

POLITECNICO DI TORINO

Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



Tesi di Laurea Magistrale

Progetto aerodinamico e ottimizzazione 3D di un effusore transonico

Relatore

Prof. Michele Ferlauto

Candidato

Fabrizio Zocca

Anno Accademico 2019/2020

Un grande ringraziamento va a mia madre Maria Laura, con il suo dolce ed instancabile sostegno, mi ha permesso di crescere e maturare, contribuendo in maniera fondamentale a questo grande traguardo.

Un altro grande ringraziamento va a mio padre Silvio, il quale avrebbe assolutamente voluto essere presente per assistere a questo traguardo, frutto anche del suo grande e perenne sostegno, sia personale che scolastico.

Ringrazio inoltre mio fratello Stefano, collega del Politecnico, per i consigli ed il supporto datomi in questi anni. Accade che siano i fratelli minori, in certi casi, ad essere di esempio ai maggiori, e noi rientriamo in questa categoria. Grazie per l'esempio universitario datomi, facendomi capire che il Politecnico può essere affrontato anche come una bella avventura, e non solo come una montagna da scalare.

Desidero ringraziare la mia fidanzata Maddalena per il supporto e la comprensione datomi in questi anni universitari. Conseguire la Laurea al Politecnico è un'impresa difficile, ma sopportare come compagno uno studente del Politecnico non è da meno, sostenerlo sempre è un'impresa.

Ringrazio i miei parenti, chi è presente e chi non c'è più. Tutti, in un modo o nell'altro, hanno contribuito a questo risultato.

Ringrazio infine i miei amici, senza i quali probabilmente non mi troverei alle soglie di questo traguardo, per i continui sostegni, consigli ed esempi, che mi hanno aiutato durante questi duri anni universitari. Amici nuovi e vecchi, tutti quanti, hanno contribuito ad aiutarmi in questo cammino, ed a loro va un sentito ringraziamento.

INDICE

INDICE DELLE FIGURE

NOMENCLATURA

Simboli utilizzati

Costanti

1. Introduzione
 - 1.1 Condizioni ambientali
 - 1.2 Motore
2. Complementi teorici
 - 2.1 Equazioni di governo
 - 2.1.1 Equazione di continuità
 - 2.1.2 Equazione di conservazione della quantità di moto
 - 2.1.3 Equazione di conservazione dell'energia
 - 2.1.4 Equazione di stato dei gas
 - 2.2 Condotto convergente-divergente
 - 2.3 Fluido viscoso – teoria dello strato limite
 - 2.3.1 Regime laminare
 - 2.3.2 Regime transitorio
 - 2.3.3 Regime turbolento
 - 2.3.4 Studio dello strato limite
 - 2.3.5 Strato limite in un condotto
 - 2.4 Modello di turbolenza
3. Grandezze termodinamiche e geometria
 - 3.1 Grandezze termodinamiche ottimizzate
 - 3.2 Profilo 2D
 - 3.2.1 Tratto convergente
 - 3.2.2 Area di gola
 - 3.2.3 Raccordo
 - 3.2.4 Tratto divergente
 - 3.2.5 Condotto Completo
 - 3.3 Profilo assialsimmetrico
 - 3.3.1 Tratto convergente
 - 3.3.2 Area di gola
 - 3.3.3 Raccordo
 - 3.3.4 Tratto divergente
 - 3.3.5 Condotto Completo
 - 3.4 Lamina Piana
 - 3.5 Grandezze termodinamiche lungo i profili
4. OpenFOAM
 - 4.1 Introduzione
 - 4.2 Installazione del programma
 - 4.3 Struttura del programma
 - 4.4 Analisi delle cartelle
 - 4.4.1 System

- 4.4.1.1.1 blockMeshDict
 - 4.4.1.1.2 controlDict
 - 4.4.1.1.3 fvSchemes
 - 4.4.1.1.4 fvSolutions
 - 4.4.1.1.5 decomposeParDict
 - 4.4.2 Constant
 - 4.4.2.1.1 thermophysicalProperties / thermodynamicProperties
 - 4.4.2.1.2 turbulenceProperties
 - 4.4.3 0
 - 4.4.3.1.1 U
 - 4.4.3.1.2 T
 - 4.4.3.1.3 P
 - 4.4.3.1.4 alphaT
 - 4.4.3.1.5 nut
 - 4.4.3.1.6 nuTilda
 - 4.4.4 File di testo
- 4.5 ParaView
- 5. Pre-Processing
 - 5.1 Profilo 2D – fluido inviscido
 - 5.2 Profilo assialsimmetrico - fluido inviscido
 - 5.3 Profilo assialsimmetrico – fluido inviscido – fancurve
 - 5.4 Lamina piana – fluido viscoso
 - 5.5 Profilo assialsimmetrico – fluido viscoso
- 6. Verifica funzionamento del programma
 - 6.1 Flusso unidimensionale
 - 6.2 Condizione di stabilità CFL
 - 6.3 Sensibilità del programma
 - 6.4 Ortogonalizzazione griglia di calcolo
 - 6.5 Griglia di calcolo in presenza di punti di discontinuità del profilo
- 7. Solving
- 8. Post-Processing
 - 8.1 Profilo 2D – fluido inviscido
 - 8.2 Profilo assialsimmetrico - fluido inviscido
 - 8.3 Profilo assialsimmetrico – fluido inviscido – fancurve
 - 8.4 Lamina piana – fluido viscoso
 - 8.5 Profilo assialsimmetrico – fluido viscoso
- 9. CONSIDERAZIONI FINALI
- 10. ALLEGATI
- 11. SITOGRAFIA
- 12. BIBLIOGRAFIA

INDICE DELLE FIGURE

Immagine 1 – Tipologie di droni: militare e civile.

Immagine 2 – Andamento della densità al variare della quota.

Immagine 3 – Andamento della pressione al variare della quota.

Immagine 4 – Motore SAITO-FG11.

Immagine 5 – Condotto convergente-divergente.

Immagine 6 – Andamento della pressione lungo un condotto convergente-divergente.

Immagine 7 – Andamento del numero di Mach lungo un condotto convergente-divergente.

Immagine 8 – Strato limite: 1) Laminare, 2) Transizione, 3) Sottostrato laminare, 4) Punto di separazione, 5) Strato separato, 6) Strato turbolento.

Immagine 9 – Strato limite laminare.

Immagine 10 – Strato limite turbolento.

Immagine 11 – Vista laterale e frontale del profilo 2D.

Immagine 12 – Rappresentazione del profilo su Paraview, frontalmente e lateralmente.

Immagine 13 – Vista laterale e frontale del condotto assialsimmetrico.

Immagine 14 – Rappresentazione del condotto su Paraview, frontalmente e lateralmente.

Immagine 15 – Lamina piana.

Immagine 16 – Panoramica della struttura di OpenFOAM.

Immagine 17 – Interfaccia di Paraview.

Immagine 18 – File fanCurve di funzionamento del fan.

Immagine 19 – Andamento del numero di Reynolds lungo la lamina piana.

Immagine 21 – $u^+ = f(\log(y^+))$ ottenuto dal database NASA.

Immagine 22- Andamento C_f lungo la lamina piana.

Immagine 23 - Andamento del numero di Reynolds locale lungo il la lamina piana.

Immagine 25 – Variazione della curvatura delle superfici di input e output.

Immagine 26 – Griglia di calcolo nella sezione convergente, divergente e di gola.

Immagine 27 – Comportamento mesh in caso di presenza di una punto di discontinuità.

Immagine 28 – Visione del profilo e distribuzione del numero di Mach.

Immagine 29 – Andamento del numero di Mach lungo il profilo.

Immagine 30 – Griglia di calcolo del profilo 2D.

Immagine 31 – Andamento della densità lungo il profilo.

Immagine 32 – Andamento della pressione lungo il profilo.

Immagine 33 – Andamento della temperatura lungo il profilo.

Immagine 34 – Visione del profilo assialsimmetrico e distribuzione del numero di Mach.

Immagine 35 – Andamento del numero di Mach ricavato da OpenFOAM, comparato con l'andamento del numero di Mach teorico.

Immagine 36 – Andamento della densità ricavato da OpenFOAM, comparato con l'andamento teorico.

Immagine 37 – Andamento della pressione ricavato da OpenFOAM, comparato con l'andamento teorico.

Immagine 38 – Andamento della temperatura ricavato da OpenFOAM, comparato con l'andamento teorico.

Immagine 39 – Andamento del numero di Mach ricavato da OpenFOAM tramite la funzione fanCurve, comparato con l'andamento del numero di Mach teorico.

Immagine 40 – Calcolo valore di τ tramite la scomposizione della derivata.

Immagine 41 – $u^+ = f(\log(y^+))$ per una mesh di 10^{-4} .

Immagine 42 – $u^+ = f(\log(y^+))$ per una mesh di 10^{-6} , comparazione valori numerici e teorici.

Immagine 43 – $u^+ = f(\log(y^+))$ per una mesh di 10^{-6} , comparazione valori numerici e valori NASA.

Immagine 44 – $u^+ = f(\log(y^+))$ comparazione valori numerici a tre diverse postazioni.

Immagine 45 – Andamento della velocità lungo lo strato limite, dato un infittimento mesh di 10^{-6} .

Immagine 46 – Profilo assialsimmetrico con fluido viscoso.

Immagine 47 – Andamento del numero di Mach (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso).

Immagine 48 – Andamento della pressione (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso).

Immagine 49 – Andamento della temperatura (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso).

Immagine 50 – Andamento della densità (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso).

Immagine 51 – Andamento della pressione (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso) per diverse quote.

Immagine 52 – Andamento della temperatura (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso) per diverse quote.

Immagine 53 – Andamento della densità (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso) per diverse quote.

NOMENCLATURA

Simboli utilizzati

A	Area	[cm ²]
D	Diámetro	[cm]
r	Raggio	[cm]
P	Pressione	[Pa]
U	Velocità	[m/s]
T	Temperatura	[K]
ρ	Densità	[kg/m ³]
M	Mach	
R	Costante dei gas	[J/kg*K]
Re	Numero di Reynolds	
Pr	Numero di Prandtl	
t	Tempo	[s]
Cp	Calore specifico	[J/kg*K]
h	Altitudine	[m]
P	Potenza	[W], [CV]
m	Massa	[kg], [g]
F	Forza	[N]
\dot{m}	Portata massica	[kg/s]
\dot{m}_v	Portata volumetrica	[m ³ /s]
Kn	Numero di Knudsen	
\vec{q}	Vettore velocità	
E	Energia	[J]

Costanti

$$R = 287.05 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$$

$$C_p = 1005 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$$

$$\gamma = 1.4$$

$$\mu = 1.81 \cdot 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$$

$$\nu = 1.7 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

1. Introduzione

In questi ultimi anni si è assistito ad uno sviluppo esponenziale delle tecnologie legate al mondo dei droni. Nati sul finire della prima guerra mondiale per scopi bellici, erano strumenti rudimentali e con funzionalità estremamente limitate. In quasi un secolo di vita hanno subito una trasformazione radicale ed al giorno d'oggi svolgono lavori e funzioni in un'infinità di settori, civili e militari. La miniaturizzazione e il crollo dei costi hanno fatto sì che nell'ultimo decennio potessero nascere varie tipologie di droni.



Immagine 1 - Tipologie di droni: militare (a sinistra) e civile (a destra).

In questo elaborato verranno presi in considerazione i droni ad uso civile, i quali sono sempre più utilizzati in ambito lavorativo. Gli ambienti in cui si trovano ad operare sono molteplici, sotto molti punti di vista, e ciò influisce in maniera significativa sulle prestazioni. Di conseguenza, lo studio e lo sviluppo dei droni non potrà che tenere conto dell'ambiente in cui queste macchine si troveranno ad operare. Uno scenario in cui vi è un sempre maggior utilizzo di questo tipo di tecnologia è quello montano, caratterizzato da quote elevate, le quali hanno un impatto molto significativo sulle prestazioni dei motori dei droni. Con l'aumentare dell'altitudine, vi è una diminuzione della densità dell'aria, la quale inciderà negativamente su molti fattori. Di conseguenza, nella fase di test, un drone, o meglio, i suoi motori, andranno testati assolutamente in condizioni di densità, pressione e temperatura uguali a quelle che incontrerà durante la sua vita operativa. Ciò può essere effettuato in due modi:

- Ambiente isolato
- Condotto convergente – divergente

Ricreando un ambiente isolato, ad esempio una camera stagna, si possono ottenere le condizioni richieste, tenendo sotto controllo i tre parametri enunciati prima. Tuttavia, tale soluzione può essere molto problematica e non di facile attuazione. I costi e gli spazi per i macchinari richiesti possono essere elevati, per cui è preferibile ricorrere alla seconda soluzione.

Utilizzando un condotto convergente-divergente di opportuna geometria abbinato ad un fan possono essere ricavate le medesime condizioni ambiente, variando opportunamente la potenza della ventola.

Quest'ultima soluzione sarà l'oggetto principale di questo elaborato. Questo studio si propone di ricreare, nella sezione di gola di un condotto convergente-divergente, le condizioni termodinamiche proprie della quota prescelta, così che una frazione di questo flusso possa essere spillata ed utilizzata per il funzionamento di un motore. Si andrà quindi inizialmente a svolgere un lavoro preliminare di calcolo della grandezze termodinamiche e conseguente rapporto di aree. Dopo di che, conoscendo questo rapporto,

saranno calcolate le geometrie del problema, per poi esportarle sul software di calcolo OpenFOAM, di cui si rimanda in seguito la spiegazione. Inizialmente si effettuerà uno studio su di un fluido inviscido in un condotto bidimensionale, analizzandone i risultati e verificando il funzionamento del software di calcolo. In un secondo momento, sarà testato un condotto assialsimmetrico, mentre successivamente sarà necessario ottimizzare le geometrie ricavate in precedenza, per avere valori di potenze del fan reali. Durante questa fase verranno effettuate anche brevi simulazioni di prova, per verificare in che modo lavora il programma OpenFOAM. Nella parte finale, sarà preso in considerazione un fluido viscoso ed un appropriato modello turbolento, i quali saranno inizialmente testati su di una lamina piana. Si è scelto questo profilo per poterne paragonare i risultati con quelli teorici ed i valori concessi dalla NASA. Infine, il modello viscoso e turbolento sarà esportato nel condotto progettato in precedenza, andando a verificare se il flusso separa o meno.

Per lo svolgimento di questo elaborato sono stati utilizzati un sistema operativo Windows10, un sistema operativo Linux su virtual machine e, nella fase finale, un sistema operativo Linux nativo. Eventuali differenze grafiche negli schemi e nei diagrammi derivano unicamente da questa diversità.

1.1. Condizioni ambientali

Come specificato in precedenza, all'aumentare della quota, vi è una variazione delle grandezze fondamentali dell'aria (densità, pressione, temperatura).

Nella successiva tabella vengono riportati i valori dell'atmosfera standard a quota 0:

P°	T°	ρ°
101325 Pa	288 K	1,225 kg/m ³

Le variabili con pedice 0 si riferiscono alle condizioni "sea level", ossia a livello del mare (quota 0 m), e sono pari alle grandezze totali.

In questo elaborato, verranno studiate le condizioni di funzionamento di un drone alla quota di 4000 metri. La variabile più importante di cui tenere conto è la densità, la quale varia in funzione della quota (espressa in chilometri) seguendo la formula:

$$\rho = \rho_0 \times \left(1 - \frac{6.5}{T_0} \times h\right)^{4.255}$$

Prendendo in considerazione le tabelle dell'atmosfera standard, si può avere un'idea dei valori della densità a varie quote.

