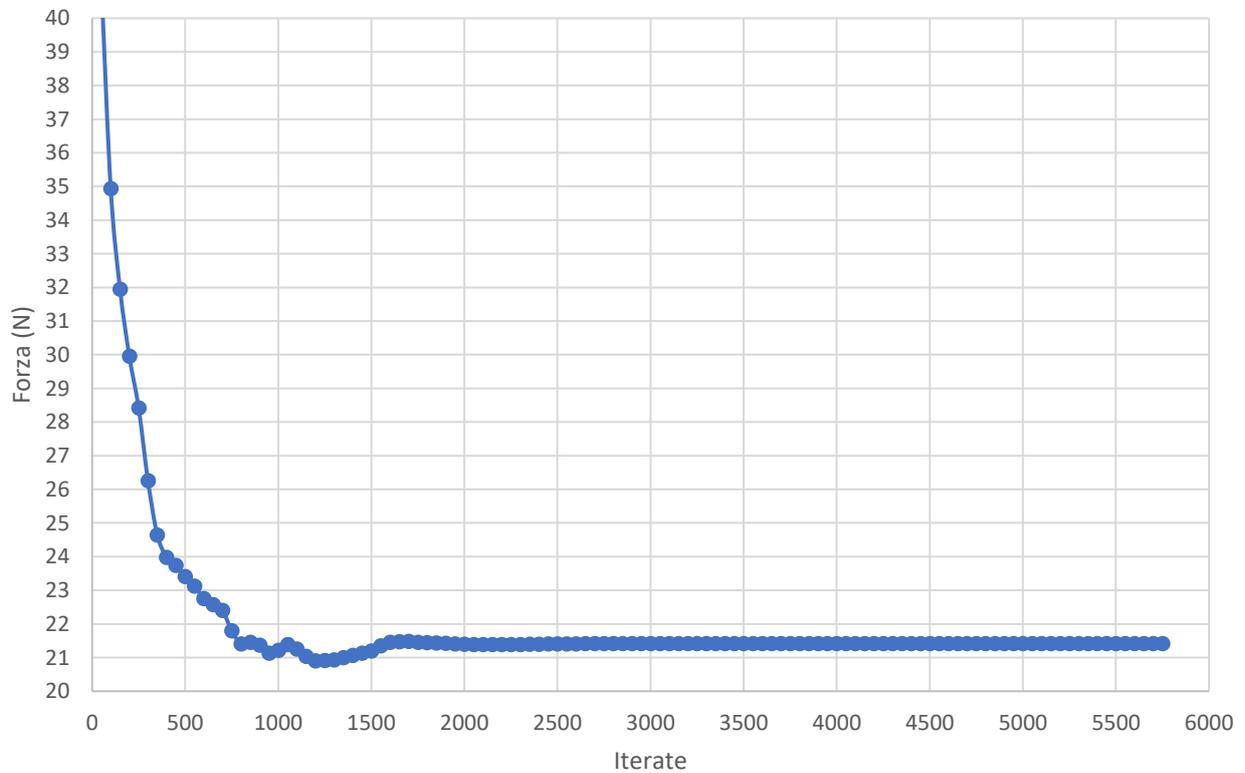


Figura 87

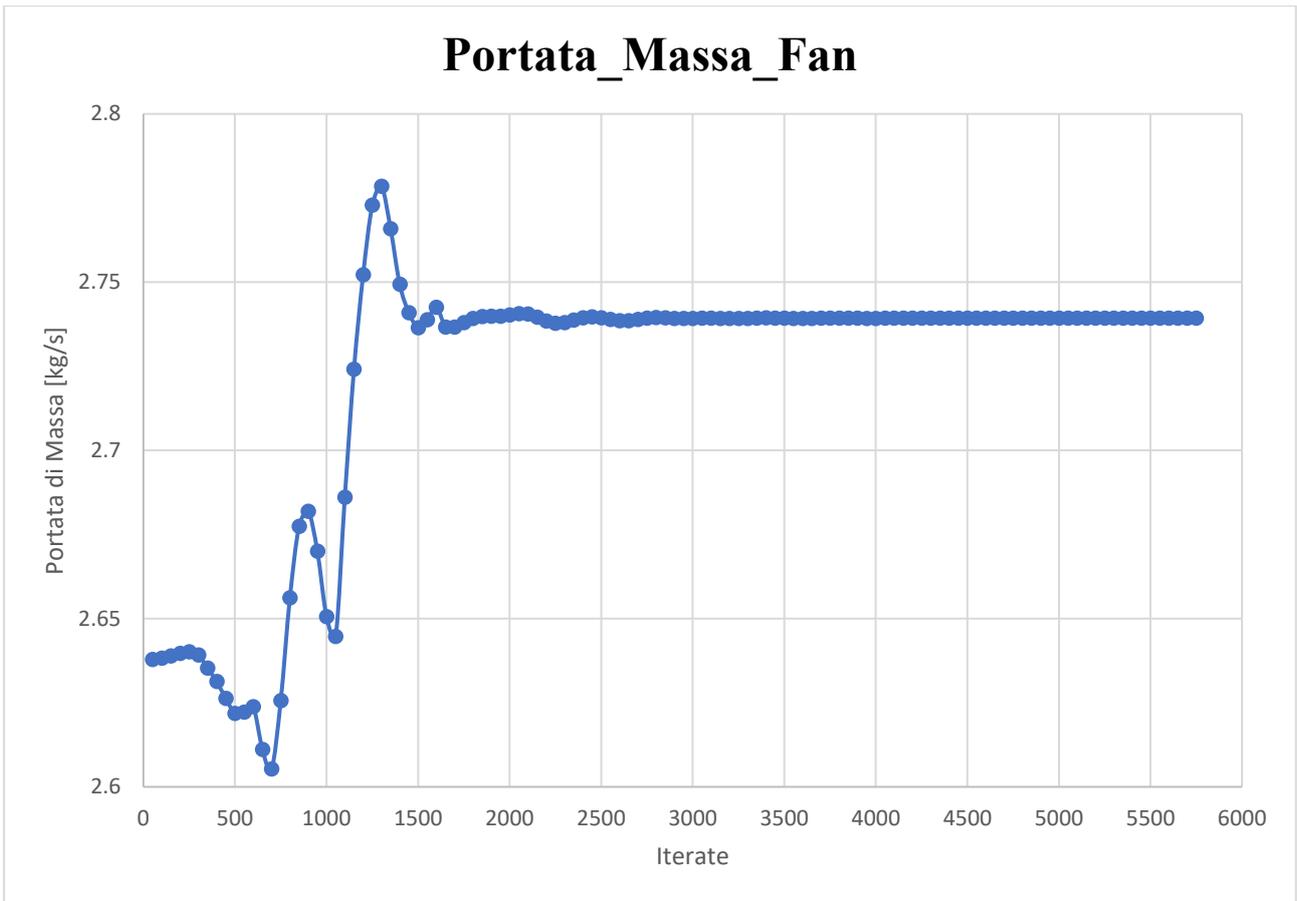


Figura 88

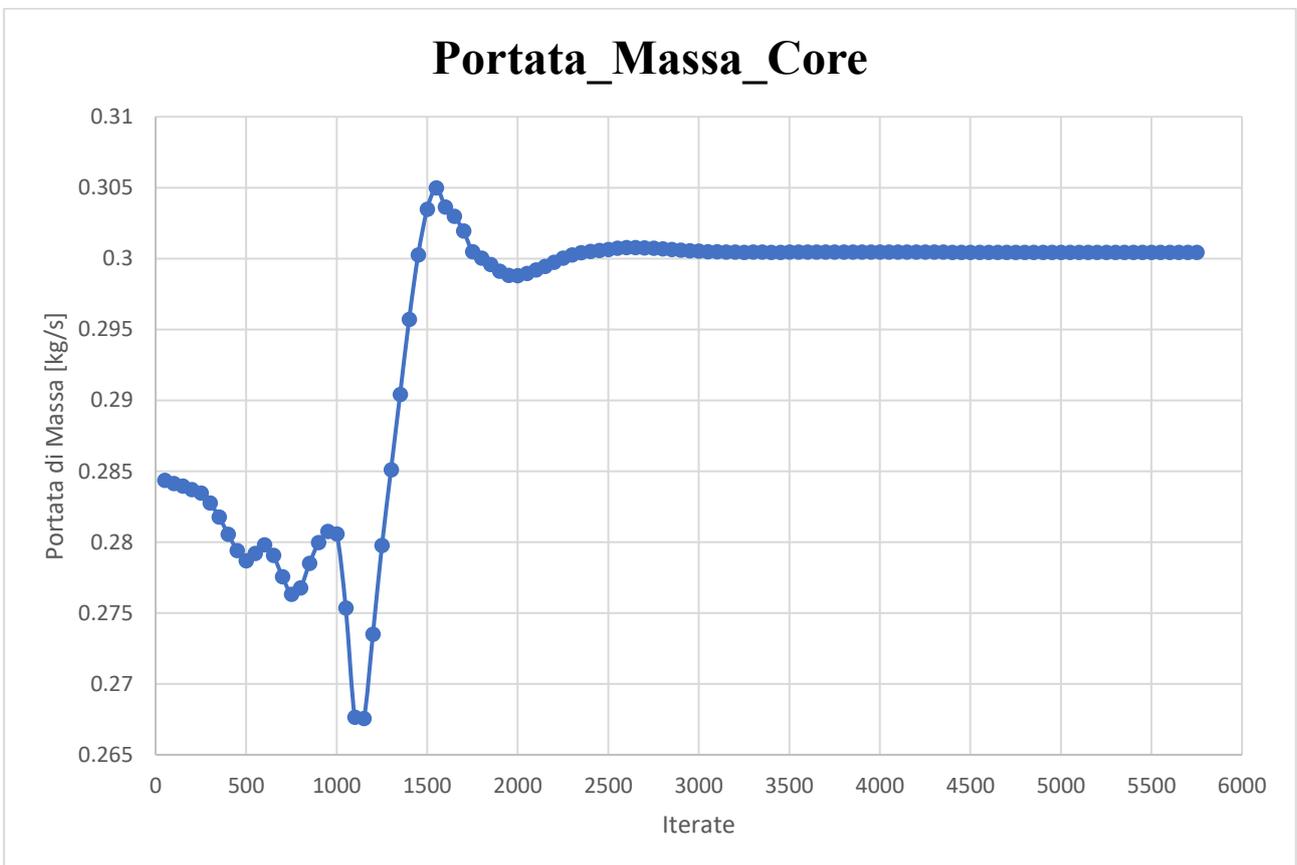


Figura 89

Per quanto riguarda il secondo aspetto, sono riportati in *Tabella 12* i valori numerici dei residui:

continuity	x-velocity	y-velocity	z-velocity	energy	k	omega
2.53E-03	8.47E-04	2.06E-03	4.95E-05	2.50E-03	6.82E-08	1.78E-08

Tabella 12

Essi non sono molto bassi a causa della risoluzione delle sole equazioni di Ordine Uno, ma comunque adeguati al caso in questione.

6.2. EQUAZIONI E CALCOLO DELLE VARIABILI DERIVATE

L'analisi numerica dei risultati ottenuti dalla simulazione al calcolatore è finalizzata al calcolo di precise grandezze:

- **COEFFICIENTI DI SCARICO**
 - $C_{d,fan}$ → Coefficiente di Scarico dell'ugello di Fan
 - $C_{d,core}$ → Coefficiente di Scarico dell'ugello di Core
- **COEFFICIENTI DI SPINTA**
 - $C_{T,X}$ → Coefficiente di Spinta lungo l'asse X
 - $C_{T,Z}$ → Coefficiente di Spinta lungo l'asse Z
 - $C_{T,r}$ → Coefficiente di Spinta Risultante
- **ANGOLO DI SPINTA**
 - α → Angolo di Spinta
- **RAPPORTO PRESSIONE TOTALE LOCALE - PRESSIONE TOTALE IN INGRESSO**
 - $\frac{P_{t,loc}}{P_{t,ing}}$ (Strato limite Shroud e Hub del FAn)
 - $\frac{P_{t,loc}}{P_{t,ing}}$ (Alette per la misurazione della Pressione totale)

Di seguito è descritto il procedimento di calcolo delle variabili derivate, specificando ad ogni passaggio le equazioni utilizzate.

