



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE DII
CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA
MECCANICA

**Analisi, progetto e ottimizzazione di
intake supersonici per motori
Turbofan a bassi rapporti di bypass**

Relatore:
Ernesto Benini

Studente con matricola:
Andrea Michielotto 2053719

Anno Accademico 2023/2024

Indice

1	Stato dell'arte	1
1.1	Motore Turbofan	1
1.1.1	Turbofan a flussi separati	2
1.1.2	Turbofan a flussi miscelati	3
1.2	Intake	3
1.3	S-Duct	4
1.4	Storia e impegno	5
1.5	Grandezze Caratteristiche	8
1.5.1	Coefficiente di recupero di pressione totale e statico	8
1.5.2	Coefficiente di distorsione	9
1.5.3	Swirl	9
1.6	RAE-M2129	10
1.7	Comportamento del fluido all'interno dell'S-Duct	11
1.8	Influenza del modello di turbolenza	12
1.9	Minimizzazione DC e massimizzazione PR	13
1.9.1	Metodi di controllo attivo	13
1.9.2	Metodi di controllo passivo	14
1.10	Effetto dei parametrici geometrici sulle prestazioni	15
2	Metodi	17
2.1	Esperimento NASA	17
2.2	Geometria NASA	18
2.3	Creazione geometria NASA nel software MATLAB	21
2.4	Esportazione geometria in SOLIDWORKS	22
2.5	Analisi CFD	24
2.5.1	Equazioni di Navier-Stokes	24
2.5.2	Reynolds-Averaged-Navier-Stokes	26
2.5.3	Mesh S-duct	27
2.6	Risultati prima analisi CFD S-duct e considerazioni	33
2.7	Geometria completa	34
2.7.1	Mesh geometria completa	35
3	Risultati	37
3.1	Simulazione a Mach = 0.62	37
3.1.1	Confronto numero di Mach nelle varie sezioni	39
3.1.2	Andamento pressioni nelle varie sezioni	45
3.2	Simulazione a Mach = 0.95	45
3.3	Simulazione a Mach = 1	49
3.3.1	Andamento coefficiente di pressione totale	51
4	Conclusioni	55

Elenco delle figure

1	Motore Turbofan F100-PW-229[1]	1
2	Schema motore Turbofan a flussi separati[2]	3
3	Schema motore Turbofan a flussi miscelati[2]	3
4	Vista longitudinale di un tipico S-Duct[3]	5
5	Hawker Siddeley HS-121 Trident	6
6	Dassault Falcon 8X	7
7	Dassault Falcon 900	7
8	McDonnell Douglas F/A-18 Hornet	7
9	General Dynamics F-16	8
10	RAE-M2129 installato in un tunnel DRA[5]	10
11	Modello CAD RAE-M2129	10
12	Geometria RAE-M2129 [6]	11
13	Campo di pressione statica S-Duct [7]	12
14	Campo di velocità S-Duct [7]	12
15	Tecnologia CFJ [12]	14
16	Generatori di Vortice (VG)[15]	15
17	Strumentazione esperimento NASA [11]	18
18	Geometria S-Duct [11]	19
19	Sezioni S-Duct [11]	20
20	Geometria S-Duct in MATLAB(<i>Vista 3D</i>)	22
21	Geometria S-Duct in MATLAB(<i>Vista dall'alto</i>)	22
22	S-Duct descritto da 2 sezioni in SOLIDWORKS	23
23	S-Duct descritto da 4 sezioni in SOLIDWORKS	24
24	Mesh automatica Ansys Meshing	28
25	Qualità elementi mesh	29
26	Mesh automatica Ansys Meshing	29
27	Qualità elementi Inlet	30
28	Rapporto d'aspetto elementi	31
29	Skewness elementi	32
30	Ortogonalità elementi	32
31	Distribuzione numero di Mach [11]	33
32	Vista longitudinale della geometria	35
33	Vista 3D dell'assieme	35
34	Vista 3D della mesh	36
35	Vista longitudinale della mesh	36
36	Mach contour sui piani di sezione A,B,C,D,E	39
37	Distribuzione nello spazio dei Mach contour sui piani di sezione	39
38	Mach contour piano di sezione A	40
39	Mach contour piano di sezione B	41
40	Mach contour piano di sezione C	41
41	Mach contour piano di sezione D	42
42	Mach contour piano di sezione E	42
43	Distribuzione longitudinale del numero di Mach nel piano XZ	43
44	Dettaglio ingrandito del numero di Mach lungo l'S-duct	43
45	Andamento linee di flusso (Vista Inlet)	44
46	Andamento linee di flusso (Vista Outlet)	44

47	Distribuzione longitudinale della pressione statica nel piano XZ	45
48	Distribuzione longitudinale della pressione totale nel piano XZ	45
49	Distribuzione nello spazio dei Mach contour sui piani di sezione	46
50	Mach contour piano di sezione A	47
51	Mach contour piano di sezione B	47
52	Mach contour piano di sezione C	47
53	Mach contour piano di sezione D	48
54	Mach contour piano di sezione E	48
55	Distribuzione longitudinale del numero di Mach nel piano XZ	48
56	Dettaglio ingrandito andamento numero di Mach in corrispondenza dell'S-duct	49
57	Mach contour piano di sezione A	50
58	Mach contour piano di sezione B	50
59	Mach contour piano di sezione C	50
60	Mach contour piano di sezione D	51
61	Mach contour piano di sezione E	51
62	Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione A	52
63	Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione B	53
64	Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione C	53
65	Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione D	53
66	Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione E	54

Sommario

Da molti anni i motori Turbofan sono oggetto di grande studio per la loro grande capacità di ridurre il consumo di combustibile soprattutto nel settore dell'aviazione civile grazie al sempre più elevato valore del rapporto di bypass. Nell'ambito militare invece, questi vengono utilizzati con rapporti di bypass drasticamente minori rispetto a quelli civili in quanto essi necessitano di grande spinta e manovrabilità che consente di raggiungere velocità supersoniche. Annesso a questo, i veicoli militari, oggigiorno tendono a presentare nella maggior parte dei casi condotti di ingresso dell'aria, gli *intake*, a direttrice curvilinea in quanto essi riescono a ridurre ingombri, pesi ma soprattutto l'intercettabilità radar, fondamentale per questo settore. Questi condotti presentano però dei difetti, come la generazione di vortici contro-rotanti che disuniformando la regolarità del flusso possono portare verso lo stallo il compressore posto successivamente. L'obiettivo di questo progetto è mettere a punto un codice per generare, simulare e ottimizzare la geometria di intake supersonici a direttrice curvilinea, detti anche S-Duct. Per raggiungere questo obiettivo si utilizza un generatore parametrico di geometria, un meshatore collegato e un solutore di tipo RANS per simulare i flussi supersonici interiormente alla presa. Lo scopo secondario ma non per importanza è quello di validare un modello presente in letteratura cercando di replicare fedelmente dei risultati sperimentali tramite delle simulazioni di tipo numerico.

1 Stato dell'arte

1.1 Motore Turbofan

Il motore Turbofan, detto più comunemente anche turboventola, consiste in un turboreattore con l'aggiunta di un ventilatore (Fan), solitamente di diametro assai maggiore di quello medio dello stesso turboreattore, disposto immediatamente a monte del compressore. Secondo questa configurazione, una parte della portata d'aria che attraversa il ventilatore entra poi nel turboreattore, mentre la restante parte non è oggetto di successive trasformazioni termodinamiche e semplicemente lambisce l'involucro esterno del propulsore caldo, dal quale peraltro, è almeno nella configurazione a flussi separati, termicamente isolata.



Figura 1: Motore Turbofan F100-PW-229[1]

Prima di visionare brevemente le due varianti principali di questa tipologia di motore si riporta di seguito la definizione di un parametro indispensabile per confrontare diversi motori di questo tipo. Il "*rapporto di bypass*" è una misura fondamentale nei motori turbofan, che quantifica la proporzione dell'aria che scorre attorno al nucleo del motore rispetto a quella che entra nel nucleo stesso. È un parametro chiave che influenza le prestazioni del motore, specialmente in termini di efficienza del consumo di carburante, rumore, e spinta. Esso è definito come il rapporto tra la portata di massa dell'aria che bypassa il nucleo (\dot{m}_{bypass}) e la portata di massa dell'aria che ne passa attraverso (\dot{m}_{core}).

$$\text{Rapporto di bypass} = \frac{\dot{m}_{\text{bypass}}}{\dot{m}_{\text{core}}} \quad (1.1.1)$$

I motori caratterizzati da un rapporto di bypass elevato, privilegiano il "consumo" di aria

rispetto a quello di carburante, infatti, questo tipo di configurazione è tipica degli aerei commerciali, dove l'efficienza del motore e la riduzione del rumore sono necessari. In questi motori, il flusso genera una spinta significativa con meno consumo di carburante e meno emissioni sonore. Rapporti di bypass caratteristici dei moderni aerei di linea possono variare da 5:1 a oltre 10:1 nei moderni motori turbofan civili. Tali valori numerici indicano che la quantità d'aria che viene bypassata è N volte di quella che viene effettivamente utilizzata per essere miscelata con il combustibile, bruciata e infine espulsa. Un rapporto di bypass più alto tende a rendere il motore più efficiente dal punto di vista dei consumi perché gran parte dell'energia è impiegata per muovere una grande massa d'aria (bypass) a una velocità relativamente bassa. Questo è particolarmente vantaggioso per voli di lunga durata e a velocità subsoniche. Al contrario, nei motori con un rapporto di bypass basso, una porzione maggiore dell'aria passa attraverso il nucleo aumentando inevitabilmente il consumo di carburante. Questi motori sono progettati per fornire una spinta elevata e permettere di raggiungere velocità supersoniche. Un rapporto di bypass basso consente di ottenere una maggiore accelerazione e velocità di scarico dei gas, essenziale per manovre rapide e missioni che richiedono alte prestazioni. Infine, i rapporti di bypass bassi tipicamente variano da 0,2:1 a 1:1 e sono quelli che permettono ai veicoli militari di raggiungere velocità supersoniche. E' di questa tipologia di motori e conseguentemente prese d'aria che successivamente si farà riferimento. Ci si concentra ora però sulle due varianti principali del motore Turbofan di cui verranno presentati degli schemi qualitativi per far apprendere la differenza tra questi.

1.1.1 Turbofan a flussi separati

Come si può apprezzare in Fig.2 e come già precedentemente accennato, il motore turbofan a flussi separati è caratterizzato dalla capacità di convogliare lo stesso flusso in due parti diverse, separate appunto. La parte di flusso freddo, chiamata in questo modo in quanto non attraversa la parte calda, ovvero la camera di combustione, scorre indisturbata attorno al "core" fino all'uscita. La parte di flusso caldo, invece, attraversa la parte vera e propria del motore, quella che genera calore, attraversando il compressore, la camera di combustione, la turbina e infine l'ugello venendo così rilasciata nell'ambiente esterno in una sezione diversa da quella di scarico del flusso freddo. Questa variante quindi, prevede due ugelli diversi in quanto il flusso freddo attraversa il *fan* e viene rilasciato

subito in atmosfera, mentre invece il flusso caldo subisce una serie di trasformazioni termodinamiche che sono caratteristiche di un motore aeronautico. Il vantaggio principale, come già è stato detto, è quello di ridurre i consumi di combustibile.

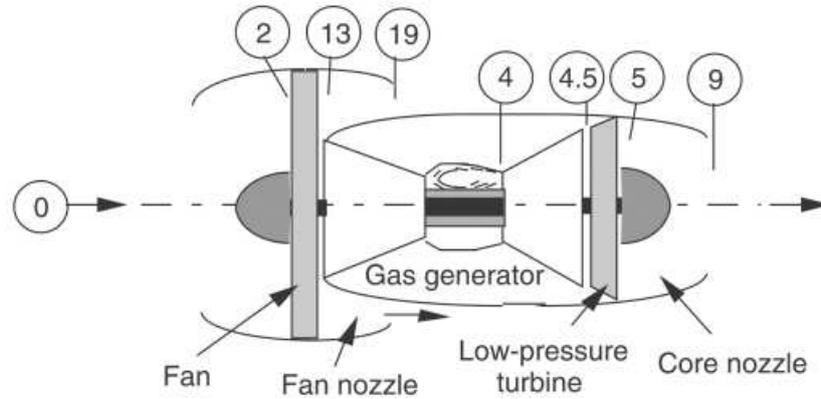


Figura 2: Schema motore Turbofan a flussi separati[2]

1.1.2 Turbofan a flussi miscelati

La variante a flussi miscelati, come si può notare dallo schema in Fig.3 presenta invece solamente un ugello. Anche qui una certa quantità di portata d'aria viene bypassata e la rimanente attraversa il *core*, ma, diversamente da prima i flussi uscenti da ciascuna delle due sezioni si riuniscono in un'unica sezione più grande, venendo miscelati e successivamente espulsi tramite un ugello comune.

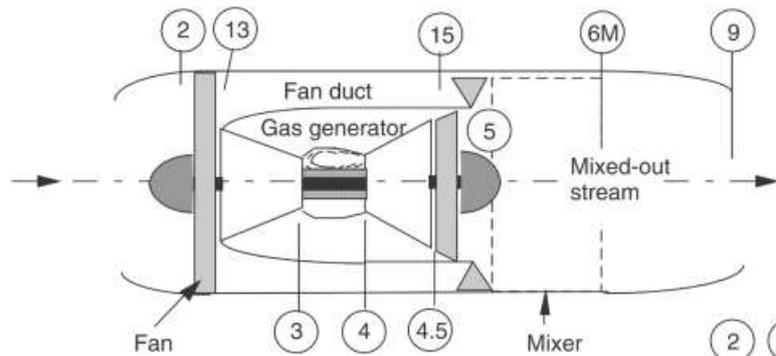


Figura 3: Schema motore Turbofan a flussi miscelati[2]

1.2 Intake

La presa d'aria di un motore aeronautico, detta anche più comunemente "Intake", fluidodinamicamente è una delle parti più importanti in un velivolo, in quanto, essa rappresenta

il primo componente lambito dall'aria e in quanto tale ha il compito di convogliare il fluido stesso al motore vero e proprio. Nel corso degli anni se ne sono sviluppate di diverse geometrie e forme in base all'applicazione che queste hanno rivestito. In generale però, un intake aeronautico deve essere progettato rispettando e cercando di soddisfare diversi requisiti, spesso conflittuali tra di loro, tra i quali:

- Basso peso e basso costo di produzione
- Supporto costante al motore con portate d'aria adeguate in ogni specifica condizione di volo
- Fornire un flusso d'aria al compressore il più uniforme possibile sia da un punto di vista di distribuzioni di velocità, che di pressioni
- Ottima integrazione con la fusoliera e la gondola (*"Nacelle"*), riducendo così le perdite per installazione (*"Installation drag"*)
- Buon assorbimento acustico
- Bassa intercettazione ai radar
- Aumento della spinta del motore
- Aumento dell'affidabilità, della manutenibilità e della riparazione

La presa d'aria di un motore aeronautico, specialmente nei casi di aviazione civile, presenta una forma cilindrica con una sezione d'ingresso e una sezione di uscita circolari. Nelle applicazioni militari però, la forma della sezione d'ingresso può variare assumendo un aspetto rettangolare, conico o ellittico fino ad arrivare a geometrie quasi triangolari. Rimane invariato invece l'interfacciamento al motore, quindi al compressore, che presenta quasi sempre una sezione circolare. È facile intuire come non esista una forma della sezione d'ingresso errata o corretta, in quanto essa dipende da numerosi fattori e obiettivi come quello di riuscire a minimizzare le perdite di pressione totale garantendo un profilo di velocità uniforme all'AIP (*"Aerodynamic Interface Plane"*).

1.3 S-Duct

Gli *"S-Duct"*, per intero *"Serpentine-Duct"*, sono dei condotti a direttrice curvilinea impiegati sempre più nell'aviazione militare per la loro capacità di rendere invisibile alle

onde radar il velivolo sul quale sono installati. Come si può apprezzare in Fig.4, la geometria di queste prese d'aria, generalmente è costituita da un primo tratto a sezione costante seguito da un tratto curvo e infine un altro tratto a sezione costante che si antepone al compressore. La volontà di sviluppare tecnologie di questo tipo è dovuta alla necessità di ridurre costantemente l'ingombro delle prese d'aria riducendone il peso associato che risulta essere un fattore determinante in questo campo. Per poterne ridurre l'ingombro però è necessario, a parità di lunghezza, curvare il condotto creando delle disuniformità nel flusso che nelle successive sezioni verranno analizzate.

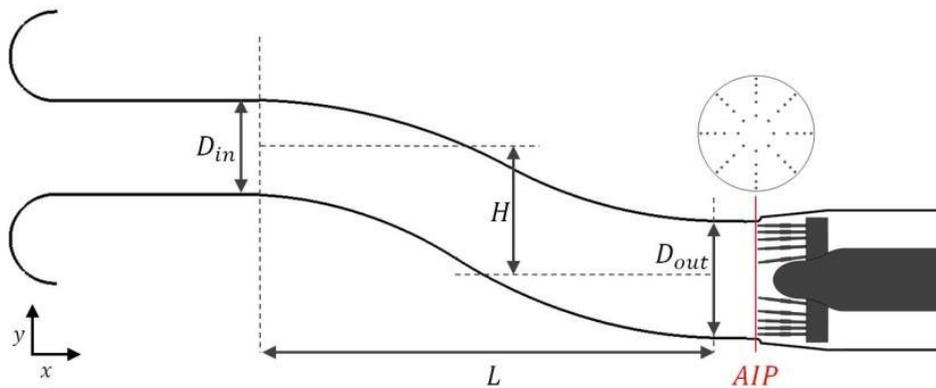


Figura 4: Vista longitudinale di un tipico S-Duct[3]

1.4 Storia e impegno

Da vari anni questa geometria è oggetto di grande ricerca e sforzi in merito ai numerosi vantaggi tra i quali, forse il più importante, la scarsa visibilità alle onde radar che ne permette l'impiego in missioni stealth. La bassa intercettazione a questi dispositivi è dovuta proprio alla configurazione del condotto stesso che consente di “nascondere” i vari elementi rotanti costituenti il motore che sono in grado di riflettere bene le onde. Sin dagli anni '50-'60 del secolo scorso, con l'avvento dei motori a reazione commerciali, questa nuova configurazione permetteva di mantenere le ali libere da ingombri, riducendo il rumore nella cabina e migliorando l'aerodinamica generale. Altro vantaggio annesso, dovuto all'avanzamento tecnologico dei materiali, è quello dell'alleggerimento della struttura che ha permesso e permette ancora oggi di produrre velivoli sempre più versatili sia da un punto di vista di prestazioni, sia da un punto di vista di design. Lo svantaggio

principale della curvatura del condotto però è rappresentato dalla formazione di vortici controrotanti all'interno del canale stesso che portano a instabilità e distorsione del flusso, con possibilità di separazione dello strato limite a causa del campo di pressione avverso. La conseguenza principale di questo fenomeno è la distribuzione non uniforme di pressione totale e velocità all'interfaccia del compressore che possono portarlo verso la condizione critica dello "stallo incipiente" o ancor peggio al fenomeno del "surge". Altro scenario drastico è quello costituito dalla "fatica" causata dallo sviluppo di vibrazioni meccaniche generate dalla ciclicità di portate non uniformi che compromettono così la vita del sistema propulsivo. Storicamente questi condotti sono stati impiegati per la prima volta nell'ambito civile sui "trijet", aerei dotati di tre motori di cui quello con l'S-Duct venne integrato nella coda, o impennaggio, dell'aereo.



Figura 5: Hawker Siddeley HS-121 Trident

Gli unici velivoli che ancora oggi usufruiscono di questa configurazione sono i business jet Dassault Falcon 8X e Dassault Falcon 900 (Fig.6, Fig.7). Poiché i moderni motori a reazione sviluppano più potenza e affidabilità di quelli degli anni '70 e sono in grado di alimentare in sicurezza l'aereo con solo due motori, il design trijet non viene più utilizzato per i grandi aerei di linea commerciali ma solamente su questi due modelli appena citati al fine di fornire una spinta totale significativamente maggiore. Nelle normative aeronautiche internazionali, inoltre, il layout a triplo motore è considerato anche intrinsecamente più sicuro per la maggiore ridondanza del sistema.



Figura 6: Dassault Falcon 8X



Figura 7: Dassault Falcon 900

In ambito militare, aerei ancora in produzione che presentano il condotto a S sono il Dassault Rafale, l'Eufofighter Typhoon e il Lockheed Martin F-35 Fulmine II mentre tra gli aerei che presentato questa geometria ma non sono più in produzione si annoverano il IAI Lavi, il Lockheed Martin F-22 Raptor, il Lockheed YF-22, il Northrop Grumman B-2 Spirit, il Northrop YF-23, il Sukhoi Su-47, il General Dynamics F-16 (Fig.9) e l'F/A-18 Hornet Fig.8.



Figura 8: McDonnell Douglas F/A-18 Hornet



Figura 9: General Dynamics F-16

1.5 Grandezze Caratteristiche

Per riuscire a comprendere e confrontare diversi risultati sperimentali risulta necessario definire dei parametri che possano caratterizzare il comportamento del fluido. Di seguito, quindi, vengono presentate le principali grandezze in grado di catturare le proprietà del flusso.