Altitudine [m]	Densità [kg/m ³]
0	1.225
500	1.1673
1000	1.1116
1500	1.0580
2000	1.0064
2500	0.9568
3000	0.9090
3500	0.8631
4000	0.8190
4500	0.7767
5000	0.7360

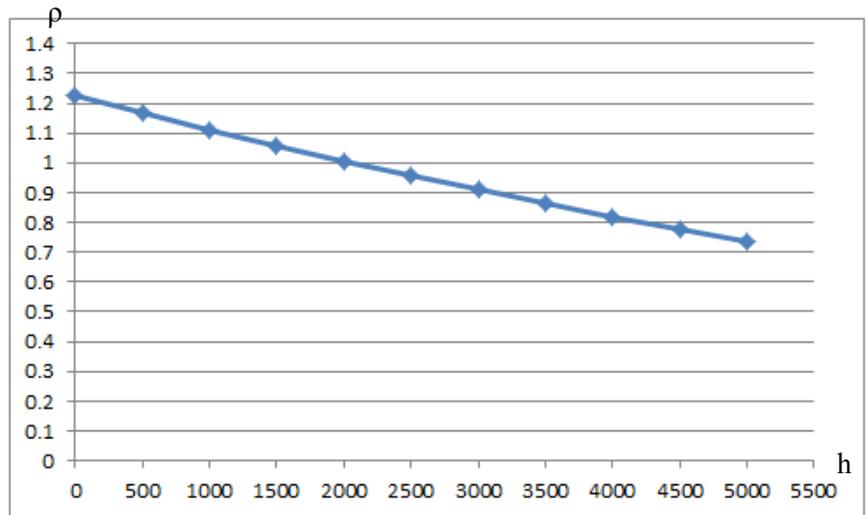


Immagine 2 - Andamento della densità al variare della quota

Come si evince dall'immagine soprastante, considerando una quota di 4000 metri, la discrepanza tra la densità e la densità a livello del mare non è trascurabile. Con una variazione circa del 30%, ciò influisce non poco sulle prestazioni dei motori, ed è necessario tenerne conto in fase di progetto. Il valore della densità a tale quota sarà fondamentale per il calcolo successivo delle prestazioni.

Anche la temperatura, nonostante sia di minore importanza ai sensi di questo elaborato, varia con la quota. Il gradiente termico verticale, pur subendo notevoli variazioni in base alla geografia del terreno, alle stagioni e alle coordinate geografiche, verrà assunto pari a -6.5 °C ogni 1000 metri.

La pressione atmosferica, ultimo parametro preso in considerazione al variare della quota, può essere descritto efficacemente tramite le tabelle dell'atmosfera standard, oppure tramite la formula seguente:

$$P = 0,9877^{\left(\frac{m}{100}\right)} * 101325$$

Altitudine [m]	Pressione [Pa]
0	101325
500	95244.93
1000	89529.70
1500	84157.42
2000	79107.51
2500	74360.61
3000	69898.56
3500	65704.25
4000	61761.63
4500	58055.59
5000	54571.93

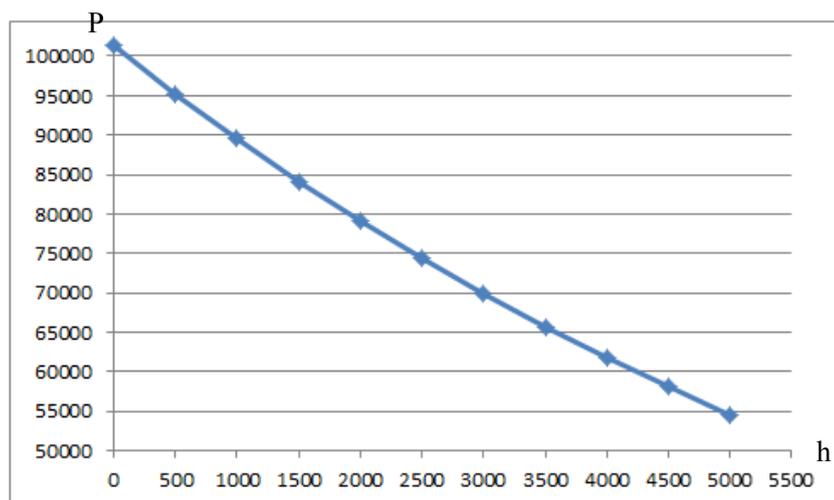


Immagine 3 - Andamento della pressione al variare della quota

Come si può evincere dalla tabella precedente, ad un'altezza di 4000 metri la pressione atmosferica è circa il 60% della pressione atmosferica al livello del mare.

1.2. Motore

Il drone preso in considerazione avrà un certo numero di motori, i quali dovranno garantire adeguate prestazioni anche alle condizioni ambientali descritte nel capitolo precedente. Il motore oggetto di studio è un SAITO-FG11.



Immagine 4 - Motore SAITO-FG11

Le cui caratteristiche sono le seguenti.

	SAITO-FG11
MASSA	465 g
POTENZA [CV]	0,95
CILINDRATA [cm ³]	10,9
N° CILINDRI	1
DURATA CICLO	4 tempi
COMBUSTIBILE	Benzina

La portata necessaria al funzionamento del motore è estremamente bassa, pari a 0,0006 kg/s.

Questo valore, cioè la portata in massa necessaria al funzionamento del motore, sarà anche la portata spillata dalla sezione di gola del condotto convergente – divergente, come accennato nel capitolo introduttivo. Il condotto dovrà quindi garantire una portata minima, pari a questo valore. Ovviamente, se la quantità di aria passante per la gola del condotto fosse pari alla quantità di aria necessaria al motore, questa verrebbe totalmente assorbita, non permettendo un regolare funzionamento sia del condotto che del fan. Come si vedrà più avanti, il valore della portata sarà aumentato enormemente, così che lo spillamento non comporti modifiche sostanziali al flusso.

2. Complementi teorici

2.1. Equazioni di governo

Le equazioni di governo sono un sistema di equazioni differenziali alle derivate parziali, le quali descrivono il comportamento di un fluido dal punto di vista macroscopico, la sua struttura e la sua evoluzione nel tempo. La premessa fondamentale è che il fluido possa essere considerato come un continuo (numero di Knudsen $Kn \ll 1$).

E' possibile enunciare queste equazioni dal punto di vista lagrangiano (il quale segue la traiettoria di ogni singola particella del fluido), sia dal punto di vista euleriano (il quale analizza le variazioni delle grandezze termodinamiche in un definito volumetto fluido). Nell'elaborato verranno enunciate, ma non ricavate, queste ultime, tralasciando le prime.

2.1.1. Equazione di continuità

Questa equazione viene anche detta "equazione di bilancio della massa". Dal punto di vista euleriano, questo principio può essere espresso come: "la variazione di massa contenuta in un volume fisso eguaglia la differenza tra i flussi di massa entranti ed i flussi di massa uscenti".

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{q}) = 0$$

Il primo termine è legato al tempo, per cui, per flussi stazionari, si annulla. Il secondo termine, detto termine convettivo, descrive il flusso di massa attraverso il volume considerato.

2.1.2. Equazione di bilancio della quantità di moto

La quantità di moto è una grandezza vettoriale che si conserva nelle tre direzioni dando luogo ad una equazione vettoriale, ovvero a tre equazioni scalari. Dal punto di vista euleriano, il principio della conservazione della quantità di moto, derivato della seconda legge di Newton, può essere espresso come: "la variazione, nel tempo, della quantità di moto del fluido contenuto in un certo volume di controllo, sommata al flusso netto di quantità di moto attraverso la superficie, uguaglia la risultante delle forze esterne agenti sul fluido contenuto nel volume stesso".

$$\frac{\partial(\rho \vec{q})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{q} \vec{q}) = \nabla \cdot \overline{\overline{\sigma}} + \rho f_e$$

Il termine $\nabla \cdot \overline{\overline{\sigma}}$ può essere ulteriormente scomposto, ed i suoi termini contengono la viscosità, parametro nullo nelle equazioni di Eulero, ma rilevante in quelle di Navier-Stokes.

Le equazioni di conservazione della quantità di moto sono note come equazioni di Navier-Stokes, N-S, e per un fluido Newtoniano la cui viscosità non dipenda dalla posizione, possono essere scritte nella forma vettoriale:

$$\rho \frac{D\vec{q}}{Dt} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \vec{q} + \frac{1}{3} \mu \nabla (\nabla \cdot \vec{q}) + \rho f_e$$

con $\frac{D\vec{q}}{Dt}$ derivata sostanziale.

2.1.3. Equazione di bilancio dell'energia

Questa equazione, dal punto di vista euleriano, può essere espressa come: " la variazione nell'unità di tempo dell'energia totale del fluido contenuto nel volume di controllo sommata al flusso netto di energia totale attraverso le facce del volume di controllo uguaglia la somma della potenza delle forze agenti sull'elemento di fluido e del flusso netto di energia termica trasmessa all'elemento di fluido per conduzione".

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho E \vec{q}) = \nabla \cdot (\bar{\sigma} \vec{q}) - \nabla \cdot q_t + \rho f_e \vec{q}$$

2.1.4. Equazione di stato dei gas

L'equazione di stato di un gas ideale è la seguente:

$$pV = nRT$$

Quest'ultima rappresenta un'importante relazione tra bilancio di energia e equazione di continuità, per i fluidi compressibili.

E' possibile correggere questa equazione, inserendo delle opportune costanti, così da descrivere anche il comportamento dei gas reali. La legge di Van der Waals enuncia che:

$$\left(p + \frac{a}{V_m^2} \right) (V_m - b) = RT$$

con $V_m = \frac{V}{n}$ volume molare e le costanti "a" e "b" dette costanti di Van der Waals.

La costante "a" è caratteristica di ogni gas ed esprime l'intensità delle interazioni tra le molecole del gas, mentre la costante "b" esprime il volume che occupa un gas quando lo spazio a sua disposizione tende all'infinito, e può essere espressa come $b = 16\pi \frac{r^3}{3}$, con r raggio atomico.

2.2. Condotto convergente-divergente

La conoscenza del funzionamento di un condotto convergente-divergente è fondamentale ai fini della comprensione di questa tesi.

Un condotto convergente-divergente, anche detto "Ugello de Laval", assume la seguente geometria.

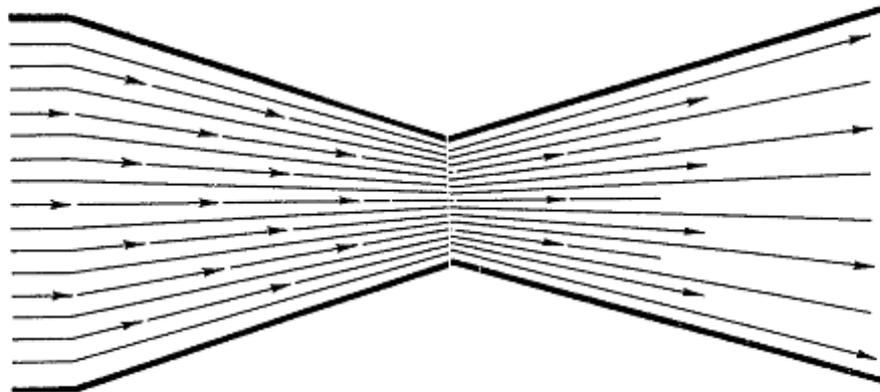


Immagine 5 - Condotto convergente-divergente

In questo tipo di condotto, data una certa pressione all'inlet p_1 superiore alla pressione all'outlet p_2 , il fluido in questione (in questo caso aria) subirà modifiche di velocità. Inizialmente il flusso verrà accelerato, sino al raggiungimento della sezione di gola. Nella parte convergente del condotto, il Mach resterà sempre inferiore all'unità. Nel caso il Mach superasse il valore unitario, si innescerebbero urti tali da riportare in condizione subsonica il flusso. Quest'ultima ipotesi non verrà presa in considerazione ai fini dello sviluppo di questa tesi, ed anzi, si cercherà di evitare l'innescio di urti, estremamente dannosi. Nella sezione di gola è possibile raggiungere la condizione critica, con un Mach pari a 1. Dopo di che, nella parte divergente del condotto, possono verificarsi due condizioni:

- Flusso sovra espanso;
- Flusso sotto espanso.

Nel primo caso, il Mach continuerà a salire, mentre nel secondo si avrà una ricomprensione, con conseguente diminuzione di velocità. Nel caso di flusso sovra espanso la pressione continuerà a diminuire, diventando inferiore alle condizioni ambiente in cui il flusso scaricherà. Il flusso sotto espanso, invece, resterà ad una pressione maggiore di quella ambiente. Quale di queste due condizioni sarà verificata dipende dal salto di pressione che si ha tra l'inlet e l'outlet del condotto.

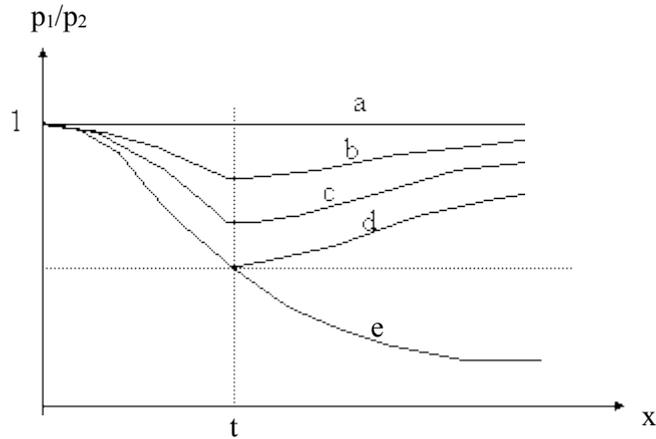


Immagine 6 - Andamento della pressione in un condotto convergente-divergente

Prendendo in esame il grafico soprastante, considerando come asse orizzontale la lunghezza del condotto (con "t" che indica la sezione di gola) e come asse verticale il rapporto tra le pressioni di inlet e outlet, si valutano i vari casi.

- Nel caso "a", le due pressioni agli estremi del condotto sono identiche, per cui non si sviluppa nessun movimento del fluido.
- Nel caso "b", la pressione all'outlet viene diminuita, per cui si ha inizialmente un'accelerazione del flusso nel tratto convergente, sino alla sezione di gola. Diversamente, nel tratto divergente, si ha una ricomprensione del fluido, con un conseguente diminuzione di velocità e aumento di pressione rispetto alla gola, pur rimanendo inferiore al valore dell'inlet.
- Nel caso "d", dopo l'accelerazione del tratto convergente, viene raggiunta la condizione critica in gola, con un valore del Mach pari a 1. Nel tratto divergente si ha una ricomprensione in maniera del tutto simile ai casi precedenti, raggiungendo il valore di pressione dell'outlet.
- Nel caso "e", infine, si ha un andamento uguale al caso "d" sino alla gola. Dopo di che, al posto di avere una ricomprensione, il flusso continuerà ad espandersi, raggiungendo valori di pressione estremamente bassi rispetto al valore iniziale, con conseguenti valori di Mach elevati nella sezione di uscita.

L'andamento del Mach specificato nei casi soprastanti può essere schematizzato dell'immagine seguente.

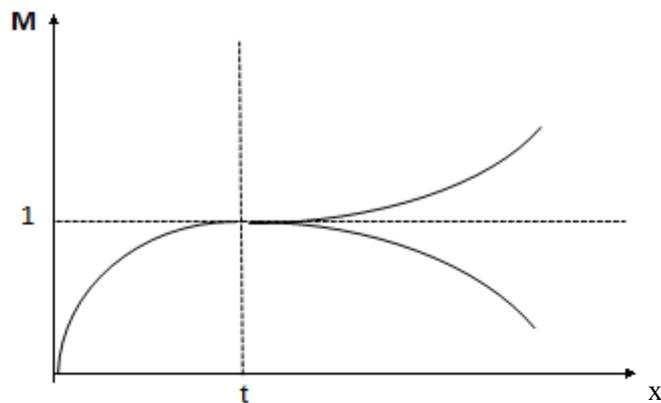


Immagine 7 - Andamento del Mach in un condotto convergente-divergente

Ai sensi di questo elaborato, si dovranno ottenere condizioni termodinamiche fissate nella sezione di gola. Ciò comporterà la necessità di ottenere un certo numero di Mach nella sezione di gola, leggermente inferiore all'unità, e per ottenerlo si andrà a porre tramite un fan nella sezione di outlet. Ciò determinerà una depressione in tale sezione, non eccessivamente elevata, ponendosi nel caso "c" dell'immagine 6.