- **COEFFICIENTI DI SCARICO**

Il Coefficiente di Scarico di un ugello è definito come il rapporto tra la portata di massa effettiva e la portata di massa ideale isoentropica relative ad un preciso *Rapporto di Espansione*. È stato necessario calcolare un coefficiente di scarico per ognuno dei due ugelli analizzati:

$$C_{d,Fan} = \frac{\dot{m}_{Fan}}{\dot{m}_{i,Fan}} \quad 6.3.1$$

e,

$$C_{d,Core} = \frac{\dot{m}_{Core}}{\dot{m}_{i,Core}} \quad 6.3.2$$

dove,

$$\dot{m}_{Fan} = \int_{S_{Fan}} \rho_{Fan} \bar{V}_{Fan} \cdot \hat{n} dS_{Fan} \quad 6.3.3$$

e,

$$\dot{m}_{Core} = \int_{S_{Core}} \rho_{Core} \bar{V}_{Core} \cdot \hat{n} dS_{Core} \quad 6.3.4$$

sono le portate di massa effettive calcolate rispettivamente tramite l'integrazione (effettuata al calcolatore) sulla sezione di scarico dell'ugello di fan ($A_{o,Fan}$), e sulla sezione di scarico dell'ugello di core ($A_{o,Core}$). Inoltre,

$$\dot{m}_{i,Fan} = \frac{P_{t,Fan} A_{Fan}}{\sqrt{RT_{t,Fan}}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{P_{t,Fan}}{P_{amb}}\right)^{-\frac{1}{\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{P_{t,Fan}}{P_{amb}}\right)^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad 6.3.5$$

e,

$$\dot{m}_{i,Core} = \frac{P_{t,Core} A_{Core}}{\sqrt{RT_{t,Core}}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{P_{t,Core}}{P_{amb}}\right)^{-\frac{1}{\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{P_{t,Core}}{P_{amb}}\right)^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad 6.3.6$$

sono le portate di massa ideali (equazioni valide per ugelli convergenti come quelli studiati) calcolate in corrispondenza delle sezioni di scarico dell'ugello di Fan e di Core in ipotesi di *Flusso Isoentropico*.

• COEFFICIENTI DI SPINTA

Il Coefficiente di Spinta in una certa direzione, di un ugello di scarico, è definito come rapporto tra la spinta effettiva e quella ideale, entrambe relative alla direzione scelta.

In *Figura 90* sono tracciate le due componenti di spinta diverse da zero (H_x e H_z) e la *Spinta Risultante* (H_r). Essendo il modello simmetrico rispetto al piano XZ la spinta in direzione Z è nulla.

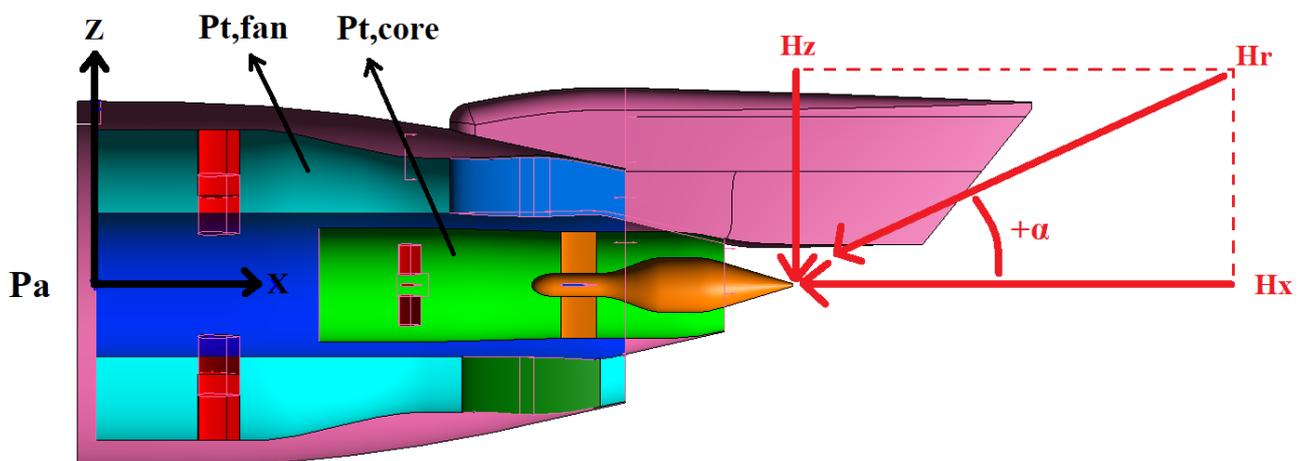


Figura 90

Le equazioni per il calcolo dei *Coefficienti di Spinta in direzione X e Z* ($C_{T,X}$ e $C_{T,Z}$) e per il *Coefficiente di Spinta Risultante* ($C_{T,r}$) sono:

$$C_{T,X} = \frac{H_X}{\sum \dot{m}V_i} \quad 6.3.7$$

e,

$$C_{T,Z} = \frac{H_Z}{\sum \dot{m}V_i} \quad 6.3.8$$

e,

$$C_{T,r} = \sqrt{C_{T,X}^2 + C_{T,Z}^2} \quad 6.3.9$$

dove,

$$H_X = \int_{S(Inlets+Walls)} \rho \hat{n} \cdot \bar{V}_x \bar{V}_x dS + \int_{S(Inlets+Walls)} (P - P_{amb}) dS - \int_{S(Walls)} \hat{n} \tau dS \quad 6.3.10$$

e,

$$H_Z = \int_{S(Inlets+Walls)} \rho \hat{n} \cdot \bar{V}_x \bar{V}_z dS + \int_{S(Inlets+Walls)} (P - P_{amb}) dS - \int_{S(Walls)} \hat{n} \tau dS \quad 6.3.11$$

sono le spinte nette, ottenute al calcolatore integrando tre contributi:

- Il contributo di **Quantità di Moto**, integrato sulle superfici di ingresso di Fan e Core (*Inlets*) e su tutte le superfici solide del modello (*Walls*);
- Il contributo di **Pressione**, integrato sulle superfici di ingresso di Fan e Core (*Inlets*) e su tutte le superfici solide del modello (*Walls*);
- Il contributo **Viscoso** (Negativo in quanto di resistenza alla spinta), integrato sulle superfici solide del modello (*Walls*);

Inoltre,

$$\sum \dot{m}V_i = \dot{m}_{Fan}V_{i,Fan} + \dot{m}_{Core}V_{i,Core} \quad 6.3.12$$

è la *Spinta Ideale* dove, \dot{m}_{Fan} e \dot{m}_{Core} sono le portate di massa effettive già calcolate e,

$$V_{i,Fan} = \sqrt{2h_{t,Fan} \left(1 - \frac{T_{Sez_Uscita_Fan}}{T_{t,Fan}} \right)} = \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma - 1} RT_{t,Fan} \left[1 - \left(\frac{P_{t,Fan}}{P_{amb}} \right)^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

6.3.13

e,

$$V_{i,Core} = \sqrt{2h_{t,Core} \left(1 - \frac{T_{Sez_Uscita_Core}}{T_{t,Core}}\right)} = \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma - 1} RT_{t,Core} \left[1 - \left(\frac{P_{t,Core}}{P_{amb}}\right)^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}$$

6.3.14

Sono le velocità ideali nelle sezioni di scarico di Fan e Core, calcolate in ipotesi di Flusso Isoentropico all'interno dei due ugelli. Nelle stesse ipotesi, le entalpie totali ($h_{t,Fan}$ e $h_{t,Core}$) si conservano lungo tutta la lunghezza degli ugelli di Fan e Core.

- **ANGOLO DI SPINTA**

L'Angolo di Spinta α , con il quale è orientata la Spinta Risultante (H_r) rispetto all'asse X è stato determinato con la seguente equazione:

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{H_Z}{H_X} \quad 6.3.15$$

7.2 RISULTATI OTTENUTI

In questo paragrafo è riportato il procedimento di calcolo ed estrazione dei risultati numerici richiesti dallo studio, utilizzando le equazioni descritte nel paragrafo precedente. Il caso studiato presenta un *Rapporto di Espansione* di 1.4 ($\frac{P_{t,Fan}}{P_a} = 1.4$).

I dati necessari sono stati estrapolati tramite il programma *Ansys CFD Post*, tramite il quale è possibile effettuare le operazioni di Post Processing essenziali per il calcolo delle grandezze richieste.

Prima di tutto è stato necessario visualizzare l'andamento del flusso all'interno e all'esterno dell'ugello, in termini di ***Numero di Mach*** e ***Pressione Totale***.

La distribuzione del *Numero di Mach* su tutte le superfici appartenenti al piano di simmetria è riportata in *Figura 91*. L'andamento è coerente con il caso analizzato, il Mach aumenta all'interno degli ugelli, mantenendosi più elevato nell'ugello di Fan rispetto che nell'ugello di Core. In entrambi i casi il valore massimo è ottenuto allo scarico. Allontanandosi dalle sezioni di uscita dei due condotti, i due flussi si mescolano tra loro fino a raggiungere lo stesso valore del numero di Mach.

Nel paragrafo seguente verrà confrontata la distribuzione del Numero di Mach, appena descritta, con quella ottenuta da altri partecipanti del Workshop. Risulterà evidente che i risultati ottenuti sono in linea con le altre simulazioni effettuate.

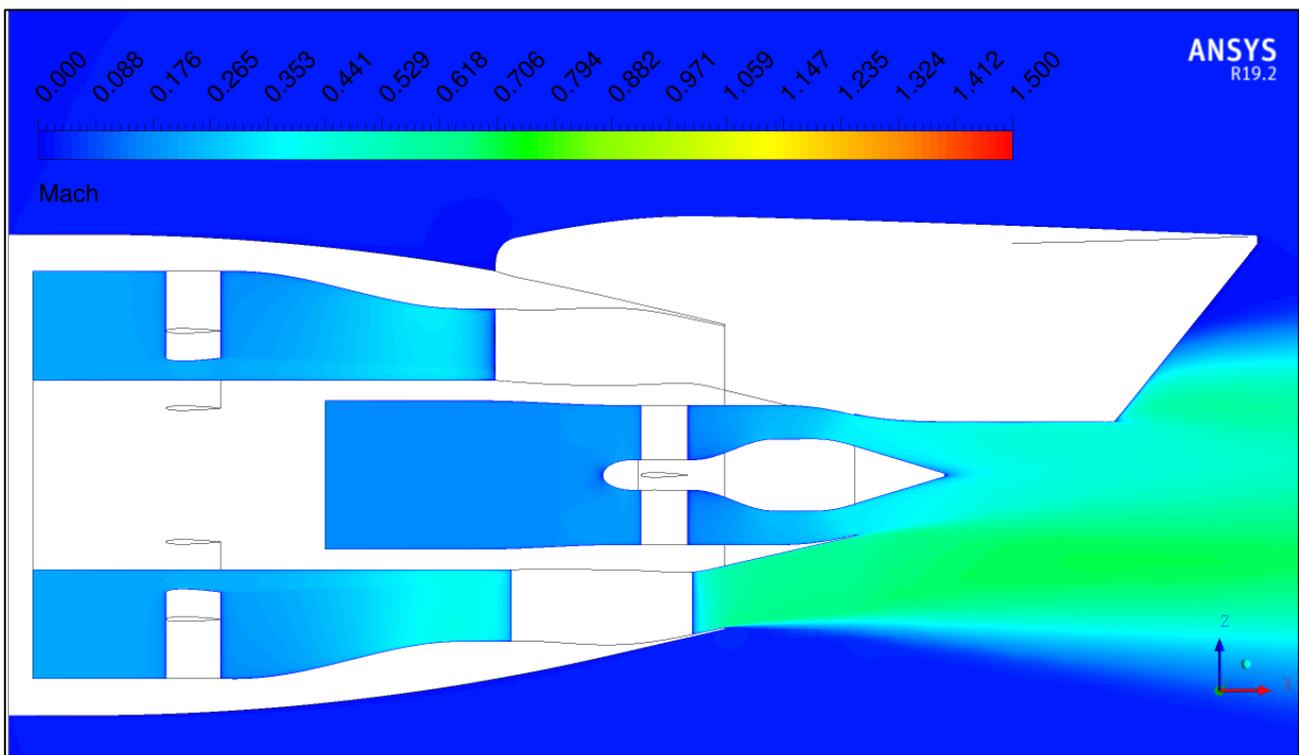


Figura 91

La distribuzione della *Pressione Totale* su tutte le superfici appartenenti al piano di simmetria e su quelle degli elementi aerodinamici interni ai due tubi di flusso, attaccati al piano di simmetria stesso, è rappresentata in *Figura 92*. Anche in questo caso l'andamento è coerente con il caso analizzato, la pressione totale diminuisce lungo entrambi gli ugelli, mantenendosi più elevata in quello di Fan rispetto a quello di Core. Superata la sezione di scarico dell'ugello di core, è presente un brusco aumento di pressione totale, dovuto al fatto che la pressione statica in quella zona è simile alla pressione atmosferica, mentre la velocità aumenta drasticamente.