1.5.1 Coefficiente di recupero di pressione totale e statico

Il coefficiente di recupero di pressione totale, detto anche “*Total Pressure Recovery Coefficient*” e definito dalla relazione:

$$PR = \frac{P_e}{P_\infty} \quad (1.5.1)$$

indica il rapporto tra la pressione totale alla faccia del compressore e la pressione totale del fluido infinitamente a monte della presa. Nello specifico quindi questo coefficiente adimensionale, indica l’efficienza di un intake nell’accomodare il flusso all’interno del condotto per poi riversarlo al motore con le minori perdite possibili. Altro parametro utile per comprendere la buona o scarsa capacità di conversione dell’energia cinetica del fluido in pressione, è il “*Coefficiente di recupero di pressione statica*” definito come il rapporto tra la differenza di pressione statica tra Inlet e Outlet e la pressione dinamica in corrispondenza della sezione d’ingresso:

$$C_{PR} = \frac{P_{out} - P_{in}}{\frac{\rho_1 V_1^2}{2}} \quad (1.5.2)$$

Un coefficiente di recupero di pressione statica elevato è desiderabile in molte applicazioni aerodinamiche, poiché indica un'efficace conversione della pressione dinamica in pressione statica.

1.5.2 Coefficiente di distorsione

Un parametro in grado di misurare la variazione non uniforme della pressione totale in una sezione di flusso e quindi di catturare il livello di distorsione del fluido è il "*Coefficiente di distorsione*" o "*Distortion Coefficient*" che generalmente viene definito come:

$$DC(\vartheta) = \frac{P_f - P_\vartheta}{q_f} \quad (1.5.3)$$

Dove P_f rappresenta la pressione media totale nella sezione in corrispondenza del compressore, q_f rappresenta la pressione dinamica sempre in questa sezione e P_ϑ rappresenta la pressione totale media nel peggior settore circolare di angolo ϑ . Il valore del settore angolare più comunemente utilizzato è 60° in quanto riesce a catturare il livello di distorsione del flusso in un range affidabile. Altri valori come 90° e 120° vengono utilizzati anche se di rado. In molti altri casi il coefficiente di distorsione può essere espresso anche come:

$$DC(\vartheta) = \frac{P_{max} - P_{min}}{P_{mean}} \quad (1.5.4)$$

dove P_{max} indica la pressione totale massima, P_{min} la pressione totale minima e P_{mean} la pressione totale media nella sezione di interfacciamento con il motore. Entrambe le relazioni forniscono dati affidabili, quindi è compito del progettista decidere quale relazione utilizzare.[4]

1.5.3 Swirl

La misura del grado di rotazione del flusso d'aria rispetto all'asse principale del condotto o del motore è affidata allo "*Swirl*", ovvero il movimento vorticoso che influenza l'efficienza della combustione nei motori a reazione. Non esiste una formula unica per il coefficiente di swirl, poiché dipende dalla geometria e dalle condizioni del flusso. Generalmente, si esprime come un rapporto tra la velocità tangenziale media e la velocità assiale media del flusso:

$$SC(60) = \frac{\max(U_{\vartheta,60})}{\bar{U}_x} \quad (1.5.5)$$

Dove $U_{\vartheta,60}$ rappresenta la massima velocità circonferenziale in un settore di 60° , mentre \bar{U}_x rappresenta la velocità media all'AIP. Il rapporto tra la componente tangenziale e assiale del vettore velocità, invece, è definito come “Angolo di swirl” [4]:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{V_{\vartheta,AIP}}{V_{x,AIP}} \right) \quad (1.5.6)$$

1.6 RAE-M2129

Il Royal-Aircraft-Establishment-M2129 (Fig.10) rappresenta il condotto a direttrice curvilinea più famoso in letteratura in merito al suo grande utilizzo per analisi sperimentali. E' da questa geometria, infatti, che numerosi studiosi hanno preso ispirazione per sviluppare un condotto ad S di proprio interesse.



Figura 10: RAE-M2129 installato in un tunnel DRA[5]

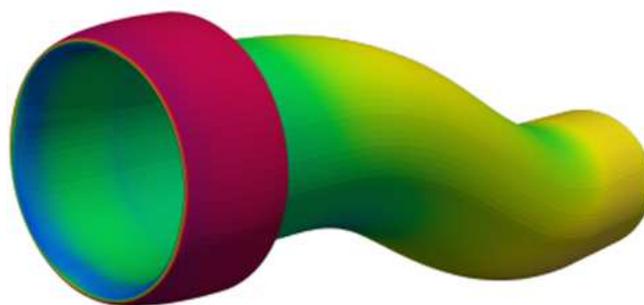


Figura 11: Modello CAD RAE-M2129

La linea centrale dell'S-duct e i profili di ogni sezione sono definite dalle equazioni (1.6.1) e (1.6.2) dove il sistema di coordinate è lo stesso di quello rappresentato in Fig.12. L rappresenta la lunghezza del condotto in direzione X , D_{AIP} indica il diametro in corrispondenza della sezione dell'AIP e D_t indica il diametro in corrispondenza del tratto a sezione costante iniziale.

$$Z = -0.15 \left[1 - \cos \left(\frac{\pi X}{L} \right) \right] \quad (1.6.1)$$

$$D = D_t + (D_{AIP} - D_t) \left[3 \left(1 - \frac{X}{L} \right)^4 - 4 \left(1 - \frac{X}{L} \right)^3 + 1 \right] \quad (1.6.2)$$

Dalla Fig.12 si può apprezzare come per vari punti della sezione circolare del condotto sia stato necessario attribuire una denominazione specifica per facilitare il confronto tra i diversi risultati sperimentali.[6]

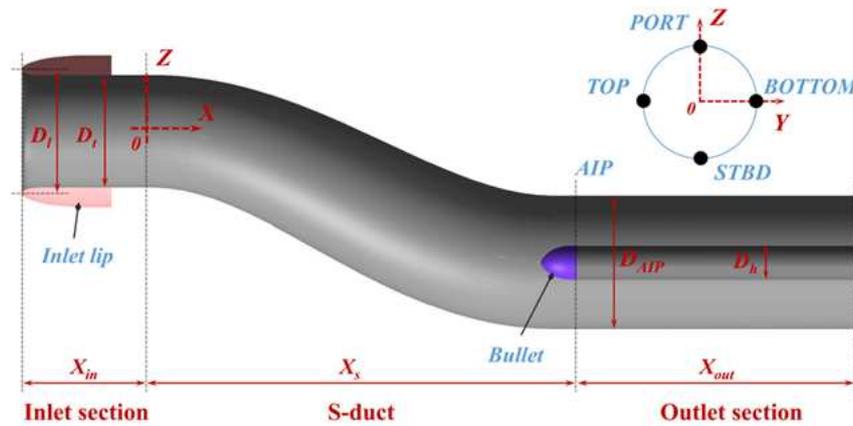


Figura 12: Geometria RAE-M2129 [6]

1.7 Comportamento del fluido all'interno dell'S-Duct

In letteratura sono presenti numerosi simulazioni che catturano il comportamento del fluido all'interno di un condotto a direttrice curvilinea ma prima di andarne a osservare i risultati è buona norma capire la fisica del fenomeno. L'aria, caratterizzata dalle condizioni di monte ($P_\infty, T_\infty, M_\infty$) entra nel condotto con proprietà uniformi e dopo aver attraversato un tratto a sezione costante incontra una prima curvatura che la porta ad essere soggetta ad un campo di pressione statico in direzione della parete esterna atto a bilanciare la forza centrifuga imposta dalla curvatura stessa ($\frac{\rho V^2}{R}$). All'aumentare della

curvatura del condotto la pressione statica aumenta e la velocità diminuisce assialmente a causa dell'aumento di sezione del diffusore.

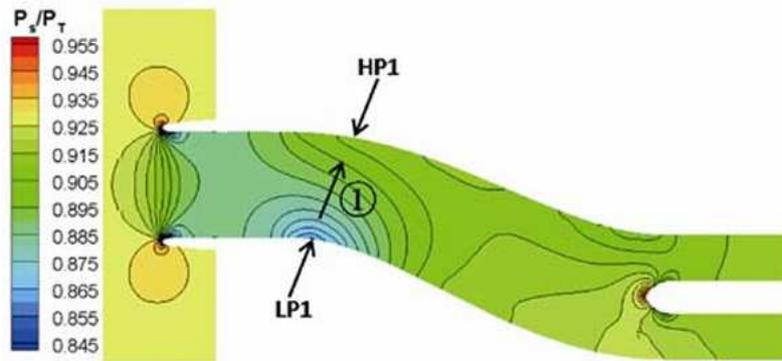


Figura 13: Campo di pressione statica S-Duct [7]

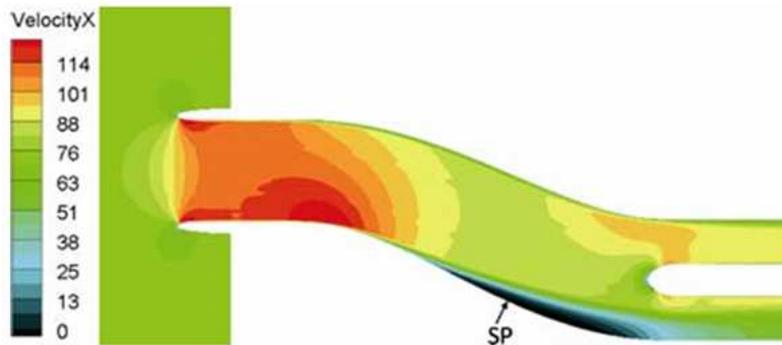


Figura 14: Campo di velocità S-Duct [7]

Vicino alla parete esterna sempre in corrispondenza della prima curvatura, il fluido è caratterizzato dall'aver un contenuto di energia cinetica tale da vincere il campo di pressione avverso mentre in corrispondenza della parete interna a causa del gradiente di pressione stesso si può notare come la velocità diminuisca provocando il distacco della vena fluida. Infine, in prossimità della seconda curvatura il gradiente di pressione cambia nuovamente la sua direzione questa volta verso la parete interna inducendo ancora di più la disuniformità del flusso dando vita a quei due vortici controrotanti di cui si è parlato.[7]

1.8 Influenza del modello di turbolenza

Da numerosi studi è emerso come anche la scelta del modello di turbolenza in base al tipo di simulazione faccia la differenza nel cercare di predire il comportamento del fluido. Uno dei modelli più affidabili è l'SST (Shear Stress Model) sia in casi subsonici che supersonici.[8] Anche il modello RSM (Reynolds Stress Model) seppur producendo deviazioni

importanti all'Hub e al Tip degli indici di distorsione e sovrastimando le perdite di pressione totali risulta ottimo se non leggermente superiore all'SST.[9] Sono state condotte simulazioni anche al variare del numero di Mach in gola comparando l'affidabilità di un mesh strutturata e di una non strutturata rispetto agli esperimenti reali e si è notato come quest'ultima con opportuni modelli di turbolenza fornisca valori affidabili e in accordo con la realtà sia per quanto riguarda le distribuzioni delle pressioni nelle varie sezioni, sia per quanto riguarda i valori del parametro di distorsione. In questi esperimenti si sono confrontate due configurazioni di condotto M2129, uno base, considerato come linea guida e l'altro geometricamente uguale ma dotato di opportune palette guida atte a ridurre le perdite ed a evitare la separazione del fluido lungo il condotto.[5][10] Nell'esperimento condotto dalla NASA nel 1992 si è visto quanto affermato in precedenza. La curvatura del condotto provoca la formazione di vortici controrotanti, ma soprattutto il distacco della vena fluida che comporta una disomogeneità del flusso e della sua intensità.[11]

1.9 Minimizzazione DC e massimizzazione PR

Come anticipato, esistono al giorno d'oggi varie tecnologie e dispositivi che permettono di ridurre i difetti caratteristici di geometrie di condotti come l'M2129 e queste possono essere a controllo attivo o passivo.

1.9.1 Metodi di controllo attivo

Il primo tipo di controllo attivo è rappresentato dalla tecnologia dei getti co-flusso (CFJ) posizionati tendenzialmente in prossimità della prima curvatura del condotto. Gli CFJ si sviluppano su un settore circolare attorno al condotto stesso e sono composti da una porzione dedicata al risucchio (*"Suction"*) dove l'aria a bassa energia e pressione viene aspirata, da una sezione di compressione e da un'ultima sezione dove l'aria viene rimessa in circolo nel condotto. L'innalzamento di pressione avviene tramite un microcompressore che porta il fluido leggermente a monte della sezione in cui la stessa portata era stata aspirata per poi essere iniettato nel condotto principale. Lo scopo dei Co-Flow-Jet è quello di aspirare il fluido povero di energia e tramite una compressione intermedia riversarlo in una sezione leggermente a monte in modo da rendere il flusso principale maggiormente omogeneo. La bontà di questi dispositivi ha portato ad un incremento dell'energia

del fluido, un buon recupero di pressione totale e una diminuzione del coefficiente di distorsione all'AIP soprattutto per il numero di Mach in gola M_{th} di progetto.[12]

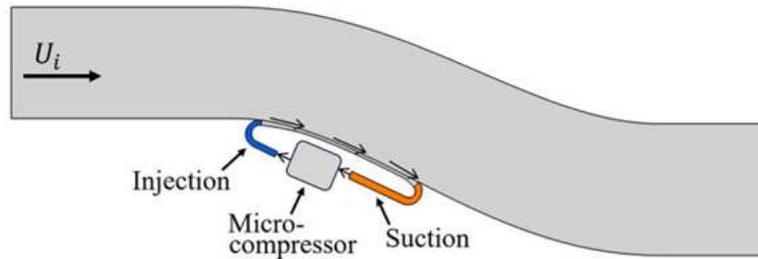


Figura 15: Tecnologia CFJ [12]

In questo studio si sono inoltre comparate le performance tra questa tecnologia a controllo attivo e la tecnologia passiva dei generatori di vortice ed è emersa la superiorità dei primi rispetto agli ultimi ma va anche considerato che tendenzialmente per loro stessa natura i controlli ad azione attiva sono più costosi e tecnologicamente più difficili da costruire. L'analisi, infine, è stata condotta anche da un punto di vista energetico dimostrando come l'indice di energia in condizioni di design permetta di soddisfare pienamente la richiesta per far lavorare questi dispositivi, anzi producendo un'energia superiore al 100%. In condizioni off-design, però, l'indice energetico scende sotto l'unità ma questo, come si è osservato, è probabilmente dovuto al posizionamento degli stessi dispositivi lungo il condotto. Un altro tipo di controllo attivo è rappresentato dai Generatori di Vortici a getto che permettono di incrementare le prestazioni sia nel caso di immissione continua di fluido sia di immissione alternata ad una certa frequenza. Quest'ultimo è risultato essere il metodo più prestante in quanto richiedente una minor massa da immettere nel condotto e quindi un minor apporto energetico.

1.9.2 Metodi di controllo passivo

Passando invece ai metodi non richiedenti un'azione esterna, ovvero i metodi di controllo passivo, numerosi studi hanno rivelato la bontà di dispositivi chiamati "Generatori di Vortice (VG)" che hanno permesso di diminuire vistosamente il livello di distorsione del flusso e di aumentare il recupero di pressione totale all'AIP.[9] L'idea di base che sta dietro questi particolari dispositivi è quella di generare vortici in prossimità di regioni a basso contenuto energetico in modo da mescolarle con zone ad alto contenuto energetico. Questo permette di rendere le proprietà del flusso più omogenee riducendo o ritardando

la separazione della vena fluida. Altri studi per il controllo di flusso passivo tramite generatori di vortici attraverso alette guida, in questo caso trapezoidali, ha rivelato invece la difficoltà nel collocare questi dispositivi in corrispondenza della prima e della seconda curvatura sulla parete interna o esterna. Oltretutto, grandezze come il coefficiente di distorsione e il coefficiente di recupero di pressione totale non vanno mai di pari passo ma nonostante questo uno dei migliori compromessi è rappresentato dalla configurazione composta dai generatori di vortici posizionati unicamente sulla parete interna alla prima curvatura. Al contrario, le configurazioni composte dalla presenza simultanea di alette sulla parete interna alla prima curvatura e sulla parete esterna alla seconda curvatura migliorano il DC ma incrementano di molto le perdite di pressione totale. [13][14] Sempre facendo riferimento a questo tipo di tecnologia è importante osservare che la qualità del flusso può essere incrementata adottando alcuni accorgimenti importanti. Il comportamento del fluido infatti, è influenzato dal numero di generatori di vortice che vengono installati nel condotto, dall'altezza strutturale che le alette guida hanno e infine anche dalla loro orientazione rispetto al flusso. In Fig.16 è rappresentata la tecnologia dei generatori di vortice.

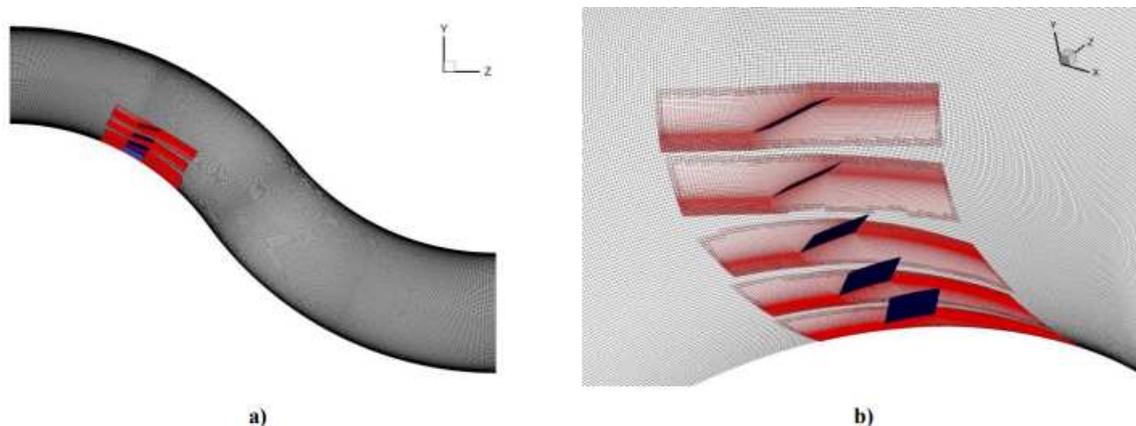


Figura 16: Generatori di Vortice (VG)[15]

1.10 Effetto dei parametri geometrici sulle prestazioni

Uno studio condotto nel 2012 atto a riportare l'influenza della forma della "baseline" del condotto di base M2129 ha rivelato come avere una curvatura più aggressiva provochi lo sviluppo di un gradiente di pressione maggiore tra *Starboard* e *Board*(Fig.12)rispetto al condotto base. Viceversa, avere una curvatura più leggera porta ad avere un gradiente di pressione minore. Il lavoro ha anche riportato come il condotto con curvatura più

aggressiva provochi lo spostamento della bolla d'alta velocità più a monte rispetto alla curvatura base. Inoltre, il gradiente di pressione trasversale converte la sua direzione verso la parete interna facendo sviluppare totalmente i due vortici controrotanti, affetti però da un scarso contenuto energetico[7]. Al contrario, il condotto con curvatura meno aggressiva ritarda il cambio di direzione del gradiente di pressione non facendo sviluppare totalmente i due vortici che però sono caratterizzati dall'averne un alto contenuto energetico[16]. È stata investigata anche l'influenza della distribuzione delle aree lungo il condotto e si è visto come questa possa andare a creare enormi problemi di distorsione e perdite di pressioni totali alla faccia del compressore[17]. In generale però il fattore che influenza maggiormente i vari coefficienti e il flusso stesso è rappresentato dalla curvatura principale del condotto.[18] Anche l'influenza del rapporto d'aspetto è stata analizzata su condotti a direttrice curvilinea a Mach subsonici elevati e si è rilevato un aumento del recupero di pressione totale all'aumentare del rapporto d'aspetto con sezione d'ingresso rettangolare. Anche le perdite di pressione totale hanno riscontrato un effetto benefico ma non così evidente[19]. Generalmente quello che si vede è che progettare un diffusore più lungo e con un tratto a sezione costante all'uscita permette di diminuire il DC. Specialmente nel caso in cui venissero applicate delle griglie di pale radiali questo porta a un mescolamento forzato del fluido che ne ridistribuisce il livello di energia. È necessario sottolineare che un alto valore del coefficiente di distorsione non implica necessariamente un basso livello di recupero di pressione totale e viceversa nemmeno un alto recupero di pressione totale implica un basso livello di distorsione.