2.3. Fluido viscoso – teoria dello strato limite

In questo elaborato verrà considerato un fluido reale, il quale, a differenza di un fluido ideale, possiede una viscosità, ossia sono presenti all'interno del fluido forze di tipo viscoso che si manifestano come resistenza ai cambiamenti di forma della massa fluida.

Nel 1904 Prandtl introdusse uno dei concetti più importanti per lo studio delle correnti fluide ad alto numero di Reynolds: la teoria dello strato limite. Per alti numeri di Reynolds ($Re \gg 1$) il flusso attorno a un corpo è caratterizzato da:

- Linee di corrente e di velocità che si discostano di poco da quelle ottenute con un calcolo del flusso potenziale di un fluido inviscido;
- Il fluido non scivola lungo le pareti ma aderisce su di esse.

La transizione della velocità da valore nullo ad uno vicino a quello predetto dalla teoria potenziale avviene in un sottile strato denominato strato limite dove gli sforzi viscosi sono importanti e lo spessore dello strato limite $\delta \ll L$ (con L lunghezza caratteristica del corpo). All'esterno non si hanno gradienti di velocità elevati e l'influenza della viscosità è trascurabile: in questa regione si applica l'approssimazione di corrente potenziale di un fluido inviscido.

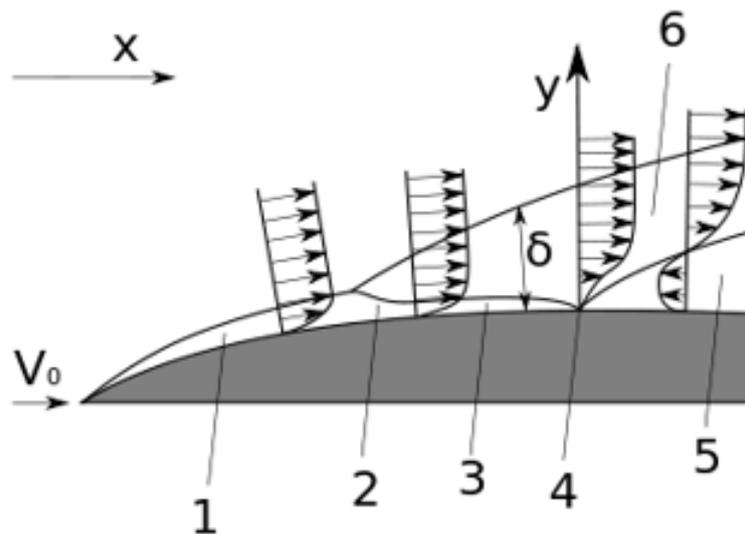


Immagine 8 - Strato limite: 1) Laminare 2) Transizione 3) Sottostrato laminare 4) Punto di separazione Strato separato 5) Strato turbolento

5)

Tutto ciò si traduce nel fatto che ad un alto numero di Reynolds l'influenza della viscosità attorno a un corpo è confinata in uno strato molto sottile nei pressi della parete solida: lo strato limite. In questa zona le particelle sono soggette ad un elevato gradiente di velocità lungo la normale alla superficie. Si ha una

transizione da velocità nulla sulla parete, per la condizione di aderenza, ad un valore dell'ordine della velocità della corrente indisturbata. Di conseguenza in questa regione gli effetti viscosi non sono trascurabili per effetto del gradiente di velocità, anche se la viscosità è piccola. Al di fuori di questa regione gli effetti viscosi diventano trascurabili. Nello strato limite, il valore degli sforzi viscosi tangenziali può essere espresso come:

$$\tau = \mu \frac{du}{dy}$$

Per la trattazione dello strato limite, si utilizzerà l'esempio noto della lamina piana.

Il moto nello strato limite può essere suddiviso in tre regimi: laminare, transizione e turbolento.

2.3.1. Regime Laminare

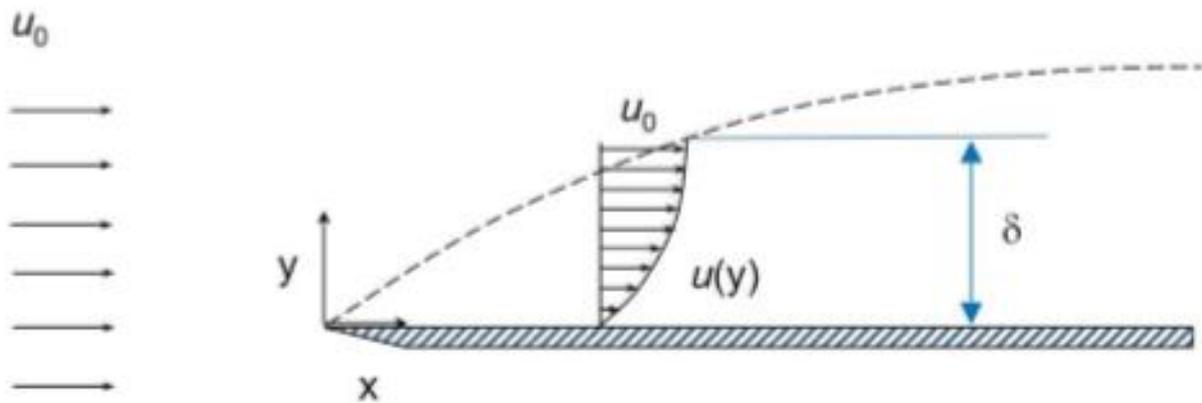


Immagine 9 - Strato limite laminare

Il flusso viene considerato laminare quando si ha un numero di Reynolds $Re < 10^5$.

Come nell'immagine soprastante, il fluido scorre da sinistra con una velocità di flusso libero u_0 e, a causa della condizione di aderenza, rallenta vicino alla superficie della piastra. Quindi, uno strato limite inizia a formarsi al bordo d'attacco. Quando il fluido procede più a valle, si sviluppano grandi sollecitazioni di taglio e gradienti di velocità all'interno dello strato limite. Procedendo ancora più a valle, la velocità del fluido aumenta e quindi aumenta lo spessore δ dello strato limite. Poiché non vi è alcuna linea netta che divide lo strato limite dal flusso libero, l'ipotesi tipicamente fatta è che lo strato limite si estenda sino al punto in cui la velocità del fluido raggiunge il 99% della corrente libera. In ogni momento, e a qualsiasi distanza x dal bordo anteriore, lo spessore dello strato limite δ è piccolo rispetto alla lunghezza del profilo. Considerando la soluzione di Blasius, lo spessore dello strato limite è:

$$\delta = 4,91 \times \frac{x}{\sqrt{Re}}$$

Vicino al bordo d'attacco il flusso è interamente laminare, il che significa che il fluido può essere immaginato diviso in strati, o lamine, che non si mescolano. In sostanza, gli strati di fluido scivolano uno sull'altro senza alcun interscambio di particelle di fluido tra strati adiacenti. La velocità di flusso all'interno di ogni lamina immaginaria è costante e aumenta con la distanza dalla superficie. Lo sforzo di taglio

all'interno del fluido è quindi interamente una funzione della viscosità e dei gradienti di velocità. Secondo Blasius, è pari a:

$$\tau = \frac{0,332 \times \rho \times u_0^2}{Re^{0,5}}$$

2.3.2. Regime Transitorio

La transizione è il processo attraverso il quale un flusso laminare diventa turbolento. Nella maggior parte dei casi, un flusso diventerà turbolento quando il numero di Reynolds aumenta oltre un certo valore, pari a $Re=5 \cdot 10^6$.

La transizione è un processo molto complesso e la sua previsione rimane un argomento molto studiato ancora oggi. La transizione può essere innescata da vari tipi di disturbi del flusso, tra cui i più comuni sono ruvidità del muro, variazioni superficiali di temperatura del muro e curvature.

2.3.3. Regime Turbolento

All'aumentare del numero di Reynolds l'effetto smorzante della viscosità diminuisce e la corrente assume l'aspetto turbolento, nel caso della lamina piana in assenza di gradienti di pressione la transizione avviene a $Re = 3,5 \cdot 10^5 \div 5 \cdot 10^6$ la cui variabilità dipende dalle influenze esterne allo strato limite. L'azione smorzante della viscosità non è più sufficiente ad impedire la crescita in ampiezza delle perturbazioni, le quali si intensificano ed iniziano la transizione alla turbolenza. La turbolenza è caratterizzata dalla presenza di fluttuazioni, sia spaziali, sia temporali, da vorticità, da alti livelli di dissipazione e diffusività e l'estrema non linearità del moto. Le fluttuazioni turbolente rendono il moto turbolento non stazionario e tridimensionale anche quando le condizioni al contorno sono stazionarie e/o bidimensionali.

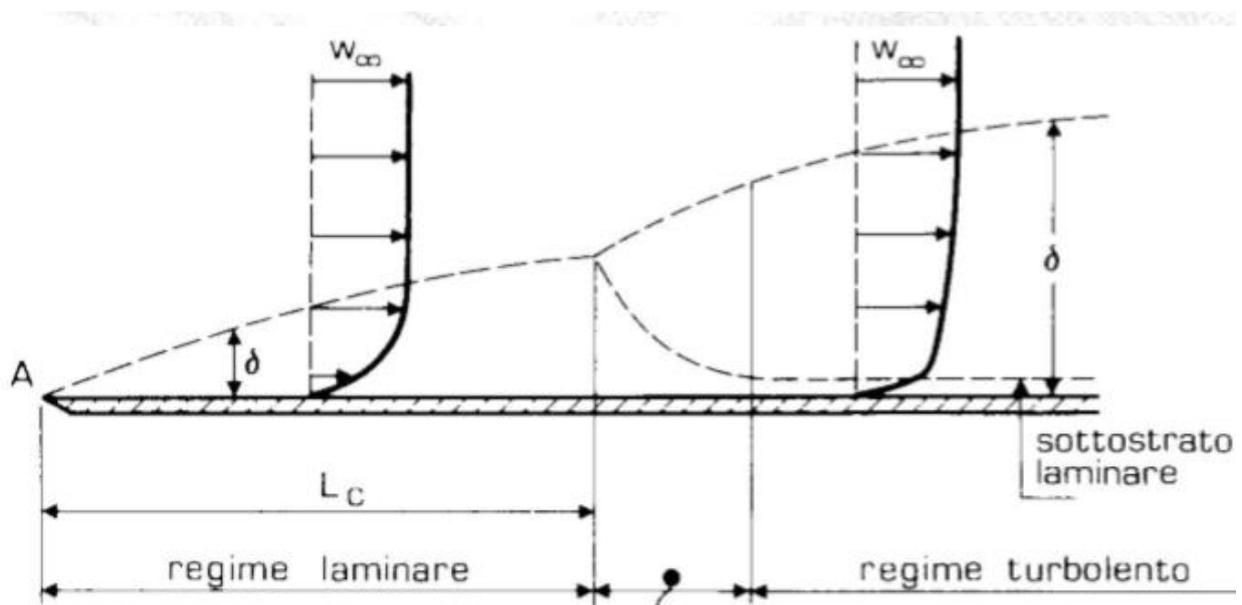


Immagine 10 - Strato limite turbolento

Come si può evincere dall'immagine soprastante, lo strato limite turbolento mantiene un sottostrato laminare, in cui vigono le leggi e le condizioni dello strato limite laminare. Quest'ultimo strato ha uno spessore di molto minore a quello turbolento soprastante.

Lo spessore dello strato limite turbolento è superiore a quello laminare, così come diversi, sempre rispetto al caso laminare, gli sforzi viscosi τ . Secondo Blasius, questi valori sono pari a:

$$\delta = 0,377 \times \frac{x}{Re^{0,2}}$$
$$\tau = \frac{0,029 \times \rho \times u_0^2}{Re^{0,2}}$$

Nel caso la velocità del flusso aumenti ancora, oppure che la parete presenti brusche variazioni di geometria, può verificarsi il distacco della vena fluida. Anche nel caso si venisse a creare un punto in cui il gradiente di pressione risulta avverso, vi sarebbe la separazione del flusso. La separazione è un punto di singolarità delle equazioni di Prandtl, le quali cessano di essere valide: negli strati limite separati la pressione sul corpo non è più indipendente dalla viscosità. Questo caso è da scongiurare nella progettazione argomento di questo elaborato, poiché porterebbe ad un mal funzionamento del condotto. In aeronautica, si utilizzano varie metodologie per evitare la separazione dello strato limite, tra cui l'aspirazione del flusso e l'utilizzo di superfici il meno rugose possibili.

2.3.4. Studio dello strato limite

Per lo studio dello strato limite, ci si è serviti di diversi modelli, andando a compararli per verificare quale approssima meglio i casi con il flusso viscoso ricavati con il programma OpenFOAM. Questi modelli avranno il principale merito di ricavare il valore degli sforzi viscosi a parete τ , così da poter ottenere a cascata tutti gli altri parametri.

Si immagini di sezionare una lamina piana, o un condotto, andandone ad estrapolare un singolo piano, ortogonale alla superficie, sull'intero volume. Su tale piano la variazione di velocità avrà un valore diverso, a seconda della distanza dalla superficie di contatto. Inoltre, questi valori dipendono anche da quale piano è stato scelto, se nei pressi del punto d'attacco della lamina o meno. Si ipotizzi di studiare un piano posto ad una certa distanza dal bordo d'attacco della lamina, nel quale si sviluppano un sottostrato laminare ed uno strato turbolento.

Prima di annunciare i modelli, è necessario definire alcune variabili caratteristiche per lo studio dello strato limite. Innanzitutto si definisce:

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau}{\rho}}$$

Detta velocità di attrito, attraverso il quale si andranno ad analizzare i valori.

Si ricavano, successivamente, i valori:

$$y_+ = \frac{y}{\sqrt{\frac{\tau}{\rho}}} = \frac{y}{u_\tau}$$

$$u_+ = \begin{cases} y_+ \\ -3,05 + 5 \times \ln(y_+) \\ 5,5 + 2,5 \times \ln(y_+) \end{cases}$$

Andando a porre sull'asse delle ascisse $\log(y_+)$ e sull'asse delle ordinate u_+ , è possibile ricavare un andamento teorico del modello.

Lo spessore dello strato limite δ dipende dal piano della lamina piana ortogonale alla superficie in cui si effettua l'analisi ($f(x)$), per cui varierà in funzione del parametro x . Di conseguenza, anche il parametro τ sarà caratteristico di ogni sezione del profilo.

E' assolutamente necessario evitare il distacco della vena fluida all'interno del profilo. Ciò è estremamente dannoso, e porterebbe diversi svantaggi, tra cui:

- Diminuzione della sezione del condotto disponibile per il flusso, con conseguente variazione della grandezze termodinamiche.
- Problemi con il fan presente all'outlet, il quale avrebbe a che fare un flusso distaccato.

2.3.5. Strato limite in un condotto

In un condotto, valgono le medesime considerazioni fatte per il caso della lamina piana. Tuttavia, le formule per l'ottenimento del numero di Reynolds sono diverse. La formula per l'ottenimento del numero di Reynolds locale è:

$$Re = \frac{U * D}{\nu}$$

con D il diametro del condotto, espresso in metri.

Anche i valori del numero di Reynolds che determinano se uno strato limite è laminare o turbolento sono diversi:

- $Re < 2300$: strato limite laminare;
- $Re > 2300$: strato limite turbolento.

2.4. Modello di turbolenza

Avendo a che fare con un fluido viscoso, è necessario scegliere quale un modello di turbolenza, il quale permetterà di rendere più verosimile la simulazione, mostrandone il corretto comportamento dello strato limite del flusso. Innanzitutto, verrà fatto un breve cenno alle caratteristiche di questo tipo di moto, per poi scendere nel dettaglio del modello di risoluzione scelto.

Un fluido in moto turbolento è caratterizzato, come espresso nel capitolo precedente, da fluttuazioni temporali e spaziali delle componenti di velocità, pur conservando, nel caso di moto stazionario, valori medi costanti nel tempo. La turbolenza può essere spesso descritta come il risultato di fenomeni di instabilità che avvengono durante il moto di un fluido.