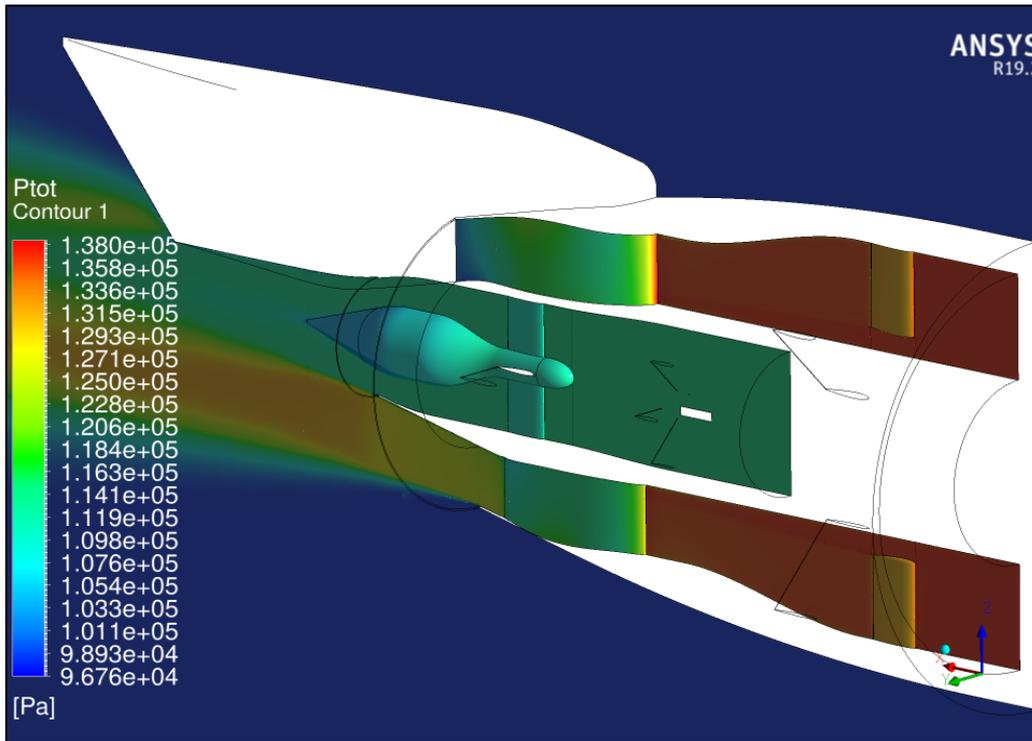


Figura 92

Lo stesso andamento è riscontrabile in *Figura 93* e *Figura 94* in cui è rappresentata la distribuzione della *Pressione Totale*, rispettivamente, sulla superficie di Hub (e sulle superfici degli elementi aerodinamici dell'ugello esterno) e sulla superficie di Shroud del tubo di flusso esterno.

La pressione totale diminuisce uniformemente procedendo lungo l'asse X, e presenta dei picchi nei punti di ristagno sulla parte anteriore delle alette della strumentazione e del pilone.

In *Figura 95* è riportata la distribuzione della *Pressione Totale* sulla superficie di Shroud del tubo di flusso interno. Anche in questo caso la pressione totale diminuisce uniformemente procedendo lungo l'asse X, partendo da un valore inferiore rispetto all'ugello esterno, come imposto dalle condizioni al contorno sulla sezione di ingresso dell'ugello in questione.

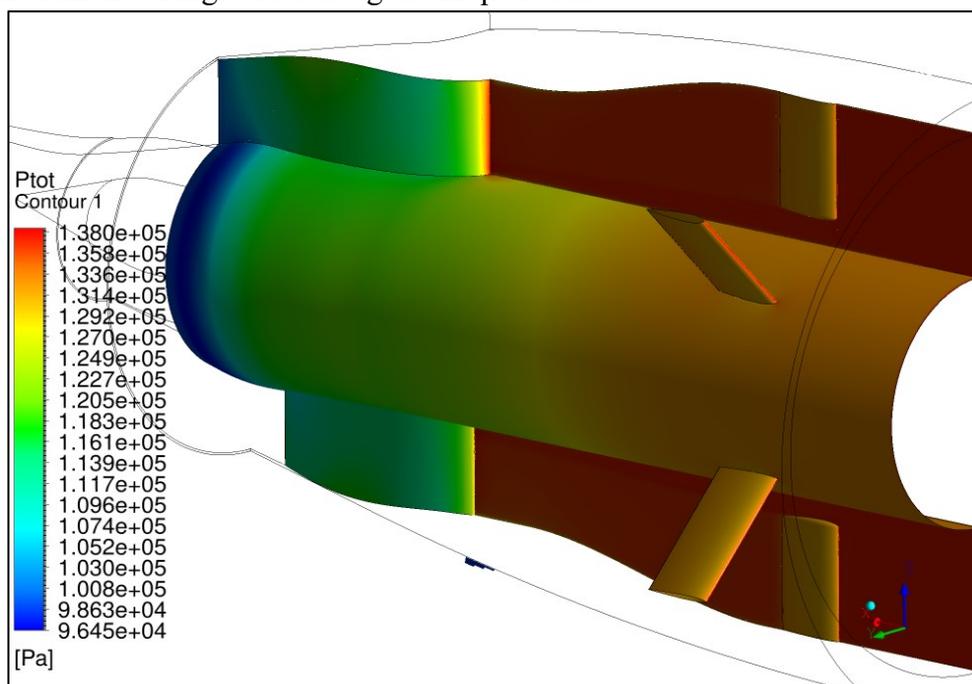


Figura 93

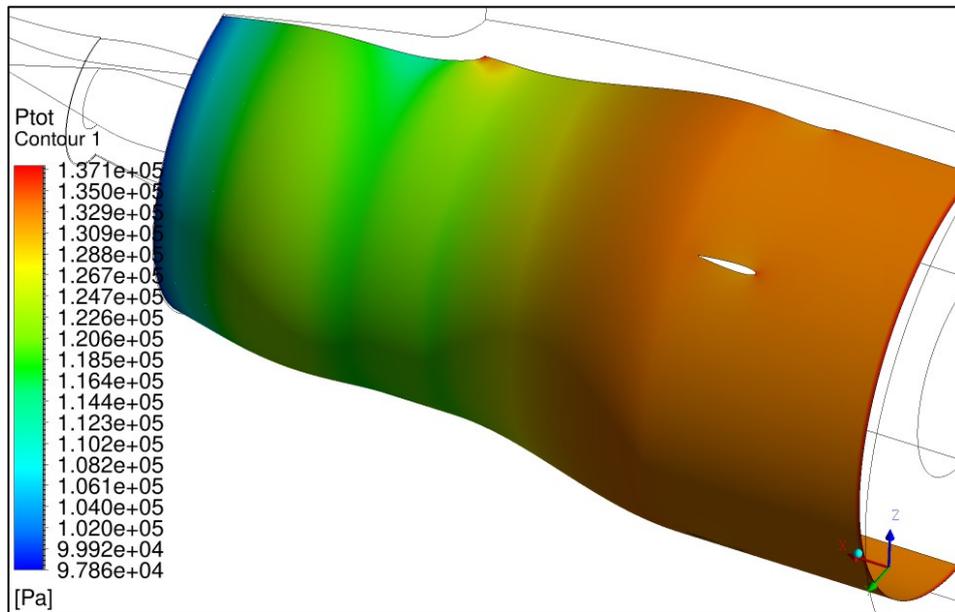


Figura 94

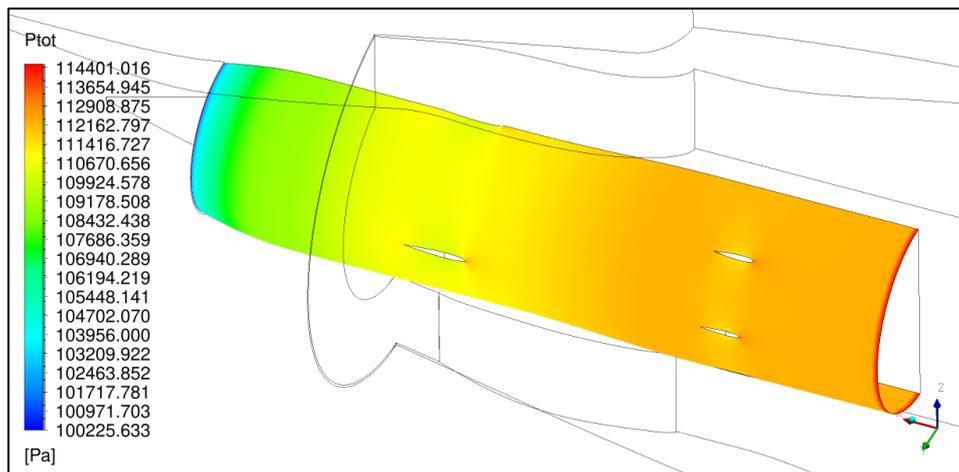


Figura 95

Per completare la verifica qualitativa della correttezza della soluzione numerica ottenuta dalla risoluzione delle *Equazioni Discretizzate al Primo Ordine*, è risultato utile sezionare il modello trasversalmente, creando otto superfici circolari di dimensioni adeguate, paralleli al piano ZY. Ogni piano è stato posizionato a una coordinata X progressivamente più elevata, fino a circa il doppio dell'estensione longitudinale dell'ugello, in modo tale da ottenere otto diverse sezioni del modello (Figura 96).

In Figura 97, Figura 98, Figura 99 e sono rappresentate le distribuzioni del Numero di Mach e della Pressione totale nelle sezioni più significative.

In Figura 98 e in Figura 99 risulta evidente la presenza dello strato limite sulle superfici di Hub e Shroud di entrambi gli ugelli. Il numero di Mach è nullo in corrispondenza della parete e cresce progressivamente in direzione radiale verso il centro del condotto, fino a stabilizzarsi all'esterno dello strato limite.

La stessa cosa avviene anche su tutte le superfici degli elementi aerodinamici contenuti nei due tubi di flusso, ma in maniera meno evidente nel caso delle alette della strumentazione. In questo caso, essendo il Mach attorno ad esse più elevato, il colore più intenso dell'immagine "nasconde" lo strato limite in quelle porzioni.

Infine, in *Figura 97* è rappresentato l'andamento delle due grandezze di riferimento all'esterno dell'ugello, allontanandosi progressivamente dalle sezioni di scarico dello stesso.