2 Metodi

2.1 Esperimento NASA

L'obiettivo principale di questo progetto è quello di creare un tool per il software MATLAB che permetta di creare una geometria di condotto a direttrice curvilinea a partire da pochi parametri geometrici di input. Per fare questo è stato necessario ricercare in letteratura forme parametriche che descrivessero la "centerline" dell'S-duct, ovvero la linea guida del condotto attorno alla quale vengono create le sezioni stesse. Quello che si è riscontrato dopo un'attenta ricerca è che la maggior parte degli articoli fa riferimento all'esperimento NASA compiuto nel 1992 da Wellborn.[11] In questo articolo viene inizialmente illustrata la strumentazione utilizzata, che, come si può apprezzare in Fig.17 è rappresentata da una camera di decantazione nella quale sono interposte delle griglie coniche e di schermatura che consentono di ridurre le disuniformità del fluido, dalla sezione di test e dalla regione di uscita. La sezione di test è costituita dall'S-Duct di interesse preceduto e seguito rispettivamente da due tratti cilindrici a sezione costante di 79.2 cm di lunghezza per uniformare il flusso e rendere le proprietà meno soggette alle condizioni a monte e a valle. Il collegamento tra la camera di decantazione e la sezione di test avviene tramite un canale convergente che contribuisce ad un rapporto di contrazione della sezione $A_{contrazione} = 59$ necessaria a ridurre l'intensità del campo turbolento. Per non destare dubbi, va notato che l'insieme del canale convergente e della sezione di test forma un sistema convergente-divergente che permetterà come si vedrà in seguito di arrivare alle condizioni soniche in gola. I risultati ottenuti in questo esperimento infatti testimoniano quanto appena detto. Da condizioni inizialmente subsoniche, l'aria accelera fino a raggiungere le condizioni soniche in corrispondenza della sezione di gola compresa tra il tratto convergente e quello divergente rendendo questa sezione "soffocata" come si dice in gergo, ovvero insensibile all'aumento di portata. A valle della sezione di gola, il flusso, incontrando il tratto divergente aumenta la propria pressione statica e diminuisce la propria velocità arrivando alla sezione di scarico dove una spina traslante regola il flusso di portata.

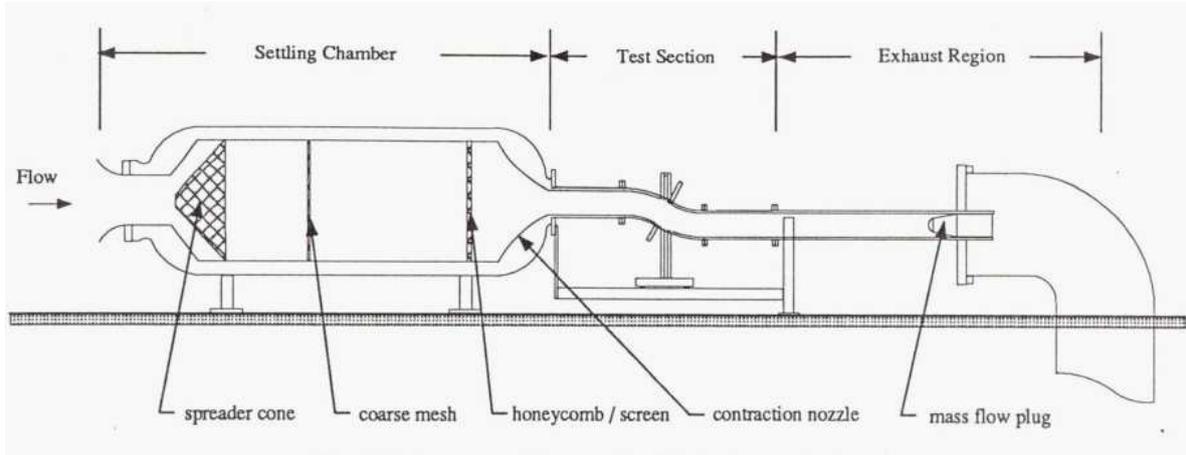


Figura 17: Strumentazione esperimento NASA [11]

2.2 Geometria NASA

Dopo aver descritto gli strumenti e l'attrezzatura utilizzata per svolgere l'esperimento viene illustrata la parametrizzazione del condotto a direttrice curvilinea a sezione circolare che di seguito viene riportata:

Per $0 \leq \vartheta \leq \frac{\vartheta_{max}}{2}$

$$x_{cl} = R \sin \vartheta \quad (2.2.1)$$

$$y_{cl} = 0 \quad (2.2.2)$$

$$z_{cl} = R \cos \vartheta - R \quad (2.2.3)$$

Mentre per $\frac{\vartheta_{max}}{2} \leq \vartheta \leq \vartheta_{max}$

$$x_{cl} = 2R \sin \left(\frac{\vartheta_{max}}{2} \right) - R \sin (\vartheta_{max} - \vartheta) \quad (2.2.4)$$

$$y_{cl} = 0 \quad (2.2.5)$$

$$z_{cl} = 2R \cos \left(\frac{\vartheta_{max}}{2} \right) - R - R \cos (\vartheta_{max} - \vartheta) \quad (2.2.6)$$

Si può notare come la parametrizzazione sia definita a partire da poche grandezze geome-

triche quali il raggio di curvatura degli archi di cerchio $R = 102.1cm$ e l'angolo massimo $\frac{\vartheta_{max}}{2}$ sotteso da questi. ϑ invece rappresenta l'intervallo di valori angolari possibili sottesi dai due archi di cerchio.

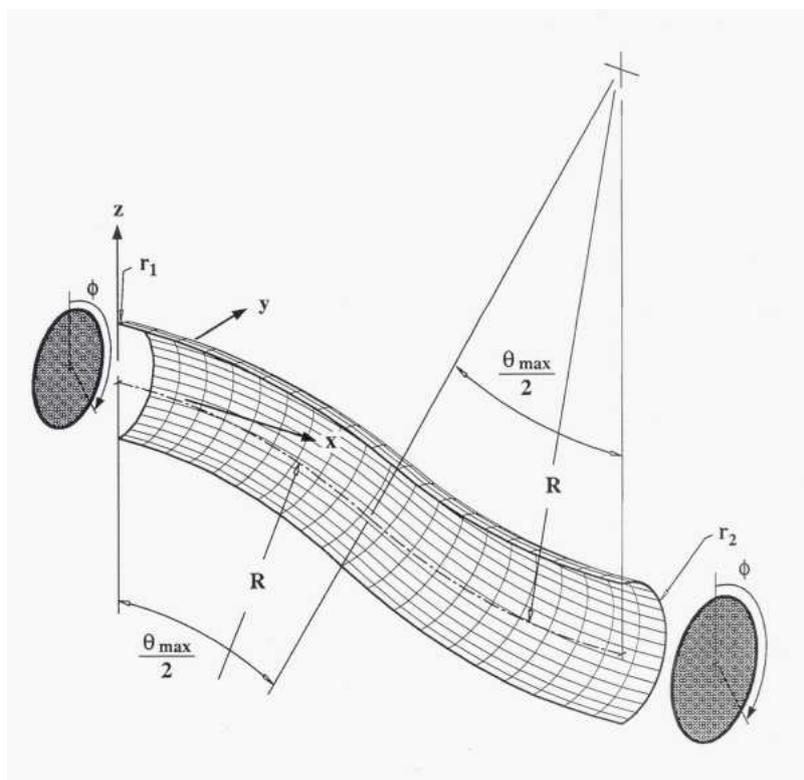


Figura 18: Geometria S-Duct [11]

In Fig.18 è rappresentata la geometria del condotto cilindrico con raggio della sezione di *Inlet* $r_1 = 10.21cm$ e raggio della sezione di *Outlet* $r_2 = 12.57cm$. Il rapporto tra la sezione di inlet e la sezione di outlet $\frac{A_2}{A_1}$ vale 1.52. In Fig.19 invece sono evidenziate le sezioni nelle quali sono state effettuate le varie misurazioni attraverso un'opportuna rastrelliera di sonde, detta anche "Rake". Sia la Fig.18 che la Fig.19 mostrano solamente metà del condotto in quanto, quando la geometria lo permette, quello che si fa per ridurre il costo computazionale e il tempo di calcolo è dividere il dominio in parti simmetriche dividendo quindi di conseguenza il tempo per risolvere le equazioni di *Navier-Stokes*. Sono molti gli autori infatti, che in letteratura presentato i risultati di simulazioni condotte su S-Duct come il RAE-M2129 facendo riferimento a una sola metà del condotto derivata dall'intersezione del condotto stesso con un piano XZ. Fatta questa considerazione, in questo articolo il dominio di calcolo presentato nelle figure precedenti è rappresentato nella sua metà solamente per facilitarne la visione infatti in seguito i risultati ottenuti

fanno riferimento al dominio completo in quanto non necessita di un numero di elementi troppo elevato.

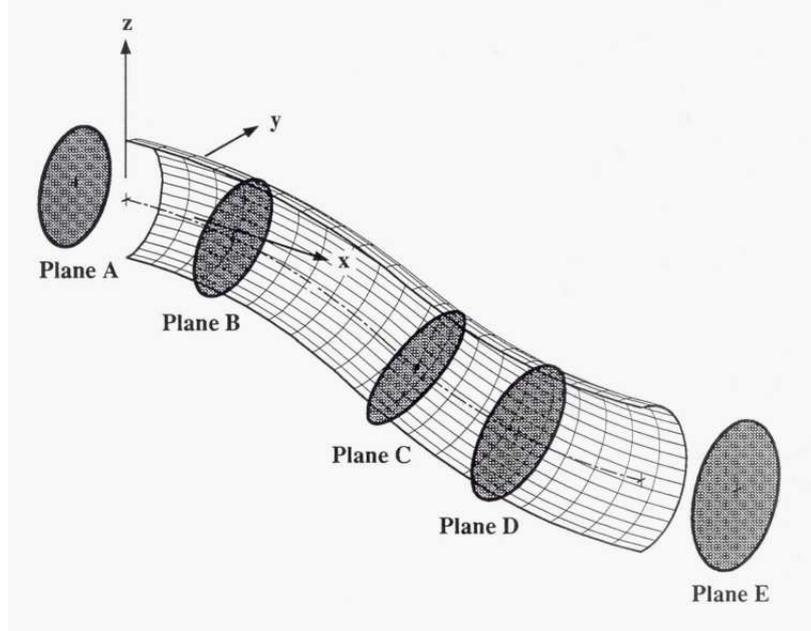


Figura 19: Sezioni S-Duct [11]

In Tabella 1, per ogni piano di misura è riportata la rispettiva posizione relativa indicata dal rapporto tra la coordinata curvilinea "s" e la dimensione del diametro all'Inlet "d", il numero di razze e infine il numero di sonde per ogni razza.

Piano	A	B	C	D	E
s/d	-0.50	0.96	2.97	4.01	5.73
Razze	10	11	11	11	19
Punti	590	462	506	539	930

Tabella 1: Dati esperimento NASA [11]

La particolarità di questo condotto è rappresentata dalla sua natura diffusiva in quanto il raggio delle sezioni lungo la coordinata curvilinea incrementa seguendo la relazione:

$$\frac{r}{r_1} = 1 + 3 \left(\frac{r_2}{r_1} - 1 \right) \left(\frac{\vartheta}{\vartheta_{max}} \right)^2 - 2 \left(\frac{r_2}{r_1} - 1 \right) \left(\frac{\vartheta}{\vartheta_{max}} \right)^3 \quad (2.2.7)$$

Man mano che l'aria avanza attraverso sezioni che diventano via via più grandi, la pressione statica aumenta e la velocità diminuisce generando un campo di pressione avverso

che alimenta lo sviluppo di moti secondari e turbolenze che vanno ad inficiare inevitabilmente sulle prestazioni della presa d'aria e quindi sul sistema propulsivo. Si può notare come nell'Eq.2.2.7 il raggio locale r sia definito a partire dal raggio della sezione di Inlet r_1 , dal raggio della sezione di Outlet r_2 , dall'angolo ϑ_{max} e dall'angolo ϑ . E' utile anche notare come nel sistema di riferimento locale raffigurato in Fig.18 sia stata definita una coordinata circonferenziale φ nel piano di sezione locale permettendo così di investigare l'andamento di proprietà importanti come il coefficiente di pressione e il coefficiente di distorsione definiti precedentemente.

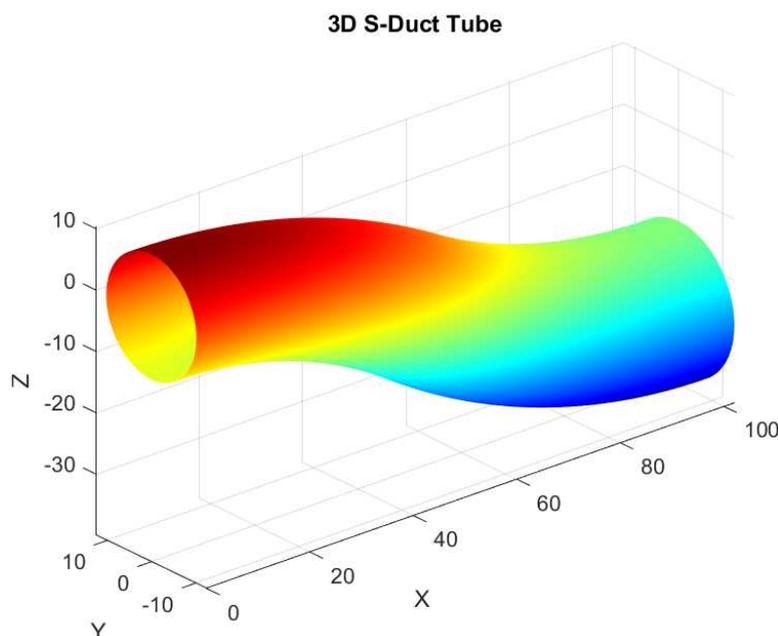
2.3 Creazione geometria NASA nel software MATLAB

Dopo aver impostato i parametri geometrici descritti nell'articolo NASA quali il raggio di curvatura della *centerline* R , il raggio della sezione di Inlet r_1 , il raggio della sezione di Outlet r_2 e l'angolo massimo di curvatura sotteso dal raggio di curvatura ϑ_{max} è stata implementata la geometria della linea guida del condotto tramite le espressioni riportate nel paragrafo precedente. Successivamente, per ogni punto descrivente la *centerline* si è andati a definire la geometria circolare da "appendere" alla linea guida attraverso la ben nota parametrizzazione del cerchio:

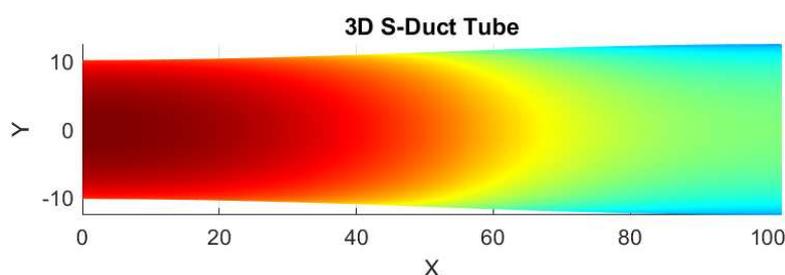
$$x = R(i) \cos \vartheta \quad (2.3.1)$$

$$y = R(i) \sin \vartheta \quad (2.3.2)$$

dove $R(i)$ rappresenta il raggio locale punto per punto il cui valore viene fornito dalla relazione dell'articolo NASA eq.(2.2.7). Per ogni punto descrivente la linea guida, è stato calcolato il vettore tangente alla curva e il vettore normale alla tangente in quanto le singole sezioni devono essere disegnate nel piano perpendicolare a quello dove è stata creata la curva guida. Successivamente, dopo aver calcolato il vettore binormale attraverso il prodotto vettoriale tra la tangente e la normale è stata creata una matrice di rotazione costituita da questi tre vettori normalizzati in modo da poter allineare ogni singolo cerchio alla linea guida. Infine, le sezioni circolari sono state collocate in corrispondenza della *centerline* ottenendo attraverso la funzione "surf" di MATLAB il condotto rappresentato in Fig.20 dove ogni colore evidenzia una regione di isolivello.

Figura 20: Geometria S-Duct in MATLAB (*Vista 3D*)

Il risultato ottenuto è in ottimo accordo con la geometria di riferimento che ci si è prefissati di ricreare mostrando un andamento regolare delle sezioni e delle superfici di isolivello come si può apprezzare anche dalla Fig.21. Volendo, è possibile tramite questo codice aumentare il numero di punti di appoggio descriventi le sezioni circolari e quelli descriventi la *centerline* per avere un'accuratezza maggiore. E' necessario far presente però che data la bassa difficoltà di rappresentazione non è necessario salire di molto in questa direzione, infatti si è deciso di non superare il migliaio di punti totali.

Figura 21: Geometria S-Duct in MATLAB (*Vista dall'alto*)

2.4 Esportazione geometria in SOLIDWORKS

Creata la geometria in MATLAB il passo successivo è stato quello di tentare di esportare tale geometria in un ambiente di modellazione CAD come SOLIDWORKS molto agevole per poter eventualmente creare in seguito la struttura esterna dell'intake e poterne

fare delle analisi fluidodinamiche ulteriori. In primo luogo si sono racchiuse le matrici descrittive la geometria MATLAB in un unico file ".stl" facilmente digeribile dai principali software di modellazione. Fin da subito però si sono riscontrate delle problematiche legate a questa metodologia in quanto quello che viene visualizzato in SOLIDWORKS è esattamente lo stesso file mesh creato in MATLAB. Il punto a sfavore è che questo purtroppo non è in grado di essere modificato in un file che visualizzi la geometria solida con la classica superficie liscia caratteristica delle geometrie create in questo ambiente. Anche utilizzando la funzione di SOLIDWORKS "Scan to 3d mesh" la geometria risulta essere sempre una griglia. Scartata questo tipo di esportazione per le motivazioni appena illustrate si è proceduti ad implementarne una più efficace. Una soluzione allo stesso tempo elegante e valida è stata quella di salvare come file di testo le coordinate tridimensionali della sezione di Inlet e della sezione di Outlet comunicanti attraverso la linea guida tangente alle due sezioni in un solo punto. Da questi tre file ".txt" è stato facile quindi importare tali geometrie nel software SOLIDWORKS attraverso la funzione "Curve parametriche XYZ" e successivamente utilizzare la funzione "Estrusione tramite Loft" per creare l'S-Duct. In questo modo si è ottenuta la geometria di Fig.22 dove si possono apprezzare in linea tratteggiata le curve importate.

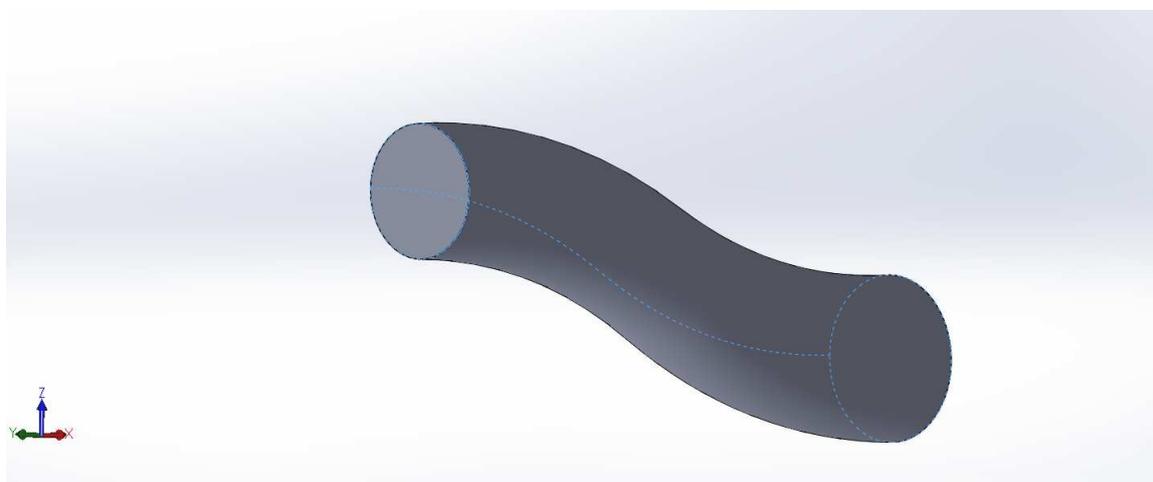


Figura 22: S-Duct descritto da 2 sezioni in SOLIDWORKS

Un ulteriore upgrade nello sviluppo di questa geometria è stato compiuto non solamente per cercare di ottenere livelli di precisione e affidabilità il più elevati possibili ma per cercare anche di riprodurre gli stessi punti di lavoro. Nello specifico infatti, si sono importate anche curve parametriche descrittive le sezioni circolari a $\frac{s}{d} = 0.96, 2.97, 4.01$ caratteristiche della Fig.18 rendendo ulteriormente preciso il loft della geometria dato il

maggior numero di sezioni guida. Un altro metodo che però non si è deciso di attuare data la semplicità della geometria ma consigliato per condotti più complessi, è quello di importare più linee guida come quelle in corrispondenza di un angolo circolare a 90° , a 180° e 270° oltre che più sezioni. In Fig.23 è riportata la geometria dell'S-Duct creata da un *Loft* con quattro sezioni. Si è verificato inoltre che le dimensioni del condotto quali la lunghezza totale e l'offset, ovvero la differenza di altezza tra il centro della sezione di Inlet e il centro della sezione di Outlet fossero in accordo tra di loro e il risultato è stato positivo. In Fig.23 si può apprezzare anche come ogni singola sezione caratteristica del condotto ma nel particolare le sezioni importate siano perfettamente perpendicolari alla "centerline" confermando uno sviluppo privo di asperità e irregolarità.