Nel caso di una parete, la transizione avviene per un range di numeri di Reynolds (dovuti a fattori esterni allo strato limite) pari a $Re=3.5 \cdot 10^5 / 10^6$.

All'aumentare del numero di Reynolds l'effetto smorzante della viscosità diminuisce, superato il valore limite, non è più sufficiente ad impedire la crescita in ampiezza delle perturbazioni, le quali si intensificano ed iniziano la transizione alla turbolenza.

Il modello scelto è quello di Spalart-Allmaras, a basso costo computazionale, il quale si basa sulla soluzione di una sola equazione differenziale di trasporto, per un parametro $\tilde{\nu}$ detto eddy-viscosity. Si tratta di un modello RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes equations), il quale si comporta in maniera egregia in presenza di flussi con gradienti di pressione elevati e si basa sulle grandezze medie.

I metodi RANS dividono tutte le variabili del caso in due parti: una media ed una fluttuante.

$$\Phi = \bar{\Phi} + \Phi'$$

La parte media è calcolata come:

$$\bar{\Phi} = \frac{1}{T} \int_T \Phi(x, t) dt$$

Inoltre, per i flussi compressibili, è necessaria un'altra decomposizione, detta di Favre. In questo caso, si ha:

$$\theta = \tilde{\theta} + \theta''$$

Con $\tilde{\theta}$ calcolato come:

$$\tilde{\theta} = \frac{\overline{\rho\theta}}{\bar{\rho}}$$

Il termine dipendente dal tempo, invece, non include le fluttuazioni turbolente, ma sono quelle dovute alla densità. Dopo che questo tipo di decomposizione ha ricavato un valore standard per le parti dipendenti dal tempo di ρ e p , sono risolte le seguenti equazioni:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0$$

$$\left(\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u''_i u''_j})$$

con $\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}$ e $\overline{\tau_{ij}} = \widetilde{\tau_{ij}} + \overline{\tau''_{ij}}$.

In maniera del tutto similare, viene posta l'equazione dell'energia:

$$\left(\frac{\partial \overline{\rho \tilde{E}}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_j \tilde{E}}}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial \overline{\rho \tilde{u}_j}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_i \tau_{ij}}}{\partial x_j} - \frac{\partial \overline{q_j}}{\partial x_j} - \frac{\partial \overline{u''_j p}}{\partial x_j} - \frac{\partial \overline{\rho u''_j E''}}{\partial x_j}$$

Questa è la decomposizione per i flussi compressibili.

Per quanto riguarda il modello di Spalart-Allmaras, l'equazione di trasporto è la seguente:

$$\frac{\partial(\rho \tilde{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \tilde{v} \vec{V}) = \frac{1}{\sigma_v} \nabla \cdot \left[(\mu + \rho \tilde{v}) \nabla \tilde{v} + C_{b2} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_k} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_k} \right] + C_{b1} \rho \tilde{v} \overline{\Omega} - C_{w1} \rho \left(\frac{\tilde{v}}{ky} \right)^2 f_w$$

I termini contenuti nell'equazione differenziale rappresentano, in ordine:

- $\frac{\partial(\rho \tilde{v})}{\partial t} \rightarrow$ variazione di \tilde{v} nel tempo;
- $+\nabla \cdot (\rho \tilde{v} \vec{V}) \rightarrow$ trasporto per convezione;
- $\frac{1}{\sigma_v} \nabla \cdot \left[(\mu + \rho \tilde{v}) \nabla \tilde{v} + C_{b2} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_k} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_k} \right] \rightarrow$ trasporto per diffusione;
- $C_{b1} \rho \tilde{v} \overline{\Omega} \rightarrow$ produzione;
- $C_{w1} \rho \left(\frac{\tilde{v}}{ky} \right)^2 f_w \rightarrow$ distruzione.

La viscosità turbolenta μ_T viene ricavata come:

$$\mu_T = \rho \tilde{v} f_{v1}$$

con f_{v1} funzione di smorzamento, la quale serve per ridurre la viscosità turbolenta in prossimità della parete.

Il termine $\overline{\Omega}$ è definito come:

$$\overline{\Omega} = \Omega + \frac{\tilde{v}}{(ky)^2} f_{v2}$$

con Ω che rappresenta la vorticità e f_{v2} un'ulteriore funzione di smorzamento.

Inoltre, l'equazione di trasporto contiene una serie di costanti, ricavate sperimentalmente, pari a:

$$\sigma_v = 2/3$$

$$k = 0,4187$$

$$C_{b1} = 0,1355$$

$$C_{b2} = 0,622$$

$$C_{w1} = C_{b1} + k^2 \frac{1 + C_{b2}}{\sigma_v} = 0.56203$$

3. Grandezze termodinamiche e geometria

Per quanto riguarda lo studio preliminare delle condizioni da ottenere e del profilo, si è deciso di utilizzare i fogli di calcolo Excel. L'utilizzo del software Matlab sarebbe stato altrettanto utile ma si è preferito, per comodità di utilizzo, di ricorrere al primo. Il software di calcolo OpenFOAM richiede l'inserimento di della geometria del caso in oggetto in due modi: tramite l'utilizzo di funzioni o inserendo punto a punto i contorni della geometria. Saranno utilizzati entrambi i metodi. Il più semplice, e quindi utilizzato inizialmente, è l'inserimento punto a punto del profilo, definendolo tramite una serie di punti nelle tre direzioni spaziali. Queste ultime sono state ricavate tramite fogli di calcolo Excel. La creazione di un programma Excel ha notevolmente semplificato le modifiche successive del profilo. La variazione di un numero molto limitato di parametri ha permesso modifiche immediate ed accurate delle grandezze termodinamiche e del profilo, senza l'ausilio di ulteriori calcoli. A causa di alcune problematiche enunciate in seguito, la definizione del profilo punto a punto sarà abbandonata per i calcoli riguardanti il fluido viscoso, preferendo la definizione dello stesso tramite funzioni di OpenFOAM.

3.1. Grandezze termodinamiche ottimizzate

Innanzitutto, si sono studiate le condizioni atmosferiche ad una quota di 4000 m. Come enunciato precedentemente, temperatura, pressione e densità variano con la quota mediante leggi ben definite. Prendendo in considerazione un valore della densità dell'aria a tale quota pari a $0,8190 \text{ kg/m}^3$, è possibile ricavare, come spiegato nella teoria, un valore di Mach corrispondente, tramite la formula:

$$\rho^\circ = \rho \times \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \rightarrow M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \times \left[\left(\frac{\rho^\circ}{\rho}\right)^{\gamma - 1} - 1\right]}$$

Il valore di Mach ricavato, per la condizione di densità sopra riportata, è di $M = 0,93$.

Dato questo valore, è necessario calcolare la funzione del Mach $f(M)$ nella sezione di gola, tramite la formula:

$$f(M_t) = \sqrt{\frac{\gamma M_t^2}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_t^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}} = 0,681828$$

Partendo dal valore del Mach ricavato precedentemente, è ora necessario decidere la grandezza della sezione di gola. Nelle fasi preliminari sono state scelti valori non realizzabili a livello di progetto, mentre in questo paragrafo verranno ricavati i valori già ottimizzati, tenendo conto di alcune limitazioni. Questa scelta è influenzata da vari fattori di varia natura, i quali vanno assolutamente considerati per evitare complicazioni successive.

In primo luogo, dato che la portata in massa si conserva lungo il condotto, la sezione di gola deve essere abbastanza grande da permettere una portata elevata, così che l'aspirazione di una percentuale di flusso per il motore non influisca sui risultati.

Si è deciso, come già accennato nel capitolo dedicato al motore, di avere una portata di 200 volte superiore alla portata necessaria, così che l'aspirazione non provochi problemi al flusso. Di conseguenza, la portata minima prodotta sarà pari a $\dot{m} \cong 0,125 \text{ kg/s}$.

Noto questo valore minimo, la sezione di gola va scelta di conseguenza. Tuttavia, vanno fatte alcune ulteriori considerazioni riguardo i possibili vantaggi e svantaggi:

- Una sezione di gola molto piccola, pur avendo il vantaggio di contenere dimensioni e potenza del compressore, potrebbe avere problematiche per quanto riguarda la rumorosità e la lunghezza del condotto;
- Una sezione di gola molto grande, pur garantendo una lunghezza del condotto contenuta, richiederebbe potenze troppo grandi, ingombri eccessivi e problematiche di utilizzo in un ambiente chiuso.

Si considera quindi il compressore che verrà utilizzato per azionare il flusso, e le sue caratteristiche.

AEROSERVICE S.R.L.			
Mod. CFC200		ID 34543-28/10	
Matricola:	013337	Anno prod.	2008
Tens.(V)	230	Freq.(Hz)	50
Pot.(W)	100	Corr. Nom. (A)	0,5
F	1	IP	44
C(uF)	2,5	Cl. Is.	B
Giri/min	2500	Portata (mc/h)	500
Pst(Pa)	100	Peso (kg)	-

Tenendo conto della potenza massima generata (100 W) ed il salto di pressione massimo possibile (100 Pa), si decide di optare per un area di gola pari a $A_t = 5,3 \text{ cm}^2$. Questo valore è stato ricavato per tentativi, svolgendo tutti i calcoli e verificandone l'attinenza alle varie limitazioni.

Data quindi l'area di gola A_t ed il Mach, è possibile ricavare la portata in massa nella sezione di gola, costante lungo tutto il condotto.

$$\dot{m} = \frac{P^\circ \times A_t}{\sqrt{R \times T^\circ}} \times f(M) = 0,12731 \text{ kg/s}$$

Questo valore è leggermente superiore a 200 volte il valore della portata minima richiesta dal motore, per cui è accettabile.

Successivamente, è necessario analizzare come si comporta il flusso al variare dell'area del condotto, mantenendo fissa la sezione di gola. E' ora possibile, dati A_t e $f(M_t)$, ricavare la funzione del Mach $f(M)$ per varie aree, tramite la formula:

$$A_i \times f(M_i) = A_t \times f(M_t) \rightarrow f(M_i) = f(M_t) \times \frac{A_t}{A_i}$$

I dati sono disponibili per la visione nell'allegato 9.1.

A questo punto, utilizzando l'inversa della formula precedentemente esposta $f(M) = \sqrt{\frac{\gamma M^2}{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}$, si

ricava il valore del Mach M per ogni sezione del condotto (allegato 9.1).

Si può notare che i valori di Mach, per ogni sezione, sono due. Questi due valori si riferiscono alla condizione di flusso supersonico e flusso subsonico, già descritte nel precedente capitolo.

Conoscendo ora questi valori per ogni sezione, è possibile ricavarne le grandezze termodinamiche. Ai fini di questo elaborato verranno considerate solamente le grandezze derivate dal flusso subsonico, trascurando invece quelle legate al flusso supersonico. I valori statici di pressione, temperatura e densità derivano dalle grandezze totali prima enunciate, e sono legati al valore del Mach tramite le seguenti formule.

$$P^{\circ} = P \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \rightarrow P = \frac{P^{\circ}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$T^{\circ} = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \rightarrow T = \frac{T^{\circ}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)}$$

$$\rho^{\circ} = \rho \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \rightarrow \rho = \frac{\rho^{\circ}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}}$$

Anche in questo caso, si rimanda all'allegato 9.1 per la visione dei risultati.

Dati questi valori, tramite una semplice sottrazione si ricava il valore del salto di pressione tra le aree e la pressione esterna. Un ulteriore valore ricavabile è la portata volumetrica \dot{m}_v , ottenuto moltiplicando la portata massica per la densità dell'aria in ogni singola sezione.

Le tabelle ricavate saranno necessarie, una volta ricavati tutti i valori, per la scelta della sezione di uscita.

L'ultimo dato fondamentale per decidere quale area di uscita sia la più adatta a questo caso, è la potenza richiesta. Per calcolarla, è necessario ricavare precedentemente il lavoro richiesto, tramite la seguente formula.

$$L = C_p \times T^{\circ} \left[\left(\frac{P^{\circ}}{P} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]$$

Una volta ricavato il lavoro richiesto, con un semplice calcolo si può giungere al valore di potenza necessario.

$$P = L \times \dot{m}$$

Infine, avendo ricavato tutti i dati richiesti per poter compiere la scelta più opportuna, si è deciso di scegliere come area di uscita $A_e = 90 \text{ cm}^2$. Ciò è stato dettato dalla fattibilità costruttiva, in termini di potenza, del fan.

Tale scelta è stata dettata dai requisiti precedentemente esposti, ed assicura le seguenti caratteristiche.

ΔP	L	P
81 Pa	66,77 J/kg	8,50 W

Il ragionamento fatto sin ora è valido per i successivi case, escluso quello del profilo 2D. Quest'ultimo, infatti, è stato svolto in un momento antecedente il ragionamento sopra esposto, e non ha subito il processo di ottimizzazione legato alle potenze utilizzabili. Per questo motivo, gli unici dati necessari per lo svolgimento della simulazione sul profilo 2D sono:

M_t	$f(M_t)$
0.93	0,681828

Tutti gli altri parametri, tra cui il salto di pressione tra inlet e outlet, non avendo limitazioni, saranno estremamente fuori scala, e non utilizzabili ai fini pratici.

3.2. Profilo 2D

Come già accennato nella fase introduttiva, per la simulazione dell'ambiente operativo, si è ricorso ad un condotto convergente – divergente.

Inizialmente, la scelta è ricaduta su un profilo quadrangolare 2D. Nonostante fosse chiaro che la soluzione ottimale sarebbe stata quella assialsimmetrica, si è deciso ugualmente di testare questo profilo.

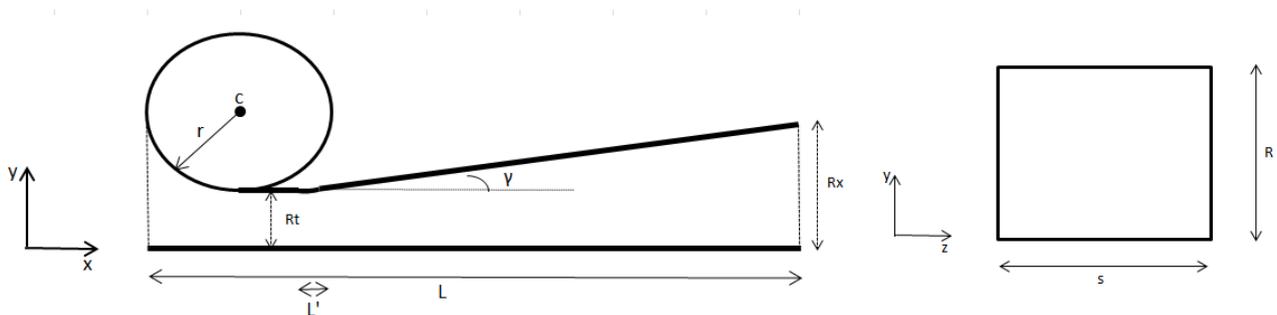


Immagine - Vista laterale e frontale del profilo

Tramite il programma Excel sopra citato, è stato possibile, dopo aver sviluppato un semplice programma, inserendo un numero limitato di parametri, sviluppare un profilo facilmente esportabile su OpenFOAM. Si sono ricavate le coordinate nelle tre dimensioni dei punti che compongono il profilo, distanziandole tra loro lungo l'asse del condotto (asse X) di 0,1 cm. Questo sarà fondamentale in seguito, poiché il profilo sarà inserito punto per punto in OpenFOAM. Inoltre, sapendo già che il test con questo profilo sarebbe stato inviscido, non c'è stato bisogno di definire una geometria più accurata del decimo di millimetro.

Si è scelto di dividere la trattazione in quattro parti, tante quante sono state le variazioni della geometria del condotto. Durante tutto lo studio, si è cercato di mantenere la lunghezza del condotto inferiore a 1 metro per facilità di utilizzo, per cui molte scelte rispecchieranno questa esigenza.