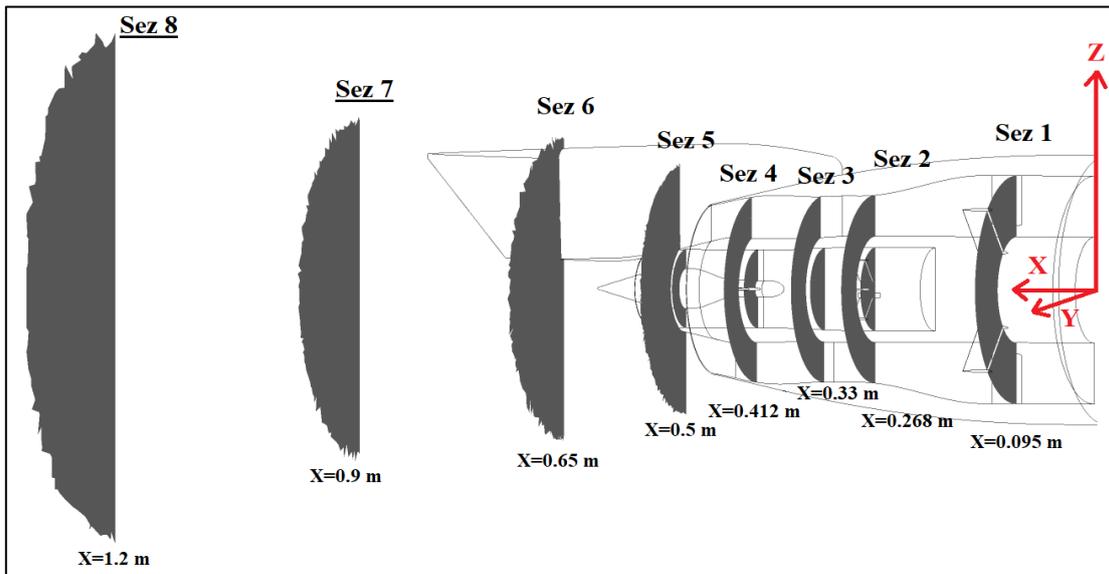


Figura 96

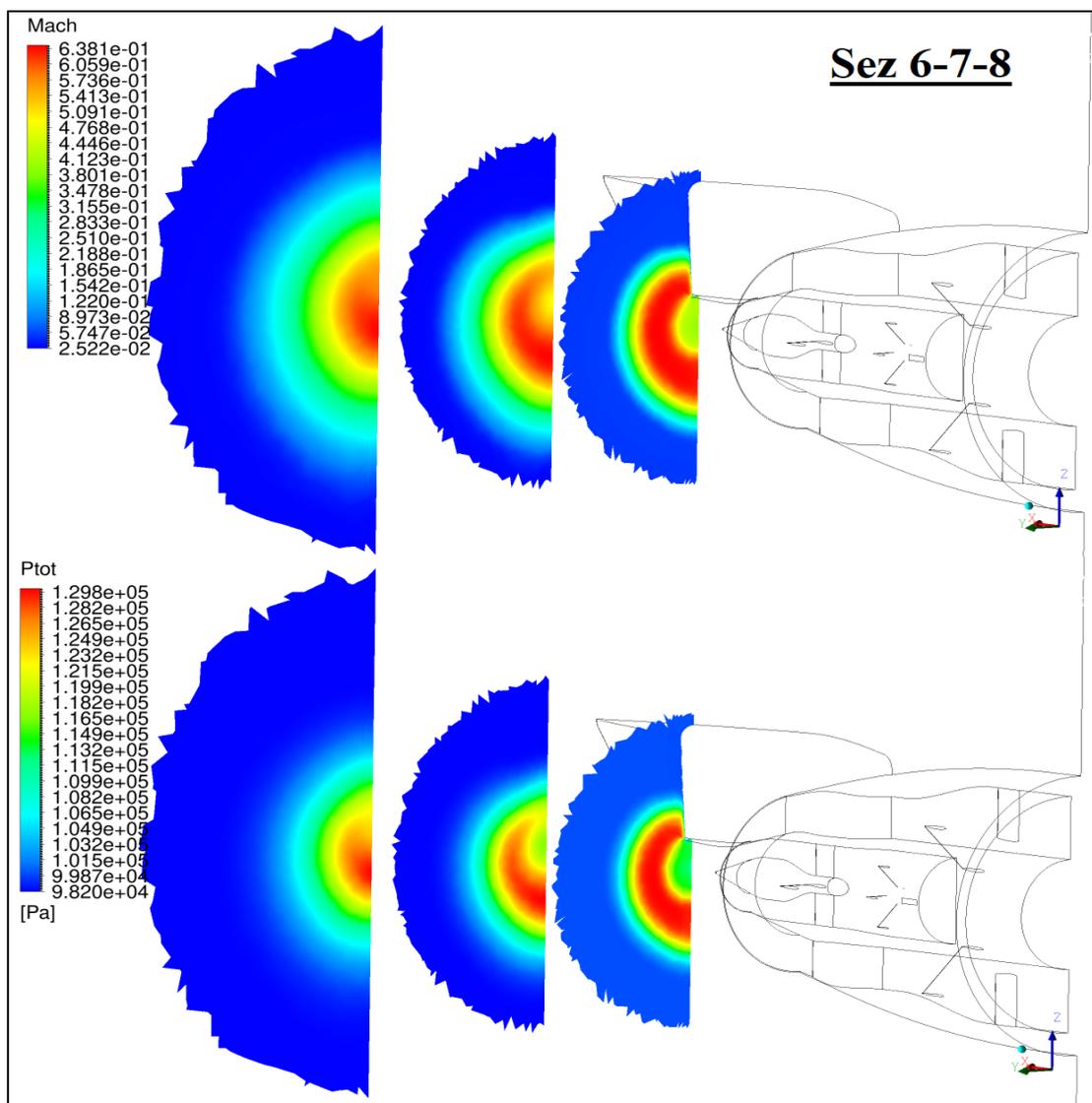


Figura 97

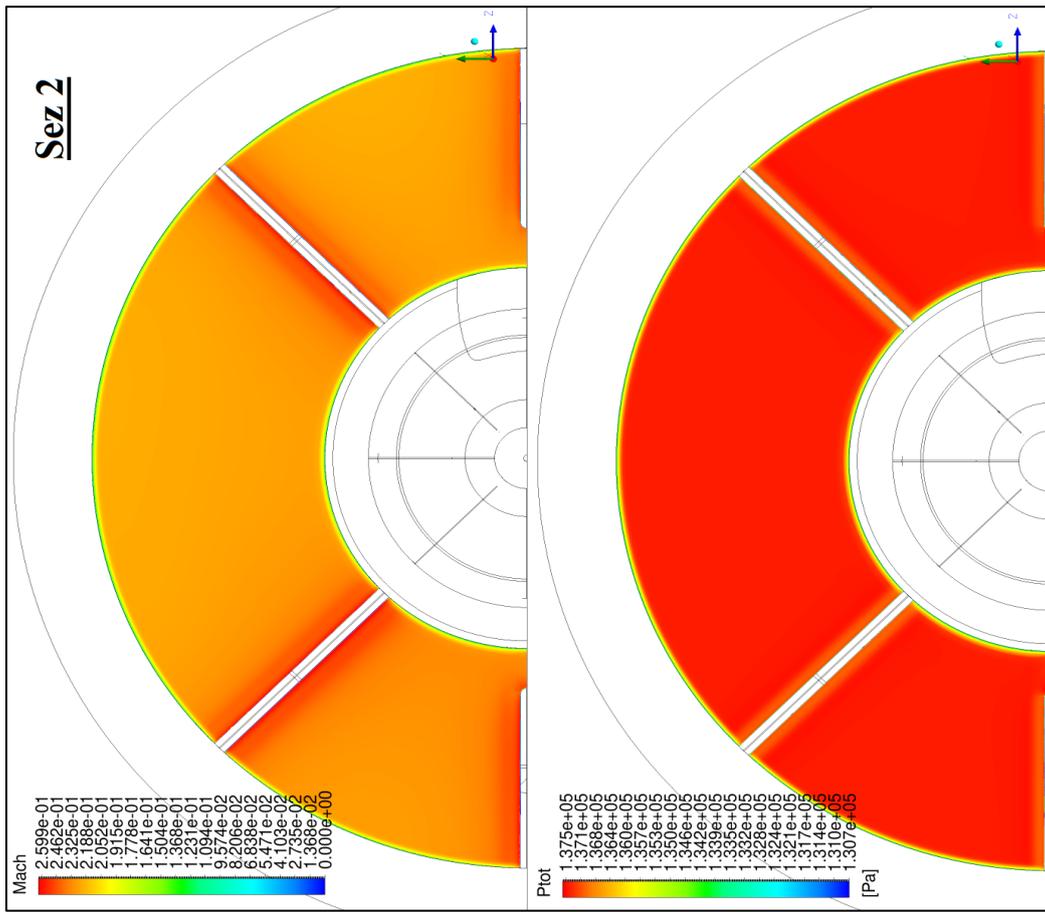


Figura 98

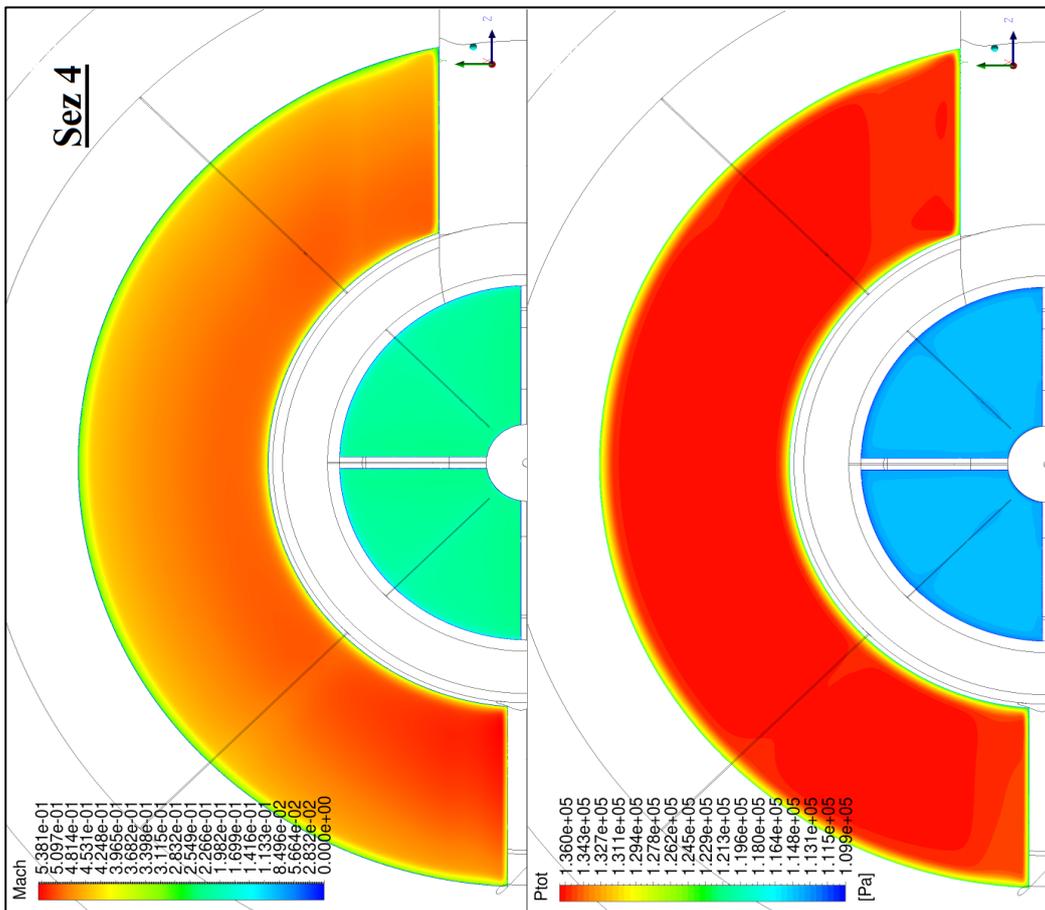


Figura 99

A questo punto, dopo aver valutato qualitativamente la correttezza dei risultati numerici ottenuti, sono state ricavate le quantità più significative per il confronto con i risultati sperimentali a disposizione, ossia **Coefficienti di Scarico**(C_d), **Coefficienti di Spinta**(C_T), **Angolo di Spinta**(α).