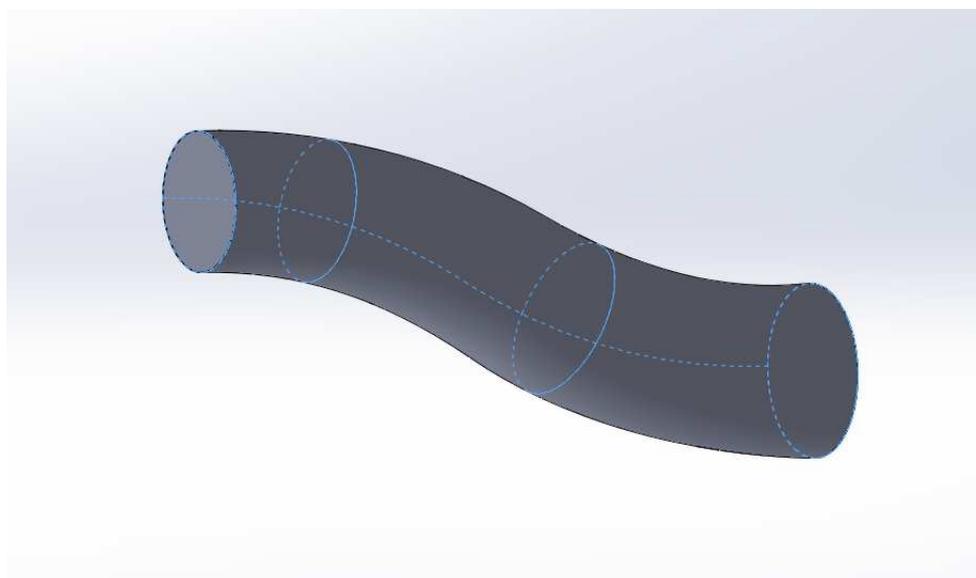


Figura 23: S-Duct descritto da 4 sezioni in SOLIDWORKS

2.5 Analisi CFD

Creata la geometria e verificata l'integrità del condotto, il passo successivo come anche il principale fine di questa procedura è stato quello di cercare di replicare i risultati ottenuti nell'articolo NASA[11] tramite delle simulazioni di tipo RANS delle quali verrà fatta una piccola introduzione partendo prima però dalle equazioni di Navier-Stokes.

2.5.1 Equazioni di Navier-Stokes

Le equazioni di Navier-Stokes derivano dalla necessità di elaborare un modello che possa descrivere il comportamento di un fluido partendo da quelle che sono le leggi fondamentali

della natura quali la conservazione della massa, la seconda legge di Newton, esprime l'uguaglianza tra le forze agenti su un corpo e la variazione della quantità di moto e infine la prima legge della termodinamica. Il problema però risulta essere descritto da 5 equazioni in 13 incognite necessitando di altri modelli aggiuntivi per essere chiuso adeguatamente. Si introducono quindi l'equazione di stato dei gas e il modello di stress viscosi agenti sulla particella fluida portando a 7 il conteggio delle equazioni e a 7 il numero delle incognite. L'equazione di continuità o anche legge di conservazione della massa è descritta da:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2.5.1)$$

La quantità di moto in forma compatta è descritta da:

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{f} \quad (2.5.2)$$

dove:

- $\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t}$: Rappresenta la variazione temporale della velocità del fluido.
- $(\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u}$: Indica il termine convettivo e rappresenta la variazione spaziale della velocità del fluido dovuta al movimento del fluido stesso.
- $-\frac{1}{\rho} \nabla p$: Indica il termine di pressione e rappresenta la forza esercitata dalla pressione interna del fluido.
- $\nu \nabla^2 \mathbf{u}$: Indica il termine viscoso e rappresenta la diffusione della velocità dovuta alla viscosità del fluido.
- \mathbf{f} : Indica il termine delle forze esterne e rappresenta le forze esterne applicate al fluido, come la gravità.

L'equazione della quantità di moto in forma estesa, e quindi nelle tre direzioni spaziali è:

Per la direzione x :

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) + f_x \quad (2.5.3)$$

Per la direzione y :

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) + f_y \quad (2.5.4)$$

Per la direzione z :

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) + f_z \quad (2.5.5)$$

dove:

- u , v , e w sono le componenti della velocità nelle direzioni x , y , e z .
- t è il tempo.
- p è la pressione.
- ρ è la densità del fluido.
- ν è la viscosità cinematica, definita come $\nu = \frac{\mu}{\rho}$, dove μ rappresenta la viscosità dinamica.
- f_x , f_y , e f_z invece sono le componenti delle forze esterne per unità di volume.

2.5.2 Reynolds-Averaged-Navier-Stokes

Le simulazioni RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) sono un approccio utilizzato per modellare il flusso turbolento nei fluidi. In questo modello però le equazioni di Navier-Stokes, che descrivono il moto dei fluidi, sono mediate nel tempo (o nello spazio) per separare il moto medio dal moto turbolento fluttuante. Questo metodo risulta in un insieme di equazioni differenziali chiamate equazioni di Navier-Stokes mediate di Reynolds. Le equazioni RANS, inoltre, introducono termini aggiuntivi chiamati "stress di Reynolds", che rappresentano l'effetto del moto turbolento sulle grandezze mediate. Questi termini devono essere modellati tramite chiusure turbolente, ovvero modelli matematici aggiuntivi necessari per chiudere il sistema di equazioni. I modelli più utilizzati in analisi di questo tipo sono il modello $k - \epsilon$, il modello $k - \omega$ e il modello SST (*Shear Stress Transport*). Le simulazioni RANS sono ampiamente utilizzate in molte applicazioni ingegneristiche grazie al loro equilibrio tra accuratezza e costo computazionale, infatti

forniscono una descrizione dettagliata del flusso medio, che è sufficiente per molte applicazioni pratiche, come l'aerodinamica degli aerei, la progettazione di veicoli, l'ingegneria civile e la progettazione di sistemi di ventilazione. In sintesi, permettono di prevedere il comportamento medio di un flusso turbolento senza dover risolvere direttamente tutte le scale temporali e spaziali della turbolenza, rendendo il problema computazionalmente trattabile per molte applicazioni pratiche.

2.5.3 Mesh S-duct

Il primo step per poter avviare una simulazione fluidodinamica è la creazione della griglia di calcolo, detta anche "*Mesh*", entro la quale il risolutore andrà a ricavare la soluzione in ogni singola cella. Maggiore è il numero di celle o elementi, maggiore sarà il costo computazionale richiesto e quindi anche il tempo per risolvere le equazioni viste precedentemente, ma più accurata sarà la soluzione. In base al tipo di analisi, preliminare o avanzata, si otterranno risultati diversi e in particolare nel primo caso questi saranno meno affidabili ma utili comunque a dare un ordine di grandezza della soluzione. E' importante osservare come nella creazione di una mesh non ci siano regole in quanto ogni singola geometria va analizzata singolarmente. Esistono però dei criteri qualitativi che possono aiutare ad ottenere una griglia ben fatta. In generale si dice che chi possiede una mesh accurata, possiede anche la soluzione esatta dell'analisi. Una mesh deve essere "*bella a vedersi*", uniforme e con un graduale aumento di dimensione degli elementi. Generata la griglia, esistono dei parametri che permettono di indagare la qualità degli elementi e la loro regolarità e questi sono generalmente quattro:

1. **Ortogonalità:** Rappresenta l'angolo tra il vettore normale al centro della faccia e il vettore collegante i centri di due celle adiacenti. Un basso valore di ortogonalità va ad inficiare nei termini diffusivi dell'equazione del trasporto. Il caso ideale è quando l'angolo tende a zero.
2. **Skewness:** Si misura in metri e rappresenta la deviazione tra il centro faccia e il punto dove il vettore collegante i due centri cella interseca la faccia. Il caso ideale anche quindi è il valore nullo e man mano che i valori aumentano questo inficia sull'interpolazione delle proprietà della cella calcolando termini convettivi errati dell'equazione del trasporto.

3. **Rapporto d'aspetto:** E' definito come il rapporto tra il lato più lungo e il lato più corto della cella e incide sul calcolo dei gradienti. Alti valori di rapporto d'aspetto sono accettabili se il gradiente nella direzione più lunga è piccolo. Generalmente le celle nello strato limite o "*Boundary layer*" hanno un valore di rapporto d'aspetto elevato nella direzione parallela alla superficie.
4. **Regolarità:** Rappresenta il fattore di crescita ovvero la transizione in dimensione tra celle contigue. Nello specifico è indicata come il rapporto tra le dimensioni di due celle.

E' con queste considerazioni che per un'analisi preliminare si è deciso di "*meshare*" l'S-Duct attraverso l'opzione automatica di Ansys Meshing andando a modificare pochi parametri. Come si può vedere in Fig. 24 il risultato ottenuto è di ottima fattura sulla superficie esterna del condotto, infatti, lungo tutta la lunghezza la griglia risulta uniforme e costituita da elementi esaedrici che permettono di arrivare a una qualità degli elementi molto elevata.

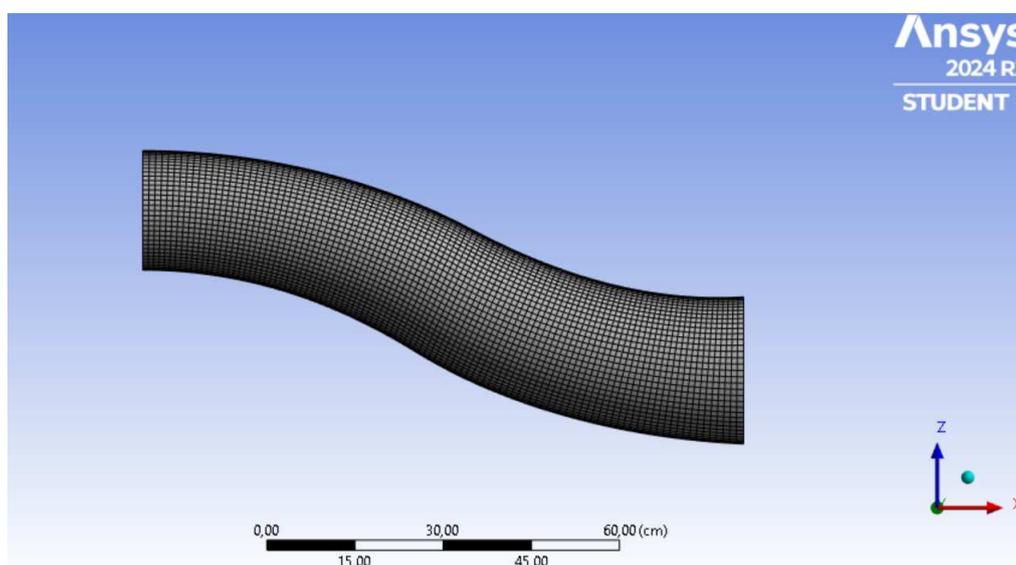


Figura 24: Mesh automatica Ansys Meshing

In Fig.25 si vede come su tutta la lunghezza del condotto la qualità degli elementi creati automaticamente sia ai massimi livelli sfiorando l'unità.

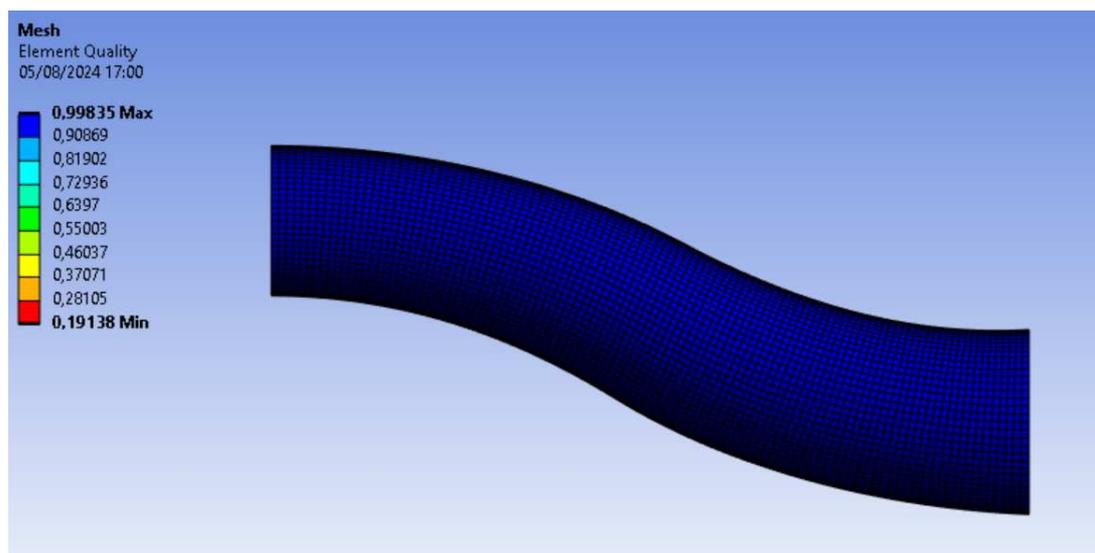


Figura 25: Qualità elementi mesh

In Fig.26 invece si può apprezzare il punto debole di questo tipo di meshatura preliminare, infatti, sia l'inlet che l'outlet sono formati per lo più da elementi esaedrici in questo caso radiali, ma in corrispondenza della zona centrale la sezione si popola di elementi "wedge" che distorcono il dominio e di conseguenza anche quella che sarà la soluzione. In totale sono stati generati $1.11 \cdot 10^5$ nodi, $1.07 \cdot 10^5$ elementi, di cui $1.05 \cdot 10^5$ esaedrici e $1.2 \cdot 10^3$ wedge.

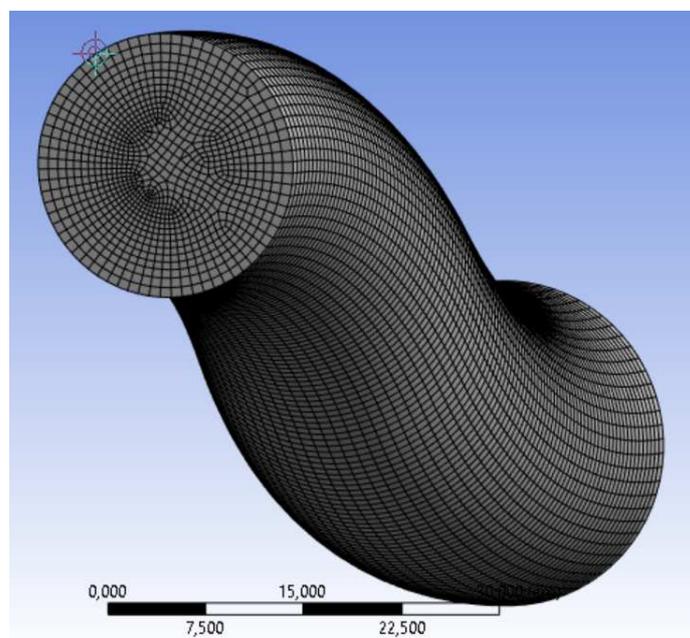


Figura 26: Mesh automatica Ansys Meshing

In Fig.27 si apprezza l'andamento della qualità degli elementi nella sezione di Inlet

che rispecchia esattamente lo stesso anadamento nella sezione di Outlet. Ai margini della sezione infatti la qualità degli elementi è ai massimi livelli diminuendo sempre più man mano che ci si avvicina radialmente al centro.

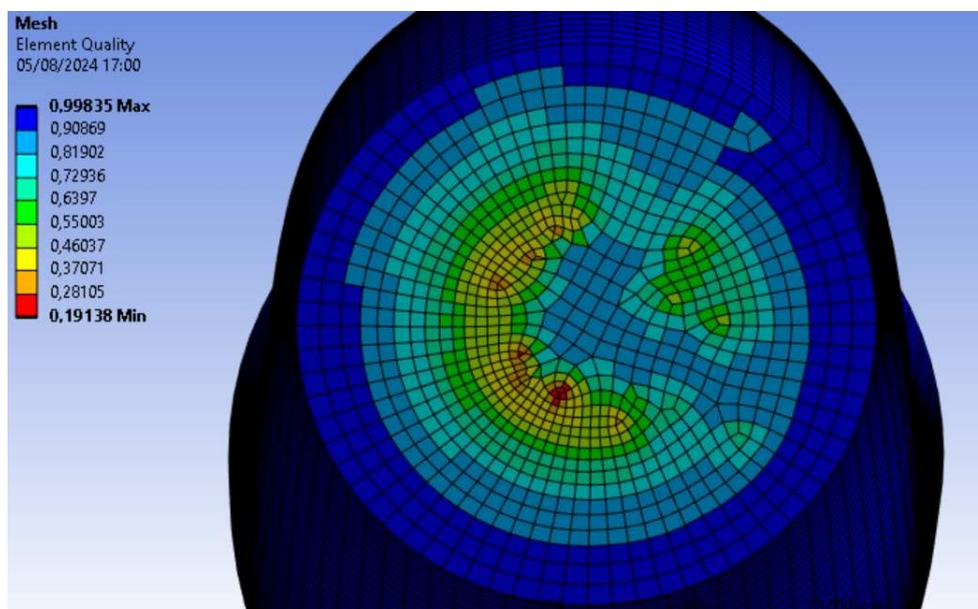


Figura 27: Qualità elementi Inlet

In Fig.28, invece, è rappresentato il rapporto di aspetto dei vari elementi che risulta essere unitario su quasi tutta la sezione. Un rapporto d'aspetto basso (vicino a 1) significa che gli elementi sono quasi equidimensionali, il che generalmente conduce a risultati più accurati e stabili nelle simulazioni. Un rapporto d'aspetto elevato (molto maggiore di 1) indica elementi allungati o distorti, che possono introdurre errori numerici e inefficienze computazionali.

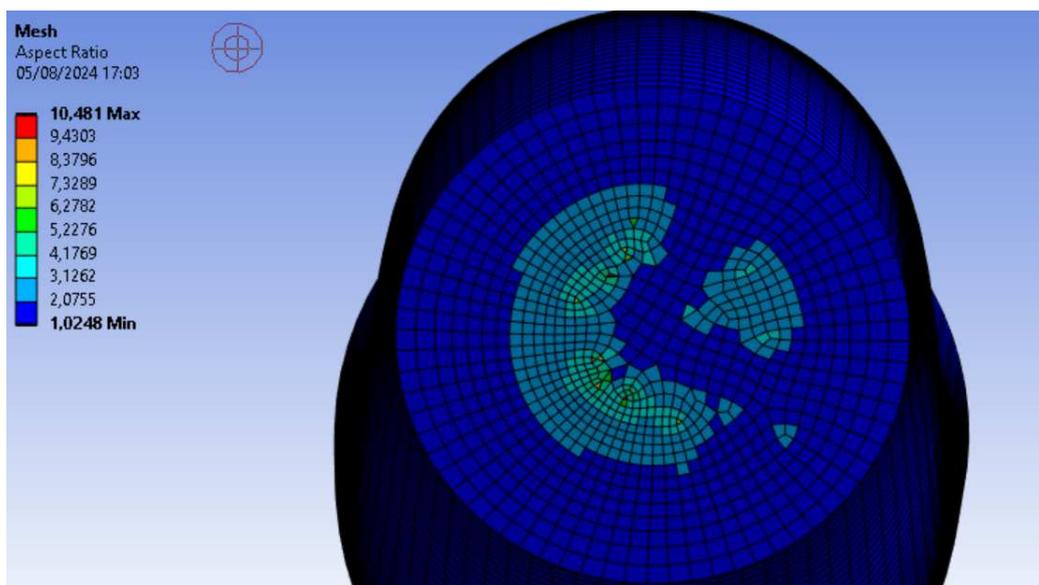


Figura 28: Rapporto d'aspetto elementi

In Fig.29 è rappresentata invece la "*Skewness*" (inclinazione o distorsione) degli elementi, ovvero una misura utilizzata per valutare quanto un elemento di una mesh è distorto rispetto alla sua forma ideale. Per gli elementi:

- Triangolari in 2D, la forma ideale è un triangolo equilatero.
- Quadrilateri in 2D, la forma ideale è un quadrato o un rettangolo.
- Tetraedri in 3D, la forma ideale è un tetraedro regolare.
- Esaedri in 3D, la forma ideale è un cubo.

La Fig.29 mostra come la maggior parte degli elementi in corrispondenza della sezione di Inlet e anche in quella di Outlet siano caratterizzati dall'aver ottimi valori di *Skewness*.