Essendo il primo profilo progettato e testato, questo non ha subito il processo di ottimizzazione proprio dei case successivi, per cui alcune grandezze, tra cui la potenza, saranno assolutamente fuori scala. Ciò renderà il profilo non realizzabile dal punto di vista pratico.

3.2.1. Tratto convergente

Per quanto riguarda il tratto convergente del condotto, si è deciso di ricorrere ad un arco di cerchio. Soluzioni più complesse quali forme ovali o simili sarebbero state altrettanto efficaci, se non superiori, ma si è deciso questo approccio a causa della facilità costruttiva.

I dati da inserire nel programma Excel per lo sviluppo di questo tratto sono le coordinate del centro della circonferenza "C" ed il valore del raggio "r".

La pendenza del condotto non deve essere eccessiva, per non favorire urti. Questa sezione è lunga 0,15 m.

3.2.2. Tratto di gola

La gola dell'ugello è stata allungata, formando un tratto di area costante. Ciò è necessario per l'inserzione degli aspiratori collegati al motore. L'area della sezione di gola dovrà essere sufficientemente grande da permettere una portata abbastanza elevata da non essere eccessivamente modificata dall'aspirazione. Si è scelto di imporre, come lunghezza del tratto di gola, 0,05 m, valore che rimarrà costante per tutti i case.

3.2.3. Raccordo

Il raccordo è ottenuto, come l'arco di cerchio iniziale, tramite un arco di circonferenza. Ciò è necessario poiché il flusso, qualora si trovasse davanti una brusca variazione di inclinazione, si distaccherebbe. E' necessario quindi rendere il flusso tangente alla direzione del profilo, tramite una variazione lieve di inclinazione, e questo determina la lunghezza del raccordo.

3.2.4. Tratto divergente

La parte finale del condotto deve avere un'inclinazione non eccessiva, sempre per evitare il distacco del fluido. L'angolo massimo ammissibile γ è di 7° , anche se sarebbe preferibile un'inclinazione leggermente inferiore. Questa grandezza è determinata in base all'area di uscita da ottenere per ricavare le condizioni termodinamiche ricercate. Dato l'angolo di inclinazione massimo ammissibile, è possibile calcolare la variazione massima del raggio della sezione.

3.2.5. Condotto completo



Immagine 12 - Rappresentazione del condotto su ParaView, frontalmente e lateralmente.

Un ultimo parametro fondamentale per la costruzione del profilo è lo spessore. Essendo un'analisi 2D, contrariamente a quanto mostrato nella figura 9 si è scelto uno spessore infinitesimale, pari a 0,1 cm, trascurabile rispetto alle altre grandezze del condotto, il che fa apparire il profilo, come si può vedere nell'immagine soprastante, molto schiacciato.

3.3. Profilo assialsimmetrico

La soluzione di un profilo assialsimmetrico è ritenuta più efficiente rispetto a quella di un profilo quadrangolare. Innanzitutto, non vi è il problema del distacco della vena fluida agli angoli, come invece si avrebbe per il profilo descritto in precedenza. Inoltre, questo tipo di geometria è di più semplice realizzazione, ed è quindi preferibile rispetto al precedente.

E' stata studiata una sezione pari a 4° del condotto totale, così da poter essere considerato uno studio quasi bidimensionale. Così facendo, si è aggiunta una variazione del valore dello spessore del profilo, cosa assente nel profilo quadrangolare, in cui era considerato costante. Lo spessore, in direzione dell'asse z, è stato calcolato, dato α , come:

$$z = y * \sin \frac{\alpha}{2}$$

Anche la portata, ricavata precedentemente e pari a $\dot{m} = 0,127315 \text{ kg/s}$, è modificata. La parte che passa nella porzione di circonferenza considerata è pari a:

$$\dot{m}' = \dot{m} \frac{4}{360} = 0,001415 \text{ kg/s}$$

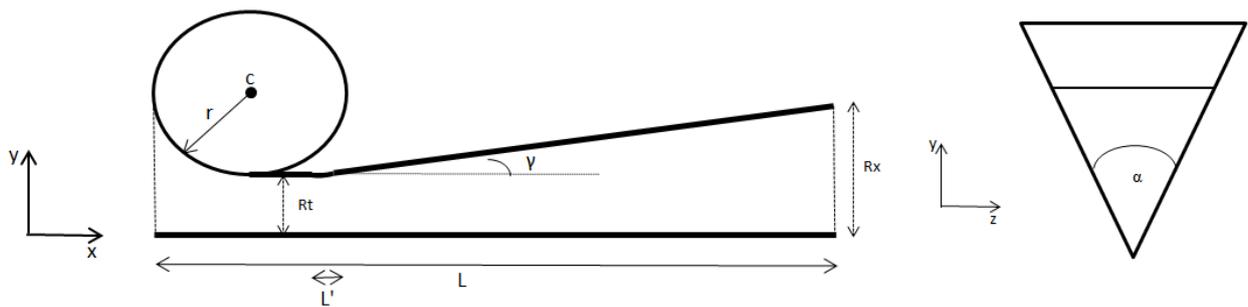


Immagine 13 - Vista laterale e frontale del profilo assialsimmetrico

Assumendo un angolo α molto piccolo, la differenza tra il profilo reale, semplificato come rettilineo, e quello ideale, curvilineo, sono praticamente trascurabili.

Come per il caso precedente, si è scelto di dividere la trattazione in quattro parti, tante quante sono state le variazioni della geometria del condotto. In quest'ottica, si è mantenuto il limite di lunghezza di 1 metro.

Tutti i valori numerici dei vertici sono disponibili nell'allegato 9.3.

3.3.1. Tratto convergente

Per quanto riguarda l'apertura del condotto, o inlet, si è deciso di ricorrere ad un arco di cerchio, in maniera del tutto simile alla trattazione precedente. Soluzioni più complesse quali forme ovali o simili sarebbero state altrettanto efficaci, se non superiori, ma si è deciso questo approccio a causa della facilità costruttiva.

La trattazione e la lunghezza di questo tratto ricalcano esattamente quelli utilizzati per il caso quadrangolare, a cui si rimanda per ulteriori spiegazioni. A differenza del caso precedente, è stato necessario determinare la profondità lungo l'asse z di ogni punto.

3.3.2. Tratto di gola

Non vi sono variazioni nello sviluppo di questo tratto rispetto al caso quadrangolare, tranne l'aggiunta di uno spessore variabile. La lunghezza resta immutata, sempre pari a 5 cm, per le ragioni indicate in precedenza.

3.3.3. Raccordo

Analogamente al punto precedente, non vi sono mutazioni, eccetto per quanto riguarda lo spessore, rispetto al caso precedente. Questa è probabilmente la zona più delicata dell'intero profilo, poiché brusche variazioni di geometria determinerebbero, nel caso viscoso, la separazione dello strato limite. Per ovviare questo problema, si è deciso di infittire la geometria, determinandola non più ogni 0,1 cm, ma ogni 0,01 cm. Ciò ha determinato tempi computazionali più lunghi, ma una maggiore precisione. I vertici di questo tratto devono avere tangente comune con i tratti adiacenti, per evitare brusche variazioni di direzione al flusso.

3.3.4. Tratto divergente

La parte finale del condotto deve avere un'inclinazione non eccessiva, sempre per evitare il distacco del fluido. L'angolo massimo ammissibile è di 7°, anche se sarebbe preferibile un'inclinazione leggermente inferiore. L'angolo scelto è stato quindi 5°, così da mantenere un certo valore di sicurezza. Fissata a 0,75 m la lunghezza totale del condotto, e a 0,52 m la lunghezza di questo singolo tratto, e dato l'angolo di inclinazione massimo ammissibile, è possibile calcolare la variazione massima del raggio della sezione.

$$Y = X \times \tan 7^\circ = 0,52 \times \tan 7^\circ = 0,0638 \text{ m}$$

Considerando che l'angolo utilizzato è 5°, inferiore all'angolo massimo, si può ricavare che:

$$Y = X \times \tan 5^\circ = 0,52 \times \tan 5^\circ = 0,0455 \text{ m}$$

Tenendo conto che la lunghezza massima accettabile per l'intero condotto, dal punto di vista costruttivo, è di 1 metro, come specificato prima, è necessario che il condotto raggiunga l'area di uscita desiderata con una pendenza massima limitata.

3.3.5. Condotto completo



Immagine 14 - Rappresentazione del condotto assialsimmetrico su ParaView, frontalmente e lateralmente.

Come si può notare, è stato necessario approssimare la curva della sezione di circonferenza con una retta. Questa approssimazione è valida se si ha a che fare con angoli molto piccoli, comportando un errore praticamente irrilevante. Per angoli più grandi non si otterrebbero risultati attinenti a quelli teorici.

3.4. Lamina Piana

Il profilo della lamina piana è estremamente semplice, poiché consiste in un unico segmento posto di lunghezza L . Innanzi a questo profilo è posta un'area senza parete, ma simmetrica. Ciò è necessario per avere la certezza che lo strato limite inizi nel bordo d'attacco della lamina, rendendo inutili successivi calcoli per capire dove si trovi l'origine.

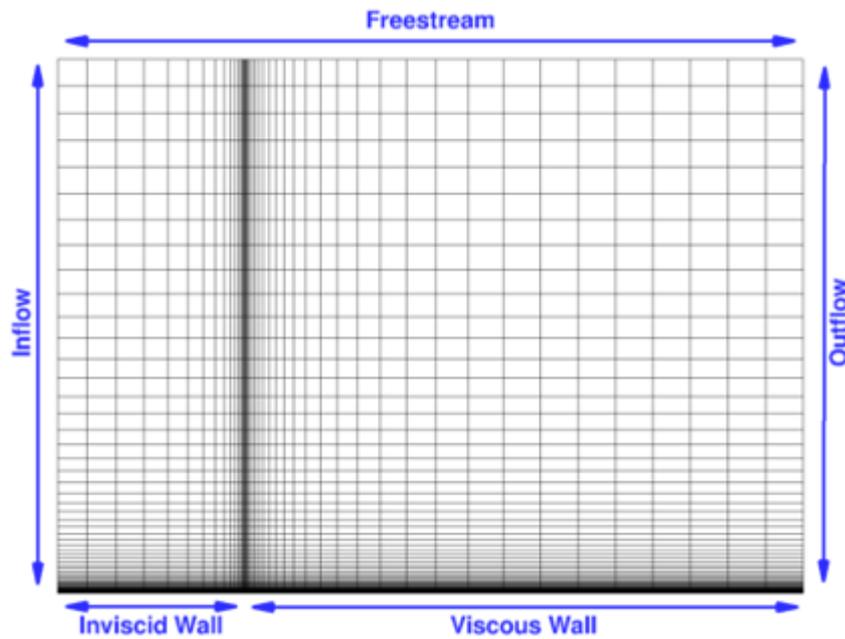


Immagine 15 - Lamina piana

Si è deciso di testare questa tipologia di profilo così da prendere confidenza con i modelli viscosi su OpenFoam e verificando l'attinenza dei risultati numerici con quelli teorici per un caso semplice. Sono state prese le misure e le condizioni della lamina piana proposte dalla NASA sul proprio sito, ossia:

- Inviscid wall = 0,3 m;
- Viscous wall = $L = 2$ m;
- Outflow = Inflow = 1 m;
- Mach = 0,2.

L'altezza del profilo è assunta pari a 1 m, tuttavia questo valore non è molto influente ai fini del calcolo, e potrebbe essere ridotto per diminuire i tempi di calcolo.

3.5. Grandezze termodinamiche lungo i profili

Una volta ricavate le grandezze termodinamiche, in particolar modo il valore di pressione all'outlet per ottenere i parametri desiderati, e le geometrie, è stato svolto uno studio su di questi. In particolar modo, sempre tramite Excel, sono stati calcolati i valori delle grandezze termodinamiche lungo i profili, con particolare riferimento alla pressione P , alla temperatura T ed alla velocità U . Conoscendo l'andamento della geometria ed i valori iniziali all'inlet e all'outlet sono state ricavate P , T ed U . Ciò è stato

indispensabile, poiché successivamente questi valori teorici verranno comparati con i valori numerici estrapolati con il software di calcolo OpenFOAM, così da comparare le due soluzioni.

Si sono ottenute quindi le grandezze in ogni singola sezione del profilo. Queste grandezze varieranno unicamente in direzione assiale al profilo.

4. OpenFOAM

Per completezza espositiva, verrà fatta una breve introduzione del programma OpenFOAM. Data l'estensione e la complessità del programma, non potranno essere trattati tutti gli aspetti, ma solamente quelli propedeutici alla comprensione ed allo svolgimento di questo elaborato. Per ulteriori dettagli si rimanda a tesi precedenti ed al sito ufficiale del programma, menzionate nella sezione sitografia e bibliografia.

4.1. Introduzione

Nel seguente capitolo viene presentato il software di calcolo utilizzato per lo studio del condotto convergente-divergente. Verranno inizialmente riportati alcuni cenni storici riguardanti OpenFOAM, mentre successivamente si andranno a visionare le cartelle ed i file in esse contenuti. Infine, si andrà ad analizzare il caso argomento di questa tesi, descrivendo da dove si è partiti, le modifiche apportate ed il risultato finale ottenuto.

OpenFOAM, acronimo anglosassone di "Open Field Operation And Manipulation", è un programma open source scritto nel linguaggio di programmazione C++ . Fu originariamente sviluppato negli anni 80' nell'Imperial College di Londra, con l'obiettivo di creare una piattaforma di calcolo più versatile e flessibile rispetto a quella che allora rappresentava l'unica alternativa (Fortran). Da allora il programma è stato rivisitato più volte, venendo aggiornato con cadenza semestrale. Prima di divenire un software open source nel 2004 veniva venduto con il nome di FOAM dalla compagnia inglese "Nabla Ltd".

Le procedure per l'installazione di questo software sono dettagliatamente fornite online, sui siti <https://www.openfoam.org> (utilizzato al fine di questa tesi) e <https://www.openfoam.com>. OpenFOAM, per essere utilizzato, necessita del sistema operativo Ubuntu. Per lo svolgimento dell'elaborato è stato utilizzato un computer personale con sistema operativo Windows10. Purtroppo non è stato possibile installare la versione di OpenFOAM direttamente su "Ubuntu for Windows" poiché, nonostante i molti vantaggi che ciò avrebbe comportato, vi erano numerosi problemi di funzionamento. È stata quindi necessaria l'installazione di "ORACLE VM Virtual Box" per emulare il sistema operativo Linux, sul quale è stato successivamente installato Ubuntu ed infine OpenFOAM. Questa operazione ha fatto sì che il sistema Linux risultasse particolarmente lento nei tempi di calcolo, rallentando inoltre anche l'utilizzo dei programmi su Windows. Durante lo svolgimento di questo elaborato è parso evidente che le capacità di calcolo della Virtual Machine non potevano essere accettabili, in particolar modo per lo studio dei modelli viscosi. Per sopperire a questa mancanza, si è deciso di installare la versione nativa di Ubuntu, ottenendo risultati in tempi molto più brevi.

OpenFOAM è dunque una library del linguaggio C++, usata principalmente per creare file eseguibili, noti come applications. Le applications possono dividersi in due categorie: le solvers, concepite con lo scopo di risolvere problemi di meccanica continua, e le utilities, progettate per risolvere problemi in cui sia necessario manipolare più dati. L'utente può sia creare sia nuove applications che nuovi solvers, ovviamente sono necessarie le conoscenze di alcuni prerequisiti sul software e sulle tecniche di programmazione dei problemi fisici. Nel problema trattato in questa tesi, si è scelto di modificare un caso già esistente, andando a manipolarne gli input, la geometria ed alcuni altri parametri.