Prima di tutto sono state riassunte in *Tabella 13* le grandezze necessarie al calcolo delle **Portate di Massa Ideali** e delle **Velocità Ideali Isoentropiche** (determinate nelle sezioni di scarico, ossia le sezioni a sezione minima ($A_{o,Fan}$, $A_{o,Core}$)) degli ugelli di Fan e Core.

Pamb	Pa	98181.340
Tamb	K	288.9
Ptfan/Pamb	/	1.40
Ptfan/Ptcore	/	1.20
Ptcore/Pamb	/	1.17
Ttfan	K	294.4
Ttcore	K	294.4
A_{o,Fan}	m ²	0.0192
A_{o,Core}	m ²	0.0038

Tabella 13

Utilizzando le *Equazioni 6.3.5 e 6.3.6*, in ipotesi di flusso isoentropico, sono state calcolate, rispettivamente, la **Portata di Massa Ideale nell'ugello di Fan** ($\dot{m}_{i,Fan}$) e la **Portata di Massa Ideale nell'ugello di Core** ($\dot{m}_{i,Core}$), necessarie al calcolo dei **Coefficienti di Scarico** dei due ugelli.

Successivamente, utilizzando le *Equazioni 6.3.13 e 6.3.14*, in ipotesi di flusso isoentropico, sono state calcolate, rispettivamente, la **Velocità Ideale Isoentropica nell'ugello di Fan** ($V_{i,Fan}$) e la **Velocità Ideale Isoentropica nell'ugello di Core** ($V_{i,Core}$), necessarie al calcolo dei **Coefficienti di Spinta** dei due ugelli.

Infine, utilizzando l'*Equazione 6.3.12*, è stata calcolata, la **Spinta Ideale** (H_{ideal}), necessaria al calcolo dei **Coefficienti di Spinta** dei due ugelli. I risultati numerici ottenuti sono riportati in *Tabella 14*.

m_{i,Fan}	kg/sec	5.708
m_{i,Core}	kg/sec	0.74
V_{i,Fan}	m/sec	232.87
V_{i,Core}	m/sec	159.66
H_{ideal}	N	1371.72

Tabella 14

A questo punto sono stati estratti i valori numerici effettivi, calcolati nella simulazione CFD nel cluster di calcolo. Come anticipato il software utilizzato è *Ansys CFD Post*. Le equazioni utilizzate dal programma per il calcolo delle **Portate di Massa Effettive** negli ugelli di Fan e Core sono le *Equazioni 6.3.3 e 6.3.4*.

Le equazioni utilizzate dal programma per il calcolo delle **Spinte Effettive** nelle tre direzioni X, Y, Z, agenti sull'intero modello, sono le *Equazioni 6.3.10 e 6.3.11*.

I risultati ottenuti dalla simulazione numerica sono stati rielaborati tenendo conto del fatto che, essendo il modello simmetrico rispetto al piano XZ, è stato processato metà modello stesso.

In particolare, siccome le grandezze ideali calcolate in precedenza si riferiscono al modello completo, le Portate di Massa Effettive (\dot{m}_{Fan} , \dot{m}_{Core}), dei due ugelli vanno raddoppiate. Le Spinte Effettive lungo X e Z (H_x , H_z) vanno anch'esse raddoppiate, mentre la Spinta Effettiva lungo Y (H_y) va posta uguale a zero in quanto va considerato che lo stesso contributo di spinta in Y è presente nella restante parte di modello (non processato) con verso opposto.

I valori ottenuti sono riassunti in *Tabella 15*. Si può notare che, oltre alla componente positiva della spinta in direzione X, è presente una componente di spinta negativa H_z , orientata dunque verso l'alto.

fan mass flow	kg/sec	5.4785
core mass flow	kg/sec	0.6009
Hx	N	1341.91
Hy	N	0
H _z	N	-36.52

Tabella 15

Come ultimo step è stato necessario calcolare, tramite le *Equazioni 6.3.1 e 6.3.2*, rispettivamente, il Coefficiente di Scarico dell'ugello di Fan ($C_{d,Fan}$) e il Coefficiente di Scarico dell'ugello di Core ($C_{d,Core}$). Successivamente, tramite le *Equazioni 6.3.7, 6.3.8, 6.3.9*, sono stati calcolati, rispettivamente, il Coefficiente di Spinta in direzione X ($C_{T,x}$), il Coefficiente di spinta in direzione Z ($C_{T,z}$) e il Coefficiente di Spinta Risultante ($C_{T,r}$).

Infine, utilizzando l'*Equazione 6.3.15*, è stato calcolato l'Angolo di Spinta Risultante (α), il quale indica l'inclinazione del vettore Spinta Risultante rispetto all'asse X nel piano XZ. Essendo l'angolo negativo, il vettore risultante è inclinato verso l'alto, a causa della componente lungo l'asse Z diversa da zero. I risultati numerici sono riassunti in *Tabella 16*.

Cd_fan	/	<u>0.9598</u>
Cd_core	/	<u>0.8070</u>
CTx	/	<u>0.9783</u>
CTz	/	<u>-0.0266</u>
CTr	/	<u>0.978633123</u>
Alpha	deg	<u>-1.5590</u>

Tabella 16

Gli ultimi dati estratti sono quelli relativi alla Pressione Totale all'interno dello strato limite sulle superfici di Hub e Shroud dell'ugello di Fan e in corrispondenza delle posizioni dei sensori della strumentazione, fissati sulla porzione anteriore delle alette della strumentazione.

Note le coordinate di ogni sensore di pressione totale nelle alette di Fan e Core, sono stati ricavati e rielaborati i dati richiesti.

In particolare, è stato necessario calcolare, per ogni posizione dell'i-esimo sensore, il rapporto tra la Pressione Totale Locale ($P_{t,loc}$) ottenuta dalla simulazione CFD nella posizione del sensore stesso e la Pressione Totale di Ingresso ($P_{t,ing}$) dell'ugello in questione, $\left(\frac{P_{t,loc}}{P_{t,ing}}\right)$.

I risultati numerici, ottenuti in corrispondenza delle posizioni dei sensori di pressione totale all'interno dello strato limite, sono riassunti in *Tabella 17*.

Ttcore/Ttfan					1		
Ptfan/Pamb					1.4		
Sensori di Pt nello Strato Limite	Posizione del Sensore				Pressioni Totali CFD		
	X (m)	Y (m)	Z (m)	(R-Rin)/(Rout-Rin)	Pt,loc (Pa)	Pt,ing (Pa)	Pt,loc/Pt,ing
Hub Fan	0.0733	0.0622	0.0138	0.0033	135952	137453.9	0.989074
	0.0733	0.0635	0.0084	0.0068	136496	137453.9	0.993031
	0.0733	0.0642	0.0028	0.0103	136752	137453.9	0.994894
	0.0733	0.0645	-0.0028	0.0137	136900	137453.9	0.995970
	0.0733	0.0645	-0.0085	0.0207	137200	137453.9	0.998153
	0.0733	0.0640	-0.0142	0.0276	137331	137453.9	0.999106
Shroud Fan	X (m)	Y (m)	Z (m)	(R-Rin)/(Rout-Rin)	Pt,loc (Pa)	Pt,ing (Pa)	Pt,loc/Pt,ing
	0.0733	0.1362	0.0089	0.9963	132810	137453.9	0.966215
	0.0733	0.1361	0.0053	0.9929	134193	137453.9	0.976277
	0.0733	0.1360	0.0018	0.9894	135334	137453.9	0.984578
	0.0733	0.1357	-0.0018	0.9859	135961	137453.9	0.989139
	0.0733	0.1351	-0.0053	0.9790	136859	137453.9	0.995672
0.0733	0.1344	-0.0088	0.9721	137249	137453.9	0.998509	

Tabella 17

In *Figura 100* e *Figura 101* sono stati riportati graficamente gli andamenti del rapporto $\left(\frac{P_{t,loc}}{P_{t,ing}}\right)$ all'aumentare di $\left(\frac{(R-R_i)}{(R_o-R_i)}\right)$, e dunque procedendo dall'Hub allo Shroud del tubo di flusso esterno.

Gli andamenti graficati sono analoghi a quelli ottenuti dagli altri partecipanti del Workshop, nonostante la simulazione al primo ordine. Questo testimonia la qualità della mesh costruita.

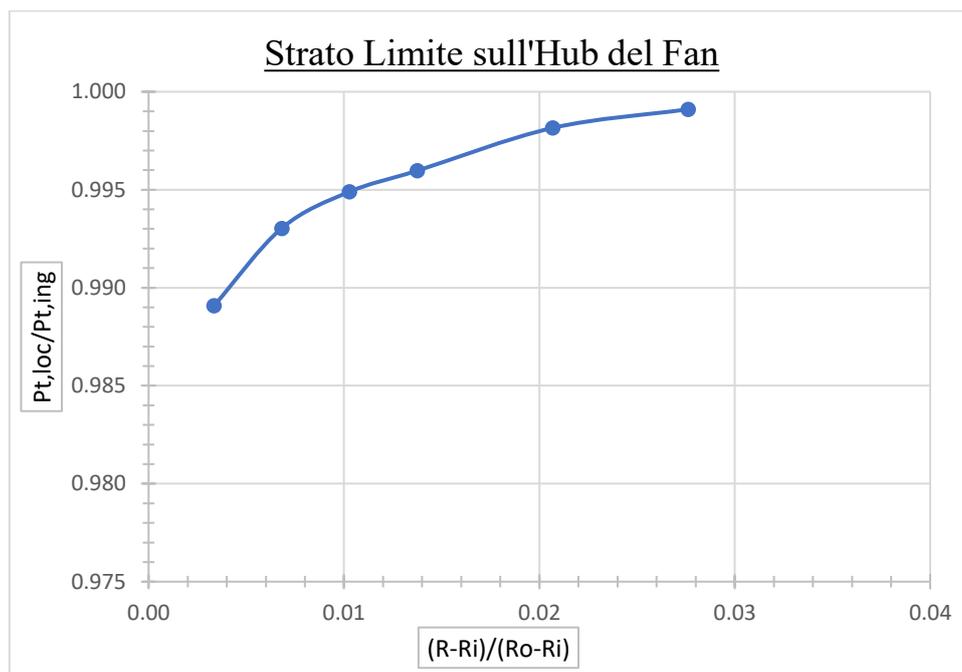


Figura 100

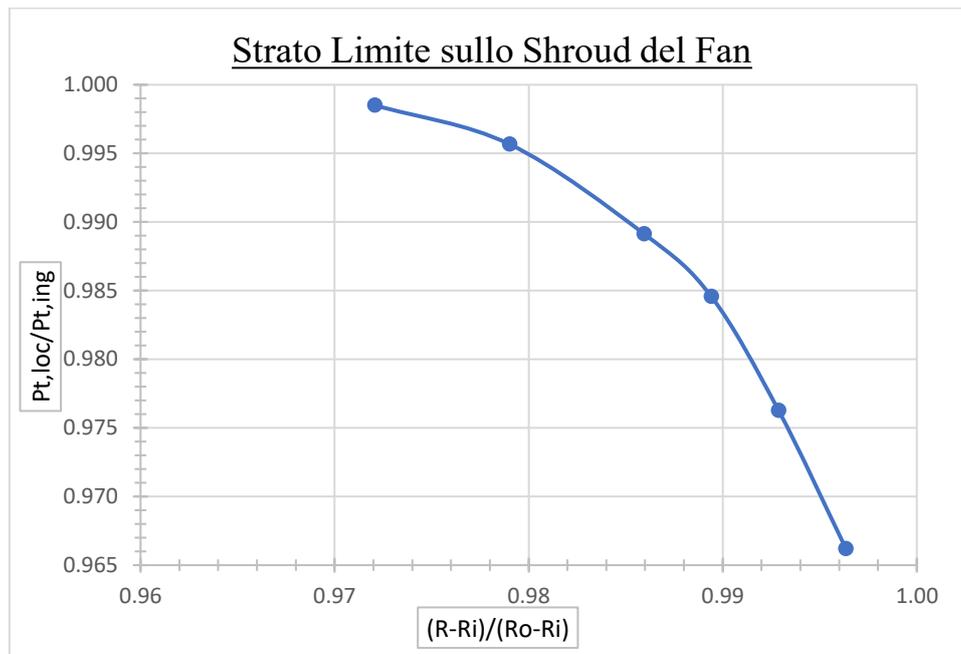


Figura 101

I risultati numerici, ottenuti in corrispondenza delle posizioni dei sensori di pressione totale sulle alette della strumentazione dell'ugello di Fan, sono riassunti in *Tabella 18*.