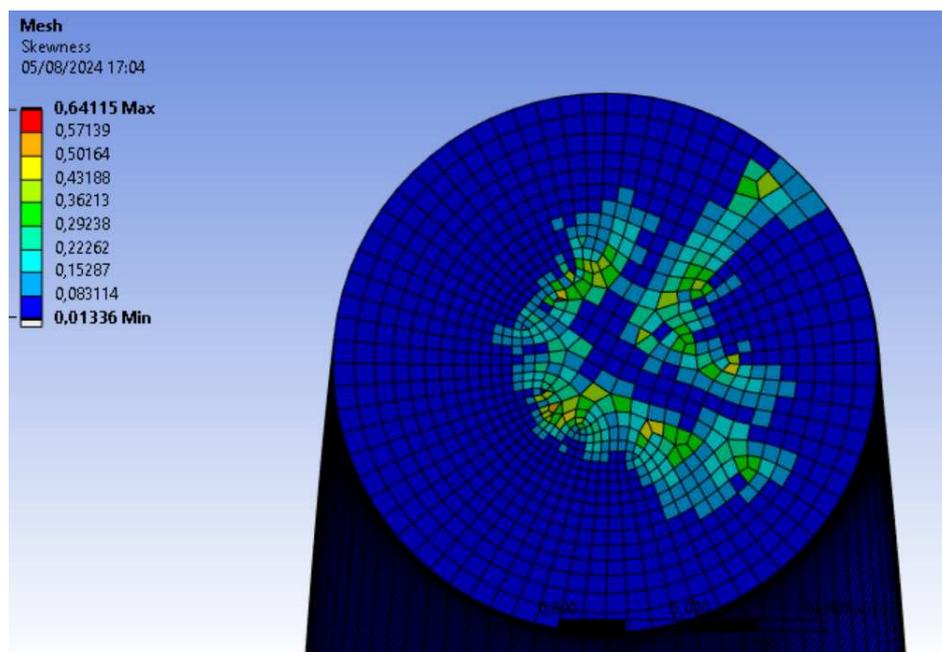


Figura 29: Skewness elementi

La Fig.30 invece mostra l'ortogonalità degli elementi che si riferisce alla disposizione degli elementi in modo tale che gli angoli tra i lati delle celle siano vicini a 90 gradi, o che gli angoli tra le facce siano ortogonali.

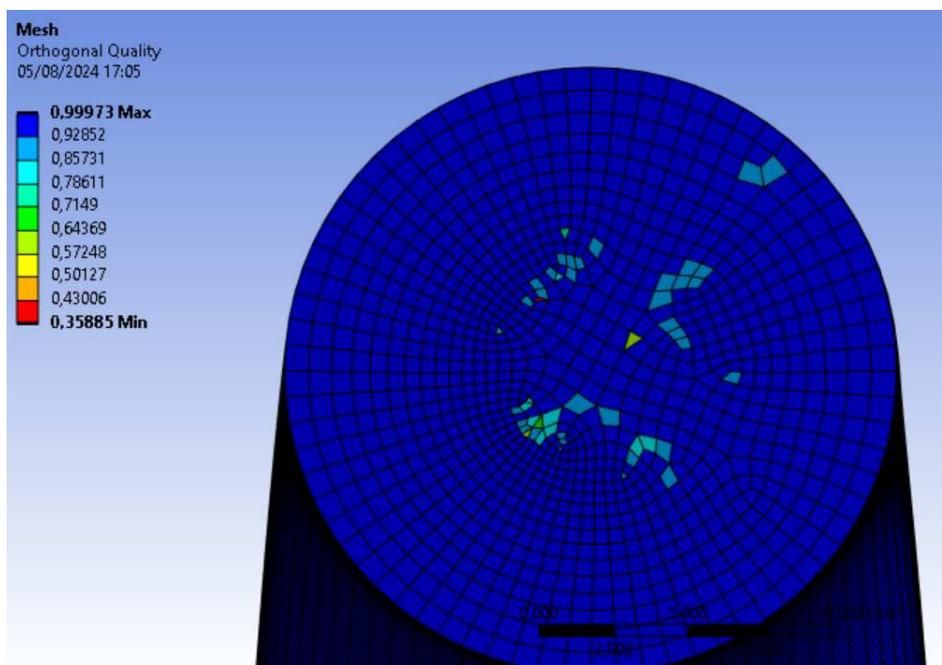


Figura 30: Ortogonalità elementi

In analisi successive si è raffinata la mesh in punti del condotto che presentano delle criticità e dove è necessario calcolare la soluzione nel modo più corretto possibile ovvero in

corrispondenza delle pareti. Si è quindi andati tramite la funzione "Inflation" a generare *layer* di elementi concentrati in prossimità dei contorni riscontrando però una bassa qualità degli elementi totali causando un ritorno all'impostazione precedente della griglia.

2.6 Risultati prima analisi CFD S-duct e considerazioni

Illustrata la griglia del condotto isolato si è passati ad impostare un'analisi fluidodinamica che riuscisse il più possibile a replicare i risultati ottenuti dall'esperimento NASA impostando il fluido come gas ideale e tenendo conto della variabilità di densità tramite il modello di Sutherland a tre coefficienti. Come velocità di inlet si è scelta esattamente quella riportata nell'articolo, ovvero $Mach = 0.6$, anche se, questo non è corretto, infatti come si può notare dalla Fig.31 il numero di Mach leggermente a monte della sezione di ingresso dell'S-duct assume il valore unitario su tutto il dominio, ad esclusione delle pareti dove la velocità diminuisce a causa dell'attrito e lo sviluppo dello strato limite.

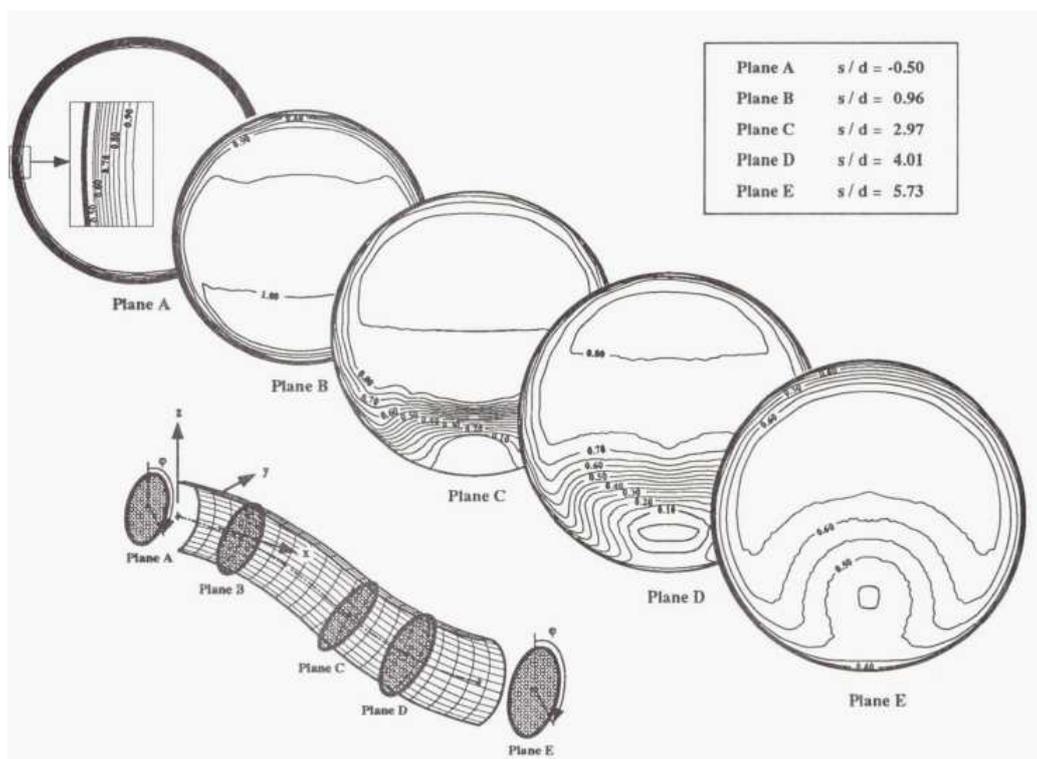


Figura 31: Distribuzione numero di Mach [11]

Fatta questa breve ma essenziale considerazione, i risultati dell'analisi (che non vengono riportati per non appesantire la trattazione) mostrano un abbondante superamento del Mach sonico arrivando a valori vicini a $Mach = 1.48$. Tale risultato è completamen-

te insensato rispetto alla fisica del fenomeno in quanto come già detto precedentemente il valore massimo ammissibile in questa configurazione risulta quello unitario in quanto il sistema è composto da un convergente-divergente. I primi risultati di questa analisi mostrano anche la difficoltà nel replicare i risultati prodotti nell'esperimento in quanto in quest'ultimo sono disponibili poche altre dimensioni geometriche oltre a quelle già discusse, il che rende estremamente difficile riprodurre le stesse condizioni. Non sono noti infatti la dimensione e la lunghezza del primo tratto divergente della camera di decantazione, nè la lunghezza nè l'angolo di inclinazione del convergente all'uscita di questa. E' noto solamente il rapporto di contrazione delle aree del convergente che risulta però non sufficiente per descrivere tale geometria. Altra dimensione che invece sarà utile però è la lunghezza dei tratti di condotti cilindrici a monte e a valle dell'S-duct che risultano pari a 78.2 cm (Fig.17). Questa breve ma essenziale digressione è necessaria per far capire al lettore i vari step che si sono susseguiti e le scelte che sono state fatte per raggiungere gli obiettivi preposti.

2.7 Geometria completa

Come appena spiegato e come si può notare dalla Fig.17, a monte e a valle del condotto a direttrice curvilinea sono stati aggiunti due tratti cilindrici a sezione circolare in corrispondenza della sezione di entrata e della sezione di uscita dell'S-duct. Tali tratti, nella realtà trovano la loro grande utilità in quanto non solo permettono una maggiore uniformità del flusso ma tendono a renderlo meno sensibile ai "fattori esterni". A scapito di pochi punti percentuali di perdite per attrito, infatti, le proprietà dell'aria risentono meno delle condizioni a monte e a valle dell'oggetto sul quale si sta analizzando il flusso. Tale strategia viene applicata per simulare quello che effettivamente accade nella realtà in quanto il flusso infinitamente a monte davanti ad una generica presa presenta proprietà che possono essere considerate uniformi nel loro complesso. In Fig.32 e Fig.33 viene illustrata la geometria totale "rivisitata" in SOLIDWORKS. I due tratti cilindrici posti a monte e a valle dell'S-duct sono stati creati attraverso la funzione "Estrusione base" dopo aver riprodotto sulla sezione di inlet e di outlet le sezioni circolari di rispettive dimensioni. Il condotto cilindrico a monte dell'inlet presenta una sezione di raggio 10.21 cm mentre quello a valle di 12.57 cm .

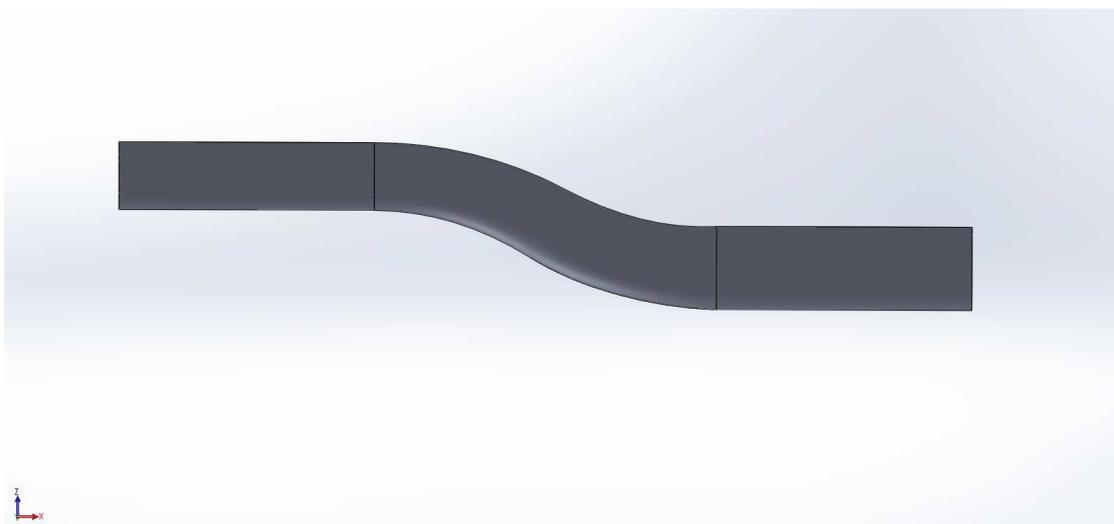


Figura 32: Vista longitudinale della geometria

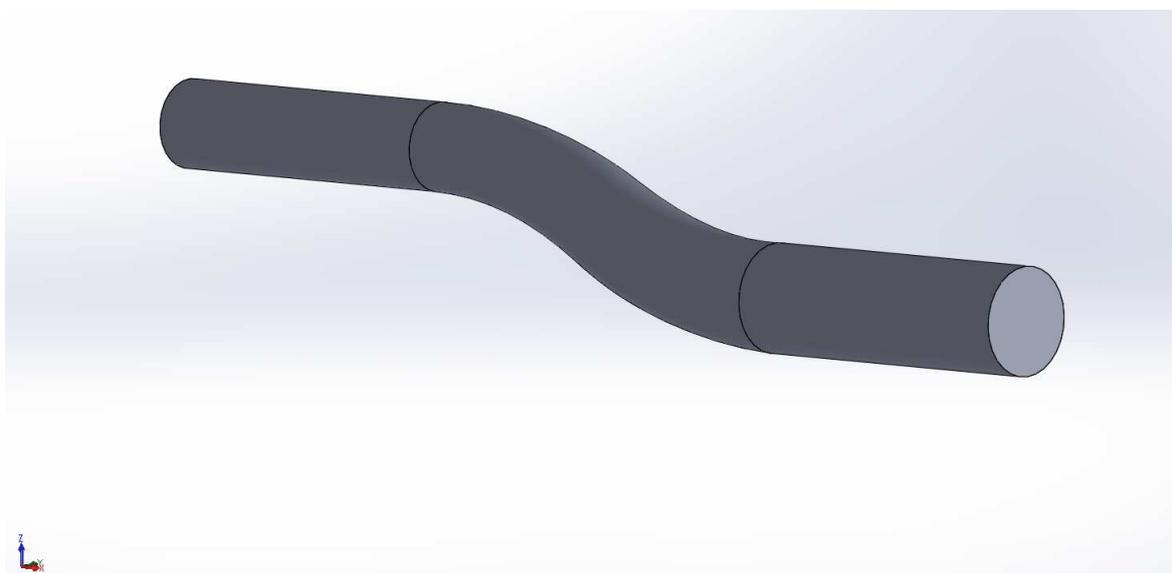


Figura 33: Vista 3D dell'assieme

L'assieme misura ora circa 260 cm di lunghezza con un offset totale uguale alla versione precedente in quanto non sono state presentate modifiche di questo tipo. Tutt'ora la geometria non presenta nessun tipo di irregolarità e si presta bene all'analisi che verrà effettuata e mostrata in seguito.

2.7.1 Mesh geometria completa

Prima di impostare la simulazione però, come ormai si è capito è stato necessario andare a creare una griglia appropriata, con un numero di elementi rientrante nei limiti imposti dalla versione studentesca del software stesso. Sempre seguendo la filosofia utilizzata fino

ad ora la mesh sotto rappresentata è stata creata attraverso la funzione automatica di Ansys Meshing e si può vedere che, come nel caso dell'S-Duct isolato, la griglia presenta le stesse caratteristiche in termini di qualità complessive (skewness, ortogonalità, regolarità). Il meshatore infatti fatica a creare una mesh regolare su tutto il dominio della sezione di inlet e outlet, che risultano ancora le parti critiche di questa geometria da un punto di vista topologico. Anche in questo caso si è cercato di raffinare la mesh vicino alle pareti del condotto ma questo porta ad un abbassamento drastico della qualità dell'elemento e di conseguenza ad un allontanamento dalla soluzione esatta.

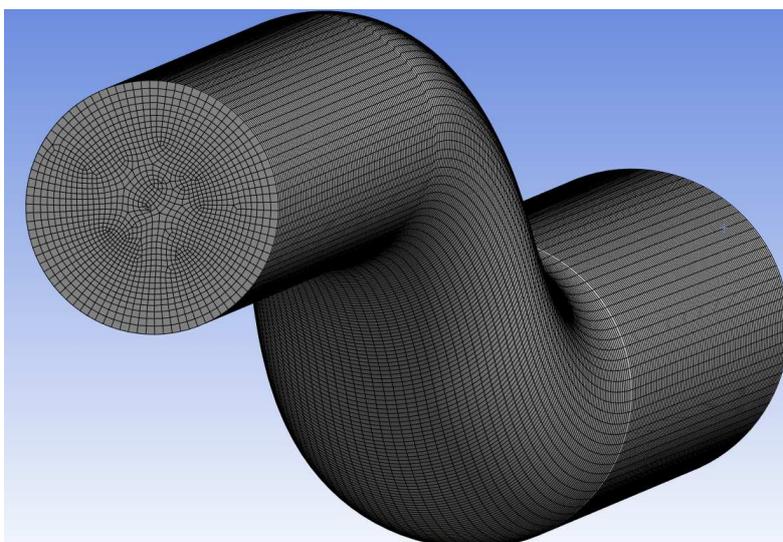


Figura 34: Vista 3D della mesh

In Fig.34 e Fig.35 si può notare quanto appena detto apprezzando anche la regolarità dei vari elementi creati longitudinalmente. La griglia nel complesso presenta $5.02 \cdot 10^5$ elementi, di cui $4.83 \cdot 10^5$ esaedrici e $4.56 \cdot 10^3$ wedge.

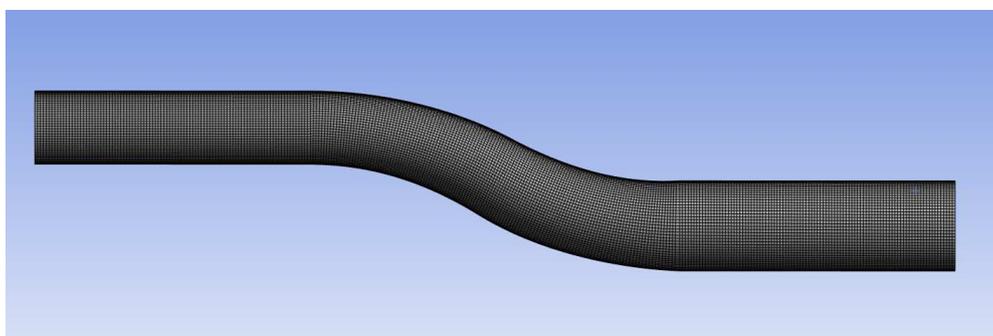


Figura 35: Vista longitudinale della mesh

3 Risultati

Prima di mostrare i risultati è buona norma fare delle considerazioni. Come detto nella sezione precedente, la difficoltà principale di questo lavoro è stata quella di riprodurre gli stessi risultati dell'esperimento non avendo le stesse condizioni operative che invece sono caratteristiche di un laboratorio. In aggiunta, anche la mancanza di informazioni su componenti essenziali come il tratto convergente della camera di decantazione ha creato non poche problematiche dovendo simulare un flusso che riproducesse gli stessi risultati ma con condizioni al contorno diverse. Come detto infatti, l'aria a monte di tutta la strumentazione è caratterizzata da un numero di $Mach = 0.6$ in regime turbolento, dato il numero di Reynolds elevato. La fisica dell'esperimento suggerisce quindi una diminuzione della velocità del flusso a causa dell'ingresso nella camera di decantazione, un' uniformazione delle proprietà dovuto a delle apposite griglie e un'accelerazione del fluido in corrispondenza dell'uscita della camera con un conseguente controllo dello strato limite. Da qui l'aria prima di entrare nel condotto a direttrice curvilinea attraversa un tratto a sezione costante che le permette di consolidare ancor più le sue proprietà a scapito di pochi punti percentuali di perdite di pressione totale e velocità. Non esiste infatti da un punto di vista termodinamico e gasdinamico un modo per riuscire a ricavare tramite relazioni base le condizioni a monte del condotto completo in quanto le grandezze termodinamiche dipendono dalle perdite del condotto stesso. L'unico modo è procedere per tentativi, cercando di replicare più fedelmente possibile le condizioni in ingresso e nel contempo variare la pressione statica all'uscita fin tanto che gli andamenti non assomigliano a quelli sperimentali.

3.1 Simulazione a $Mach = 0.62$

E' da queste considerazioni che si illustrano i risultati della simulazione che da un punto di vista qualitativo è riuscita a riprodurre fedelmente gli andamenti di velocità. Questa simulazione è stata impostata con la boundary conditions di "*Pressure-Far-Field*" in corrispondenza della sezione di Inlet così da riuscire a imporre il numero di Mach iniziale. Durante i primi tentativi è stato preso come valore $Mach = 0.62$, mentre all'outlet è stata impostata la condizione di *Pressure-Outlet* che però non è stata modificata. Anche le temperature in entrambe le sezioni sono state lasciate di default.