4.2. Installazione del programma

Come detto precedentemente, per l'installazione di questo software si è ricorsi alla guida dettagliata presente sul sito <https://www.openfoam.org>. Per l'installazione di OpenFOAM è opportuno disporre di un computer con sistema operativo Linux. In questo caso, disponendo soltanto di un sistema operativo Windows, si è deciso inizialmente installare una macchina virtuale che emuli il funzionamento del sistema operativo desiderato. La guida presentava tre diverse opportunità, la prima delle quali prevedeva l'utilizzo di OpenFOAM direttamente su Windows tramite "Ubuntu for Windows". Ciò non è tuttavia stato possibile, per cui si è ricorsi alla macchina virtuale. Si osservi che questa operazione, essendo virtuale, non necessita di un partizionamento fisico del computer. Per quanto riguarda l'installazione della macchina virtuale si rimanda al seguente link: <https://www.virtualbox.org/wiki/Downloads>. Successivamente è necessario scaricare la versione di Ubuntu desiderata e supportata. La procedura di installazione è rapida e si è scelto di emulare Ubuntu_16_04_LTS. Ora si formatta il sistema operativo e si impostano il nome e la password dell'utente. È importante che il PC non vada mai in standby poiché l'esecuzione dei programmi è eseguita dal terminale; una sospensione di quest'ultimo si tradurrebbe infatti nell'arresto dei programmi stessi. Una specifica su come effettuare la distribuzione del sistema operativo virtuale sui processori a disposizione nel computer materiale è inoltre necessaria. Un'indicazione generale per l'emulazione è di ripartire Ubuntu sulla metà dei processori a disposizione. Se si tentasse di aggiungerne più di metà si verificherebbero continui crash del software di emulazione. Queste specifiche, che riguardano le esigenze dell'utente, possono essere indicate seguendo il percorso: VirtualBox → Setting System → Processors, qui si specificano i processori dei quali si vuole disporre a fronte di quelli disponibili. Successivamente all'installazione si procede come se si possedesse un sistema operativo Ubuntu, semplicemente aprendo la macchina virtuale dal menu Start. In una seconda parte, è stato utilizzato un sistema operativo Linux nativo, per cui la parte precedente di installazione della Virtual Machine è stata saltata. Ora è necessario installare il programma OpenFOAM. Per il download del pacchetto open source si rimanda al seguente link: <https://openfoam.org/download/3-0-1-ubuntu/>. Per l'installazione dei programmi, in Linux, è necessario procedere da terminale. Questo si traduce nel compilare dall'interfaccia del terminale le stringhe di comandi che sono riportate nel precedente link.

4.3. Struttura del programma

A seguito dell'installazione del programma vengono scaricate, all'interno della cartella principale "OpenFOAM ", altre due cartelle, le quali dovranno essere estratte per essere leggibili. Una cartella è denominata "OpenFOAM" e l'altra "ThirdParty-v-1712". La desinenza v-1712 specifica la versione che si sta impiegando. All'interno della cartella ThirdParty-v-1712 vi sono tutte le istruzioni che vengono richiamate dal programma nella fase di pre e post processing con i rispettivi comandi, che saranno illustrati nel seguito. Nella cartella OpenFOAM sono invece raccolte tutte le cartelle contenenti le equazioni, le costanti, i moduli e i file necessari per l'esecuzione dei programmi in OpenFOAM. Di particolare utilità è la cartella "tutorials", all'interno della quale sono riportati, in sottocartelle, esempi di vario genere per rispondere alla necessità di descrivere fenomeni disparati. Per esempio, si possono studiare fenomeni in cui si parli di combustione, di elettromagnetismo, di trasferimento di calore, di fluidi comprimibili o incompressibili e molti altri. Nello specifico, parlando dell'interazione tra aria e acqua, si possono usare dei modelli che sono raccolti nella cartelle "multiphase". Importantissimi ai fini di questa tesi saranno le cartelle "incompressible" (fase iniziale di comprensione del funzionamento del programma) e "compressible". In questa relazione, come si vedrà

nel seguito, a partire da un caso esistente se ne creerà uno nuovo per comprendere come modificare il dominio, la sua forma, la sua mesh e la procedura di calcolo in generale.

In OpenFOAM sono presenti due ambienti: uno di pre-processing e l'altro di post-processing ed entrambi sono delle utilities dello stesso. La struttura del programma può essere così schematizzata:

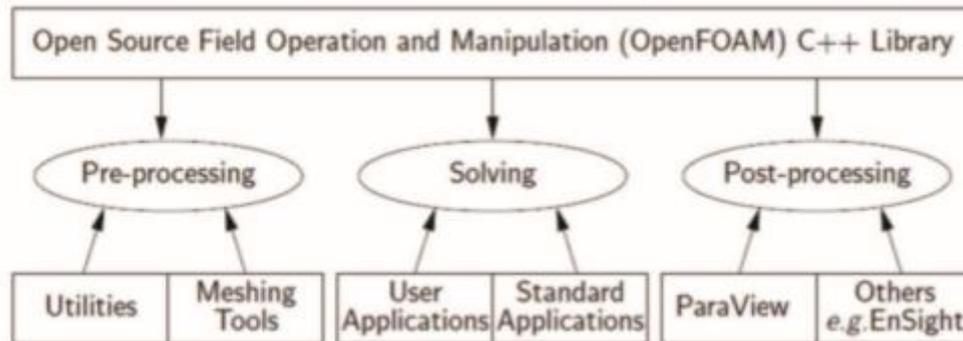


Immagine 16 - Panoramica della struttura di OpenFOAM

Le fasi seguite sono dunque riassumibili come:

- I. Pre-processing: fase nella quale viene generata la mesh, vengono assegnate tutte le caratteristiche del problema e sono definite le condizioni iniziali e le condizioni contorno;
- II. Solving: fase durante la quale, a partire dalle equazioni che si intende risolvere, si avviano le computazioni del problema. A seconda delle caratteristiche di quest'ultimo vengono create tante cartelle quante sono gli step temporali di salvataggio richiesti dall'utente nel pre-processing. All'interno di queste cartelle sono raccolte le soluzioni numeriche del problema in forma matriciale. Per averne una rappresentazione grafica si rimanda al passo successivo;
- III. Post-processing: con l'ausilio del software di visualizzazione ParaView, anch'esso un programma open source sul quale si appoggia OpenFOAM, è possibile condurre visualizzazioni scientifiche statiche e di tipo interattivo.

4.4. Analisi della cartelle

Ogni caso specifico è diviso in più sottocartelle, all'interno delle quali si troveranno i file che descrivono la geometria, le condizioni al contorno e tutte le proprietà del condotto. Nonostante possano esistere diverse tipologie, è solito che per ogni caso vi siano tre cartelle: "system", "0", "constant".

Verranno ora prese in rassegna le principali cartelle presenti nei vari case di OpenFOAM, descrivendone le funzioni ed i parametri da inserire. Questo aiuterà la comprensione dei vari file, inseriti negli allegati.

4.4.1. system

Questa cartella contiene le specifiche per la simulazione, e al suo interno si trovano quattro file: "blockMeshDict", "controlDict", "fvSchemes", "fvSolution", "decomposeParDict".

4.4.1.1. blockMeshDict

All'interno di questo file sarà necessario specificare la geometria del condotto in questione, definirne le facce e la mesh, ossia la suddivisione della griglia di calcolo.

Innanzitutto, andrà definita la grandezza del profilo in rapporto ai metri. Se si pone uguale ad 1, significa che si stanno utilizzando i metri, mentre ponendola pari a 0,01 significa che si stanno utilizzando i centimetri.

Successivamente, è necessario definire i vertici del profilo, specificandone la posizione lungo le tre direzioni X,Y,Z.

Questi vertici definiranno successivamente i blocchi, ossia le porzioni in cui andrà diviso il profilo. Maggiori saranno i blocchi, maggiori saranno le condizioni al contorno imponibili su ogni faccia. Tuttavia, l'aumento del numero di blocchi provoca un aumento del costo computazionale del problema. Per ogni singolo blocco è necessario definire una mesh, o griglia, specificandone il numero di punti lungo ogni direzione e la legge con cui questi punti vengono distribuiti.

Nella direzione di "z" (profondità) è solito imporre un'unica cella, così da simulare un caso quasi bidimensionale.

E' anche possibile definire dei punti intermedi tra vertice e vertice, tramite il comando "edges". Questi punti intermedi andranno definiti sempre lungo le tre direzioni, come nel caso dei vertici, oppure andranno utilizzate funzioni pre costituite, le quali generano un certo numero ed una certa distribuzione di punti.

Infine, è necessario definire, tramite i vertici, le facce ed i loro nomi, sui cui successivamente andranno imposte le condizioni al contorno.

4.4.1.2. controlDict

In questo file è innanzitutto necessario esplicitare quale tipo di solutore sceglieremo per il nostro caso. Per tutti i case presi in esame in questo elaborato, il solutore scelto è "rhoCentralFoam", a cui si rimanda al capitolo dedicato per la spiegazione.

Inoltre, andranno specificate le condizioni, dal punto di vista temporale, per il calcolo del case. Un parametro importante da imporre è il numero di Courant ed il passo temporale Δt , a cui si rimanda al capitolo successivo per la spiegazione.

E' anche possibile, in questa cartella, specificare ogni quanti step la soluzione andrà salvata, e quante soluzioni mantenere, all'avanzare della simulazione.

Infine, possono essere espresse delle funzioni, le quali hanno molteplici utilizzi, il più importante dei quali è aumentare il numero di variabili calcolate, tra cui il Mach.

4.4.1.3. fvSchemes

Come può suggerire il nome, è necessario scegliere gli schemi ai volumi finiti per i diversi componenti delle equazioni modellate.

Per il tempo è necessario scegliere tra:

Euler	First order, bounded, implicit
localEuler	Local-time step, first order, bounded, implicit
CrankNicholson ψ	Second order, bounded, implicit
backward	Second order, implicit
steadyState	No solving of time derivatives

Come si può evincere dagli allegati, quello utilizzato è lo schema di Eulero.

I possibili schemi di interpolazione sono:

linear	Linear interpolation
cubicCorrection	Cubic scheme
midPoint	Linear interpolation with symmetric weighting

I gradienti possono essere discretizzati come mostrato nella tabella successiva:

Gauss <interpolationScheme>	Second order, Gaussian integration
leastSquares	Second order, least squares
fourth	Fourth order, least squares
cellLimited <gradScheme>	Cell limited version of one of the above schemes
faceLimited <gradScheme>	Face limited version of one of the above schemes

Per la discretizzazione dei termini di divergenza, le possibili opzioni sono:

upwind	First order bounded
linearUpwind	First/second order linear upwind scheme, bounded
QUICK	First/second order bounded
TVD schemes	First/second order bounded
SFCD	Second order bounded
NVD schemes	First/Second order bounded

Infine, per i termini laplaciani:

corrected	Explicit non-orthogonal correction
uncorrected	No non-orthogonal correction
limited ϕ	Limited non-orthogonal correction
bounded	Bounded correction
fourth	Fourth order

4.4.1.4. **fvSolution**

In questo file vengono assegnati i risolutori lineari per le equazioni differenziali. Qui vengono assegnate anche la tolleranza del risolutore lineare e il numero massimo di iterazioni.

4.4.1.5. **decomposeParDict**

In questo file le mesh sono decomposte in un assegnato numero di parti, così da avere simulazioni parallele. Questo velocizza di molto i tempi di calcolo dei vari case. E' necessario specificare il numero di processori che si desidera che lavorino in parallelo.

4.4.2. 0

In questa cartella è necessario specificare le condizioni iniziali, nel dominio interno e su ogni faccia, delle grandezze termodinamiche.

4.4.2.1. **U**

La velocità, definita come m/s, viene definita, innanzitutto, all'interno del profilo.

Successivamente, viene specificato come si comportano le singole facce rispetto a questa variabile. Alcune facce garantiranno un flusso a velocità costante, altre si comporteranno come muri (wall), altre ancora come piani di simmetria. La lista delle possibili opzioni è lunga, e si rimanda al sito di OpenFOAM per una dettagliata spiegazione.

Si specifica che, oltre all'imposizione della velocità, tramite appositi comandi è possibile imporre anche la portata, sia essa massica o volumetrica.

4.4.2.2. **T**

La temperatura viene definita in gradi Kelvin K. E' necessario, come specificato per la velocità, descrivere il comportamento di ogni singola faccia, e definirla nella regione di spazio interna al condotto. Quest'ultima verrà imposta considerando le condizioni di temperatura dell'atmosfera standard, quindi 288 K.

4.4.2.3. P

La pressione è probabilmente il parametro più importante di tutti, considerando il nostro caso. Viene definita la pressione interna, la pressione all'inlet ed all'outlet, la cui differenza è fondamentale per l'innescò del flusso. Anche in questo caso, è necessario definire il comportamento delle singole facce, specificando la loro permeabilità o impermeabilità, oltre ad una serie di altre possibili opzioni.

4.4.2.4. Alfat

File necessario unicamente se si sta trattando un caso viscoso, con modello di turbolenza di Spalart-Allmaras. Definisce la diffusività termica turbolenta.

4.4.2.5. Nut

File necessario unicamente se si sta trattando un caso viscoso, con modello di turbolenza di Spalart-Allmaras, ed è il parametro che definisce i valori ed i comportamenti della varie facce in relazione alla viscosità turbolenta.

4.4.2.6. Nutilda

File necessario unicamente se si sta trattando un caso viscoso, con modello di turbolenza di Spalart-Allmaras

4.4.3. Constant

Questa cartella contiene le specifiche per le turbolenze e le proprietà dei fluidi. A seconda del risolutore scelto, è necessario specificare file diversi. Per il risolutore comprimibile rhoCentralFoam la dipendenza dalla temperatura è determinata nei file thermodynamicProperties (incompressibile) e thermophysicalProperties (compressibile).

4.4.3.1. thermophysicalProperties / thermodynamicProperties

thermophysicalProperties o thermodynamicProperties a seconda del caso trattato, rispettivamente viscoso o inviscido. Vengono definiti i modelli riguardanti l'energia, il calore e le proprietà fisiche.

```
thermoType
{
    type            hePsiThermo;
    mixture         pureMixture;
    transport       const;
    thermo          hConst;
    equationOfState perfectGas;
    specie          specie;
    energy          sensibleEnthalpy;
}
```

4.4.3.2. turbulenceProperties

In questo file è necessario definire il modello di turbolenza utilizzato. Nei casi inviscidi, sarà posto un regime laminare, mentre, come specificato nei capitoli precedenti, è imposto il modello di Spalart-allmaras per i casi viscosi.

4.4.4. File di testo

All'aumentare della complessità del profilo, il numero di vertici e conseguenti variazioni della griglia di calcolo aumentano. Ciò rende i file estremamente confusionari, per cui è necessario porvi rimedio. Tramite il comando `#include` è possibile richiamare un file di testo esterno, in cui sono elencati tutti i dati necessari, senza che questi vengano scritti direttamente nei file dedicati. Ciò è molto utile anche per quanto riguarda le modifiche successive, poiché cambiando il valore in una singola cartella, questo a cascata viene modificato in tutti i file.

4.5. ParaView

Attraverso l'esecuzione del comando `paraFoam`, una volta che la procedura di calcolo è stata ultimata, è possibile aprire, direttamente dalla shell dei comandi, ParaView. Quello che si vede all'apertura del programma è la schermata che segue nell'immagine sottostante. In particolare, si fa riferimento ad uno dei casi presenti nei tutorials di OpenFOAM.