Ttcore/Ttfan					1		
Ptfan/Pamb					1.4		
Aletta Pt Fan (45°)	Posizione del Sensore				Pressioni Totali CFD		
Sensore	X (m)	Y (m)	Z (m)	(R-Rin)/(Rout-Rin)	Pt,loc (Pa)	Pt,ing (Pa)	Pt,loc/Pt,ing
1	0.0733	0.0951	0.0951	0.9691	137366	137453.9	0.999361
2	0.0733	0.0918	0.0918	0.9060	137400	137453.9	0.999608
3	0.0733	0.0884	0.0884	0.8408	137400	137453.9	0.999608
4	0.0733	0.0849	0.0849	0.7725	137399	137453.9	0.999601
5	0.0733	0.0812	0.0812	0.7015	137398	137453.9	0.999593
6	0.0733	0.0774	0.0774	0.6273	137397	137453.9	0.999586
7	0.0733	0.0733	0.0733	0.5489	137396	137453.9	0.999579
8	0.0733	0.0690	0.0690	0.4660	137394	137453.9	0.999564
9	0.0733	0.0645	0.0645	0.3776	137393	137453.9	0.999557
10	0.0733	0.0595	0.0595	0.2826	137392	137453.9	0.999550
11	0.0733	0.0542	0.0542	0.1786	137391	137453.9	0.999543
12	0.0733	0.0482	0.0482	0.0635	137387	137453.9	0.999513
Aletta Pt Fan (135°)	Posizione del Sensore				Pressioni Totali CFD		
Sensore	X (m)	Y (m)	Z (m)	(R-Rin)/(Rout-Rin)	Pt,loc (Pa)	Pt,ing (Pa)	Pt,loc/Pt,ing
1	0.0733	0.0951	-0.0951	0.9691	137361	137453.9	0.999324
2	0.0733	0.0918	-0.0918	0.9060	137397	137453.9	0.999586
3	0.0733	0.0884	-0.0884	0.8408	137396	137453.9	0.999579
4	0.0733	0.0849	-0.0849	0.7725	137395	137453.9	0.999572
5	0.0733	0.0812	-0.0812	0.7015	137394	137453.9	0.999564
6	0.0733	0.0774	-0.0774	0.6273	137393	137453.9	0.999557

7	0.0733	0.0733	-0.0733	0.5489	137392	137453.9	0.999550
8	0.0733	0.0690	-0.0690	0.4660	137391	137453.9	0.999543
9	0.0733	0.0645	-0.0645	0.3776	137390	137453.9	0.999535
10	0.0733	0.0595	-0.0595	0.2826	137389	137453.9	0.999528
11	0.0733	0.0542	-0.0542	0.1786	137388	137453.9	0.999521
12	0.0733	0.0482	-0.0482	0.0635	137383	137453.9	0.999484

Tabella 18

In *Figura 102* e *Figura 103* sono stati riportati graficamente gli andamenti del rapporto $\left(\frac{P_{t,loc}}{P_{t,ing}}\right)$ all'aumentare di $\left(\frac{(R-R_i)}{(R_o-R_i)}\right)$, e dunque procedendo lungo l'altezza dell'aletta a 45° e di quella a 135° , dall'Hub allo Shroud del tubo di flusso esterno.

Anche in questo caso, gli andamenti graficati sono analoghi a quelli ottenuti dagli altri partecipanti del Workshop, nonostante la simulazione al primo ordine. Questo testimonia la qualità della mesh costruita.

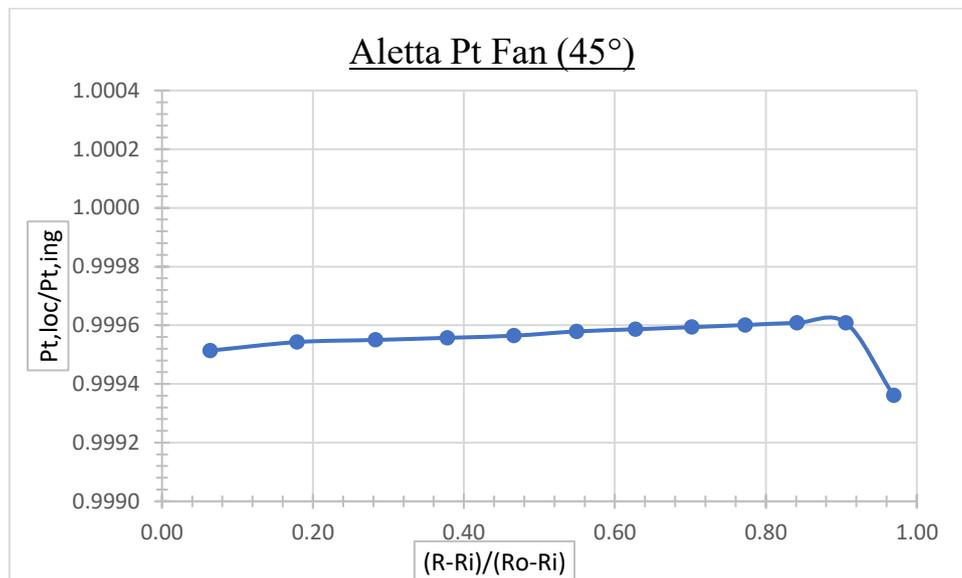


Figura 102

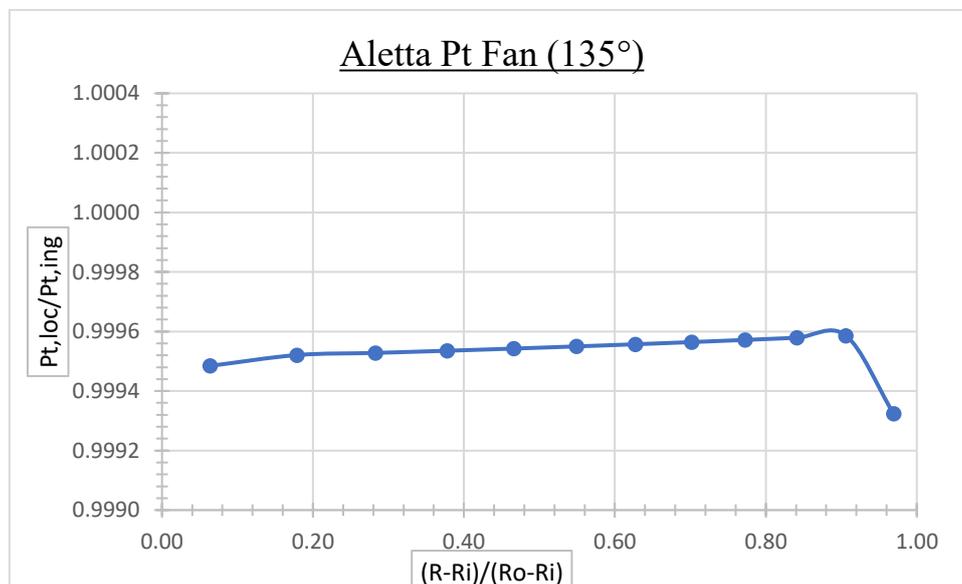


Figura 103

Infine, i risultati numerici, ottenuti in corrispondenza delle posizioni dei sensori di pressione totale sulle alette della strumentazione dell'ugello di Core, sono riassunti in *Tabella 19*.

Ttcore/Ttfan					1		
Ptfan/Pamb					1.4		
Aletta Pt Core (45°)	Posizione del Sensore				Pressioni Totali CFD		
Sensore	X (m)	Y (m)	Z (m)	(R-Rin)/(Rout-Rin)	Pt,loc (Pa)	Pt,ing (Pa)	Pt,loc/Pt,ing
1	0.2562	0.0337	0.0337	0.9572	114494	114544.9	0.999556
2	0.2562	0.0305	0.0305	0.8660	114519	114544.9	0.999774
3	0.2562	0.0269	0.0269	0.7635	114519	114544.9	0.999774
4	0.2562	0.0227	0.0227	0.6453	114519	114544.9	0.999774
5	0.2562	0.0176	0.0176	0.5000	114518	114544.9	0.999765
6	0.2562	0.0102	0.0102	0.2885	114521	114544.9	0.999791
Aletta Pt Core (135°)	Posizione del Sensore				Pressioni Totali CFD		
Sensore	X (m)	Y (m)	Z (m)	(R-Rin)/(Rout-Rin)	Pt,loc (Pa)	Pt,ing (Pa)	Pt,loc/Pt,ing
1	0.2562	0.0337	-0.0337	0.9572	114491	114544.9	0.999529
2	0.2562	0.0305	-0.0305	0.8660	114519	114544.9	0.999774
3	0.2562	0.0269	-0.0269	0.7635	114519	114544.9	0.999774
4	0.2562	0.0227	-0.0227	0.6453	114518	114544.9	0.999765
5	0.2562	0.0176	-0.0176	0.5000	114518	114544.9	0.999765
6	0.2562	0.0102	-0.0102	0.2885	114521	114544.9	0.999791

Tabella 19

In *Figura 104* e *Figura 105* sono stati riportati graficamente gli andamenti del rapporto $\left(\frac{P_{t,loc}}{P_{t,ing}}\right)$ all'aumentare di $\left(\frac{(R-R_i)}{(R_o-R_i)}\right)$, e dunque procedendo lungo l'altezza dell'aletta a 45° e di quella a 135°, dall'Hub allo Shroud del tubo di flusso interno.

Anche in questo caso, gli andamenti graficati sono analoghi a quelli ottenuti dagli altri partecipanti del Workshop, nonostante la simulazione al primo ordine. Questo testimonia la qualità della mesh costruita.