In Fig.36 è riportato l'andamento del numero di Mach nei piani di sezione individuati dall'esperienza stessa. Diversamente dall'articolo sono rappresentate meno curve isolivello che permettono di indagare meglio i valori delle velocità lungo una sezione stessa. Le posizioni dei piani, sono state ricavate dalla Tab.1 moltiplicando i valori della posizione relativa per il diametro della sezione di ingresso dell'S-duct. La cura che si ha avuto nell'individuare i medesimi piani di sezione è stata quella di posizionare la normale al piano stesso parallela alla tangente della curva centrale del condotto. Fig.36 illustra l'andamento complessivo di tutti i piani di sezione che verranno analizzati singolarmente in figure successive. Nel piano di sezione A, si nota come la quasi totalità dell'area possieda un profilo di velocità uniforme e caratterizzata da un valore elevato, prossimo all'unità con uno strato limite in prossimità delle pareti che riproduce bene quello di Fig.31. Già in corrispondenza del piano di sezione B si vede come il profilo di velocità cominci a modificarsi mostrando comunque nel complesso un andamento uniforme che possiede però velocità minori rispetto al piano precedente dovute all'attrito con le pareti e allo sviluppo dello strato limite. Nella metà inferiore il profilo di velocità del condotto mostra valori mediamente maggiori dovuti all'azione del campo di forze centrifughe che tende a far curvare le linee di flusso addensandole sulla parete inferiore. La metà superiore quindi, si può dedurre come sia caratterizzata da un flusso d'aria leggermente più lento. Gli effetti di tale fenomeno si possono apprezzare ancora di più in corrispondenza del piano di sezione C che si colloca lungo la seconda curvatura del condotto. Qui il profilo di velocità cambia quasi totalmente la sua forma. Come si può apprezzare infatti, il fronte, caratterizzato da un numero di $Mach \approx 0.7$ è totalmente separato dalla zona inferiore dove la velocità progressivamente diminuisce. Tale decremento è dovuto al distacco della vena fluida e alla genesi di vortici controrotanti caratteristici di condotti a direttrice curvilinea che di seguito verranno mostrati. Il piano D, che si colloca subito dopo la seconda e ultima curvatura del condotto, presenta bene o male lo stesso andamento del numero di Mach del piano precedentemente descritto a differenza di una distorsione parziale del campo di velocità principale. Arriviamo infine al piano E, ovvero il piano leggermente a valle della sezione di outlet dell' S-duct dove il fronte del flusso principale presenta la forma di una mezza luna. La parte inferiore della sezione risulta sempre essere caratterizzata da valori di velocità mediamente bassi che però risultano essere maggiori di quelli della metà inferiore della sezione precedente dovuti ad un mescolamento delle zone a bassa energia

con quelle ad alta energia. Il flusso principale in corrispondenza di quest'ultima sezione presenta una velocità media più bassa rispetto al piano precedente ma con un andamento più uniforme percepibile dal minor addensamento di curve di livello.

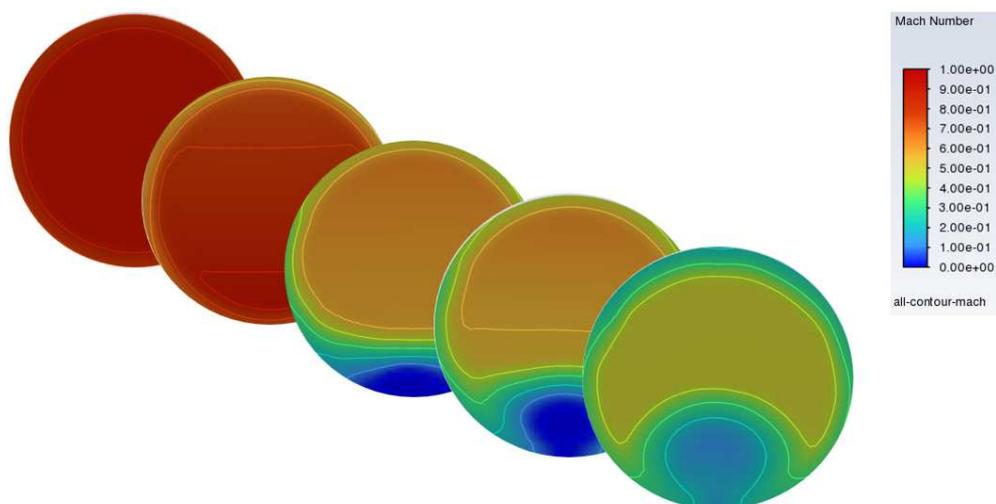


Figura 36: Mach contour sui piani di sezione A,B,C,D,E

In Fig.37 si può apprezzare la descrizione appena fatta ma descritta nello spazio, riuscendo a catturare bene il comportamento del fluido in corrispondenza delle varie curvature e dei cambi di sezione.

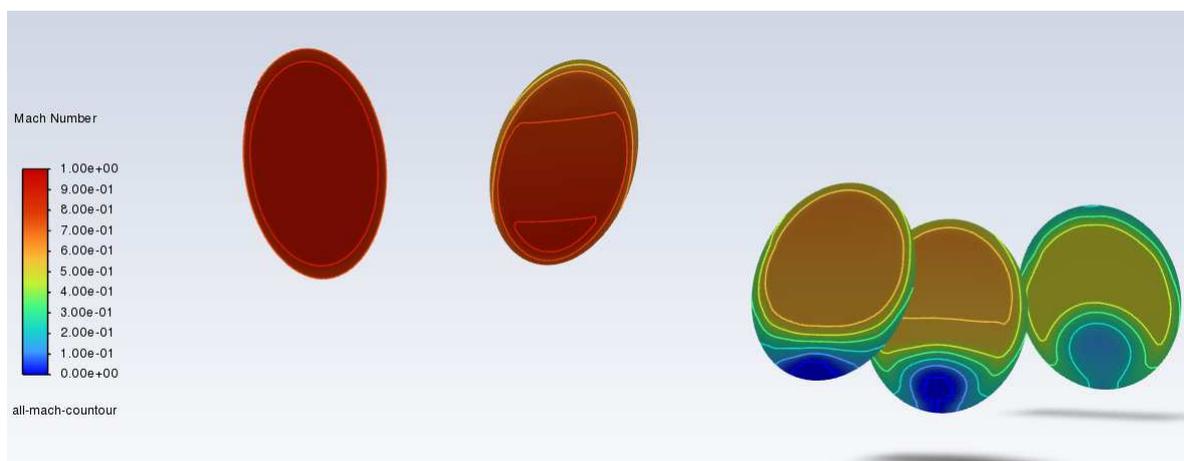


Figura 37: Distribuzione nello spazio dei Mach contour sui piani di sezione

3.1.1 Confronto numero di Mach nelle varie sezioni

Illustrato l'andamento complessivo della velocità lungo i vari piani di sezione e nello spazio, si procede ora ad un confronto tra i risultati ottenuti numericamente e quelli ottenuti dall'esperimento NASA illustrando una sezione circolare per metà composta dai contour

sperimentali e per metà composta dai valori ottenuti dalla simulazione, facilitandone così la comprensione. Nel primo piano di sezione, Fig.38, si può apprezzare come il flusso principale della parte numerica sia caratterizzato da un valore del numero di Mach elevato, prossimo all'unità, che rispecchia fedelmente quello ottenuto nella sezione sperimentale. La parte centrale, infatti, presenta un valore di numero di Mach unitario in quanto come specificato precedentemente tale condotto è soffocato essendo ancora la sezione di area minima del condotto considerato. Vicino alla parete, come ci si aspetta, la velocità diminuisce a causa dell'attrito con le pareti e al conseguente sviluppo dello strato limite.

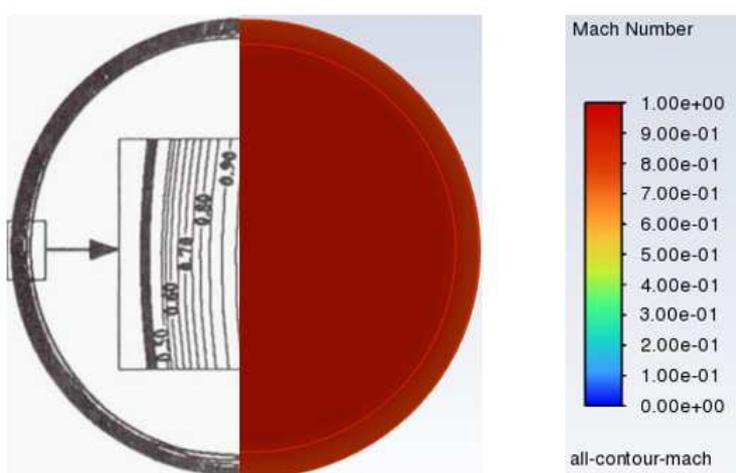


Figura 38: Mach contour piano di sezione A

Passando a Fig.39 e quindi al piano di sezione B, l'andamento qualitativo numerico rispetta quello sperimentale, infatti la parte superiore è caratterizzata da velocità minori rispetto a quelle della metà inferiore. Anche da un punto di vista quantitativo il risultato numerico rispetta abbastanza bene quello sperimentale in quanto le zoni soniche inferiori hanno la stessa estensione. La regione al di sopra di quella sonica nella sezione numerica è caratterizzata da valori che si discostano di $Mach = 0.1 - 0.05$ da quelli sperimentali facendo notare quindi le prime incongruenze tra i due lati messi a confronto.

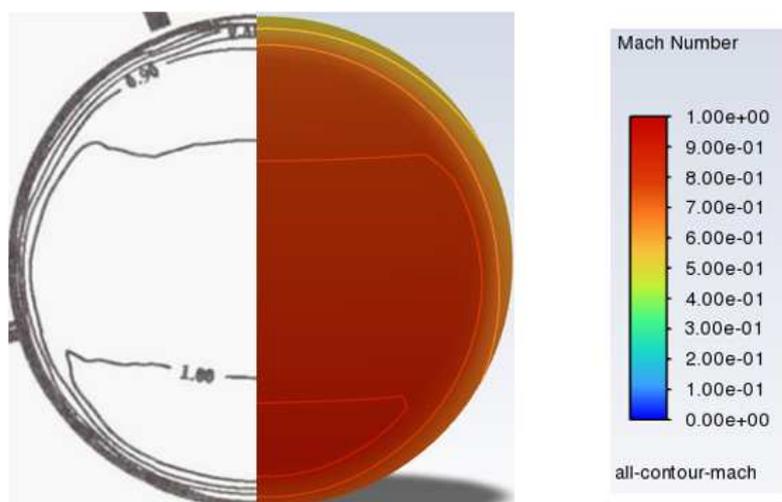


Figura 39: Mach contour piano di sezione B

Sempre in termini quantitativi, anche in Fig.40 e Fig.41 si possono visualizzare tali discrepanze del numero di Mach lungo la sezione stessa. Soprattutto in Fig.40 il distacco tra i numeri di Mach nelle zone di flusso principale si accentua ancora mostrando discrepanze di $Mach = 0.1 - 0.15$. Nel piano D invece, Fig.41, la discrepanza torna ad essere minore, probabilmente grazie al mescolamento delle zone a basso contenuto energetico con quelle ad alta energia.

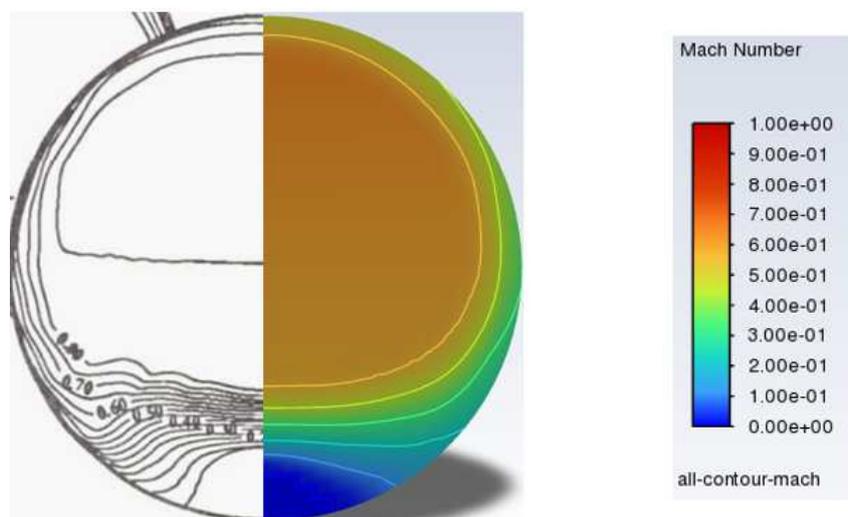


Figura 40: Mach contour piano di sezione C

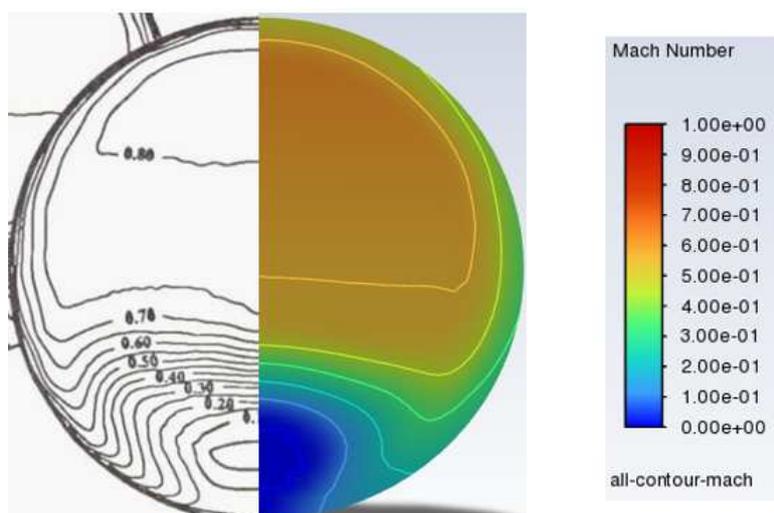


Figura 41: Mach contour piano di sezione D

Nella sezione leggermente a monte dell'S-duct, sezione E Fig.42, i risultati numerici riflettono esattamente quelli sperimentali se non per discrepanze di $Mach = 0.05$. Nella metà di destra infatti, il flusso principale assume valori costanti intorno a $Mach = 0.6$ mentre in quella di sinistra si raggiungono valori intorno a $Mach = 0.65$.

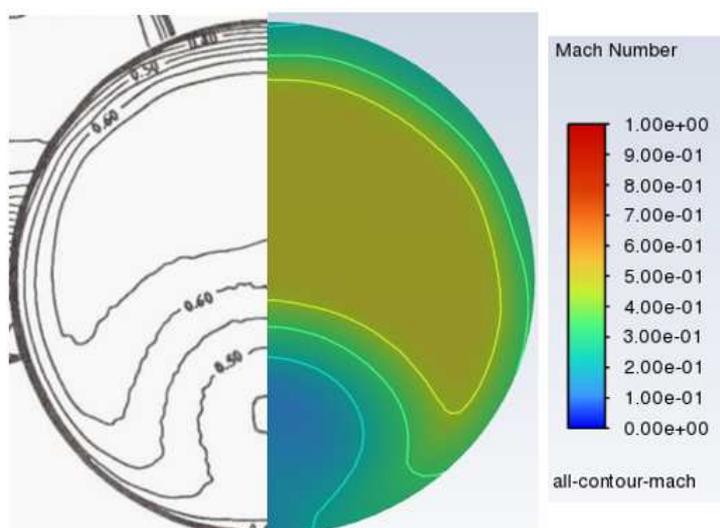


Figura 42: Mach contour piano di sezione E

Fig.43 mostra invece l'andamento del numero di Mach in un piano longitudinale, ottenuto intersecando il condotto con un piano XZ situato in corrispondenza della metà della sezione. Si nota come il numero di Mach progressivamente aumenti in prossimità della prima curvatura del condotto ad S, mostrando dopo questa, una netta separazione del flusso principale. Il distacco provoca perdite di velocità e di pressione. Dopo la prima

curvatura si nota come il fronte di perdita sia bene sviluppato ma diminuisca di intensità a causa della seconda curvatura.

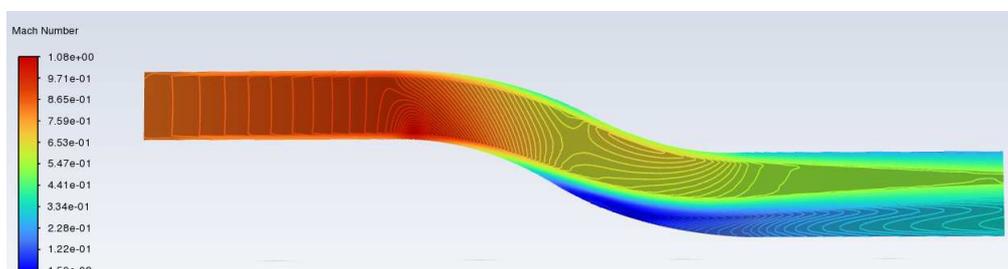


Figura 43: Distribuzione longitudinale del numero di Mach nel piano XZ

In Fig.44 si può apprezzare più da vicino tale fenomeno con un dettaglio ingrandito dell'S-duct.

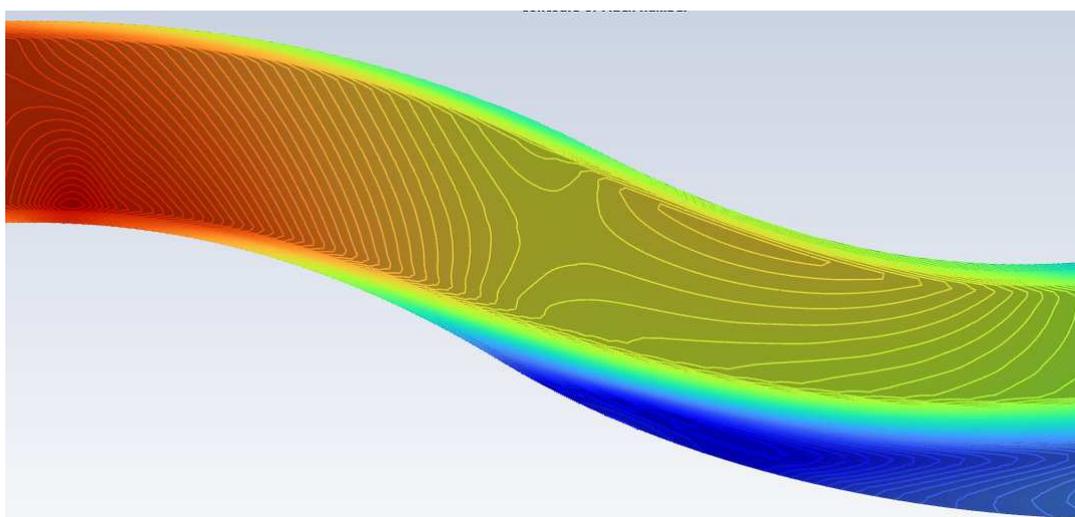


Figura 44: Dettaglio ingrandito del numero di Mach lungo l'S-duct

La Fig.45 e Fig.46 catturano bene quello che è il principale difetto di questo tipo di condotto. A causa delle forze centrifughe generate dal doppio cambio di curvatura, il campo di pressione diretto inizialmente verso la parete esterna dell'S-duct e successivamente verso la parete interna modifica l'andamento delle linee di flusso mostrando un doppio vortice all'outlet del condotto. Questa è la tipica distorsione del flusso che si ottiene alla faccia di un ipotetico compressore posizionato all'uscita di un S-duct. Sarà compito del progettista riuscire ad ottenere un coefficiente di distorsione e un coefficiente di recupero di pressione totale migliore possibile in modo da arginare tale fenomeno. E'

chiaro quindi che tali figure sono state illustrate per far cogliere visivamente al lettore di cosa si sta parlando.