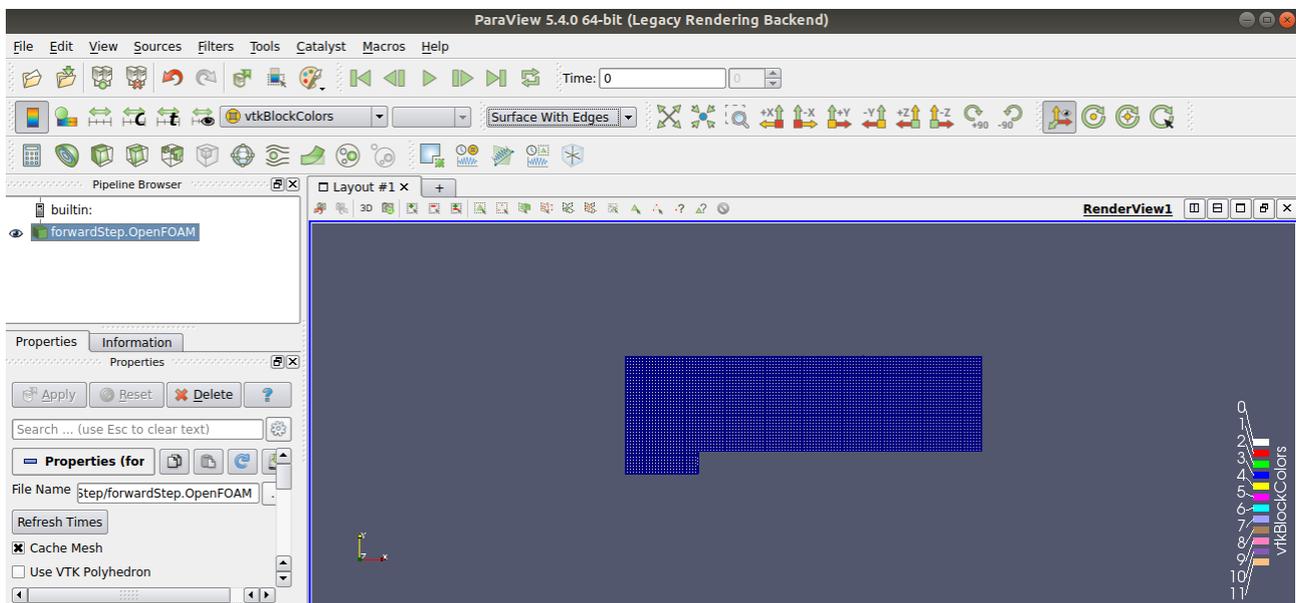


Immagine 17 – Interfaccia di ParaView

Il caso in esame può essere controllato dal pannello di sinistra. Esso contiene un accesso diretto ai casi che sono aperti con ParaView, nel presente esempio *forwardStep*. In questa regione si può attivare e disattivare la visualizzazione dei casi che sono stati caricati. Vi è poi un pannello che contiene i dettagli dei dati d'input chiamato *properties* dove si riportano: tempo, regioni e campi. Un altro pannello consente di modificare la scala di colori di rappresentazione dei risultati e in ultimo vi è un pannello in cui sono riportate le

informazioni riguardanti la mesh e la geometria del problema. Attraverso ParaView è inoltre possibile, a partire dai dati elaborati dal software, estrapolare grafici delle grandezze lungo le facce del profilo, effettuare sezioni del dominio, modificare il punto di vista e registrare quanto si vede sullo schermo. Tutti i valori possono essere rappresentati mediante opportuni grafici, valutandone l'evoluzione nel tempo o la correlazione tra due valori. I risultati che verranno riportati in seguito saranno dunque estratti con questo programma.

5. Pre - Processing

Le varie geometrie studiate in precedenza, ed i casi inviscidi e viscosi, saranno studiati in questo capitolo. Per le cartelle, si rimanda agli allegati specifici, mentre in questo capitolo verranno affrontate le spiegazioni dei vari file. Inoltre, i grafici dei risultati teorici delle grandezze termodinamiche ottenuti con Excel non verranno esposti in questo capitolo, bensì nel capitolo “postprocessing”, così da poterli comparare con i risultati ottenuti con OpenFOAM.

5.1. Profilo 2D – fluido inviscido

Questo profilo, essendo stato studiato per primo, non ha subito il processo di ottimizzazione al quale è andato in contro il profilo assialsimmetrico. Ciò significa che i valori di gola saranno corretti, ma i valori di potenza e salto di pressione non saranno moderati ed assumeranno valori non realmente utilizzabili. Inoltre, si ricorda che si tratta di un caso inviscido. Per la visione delle cartelle, si rimanda all'allegato 10.2.

Si tratta di un caso inviscido in cui sono state definite come valori iniziali solo tre variabili: velocità U, temperatura T e pressione P, e nei piani di inlet e outlet saranno imposti i seguenti valori:

	U	P	T
INLET	0 m/s	101325 Pa	288 k
OUTLET	0 m/s	84794 Pa	288 k

La geometria è stata definita punto a punto, non ricorrendo all'uso di funzioni e tutto il profilo è stato contenuto in un unico blocco, con una griglia pari a 120 x 80. Trattandosi di un flusso inviscido, questo non ha comportato problemi. Sulla parete del profilo è stata imposta, dato il fluido inviscido, la condizione di tangenza della velocità a parete, tramite la condizione “slip”.

5.2. Profilo assialsimmetrico – fluido inviscido

Le cartelle di questo tipo di profilo sono del tutto identiche a quelle del caso 2D, visionabili nell'allegato 10.2. L'unico file modificato è “blockMeshDict”, ossia quello riguardante la geometria (ottimizzata rispetto le condizioni del fan), della quale è stato già trattato nel capitolo appropriato, e visionabile nell'allegato 10.3. Anche in questo caso, il profilo è stato definito da un unico blocco, come nel caso bidimensionale.

Durante lo svolgimento della simulazione sul profilo 2D, ci si è accorti che la griglia utilizzata era eccessiva per la trattazione di un caso inviscido, appesantendo inutilmente i tempi di calcolo. Per questo motivo, il profilo è sempre suddiviso in un unico blocco, ma con una griglia di calcolo pari a 60 x 40, con un certo infittimento nelle regioni centrali del condotto.

In questo caso, data l'ottimizzazione della geometria rispetto al caso 2D, i valori delle tre grandezze termodinamiche imposti al sistema sono:

	U	P	T
INLET	Imposta la portata: 0,001415kg/s	101325 Pa	288 k
OUTLET		101225 Pa	288 k

Anche in questo caso è stata imposta la condizione di tangenza della velocità a parete (tramite la condizione “slip”) , a causa del fluido inviscido. Avendo calcolato in un momento precedente la portata affinché si abbiano determinati valori di potenza, questa è stata imposta come condizione iniziale nel profilo.

5.3. Profilo assialsimmetrico – fluido inviscido – fancurve

Questo tipo di profilo non si discosta da quello esaminato nel caso precedente (profilo assialsimmetrico – inviscido, stesso numero di blocchi e stessa griglia di calcolo), se non per un singolo file. Infatti, al posto di imporre un salto di pressione tra inlet e outlet, andando ad inserire una depressione sul secondo, si è deciso di porre, come condizione all’outlet, FACURVE. Questa funzione rimanda ad un file dedicato, nel quale è inserita la curva di funzionamento del fan, in questo caso:

```
fanCurve
5
(
(0.00115560 99.71)
(0.00115610 161.80)
(0.00115704 276.35)
(0.00115949 575.81)
(0.00117025 1869.61)
)
```

Immagine 18 - File fanCurve di funzionamento del fan.

Questa curva richiede che siano fissati i valori di portata volumetrica e salto di pressione all’outlet. Per ricavare tali dati, ci si è affidati ai calcoli su Excel. Per la definizione di una curva di lavoro del fan sono necessari come minimo tre coppie di valori. Ne sono stati fissati cinque, ma sarebbe stato possibile metterne molti di più. Si è notato, tuttavia, che l’aumento del numero di coppie di valori provocava problemi di calcolo, con continui malfunzionamenti del sistema, per cui si è deciso di limitare il numero, mantenendolo comunque sempre maggiore al numero minimo. I file differenti dal caso assialsimmetrico trattato in precedenza sono enunciati nell’allegato 10.4.

5.4. Lamina piana – fluido viscoso

Come specificato precedentemente, per rendere più veritiera la simulazione del condotto, si è svolta una simulazione con un fluido reale viscoso e con il modello turbolento Spalart Allmaras. Inizialmente è stato deciso di testarlo sul case di una lamina piana, così da comprenderne meglio il funzionamento e poter validare i risultati, comparandoli con risultati già noti, prima di applicarlo al nostro caso di interesse. Non essendoci nessun caso predefinito di lamina piana con il modello turbolento di Spalart Allmaras, si è dovuto modificare il case “turbulentFlatPlate”. Inizialmente si sono eliminati i riferimenti ai modelli turbolenti precedentemente inseriti, mentre successivamente si sono inserite le variabili (α , ν , ν_{tilda} , già descritte in precedenza) ed i dati attinenti al modello scelto. Quest’ultimi sono stati presi dal case “pump2D” ed opportunamente modificati, così da rispecchiare il caso in questione. Dato che questo case trattava un flusso incompressibile, si è utilizzato il solutore “simpleFoam” per l’ottenimento dei primi risultati. I risultati di questo studio iniziale saranno omessi.

Dato che il case oggetto di questa tesi tratta un flusso compressibile, si è modificato ulteriormente il case della lamina piana. Dopo aver inserito il modello turbolento adatto, si sono apportate modifiche per rendere il flusso compressibile, innanzitutto inserendo il valore della temperatura T . Per il fluido compressibile, il solutore utilizzato è “rhoCentralFoam”.

Il sito ufficiale della NASA mette a disposizione i risultati di uno studio analogo, per cui si sono utilizzati questi dati per effettuare una comparazione e una validazione dei risultati.

Un numero di Mach pari a 0,2 comporta una velocità indisturbata del flusso pari a 69,5 m/s. Il valore del numero Reynolds assunto dalla NASA è pari a $5 \cdot 10^6$, di conseguenza si effettuerà questo studio assumendo un valore identico. Affinché ciò sia esatto, è necessario agire sui valori che determinano il numero di Reynolds del profilo preso in considerazione. Si è calcolato il numero di Reynolds del nostro profilo per le condizioni sopra riportate, tramite la formula:

$$Re = \frac{U}{\nu} = 4,7 \cdot 10^6 / m$$

Il valore è simile a quello assunto dalla NASA, con una variazione di $0,3 \cdot 10^6 / m$. Di conseguenza, per ottenere un valore di Reynolds al metro identico a quello considerato in precedenza, si andrà a modificare il valore di ν (viscosità cinematica), utilizzando la formula inversa, e ponendolo pari a $\nu = 1,36 \cdot 10^{-5}$. Sarà necessario modificare questo valore nelle condizioni iniziali di OpenFOAM.

Questo parametro permetterà di calcolare il numero di Reynolds locale su ogni sezione $Re(x)$, moltiplicandolo semplicemente per il punto considerato del profilo.

Scegliendo la sezione desiderata, potranno essere ricavati i grafici degli andamenti di y_+ e u_+ , per il tratto laminare e per quello turbolento, tramite la formula di Blasius.

Si è deciso di testare il programma usufruendo di una delle griglie di calcolo precostruite, messe a disposizione da OpenFOAM, utilizzando una griglia identica a quella utilizzata dalla NASA. Per verificare l’adeguatezza o meno della griglia di calcolo utilizzata, è necessario calcolare lo spessore dello strato limite teorico lungo la lamina piana. Come già specificato, lo spessore dello strato limite aumenta all’aumentare del numero di Reynolds locale, il quale, a sua volta, aumenta con la lunghezza del profilo.

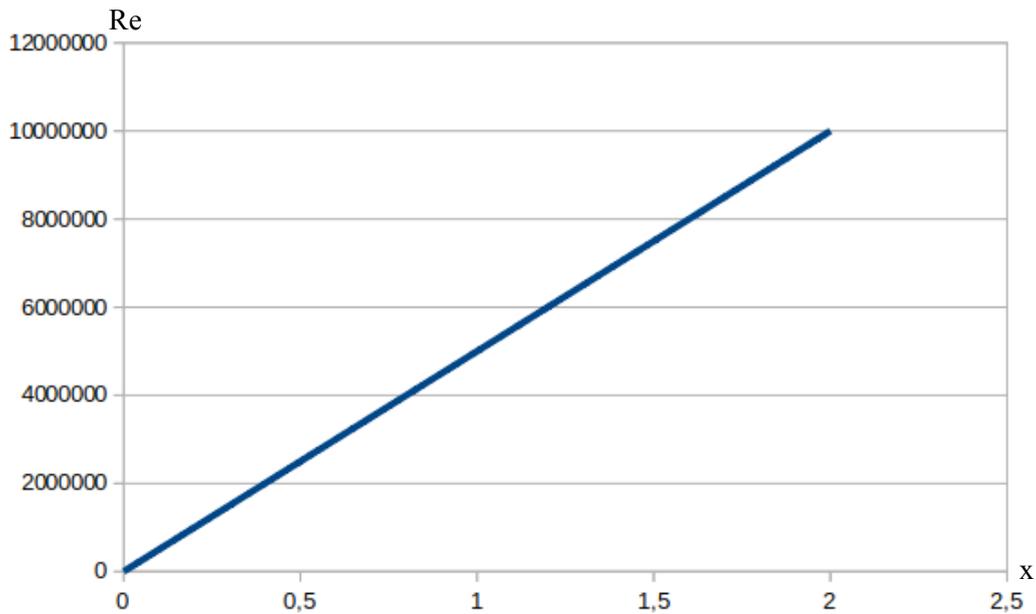


Immagine 19 - Andamento del numero di Reynolds locale lungo la lamina piana

In questo caso, lo spessore è $\delta \approx 10^{-4}$. Di conseguenza, lo spessore lungo la coordinata verticale della cella di calcolo più prossima alla parete non deve essere superiore a questo valore, anzi, è necessario che sia più piccolo, in modo da far ricadere un maggior numero di punti all'interno di questa sezione, per poter estrapolare più valori. Inizialmente si era utilizzata una griglia di calcolo con spessore a parete pari a $y \approx 10^{-4}$, tuttavia, nonostante il suo spessore fosse inferiore allo spessore dello strato limite, comportava che quest'ultimo venisse compreso in pochi punti, ed il tratto laminare presentava andamenti rettilinei. Di conseguenza, si è passati a griglie di calcolo dallo spessore $y \approx 10^{-6}$, sia aumentando il numero di punti, sia aumentando in maniera significativa lo stretching verticale della griglia. Ciò ha comportato un maggior numero di punti all'interno dello strato limite, e i valori hanno assunto un andamento in linea con quanto ci si sarebbe aspettato.

Sono stati ricavati successivamente i valori teorici ed i grafici di $u_+ = f(\log(y_+))$, con le formule specificate nell'apposito capitolo, i quali verranno comparati ai valori sperimentali in fase di post processing.

Inoltre, si è preso come riferimento valori presenti sul sito della NASA, sul quale è stato analizzato il medesimo caso.

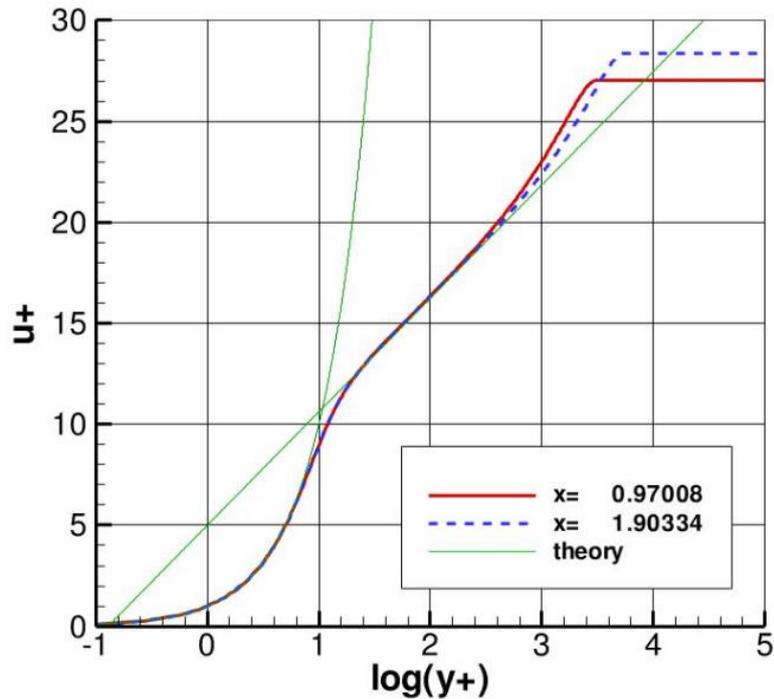


Immagine 21 - $u_+ = f(\log(y_+))$ ottenuto dal database NASA.