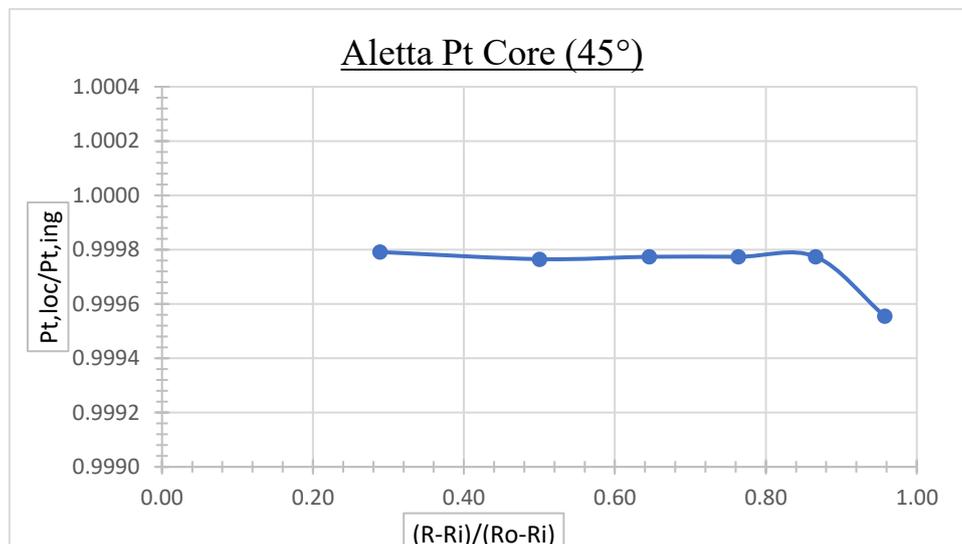


Figura 104

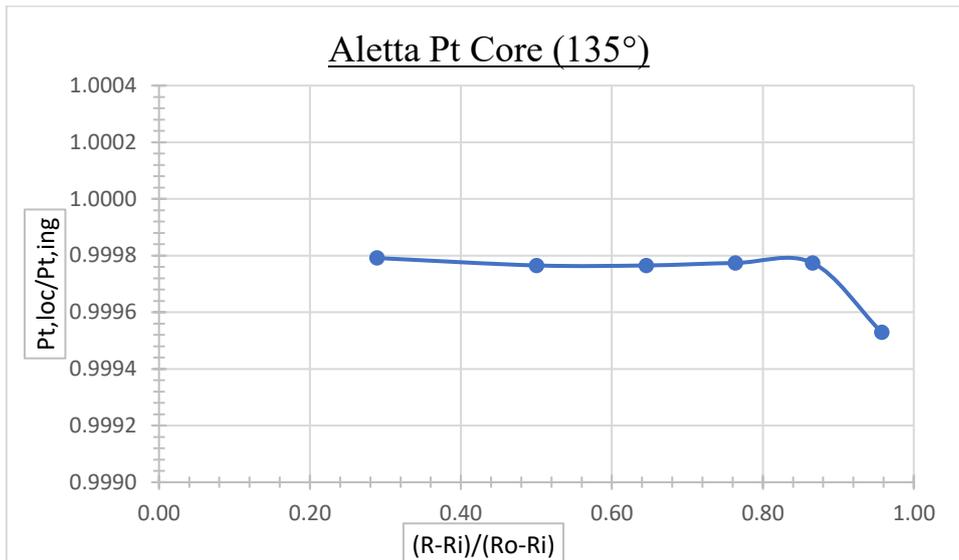


Figura 105

7.3 CONFRONTO CON RISULTATI SPERIMENTALI

Dopo aver estratto i risultati numerici dalla soluzione, ottenuta tramite la risoluzione delle *Equazioni Discretizzate al Primo Ordine*, è stato necessario confrontarli con i dati ottenuti sperimentalmente e con i risultati numerici (ottenuti tramite CFD) a disposizione.

In particolare, in *Figura 106*, è riportata la distribuzione del Numero di Mach ottenuta sul piano di simmetria XZ (nell'immagine a sinistra) e sul piano XY (immagine a destra). Mentre, in *Figura 107*, è riportata la medesima distribuzione sui medesimi piani, ottenuta mediante un reticolo non strutturato tetraedrico (tranne nelle porzioni di dominio vicino alle pareti, in cui le celle utilizzate sono prismatiche, al fine di risolvere adeguatamente le equazioni all'interno dello strato limite) visualizzabile in *Figura 108*.

Risulta evidente che le distribuzioni del numero di Mach, ottenute mediante reticoli differenti, sono visivamente molto simili. Questo fatto testimonia la correttezza della soluzione ottenuta, nonostante le numerose problematiche presenti nel modello all'inizio dello studio e la conseguente risoluzione al Primo Ordine.

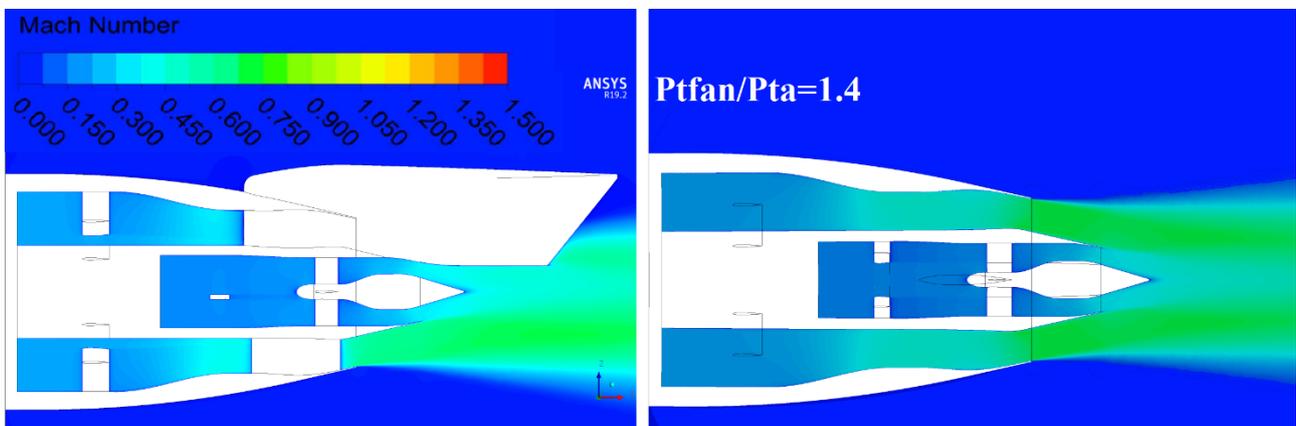


Figura 106

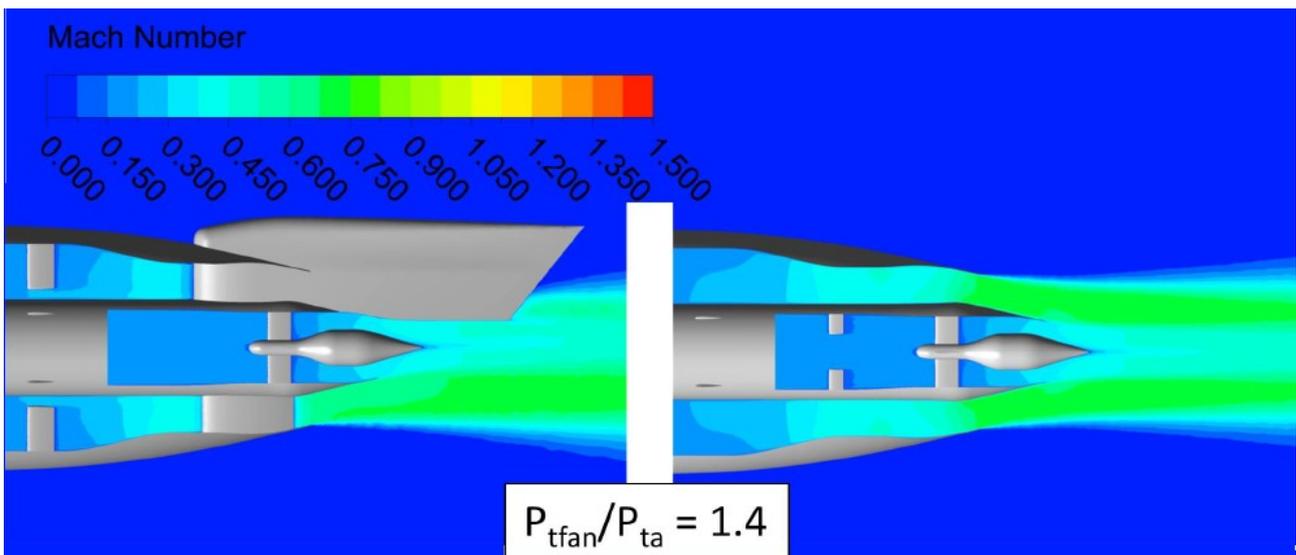


Figura 107

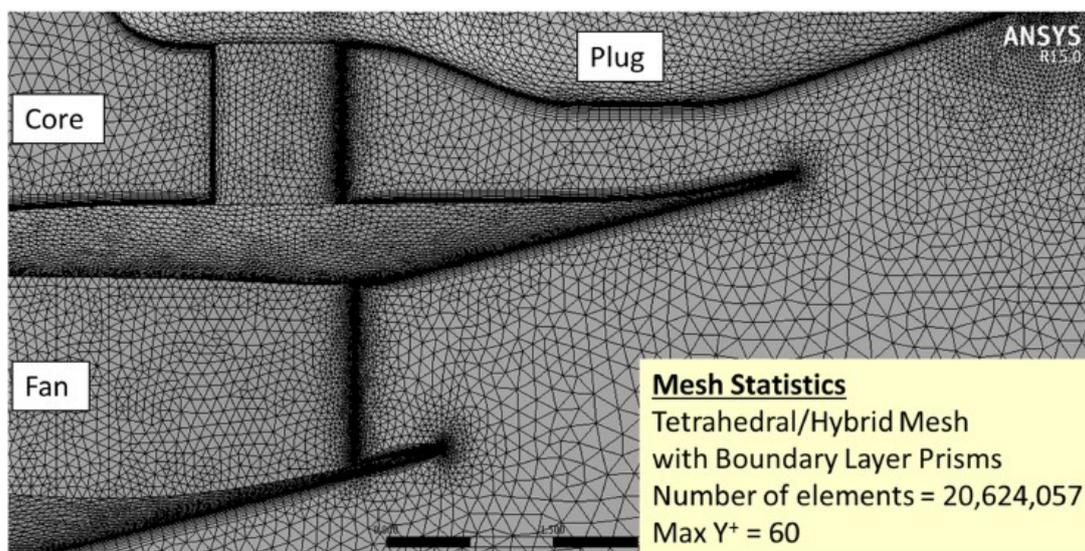


Figura 108

Successivamente, sono stati confrontati gli andamenti del rapporto $(P_{t,loc}/P_{t,ing})$, ottenuti per ogni elemento della strumentazione (Figura 100, Figura 101, Figura 102, Figura 103, Figura 104, Figura 105), con gli andamenti derivanti dalla risoluzione del reticolo non strutturato tetraedrico. Come già anticipato nel paragrafo precedente, si ottengono andamenti molto simili. Questo testimonia la correttezza della soluzione ottenuta e la qualità del reticolo strutturato interno costruito.

Il confronto più importante e significativo dello studio è stato eseguito analizzando lo scostamento tra i valori numerici dei *Coefficienti di Scarico*, *Coefficienti di Spinta* e dell'*Angolo di Spinta*, ottenuti tramite l'analisi CFD e tramite la sperimentazione in laboratorio.

In Tabella 20, Tabella 21, Tabella 22 sono riportati, al di sotto delle caselle rosse, i valori ottenuti dall'analisi CFD; al di sotto di quelle verdi, i valori ottenuti sperimentalmente; al di sotto delle caselle azzurre, gli errori relativi ottenuti.

Si può osservare che, per quanto riguarda il *Coefficiente di Scarico*, sia dell'ugello di Fan che di Core, i risultati ottenuti tramite CFD e quelli sperimentali sono numericamente molto vicini. In particolare, l'errore relativo è pari a -0.85% nell'ugello di Fan e pari a -0.05% nell'ugello di Core.

VALORI NOMINALI		$C_{D,Fan}$			$C_{D,Core}$		
$\frac{P_{t,Fan}}{P_a}$	$\frac{P_{t,Core}}{P_a}$	CFD	Exp	$\frac{CFD - Exp}{Exp}$	CFD	Exp	$\frac{CFD - Exp}{Exp}$
1.4	1.167	0.9598	0.968	-0.85%	0.8070	0.8074	-0.05%

Tabella 20

Similmente, per quanto riguarda il *Coefficiente di Spinta Risultante*, i risultati numerici ottenuti tramite CFD e quelli sperimentali sono molto simili. L'errore relativo è pari a -0.62%.