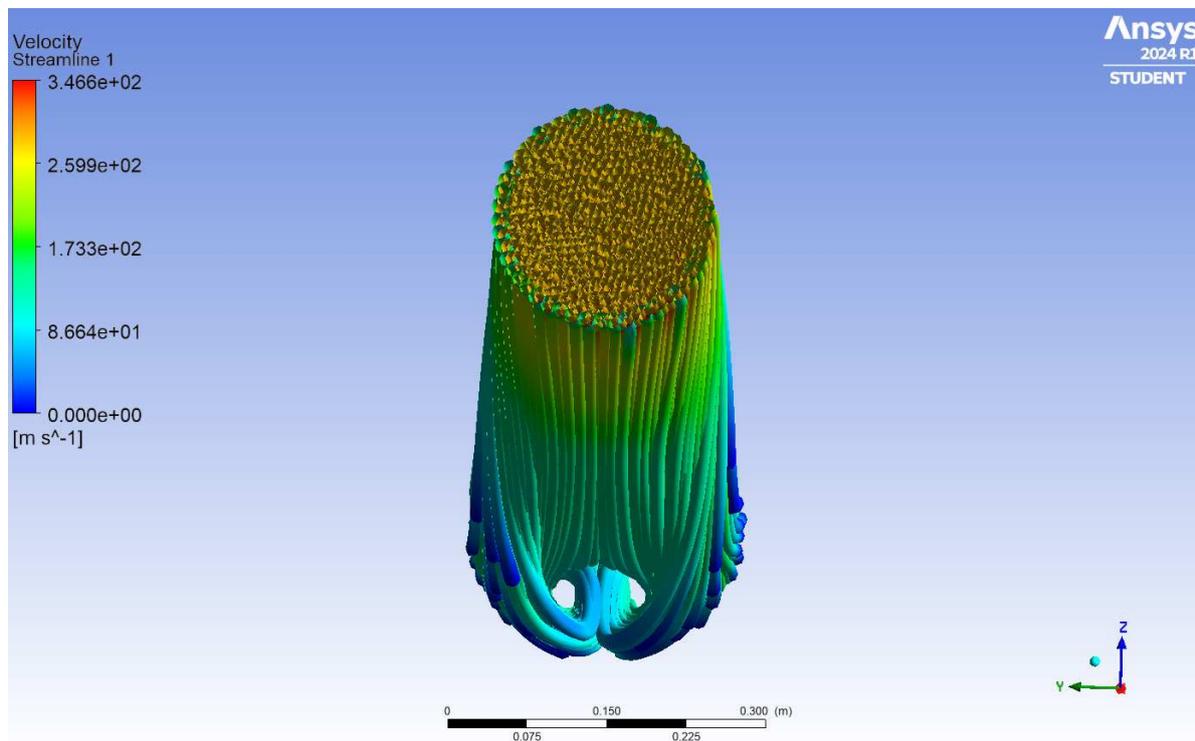


Figura 45: Andamento linee di flusso (Vista Inlet)

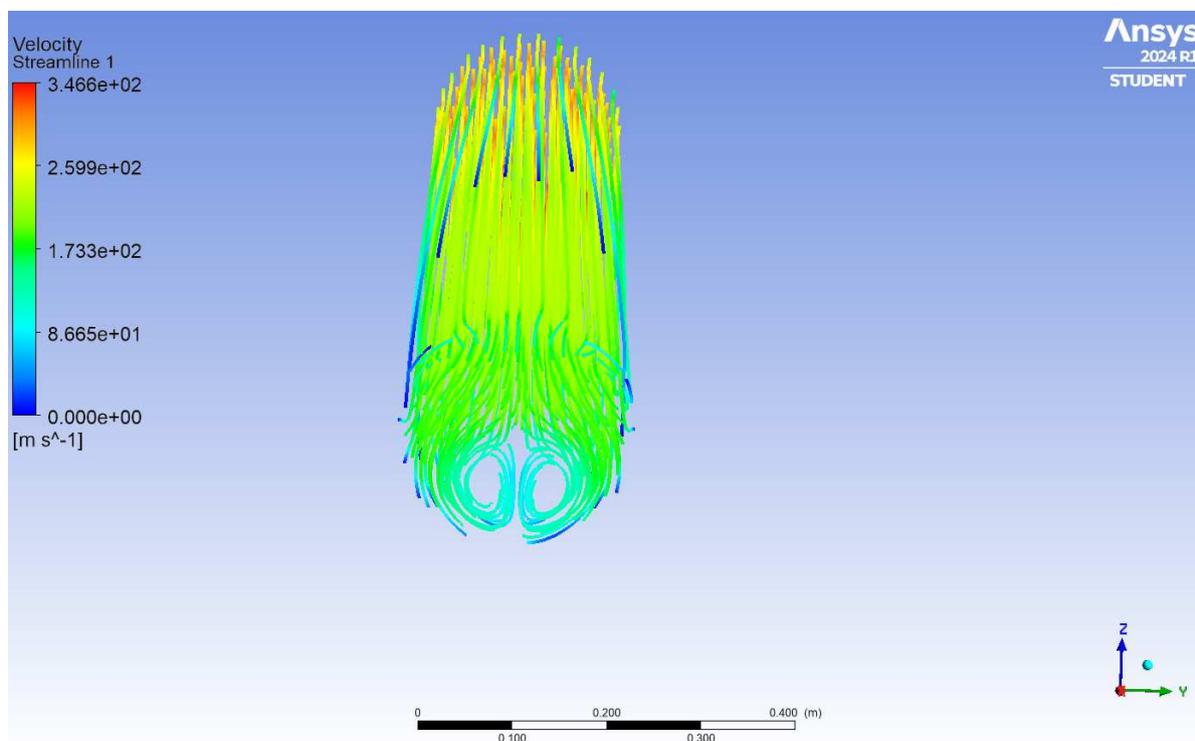


Figura 46: Andamento linee di flusso (Vista Outlet)

3.1.2 Andamento pressioni nelle varie sezioni

Fig.47 mostra l'altro lato della medaglia del fenomeno, in quanto zone a bassa velocità corrisponderanno a zone ad alta pressione e viceversa. In corrispondenza dell'inizio della prima curvatura infatti si può notare come la pressione statica raggiunga i valori globalmente minimi, dove infatti la velocità raggiunge quelli massimi. Da qui, la pressione statica gradualmente incrementa il proprio valore in merito alla natura del condotto stesso. Essa infatti aumenta in quanto essendo il condotto un diffusore, aumentando la propria sezione provoca un recupero di pressione statica.

Infine, Fig.48 mostra l'andamento della pressione totale lungo il condotto sempre in corrispondenza del medesimo piano mostrando perdite decisamente contenute in corrispondenza del primo tratto rettilineo. Da qui, queste incrementano fino a raggiungere valori minimi per poi successivamente salire di valore grazie al rimescolamento delle zone a diverso livello energetico.

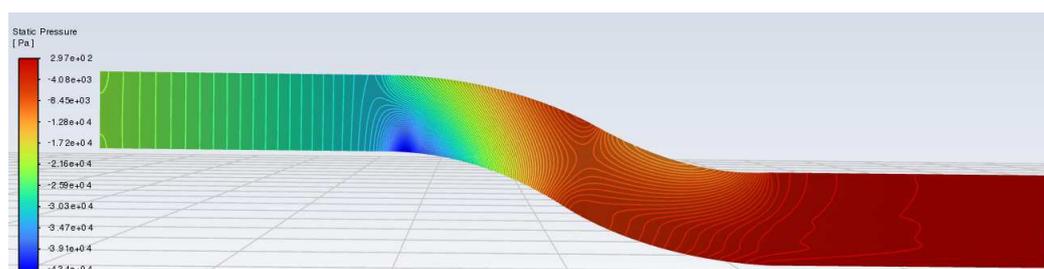


Figura 47: Distribuzione longitudinale della pressione statica nel piano XZ

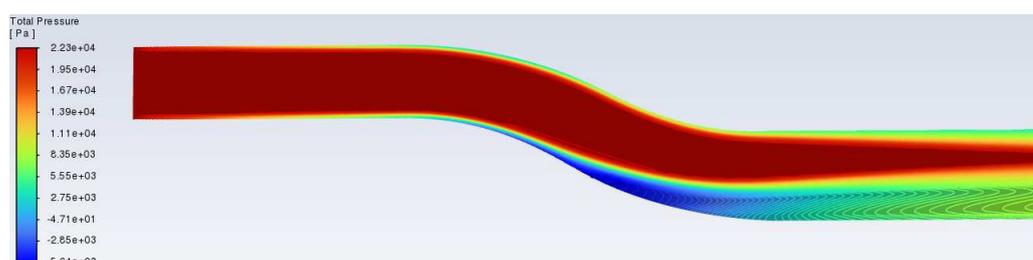


Figura 48: Distribuzione longitudinale della pressione totale nel piano XZ

3.2 Simulazione a Mach = 0.95

Visti i risultati qualitativamente incoraggianti ma non ancora del tutto precisi si è deciso di compiere altre numerose simulazioni cercando di incrementare la velocità di ingresso del flusso d'aria in quanto il problema principale non sussiste nell'andamento del flusso stesso

ma nei suoi valori, che si discostano ancora troppo da quelli sperimentali. Come valore quindi si è deciso di imporre all'inlet una condizione di "Pressure-Far-Field" con Mach = 0.95 necessitando però di modificare la pressione di outlet, in quanto ci sarebbe senz'altro un aumento troppo elevato dei valori di velocità. Il miglior valore di "Gauge Pressure", ovvero di differenza di pressione tra la pressione assoluta e quella atmosferica, che ha permesso di raggiungere un numero Mach massimo unitario, è stato impostato a 51700 Pa. Come si può apprezzare da Fig.49 ma come anche nelle successive, l'andamento della velocità rimane qualitativamente lo stesso, ma i valori diminuiscono in corrispondenza delle varie sezioni allontanandosi quindi ai risultati sperimentali.

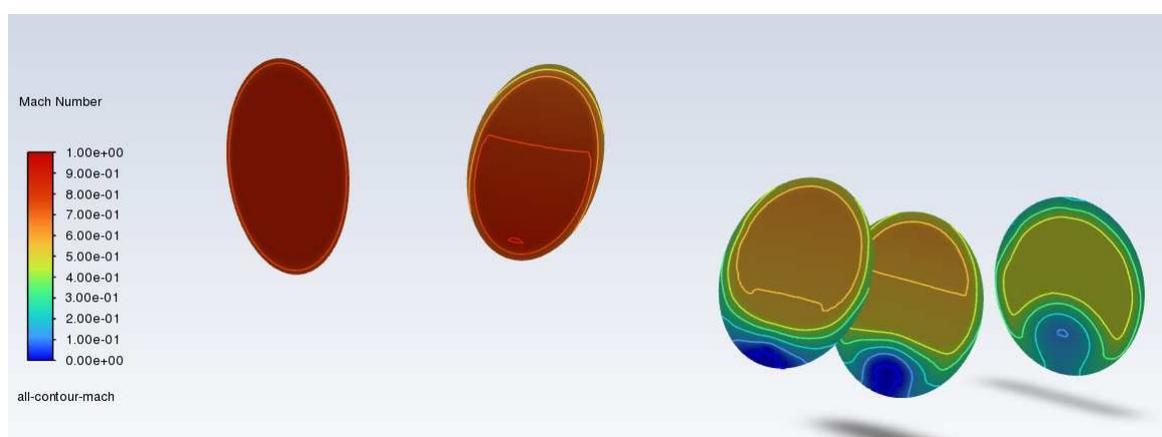


Figura 49: Distribuzione nello spazio dei Mach contour sui piani di sezione

In corrispondenza già della prima sezione (Fig.50) si nota che la zona del flusso principale non raggiunge neanche il Mach sonico, allontanandosi dai risultati della sezione sperimentale. In Fig.51, l'area caratterizzata dal Mach sonico diminuisce nella sua estensione rispetto alla simulazione illustrata precedentemente discostando i valori numerici, oltre che l'andamento parziale dei numeri di Mach. Anche in Fig.52 e Fig.53 si nota come gli andamenti delle zone a più alta velocità, prodotti dalla simulazione precedente fossero più estesi rispetto a questa. La sezione che non cambia particolarmente rispetto al tentativo precedente è l'ultima, la sezione E (Fig.53), dove i valori e la forma delle aree caratterizzate dallo stesso numero di Mach sono le stesse di quelle sperimentali.

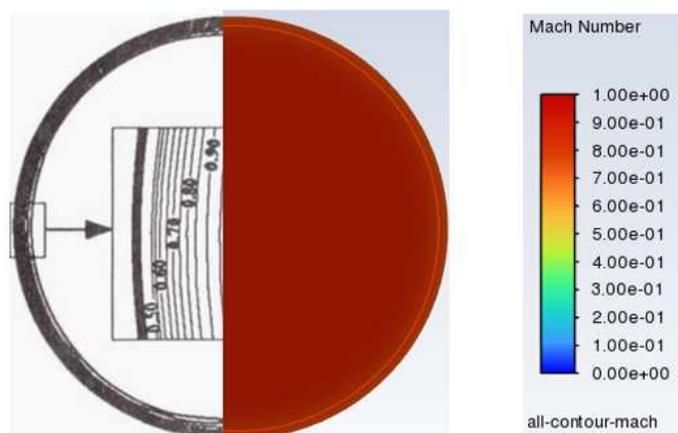


Figura 50: Mach contour piano di sezione A

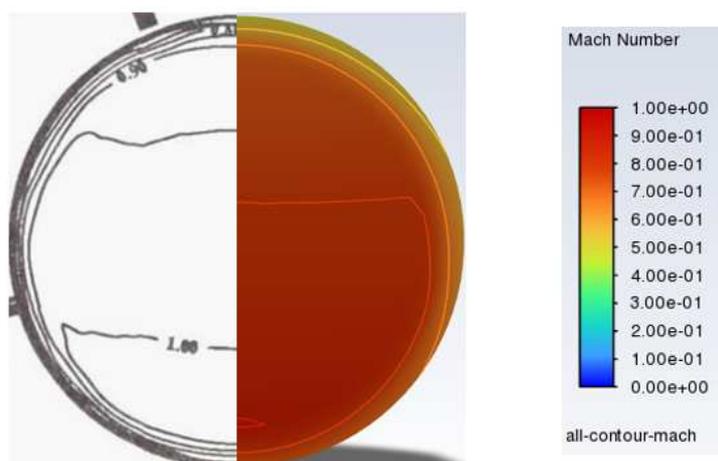


Figura 51: Mach contour piano di sezione B

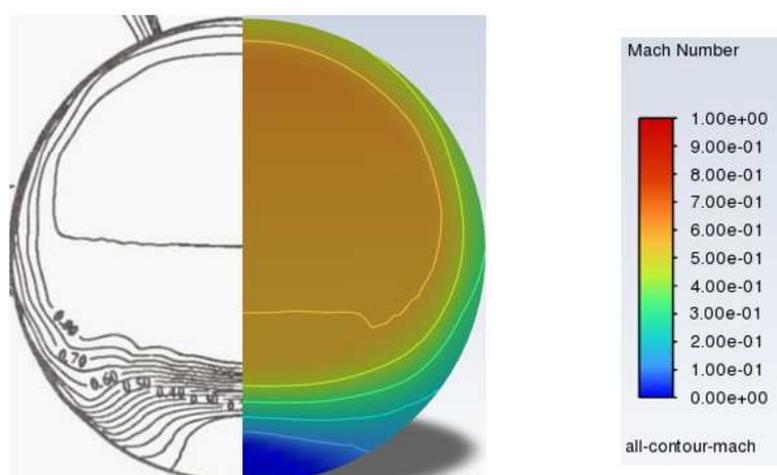


Figura 52: Mach contour piano di sezione C

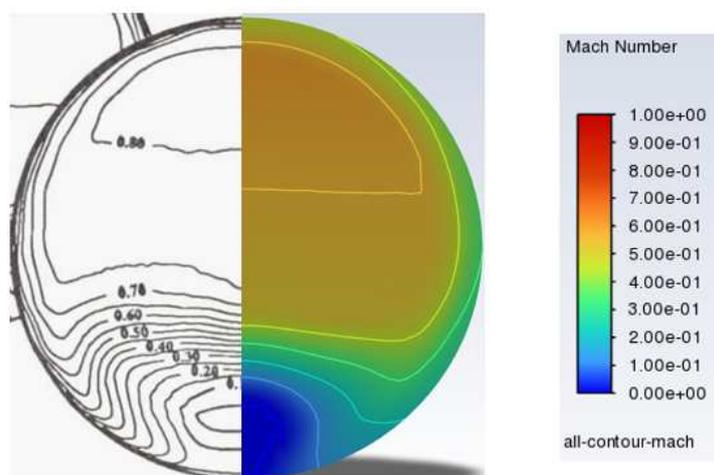


Figura 53: Mach contour piano di sezione D

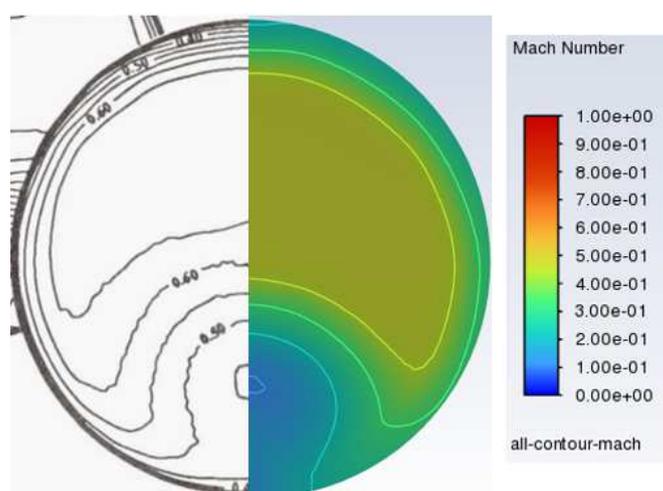


Figura 54: Mach contour piano di sezione E

Di seguito sono riportate ancora una volta le immagini raffiguranti l'andamento del numero di Mach longitudinalmente al condotto, che per i risultati delle successive simulazioni non verranno più illustrati per non appesantire ulteriormente la trattazione. (Fig.55, Fig56).

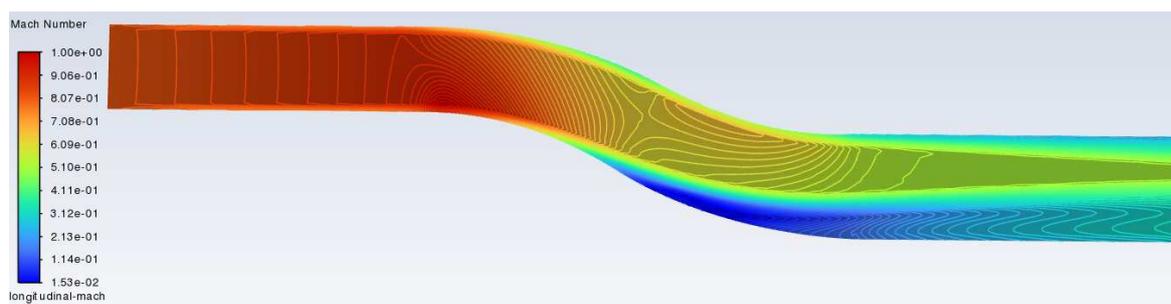


Figura 55: Distribuzione longitudinale del numero di Mach nel piano XZ

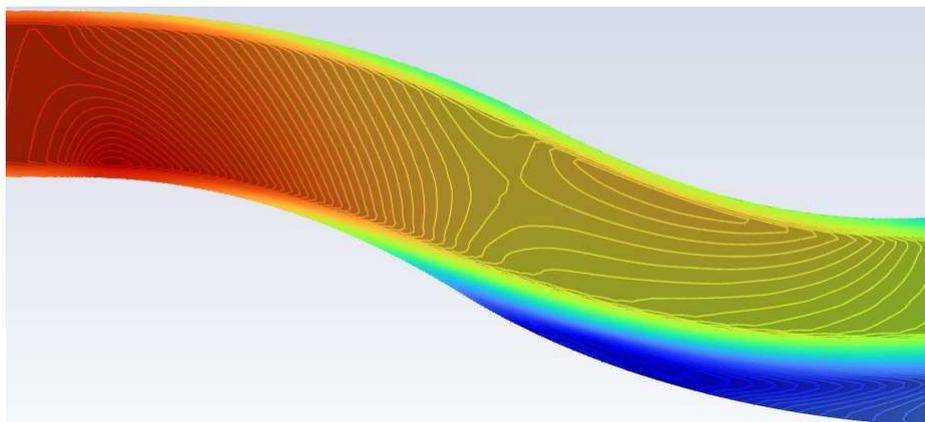


Figura 56: Dettaglio ingrandito andamento numero di Mach in corrispondenza dell'S-duct

3.3 Simulazione a Mach = 1

Nota ancora una volta la distanza tra i valori ottenuti e per assicurarsi che la strada tracciata non fosse quella giusta si è impostata un'altra serie di simulazione a Mach = 1 riuscendo ad ottenere con Gauge Pressure = 61100 Pa il Mach massimo unitario. Il piano di sezione A è esattamente il medesimo della simulazione svolta impostando il numero di Mach = 0.95 (Fig.57). Il piano di sezione B (Fig.58) mostra valori quasi sonici ($Mach \approx 0.92$) nella metà inferiore in prossimità della parete e $Mach \approx 0.8$ nella metà superiore. In questa simulazione si vede però che il fronte a mach sonico scompare totalmente suggerendo quindi che l'aumento del numero di Mach in ingresso per replicare gli andamenti sperimentali non è la strada corretta. Il piano di sezione C e D (Fig.59 e Fig60) mostrano valori del flusso principale rispettivamente che si discostano sempre di un decimo di numero di Mach, con la differenza che anche qui, le aree iso-Mach diminuiscono nella loro estensione. Infine, il piano di sezione E, Fig.61, è caratterizzato dalle stesse considerazioni fatte per la simulazione precedente, mostrandosi quindi vicino a reale andamento dell'esperimento.