VALORI NOMINALI		$C_{T,X}$			$C_{T,Z}$			$C_{T,r}$		
$\frac{P_{t,Fan}}{P_a}$	$\frac{P_{t,Core}}{P_a}$	CFD	Exp	$\frac{CFD - Exp}{Exp}$	CFD	Exp	$\frac{CFD - Exp}{Exp}$	CFD	Exp	$\frac{CFD - Exp}{Exp}$
1.4	1.167	0.9783	0.9843	-0.61%	-0.0266	-0.0275	-3.18%	0.9786	0.9847	-0.62%

Tabella 21

È necessario fare attenzione al valore dell'errore relativo ottenuto per il *Coefficiente di Spinta lungo l'asse Z*, pari a -3.18%. Esso è dovuto ad una sottostima della Spinta lungo l'asse Z (H_z) ottenuta dalla simulazione numerica CFD rispetto al valore sperimentale. Questa sottostima non influenza il Coefficiente di Spinta Risultante, calcolato con l'Equazione 6.3.9, in quanto il valore di $C_{T,z}$ è molto basso rispetto a $C_{T,x}$ (essendo $H_z \ll H_x$).

Al contrario, la sottostima in questione, influenza il valore dell'Angolo di Spinta, calcolato con l'Equazione 6.3.15. Questo giustifica il valore dell'errore relativo pari a -2.62%.

VALORI NOMINALI		$C_{T,X}$			$C_{T,Z}$			α		
$\frac{P_{t,Fan}}{P_a}$	$\frac{P_{t,Core}}{P_a}$	CFD	Exp	$\frac{CFD - Exp}{Exp}$	CFD	Exp	$\frac{CFD - Exp}{Exp}$	CFD	Exp	$\frac{CFD - Exp}{Exp}$
1.4	1.167	0.9783	0.9843	-0.61%	-0.0266	-0.0275	-3.18%	-1.5590	-1.601	-2.62%

Tabella 22

Nel complesso i risultati ottenuti sono piuttosto buoni, soprattutto per quanto riguarda i valori dei *Coefficienti di Scarico* e il *Coefficiente di Spinta in direzione X*.

I risultati ottenuti testimoniano l'ottima qualità del reticolo strutturato interno. L'elevata attenzione impiegata per la costruzione del reticolo stesso ha permesso di ottenere una mesh, allo stesso tempo, molto fitta e risolta, nelle zone a contatto con la parete dove è presente lo strato limite, e snella. In questo modo, anche se la soluzione ottenuta deriva da una risoluzione delle sole Equazioni Discretizzate al Primo Ordine, è stato possibile eseguire un elevato numero di iterazioni in un tempo contenuto e dei risultati soddisfacenti.

8 CONCLUSIONI

L'analisi numerica CFD è uno strumento con potenzialità molto elevate, estremamente efficace per lo studio di fenomeni fluidodinamici. Potenzialmente, l'unico limite di questo strumento sono le risorse di calcolo a disposizione:

La complessità dei fenomeni termo-fluidodinamici caratteristici di domini complessi, come quello analizzato, implicano un'elevata complessità delle *Equazioni Discretizzate*, derivanti dalle *Equazioni di Governo*, e risolte all'interno delle singole celle del reticolo tridimensionale. A questo si aggiunge che, per catturare l'insieme di tutti i fenomeni fisici generati all'interno dello strato limite, e nella parte di flusso turbolento, è necessario costruire una mesh sufficientemente fitta nelle porzioni di dominio che lo necessitano.

Queste due problematiche impongono l'utilizzo di elevate risorse di calcolo per ottenere delle simulazioni adeguate in un tempo accettabile.

L'analisi numerica dell'ugello di scarico a flussi separati DSFR ha permesso di evidenziare che una buona conoscenza della teoria termo-fluidodinamica, delle *Equazioni Discretizzate* alla base della CFD e delle problematiche legate alla costruzione di reticoli strutturati tridimensionali, permette di ottenere delle soluzioni numeriche adeguate, limitando i tempi e le risorse di calcolo utilizzate.

Il lavoro stesso, svolto con l'obiettivo di ottenere dei risultati numerici il più possibile coincidenti con i risultati sperimentali, è stato lungo ed iterativo, basato sull'individuazione, lo studio e la risoluzione delle problematiche incontrate durante la costruzione del reticolo tridimensionale.

In particolare, il modello CAD della porzione esterna dell'ugello è stato ricostruito, i connettori della parte interna sono stati corretti, i punti all'interno dei connettori sono stati distribuiti in modo da infittire il reticolo a partire dalle pareti solide del modello e allo scarico, conservando il più possibile l'ortogonalità delle celle a contatto con le pareti stesse.

Il reticolo tridimensionale ottenuto è formato da un ***Reticolo Interno*** con **26'256'993 Celle** e un ***Reticolo Esterno*** con **11'552'225 Celle**. Il numero totale di celle è **37'809'218** che, per una mesh di questo tipo, è decisamente basso e dunque la mesh ottenuta è piuttosto "snella".

A causa dell'elevato dispendio di tempo ed energie impiegate per risolvere le innumerevoli problematiche presenti nel modello CAD, si è scelto di simulare il caso a rapporto di espansione ($P_{t,fan}/P_a = 1.4$). La soluzione è stata ottenuta risolvendo le *Equazioni Discretizzate al Primo Ordine*, eseguendo un numero di iterazioni contenuto (5500 iterazioni di cui 4500 a Courant 10).

I risultati numerici ad essa associati, in termini di ***Coefficienti di Scarico***, ***Coefficienti di Spinta*** e ***Angolo di Spinta*** sono:

- $C_{D,Fan} = 0.9598$, con un errore relativo $\frac{CFD-Exp}{Exp} = -0.85\%$
- $C_{D,Core} = 0.8070$, con un errore relativo $\frac{CFD-Exp}{Exp} = -0.05\%$
- $C_{T,r} = 0.89786$, con un errore relativo $\frac{CFD-Exp}{Exp} = -0.62\%$
- $\alpha = 1.5590 \text{ deg}$, con un errore relativo $\frac{CFD-Exp}{Exp} = -2.62\%$

Nonostante la risoluzione al Primo Ordine i risultati ottenuti sono molto buoni. Gli errori relativi tra i valori numerici ottenuti dall'analisi CFD e i valori numerici ottenuti sperimentalmente sono adeguati. Questo testimonia l'elevata qualità del reticolo strutturato costruito nella porzione interna degli ugelli di scarico di Fan e Core.

Inoltre, i risultati presentati, ottenuti mediante una simulazione al primo ordine, con un numero di iterazioni eseguite relativamente contenuto, dimostrano che la generazione di una buona mesh

strutturata permette di simulare adeguatamente il problema fluidodinamico in questione con limitate risorse di calcolo e tempi contenuti.

Dunque, lo sforzo impiegato per la costruzione del reticolo ha permesso di ottenere ottimi risultati anche nel caso di un modello CAD di partenza affetto da innumerevoli errori geometrici, impiegando un numero relativamente basso di iterazioni necessarie a raggiungere la convergenza.

Il lavoro eseguito rappresenta un ottimo punto per sviluppi futuri che permettano di approfondire ulteriormente le potenzialità delle simulazioni CFD, adattando la mesh nelle porzioni di dominio dove si è rilevata tendenza all'instabilità numerica. In questo modo si potranno eseguire simulazioni al secondo ordine per rapporti di espansione crescenti.

9 RINGRAZIAMENTI

Parte delle simulazioni numeriche di questa tesi sono state eseguite su “*CAPRI: Calcolo ad Alte Prestazioni per la Ricerca e l’Innovazione*”, un progetto finanziato dall’Università degli studi di Padova nel “BANDO INFRASTRUTTURE STRATEGICHE DI RICERCA (ISR)” 2017.

10 NOMENCLATURA

$A \rightarrow$ Area (m^2)

$C_{D,Core} \rightarrow$ Coefficiente di Scarico dell'ugello di core (adimensionale)

$C_{D,Fan} \rightarrow$ Coefficiente di Scarico dell'ugello di fan (adimensionale)

$C_{T,r} \rightarrow$ Coefficiente di Spinta risultante (adimensionale)

$C_{T,X} \rightarrow$ Coefficiente di Spinta assiale (adimensionale)

$C_{T,Y} \rightarrow$ Coefficiente di Spinta verticale (adimensionale)

$H_r \rightarrow$ Spinta misurata, risultante (N)

$H_X \rightarrow$ Spinta misurata, assiale (N)

$H_Y \rightarrow$ Spinta misurata, verticale (N)

$M \rightarrow$ Numero di Mach (adimensionale)

$\dot{m} \rightarrow$ Portata di massa misurata (kg/s)

$\dot{m}_i \rightarrow$ Portata di massa ideale (kg/s)

$P \rightarrow$ Pressione (Pa)

$P_{t,Core} \rightarrow$ Pressione totale nell'ugello di core (Pa)

$P_{t,Fan} \rightarrow$ Pressione totale nell'ugello di fan (Pa)

$R \rightarrow$ Costante specifica dei gas ideali, pari a 287.05 (J/(kg * K))

$T \rightarrow$ Temperatura ($^{\circ}C$)

$V \rightarrow$ Velocità (m/s)

$V_i \rightarrow$ Velocità ideale isoentropica (m/s)

Simboli

$\alpha \rightarrow$ Angolo di Spinta (degrees)

$\gamma \rightarrow$ Rapporto tra i calori specifici, per un gas perfetto biatomico vale 1.4 (adimensionale)

$\lambda \rightarrow$ Rapporto tra pressione totale e atmosferica, P_t/P_a (adimensionale)

Pedici

$a \rightarrow$ Ambiente

$i \rightarrow$ Ideale

$s \rightarrow$ Statica

$t \rightarrow$ Totale

$Core \rightarrow$ Ugello di core

$Fan \rightarrow$ Ugello di fan

Acronimi

AIAA \rightarrow American Institute of Aeronautics and Astronautics

CFD \rightarrow Computational Fluid Dynamics

DSFR \rightarrow Dual Separate Flow Reference

11 BIBLIOGRAFIA

- Benini, E., & Magrini, A. (2021). *Propulsione Aeronautica, Dispense*.
- Candence Design System, Inc. (2021). *User Manual*. Tratto da Pointwise.com: <https://www.pointwise.com/doc/user-manual/>
- Domel, N. D. (27-29 July 2015). Perspectives on Propulsion CFD for Nozzle Applications Relevant to the AIAA Propulsion Aerodynamics Workshop. *AIAA Propulsion and Energy Forum*, 1-13.
- edx LLC. (2022). *A Hands-on Introduction to Engineering Simulations*. Tratto da edx.org: <https://learning.edx.org/course/course-v1: CornellX+ENGR2000X+1T2018/home>
- Li, Z., Chen, H., & Zhang, Y. (27-29 July 2015). NSAWET Results of the Dual Separate Flow Reference Nozzle from AIAA PAW02. *AIAA Propulsion and Energy Forum*, 1-7.
- Mikkelsen, K. L., Myren, D. J., Dahl, D. G., & Christiansen, M. D. (27-29 July 2015). Initial Subscale Performance Measurements of the AIAA Dual Separate Reference (DSFR) Nozzle. *AIAA Propulsion and Energy Forum*, 1-30.
- Munson, B. R., Okiiski, T. H., Huebsch, W. W., Rothmayer, A. P., & Munson, B. (2016). *Meccanica dei fluidi*. CittàStudi.
- Sreenivas, K., Webster, R. S., & Hereth, E. A. (10-12 July 2017). Separate and Mixed Flow Nozzle Simulations Using Tenasi. *AIAA Propulsion and Energy Forum*, 1-8.
- White, F. M. (1999). *Fluid Mechanics, Fourth Edition*. WCB McGraw-Hill.
- Winkler, C. (27-29 July 2015). BCFD Analysis for the 2nd AIAA Propulsion Aerodynamics Workshop: Nozzle Results. *Propulsion and Energy Forum*, 1-25.