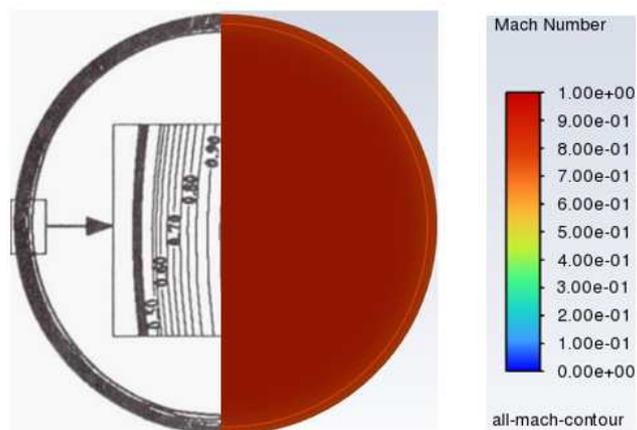


Figura 57: Mach contour piano di sezione A

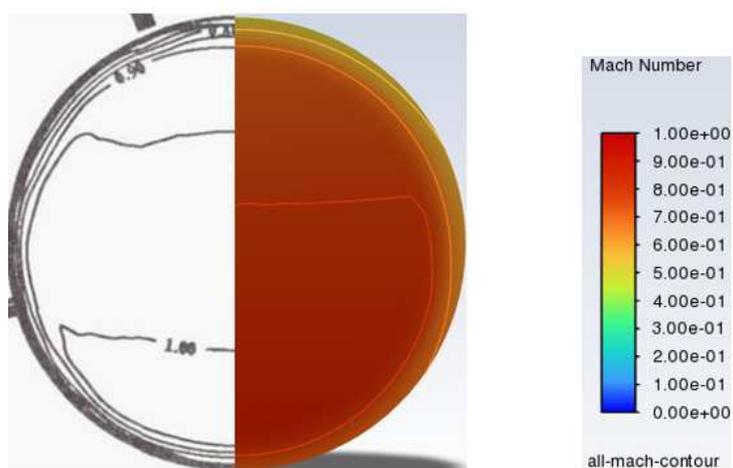


Figura 58: Mach contour piano di sezione B

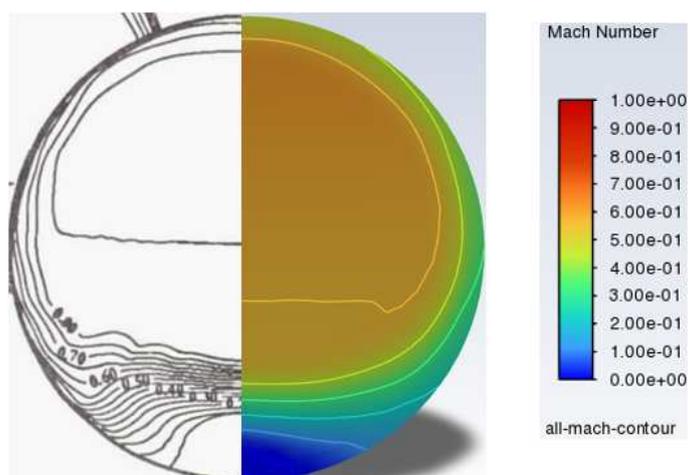


Figura 59: Mach contour piano di sezione C

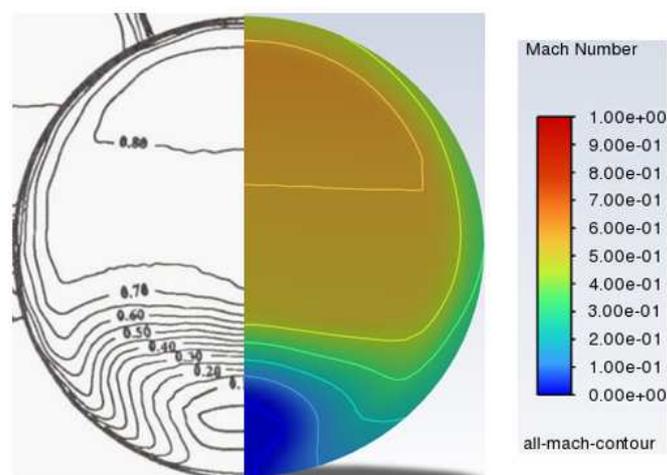


Figura 60: Mach contour piano di sezione D

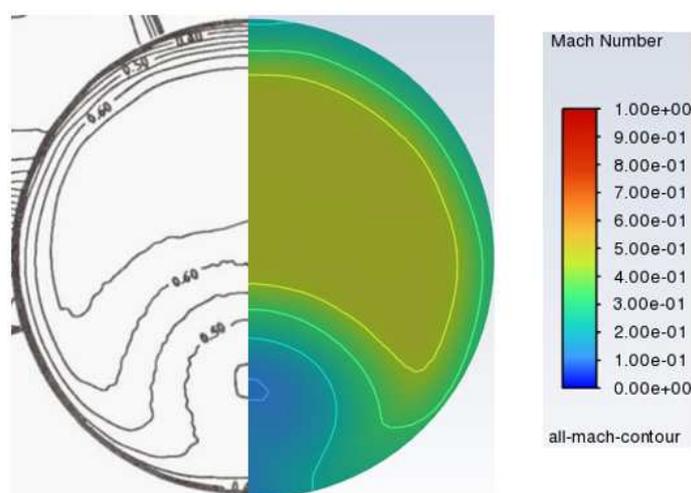


Figura 61: Mach contour piano di sezione E

3.3.1 Andamento coefficiente di pressione totale

Si riporta in questa sezione quello che è l'andamento del coefficiente di pressione totale lungo le stesse sezioni in modo da poter apprezzare le perdite lungo il canale. Come per il numero di Mach, anche per il coefficiente di pressione totale, la sezione A (Fig.62) risulta perfettamente replicata. Le uniche perdite di pressione totale che si hanno sono quelle dovute all'attrito con le pareti in quanto tale flusso reale non prevede la conservazione della pressione totale, essendo il deflusso non isoentropico. Anche Fig.63 è in ottimo accordo con i risultati sperimentali mostrando la stessa estensione della fascia caratterizzata dalle perdite ma anche dagli stessi valori di coefficiente nella zona del flusso principale. Nel piano di sezione B si riescono a cogliere maggiormente gli effetti dovuti all'attrito

che provoca una leggera distorsione delle curve di livello vicino alle pareti con un'annessa diminuzione del coefficiente di pressione totale. Ancor di più, nella sezione C (Fig.64) la distorsione di tali profili si accentua, dovuta anche al pieno sviluppo della prima curvatura del condotto che provoca lo sviluppo dello strato limite. In questa sezione e anche in quella successiva (Fig.65) i valori del coefficiente nella zona indisturbata sono i medesimi di quelli sperimentali, cambiano invece quelli vicini alla parete inferiore. Qui infatti, il coefficiente di pressione totale nella parte numerica assume valori più elevati rispetto alla parte sperimentale, mostrando quindi una minore perdita di pressione totale. L'ultima sezione, la sezione E (Fig.66), viene replicata perfettamente, sia in termini qualitativi che quantitativi. Va detto che, viste le discrepanze del numero di Mach soprattutto nelle sezioni C e D, era da aspettarsi una discrepanza anche nel coefficiente di pressione totale, in quanto la pressione di ristagno per definizione è legata alla velocità del fluido.

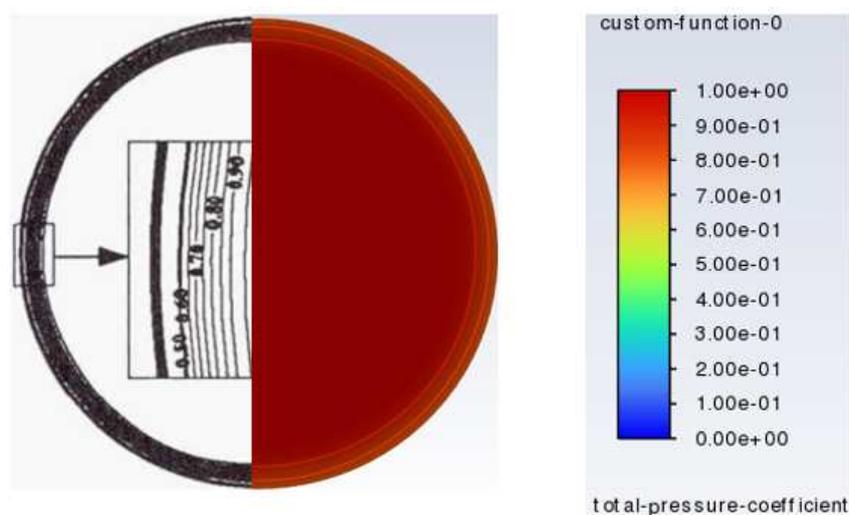


Figura 62: Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione A

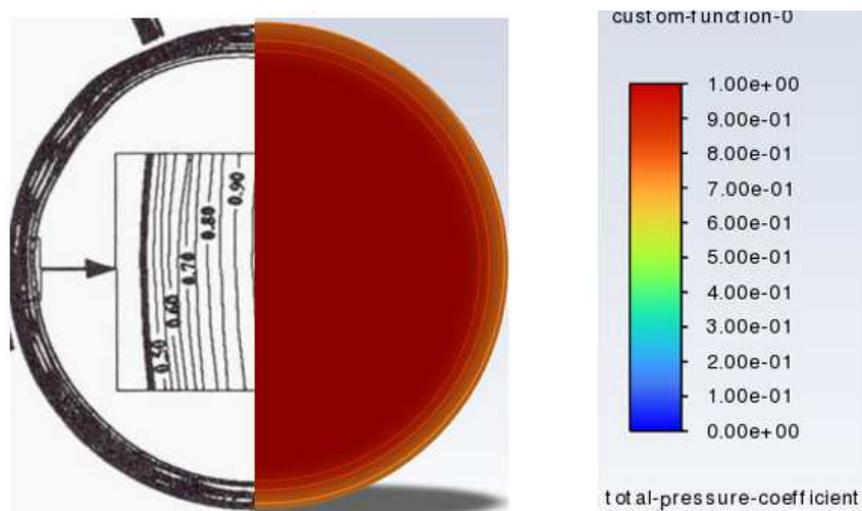


Figura 63: Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione B

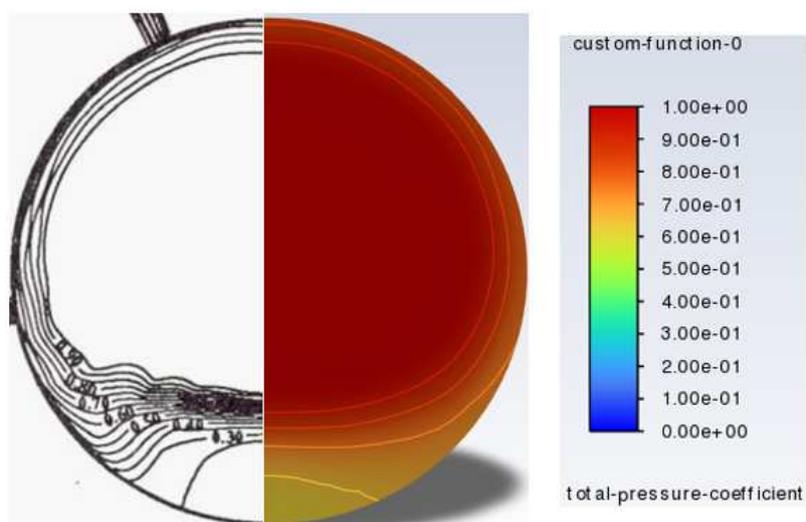


Figura 64: Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione C

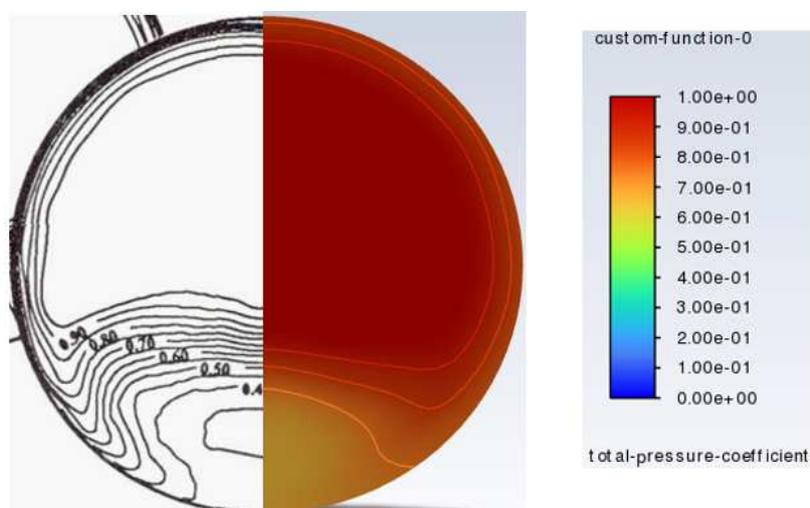


Figura 65: Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione D

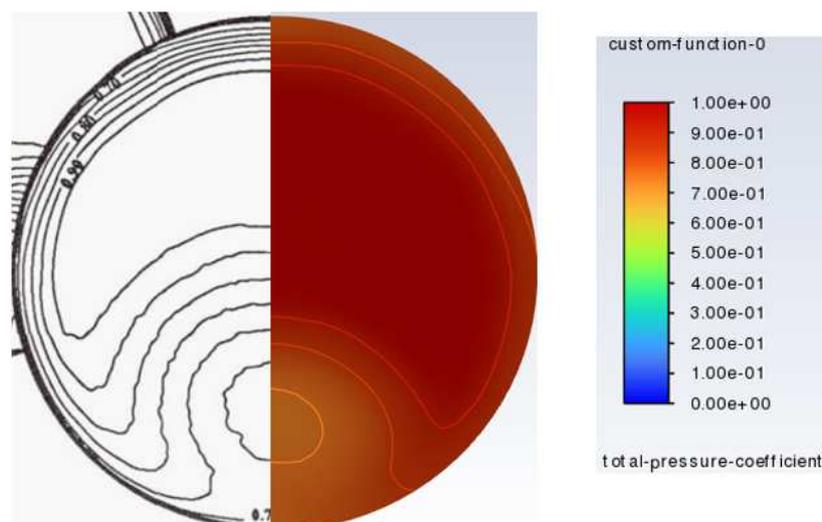


Figura 66: Contour coefficiente di pressione totale piano di sezione E

Come detto, questi risultati, avviati con questa tipologia di simulazione, sono quelli che fino a qui hanno riprodotto al meglio i valori numerici dell'esperimento NASA. Si riescono a percepire però alcune problematiche di questo settaggio. In particolare, impostare le condizioni di Pressure-Far-Field all'inlet del condotto non è totalmente corretto in quanto per sua stessa definizione il Far-Field fa riferimento ad un campo di grandi dimensioni, a monte della presa, in grado di replicare il fluido infinitamente a monte di essa con proprietà uniformi. Va spiegato quindi, che tale scelta è stata attuata in quanto tale opzione permette di settare direttamente il numero di Mach e non condizioni di pressione totale e statica che sono molto difficili da replicare. Inoltre, è stato presentato l'andamento del coefficiente di pressione totale solamente per l'ultima simulazione in quanto la migliore da questo punto di vista. La simulazione che invece produce risultati migliori in termini di velocità è la prima.

4 Conclusioni

L'obiettivo di questo lavoro era quello di generare una geometria attraverso delle parametrizzazioni presenti in letteratura. Dopo aver individuato la geometria di riferimento si è implementata tale descrizione geometrica in un generatore parametrico di geometria, ovvero MATLAB. Dopo averne validato l'integrità tramite il software di modellazione SOLIDWORKS si è proceduti ad ampliarne le dimensioni per cercare di rendere il flusso meno sensibile alle condizioni a monte. E' stata creata poi una griglia che potesse racchiudere un numero di elementi appropriato e ben regolamentato in modo da non ottenere distorsioni della soluzione. Successivamente si è cercato di impostare una simulazione che potesse riprodurre il più fedelmente possibile i risultati ottenuti in laboratorio nell'esperimento Nasa. Le difficoltà riscontrate non sono state poche, a partire dalla scelta di condizioni al contorno da impostare. I settaggi e le annesse simulazioni sono state numerose ed è chiaro quindi che sono state riportate solamente quelle che meritassero di essere citate. In primo luogo infatti, bisognava cercare di riprodurre lo strato limite nelle varie sezioni, e questo è stato possibile solamente andando ad imporre una condizione al contorno abbastanza lontana dall'effettivo ingresso del condotto a direttrice curvilinea. Soddifatto questo requisito, ci si è posti come obiettivo il raggiungimento del numero di Mach massimo, ovvero quello unitario, in quanto il condotto come detto più volte risulta soffocato, facendo parte di un condotto convergente-divergente. In aiuto a questo, come visto dai risultati, impostare una condizione al contorno di velocità più bassa all'ingresso, permette di raggiungere velocità più elevate tardivamente in quanto con lo svilupparsi dello strato limite, il flusso principale diminuisce la sua sezione provocando così un aumento della velocità. Essendo coscienti dei risultati ottenuti che si discostano ancora troppo dalla soluzione reale, è necessario ricordare che l'obiettivo principale era quello di generare geometrie presenti in letteratura per poi farne un confronto con delle analisi fluidodinamiche. Questo è stato possibile in parte, in quanto il materiale trovato è molto scarso. Era infatti stato implementato un codice, che a partire da pochi dati geometrici riusciva a creare una geometria di un condotto a direttrice curvilinea con ingresso a sezione super-ellittica e uscita a sezione circolare ma come detto questa opzione è stata messa da parte in quanto non è stato possibile confrontarlo con articoli presenti in letteratura, nonostante geometrie di questo tipo siano presenti nello stato dell'arte. In definitiva quindi il progetto ha portato a risultati interessanti, riuscendo a far comunicare diversi software

rivelando che il metodo più efficace per trasferire la geometria creata in Matlab a software di modellazione come Solidworks è attraverso l'importazione di curve parametriche spaziali. Da qui, importando anche un'opportuna linea guida è possibile creare un Loft che riproduce al meglio la geometria. A questo punto, se lo si volesse, sarebbe possibile creare attorno alla struttura del condotto una geometria esterna, costituente la struttura della presa d'aria vera e propria, sul quale simulare poi i flussi supersonici esteriormente e internamente alla presa. Nel presente progetto si è deciso però di analizzare solamente il flusso all'interno del condotto in quanto un lavoro di questo tipo necessita di essere validato con dati sperimentali. Una considerazione importante da fare è la seguente: il risultato di dati parzialmente distanti da quella che è l'effettiva analisi Nasa non dipende per certo da quella che è la geometria costruita e implementata tramite codice Matlab ma piuttosto frutto di un'analisi impostata forse erroneamente. Il risultato quindi, non deve spaventare in quanto come ampiamente detto è difficile riprodurre e trovare le stesse condizioni di pressione totale e statica all'ingresso e all'uscita di un canale di questo tipo.

Riferimenti bibliografici

- [1] Jerzy Merkisz, Jaroslaw Markowski e Jacek Pielecha. “Emission Tests of the F100-PW-229 Turbine Jet Engine during Prestart Trial of the F-16 Aircraft”. In: *The 26th International Conference on Efficiency, Cost, Optimization, Simulation and Environmental Impact of Energy Systems, Guilin*. 2013.
- [2] Saeed Farokhi. *Aircraft propulsion: cleaner, leaner, and greener*. John Wiley & Sons, 2021.
- [3] Geoffrey Tanguy et al. “Characteristics of unsteady total pressure distortion for a complex aero-engine intake duct”. In: *Aerospace Science and Technology* 78 (2018), pp. 297–311.
- [4] J. Seddon e E.L. Goldsmith. *Intake Aerodynamics*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics e Astronautics, 1999. ISBN: 9780632049639.
- [5] Stanley Mohler. “Wind-US flow calculations for the M2129 S-duct using structured and unstructured grids”. In: *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2004, p. 525.
- [6] Lele Ming et al. “Large eddy simulation investigation of S-shaped intake distortion and swirl characteristics”. In: *Aerospace Science and Technology* 141 (2023), p. 108578.
- [7] Enliang Huang et al. “Numerical investigation of centerline curvature effects on a compact S-shaped intake”. In: *Journal of Thermal Science* 21 (2012), pp. 413–419.
- [8] Ryan Menzies. “Computational investigation of flows in diffusing S-shaped intakes”. In: *Acta Polytechnica* 41.4-5 (2001).
- [9] Jeyatharsan Selvanayagam, Cristhian Aliaga e John Stokes. “CFD simulation of S-duct test case using ANSYS FLUENT”. In: *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*. 2019, p. 3847.
- [10] Swen Noelting et al. “Simulation of an S-duct Inlet using the Lattice-Boltzmann Method”. In: *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. 2015, p. 3963.
- [11] Stevenr Wellborn, Brucea Reichert e Theodoreh Okiishi. “An experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct”. In: *28th joint propulsion conference and exhibit*. 1992, p. 3622.

- [12] Kewei Xu e Gecheng Zha. “Distortion elimination for serpentine duct at various Mach numbers using co-flow jet active flow control”. In: *Aerospace Science and Technology* 144 (2024), p. 108776.
- [13] BB Shivakumar et al. “Numerical study on the placement of vortex generator in a serpentine air intake duct”. In: *Sādhanā* 48.2 (2023), p. 81.
- [14] Pooneh Aref et al. “CFD validation and flow control of RAE-M2129 S-Duct diffuser using Create-av kestrel simulation tools”. In: *Aerospace* 5.1 (2018), p. 31.
- [15] Geoffrey Tanguy, David G MacManus e Eric Garnier. “Numerical investigation of the unsteady distortion for an S-duct intake with mechanical vortex generators”. In: *International Journal of Heat and Fluid Flow* 95 (2022), p. 108975.
- [16] RK Sullerey e S Chandra. “Flow control in serpentine inlet duct using vortex generator jets”. In: *Fluids Engineering Division Summer Meeting*. Vol. 48401. 2008, pp. 493–497.
- [17] Ritesh Gaur, Vimala Narayanan e S Kishore Kumar. “Influence of Area Distribution With Fixed Trajectory on Serpentine Intake Duct Performance”. In: *Gas Turbine India Conference*. Vol. 45165. American Society of Mechanical Engineers. 2012, pp. 173–179.
- [18] Harun Gokce, Umut Kucuk e İSMAİL ŞAHİN. “Effects of Curvature and Area Distribution on S-Shaped Subsonic Diffuser Performance”. In: *Mechanika* 24.6 (2018).
- [19] Asad Asghar et al. “Entrance aspect ratio effect on S-Duct inlet performance at high-subsonic flow”. In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power* 139.5 (2017), p. 052602.