Andando ad analizzare i valori di infittimento della griglia di calcolo utilizzata dalla NASA per l'ottenimento dei risultati, si è riscontrato che i valori massimi di aspect ratio (rapporto tra le due dimensioni x e y di una singola cella di calcolo) sono nell'ordine delle migliaia. La versione di OpenFOAM utilizzata per lo sviluppo di questa tesi permette valori di aspect ratio massimi pari a 1000, segnando un warning in caso questi non vengano rispettati per ogni singola cella. Per ovviare a questo problema, si è testata una lamina piana con due tipologie di mesh:

- Aspect Ratio minore di 1000, ma con un numero maggiore di celle, così da garantire un Δy a parete pari a 10^{-7} ;
- Aspect Ratio maggiore di 1000, con un numero minore di celle rispetto al precedente, garantendo sempre un Δy a parete pari a 10^{-7} .

Si è notato che, a parte i warning da parte del programma in fase di check, non vi si riscontravano problematiche o errori nei risultati. Appurato ciò, si è deciso di ignorare il parametro dell'aspect ratio, seguendo la linea della NASA, poiché il minor numero di celle di calcolo garantisce tempi di calcolo più contenuti. Di conseguenza, si è scelta infine una griglia di calcolo pari a 140 x 200, con infittimento nel verso del bordo di attacco della lamina piana.

Si è anche ricavato l'andamento teorico del valore di C_f lungo il profilo, tramite la formula:

$$C_f = \frac{0,026}{(R_e)^{\frac{1}{7}}}$$

I risultati ottenuti sono:

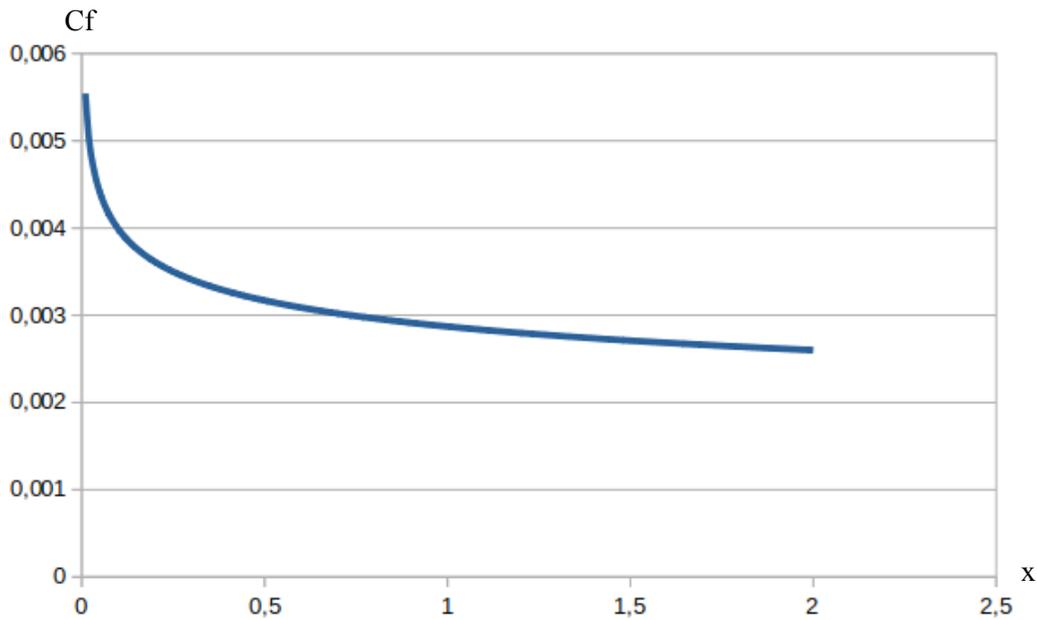


Immagine 22 – Andamento Cf lungo la lamina piana.

La visione di tutti i file è disponibile nell'allegato 10.5.

5.5. Profilo assialsimmetrico – fluido viscoso

La progettazione di un condotto e l'analisi del relativo flusso interno non può non tenere conto degli effetti viscosi. Ciò è necessario principalmente per verificare che la vena fluida non si distacchi in nessun punto del profilo. Ciò ovviamente è estremamente dannoso per il funzionamento del condotto, ed è assolutamente necessario evitarlo. Durante la fase di studio della geometria si è già tenuto conto di questo fattore, imponendo angoli e direzioni teoricamente accettabili affinché il flusso non separi (angolo di discesa e tangenza raccordo-tratto divergente).

Calcoli preliminari hanno evidenziato il distacco della vena fluida per angoli di apertura del tratto divergente paria quello assunto in fase di progetto della geometria. Ciò ha reso necessaria una variazione postuma di geometria. Il punto critico è stato evidenziato nel raccordo tra la sezione di gola e il tratto divergente, per cui si è deciso di rendere più morbido questo tratto, aumentando il raggio di curvatura del raccordo e diminuendo l'angolo di apertura del divergente, il quale è stato portato ad un valore inferiore ai 4°. Ciò ha richiesto, per poter ottenere le stesse condizioni di uscita, l'aumento della lunghezza del condotto. I nuovi risultati sono:

Lunghezza condotto	1 m
Lunghezza tratto divergente	0,76 m

Per rendere più semplici future modifiche della geometria, si è deciso di creare un file dedicato esterno alle cartelle prima menzionate, in cui inserire i specifici valori richiesti, richiamati successivamente nelle cartelle tramite il comando #include. Ciò comporta che non sarà più necessario modificare ogni singola cartella, ma la modifica di un valore all'interno del suddetto file modificherà a cascata i valori in tutte le cartelle. I file utilizzati sono quelli della lamina piana viscosa, con una geometria opportunamente modificata, disponibile nell'allegato 10.6.

Conoscendo i valori del numero di Mach, e di conseguenza della velocità, lungo tutto il profilo, è stato possibile ricavare l'andamento del numero di Reynolds locale:

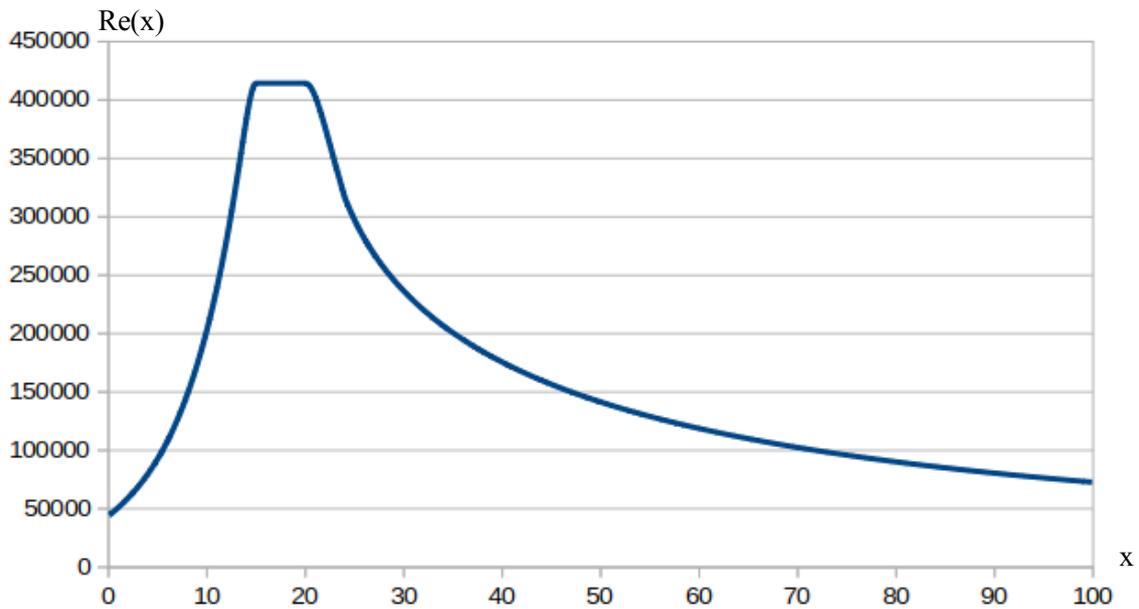


Immagine 23 - Andamento del numero di Reynolds locale lungo il condotto.

Conoscendo i valori del numero di Reynolds locale lungo tutto il profilo, è stato possibile ricavare lo spessore dello strato limite lungo tutta la lunghezza del condotto. A differenza del caso della lamina piana, in cui lo spessore dello strato limite aumentava lungo il profilo, in questo caso avrà un andamento variabile lungo il condotto. Prendendo in considerazione lo spessore dello strato limite nella zona terminale del tratto di gola, ossia nella zona più critica del condotto, si avrà un valore pari a $8 \cdot 10^{-4}$ m. Di conseguenza, come già enunciato nel caso della lamina piana, la griglia di calcolo necessaria per un'adeguata analisi del condotto dovrà avere, a parete, un valore di Δy minore o uguale a 10^{-4} . E' consigliato avere un valore di un ordine di grandezza più basso, così da avere inclusi nello strato limite un adeguato numero di punti, senza tuttavia appesantire eccessivamente i calcoli con spessori ancora inferiori. Di conseguenza, si è utilizzato un numero di punti ed uno stretching pari a garantire un valore di Δy della griglia a parete pari a 10^{-5} . Inoltre, è necessario infittire la griglia di calcolo in direzione del tratto di gola e del raccordo. Di conseguenza, la griglia scelta è composta da 200 x 90 celle.

Infine, si è verificato che il programma potesse essere utilizzato per la simulazione di anche altre quote di volo, andando a modificare unicamente il salto di pressione tra inlet e outlet, e di conseguenza il numero di Mach in gola. I vari parametri sono:

Quota [m]	M_t	ΔP [Pa]
1000	0,45	40
2000	0,64	63
3000	0,8	77

Possiamo notare che sono state prese in considerazione solo quote inferiori rispetto ai 4000 metri scelti inizialmente. Ciò è dovuto al fatto che già a tale quota ci si trova in campo transonico.

6. Verifica funzionamento del programma

Data la conoscenza iniziale limitata della logica dietro la quale opera il programma OpenFOAM, sono stati fatti alcuni test, così da confermare o smentire alcune ipotesi. Inoltre, durante lo svolgimento di questo elaborato, e dopo aver svolto alcune simulazioni iniziali, è stato necessario modificare alcuni parametri geometrici.

6.1. Flusso unidimensionale

Innanzitutto, si è posto il problema di come il programma considerasse la portata. Non era chiaro, inizialmente, se la portata venisse considerata unidimensionale, oppure venissero presi in considerazione moti in almeno due dimensioni, se non addirittura in tre dimensioni. Data la legge della portata:

$$\dot{m} = \rho \times A \times \vec{q}$$

è necessario capire se il termine \vec{q} sia monodimensionale o meno.

Per la verifica, si sono ripetute quattro simulazioni, due per il caso quadrangolare, ed altrettante per il caso assialsimmetrico. In entrambi i casi, si sono successivamente raddoppiate le profondità dei profili, raddoppiando quindi le aree prese in considerazione. Per il caso quadrangolare si è passati da uno spessore lungo l'asse z di 0.1 cm ad uno di 0.2 cm, mentre per il caso assialsimmetrico è stato raddoppiato l'angolo della sezione di circonferenza presa in considerazione, rispettivamente da 4° a 8°. Si è notato che, in entrambi i casi, le portate, raddoppiando le aree, raddoppiavano a loro volta. Le piccole discrepanze tra valore teorico e valore ricavato dal programma possono, al di là di ogni ragionevole dubbio, essere addebitate ad approssimazioni di calcoli, essendo inferiori al 5%.

6.2. Condizione di stabilità CFL

E' necessario fare alcune considerazioni per quanto riguarda la stabilità del modello. Innanzitutto, bisogna specificare il numero di Courant scelto nel file "controlDict". Questo valore influisce in maniera significativa sulle mesh e sul Δt di avanzamento temporale. Questo è un numero adimensionale interpretabile come il tragitto percorso dall'informazione nell'unità di tempo rispetto alla dimensione delle celle spaziali, esprimibile tramite la formula:

$$Cour \approx \frac{\Delta t}{\Delta x}$$

con:

- $Cour$: numero di Courant;
- Δt : passo temporale;
- Δx : lunghezza della mesh di calcolo.

Perché il metodo sia stabile è necessario imporre la condizione di Courant-Friedrich-Lewy, detta condizione di stabilità CFL, ossia $Cour < 1$.

Tramite questa condizione si ha la certezza che all'interfaccia tra due celle arrivino solamente informazioni dalla cella che precede, ed è una condizione assolutamente necessaria affinché il modello arrivi a convergenza.

In conseguenza di ciò, durante lo svolgimento delle simulazioni, ogni volta che si è andati ad infittire la griglia di calcolo, diminuendo, anche in maniera drastica, il valore di Δx , è stato necessario variare anche il valore di Δt , così da conservare la condizione di CFL. Per quanto riguarda le prime simulazioni, con griglie di calcolo rade e conseguenti valori di Δt abbastanza elevati, i tempi computazionali erano contenuti. Con l'infittimento delle griglie, necessario per lo svolgimento delle simulazioni sul fluido viscoso, i valori di Δt sono diventati estremamente piccoli, arrivando sino a 10^{-7} m. Ciò ha determinato tempi di calcolo incredibilmente lunghi.

6.3. Verifica sensibilità del programma OpenFoam

Per verificare il grado di sensibilità del programma di calcolo OpenFoam, si è considerato il profilo assialsimmetrico descritto in precedenza. Sono stati calcolati i risultati imponendo una certa differenza di pressione ΔP_1 tra l'inlet e l'outlet del profilo. Successivamente, questo valore di pressione è stato leggermente modificato, ottenendo ΔP_2 , ΔP_3 , ΔP_4 . Tutti questi valori discostano tra di loro di poche unità. Calcolando nuovamente i risultati con i gradienti di pressione menzionati, si è notato un problema di programma. Infatti OpenFoam, per un valore di ΔP esiguo, non riesce a riconoscerne la differenza, mostrando i medesimi risultati per diversi valori di ΔP . Si è notato inoltre che, mentre per alcuni valori di ΔP i risultati sono identici, per altri vi è una variazione a gradino, con variazioni di valori eccessive rispetto a quanto ci si aspetterebbe. Per variazioni di anche solo 1 Pa possono o essere ignorate dal programma, o comportare variazioni che ci si aspetterebbe con ΔP di molto maggiori. Queste problematiche computazionali si verificano solo in presenza di pressioni basse, poiché il procedimento menzionato è stato ripetuto per pressioni elevate, mantenendo gli stessi ΔP , ed il programma fornisce risultati in linea con quanto ci si aspetterebbe.

6.4. Ortogonalizzazione griglia di calcolo

Un secondo test è stato effettuato sulla creazione delle mesh. Innanzitutto, per avere risultati corretti, è necessario che le mesh siano, con buona approssimazione, ortogonali alla superficie del profilo, in ogni punto. Se ciò non è possibile, si deve almeno avere ortogonalità nelle zone di interesse ai fini del calcolo, ossia nella gola ed in corrispondenza del raccordo. Si è notato, in una fase preliminare, che le mesh tangenti ai profili curvilinei tendevano ad assumere una pendenza nella direzione del profilo, mantenendo questa caratteristica anche in zone rettilinee. Per ovviare a questo problema, saranno introdotte curvature iniziali opposte sulla faccia riguardante l'inlet. Nell'immagine sottostante viene mostrato il profilo corretto:



Immagine 25 - Variazione della curvatura delle superfici di input e output.

Si può osservare che l'inlet è stato modificato, anticipando il punto appartenente all'asse di simmetria, e collegandolo ai restanti punti della faccia iniziale tramite due archi di cerchio. Così facendo le celle saranno leggermente più ortogonali al profilo, garantendo ortogonalità soprattutto nel tratto di gola. Discorso analogo vale per l'outlet, a cui è stata imposta una deformazione così da avere celle leggermente più

ortogonali alla parete. Di seguito sono riportati gli zoom di alcune parti del profilo, con le rispettive celle di calcolo:

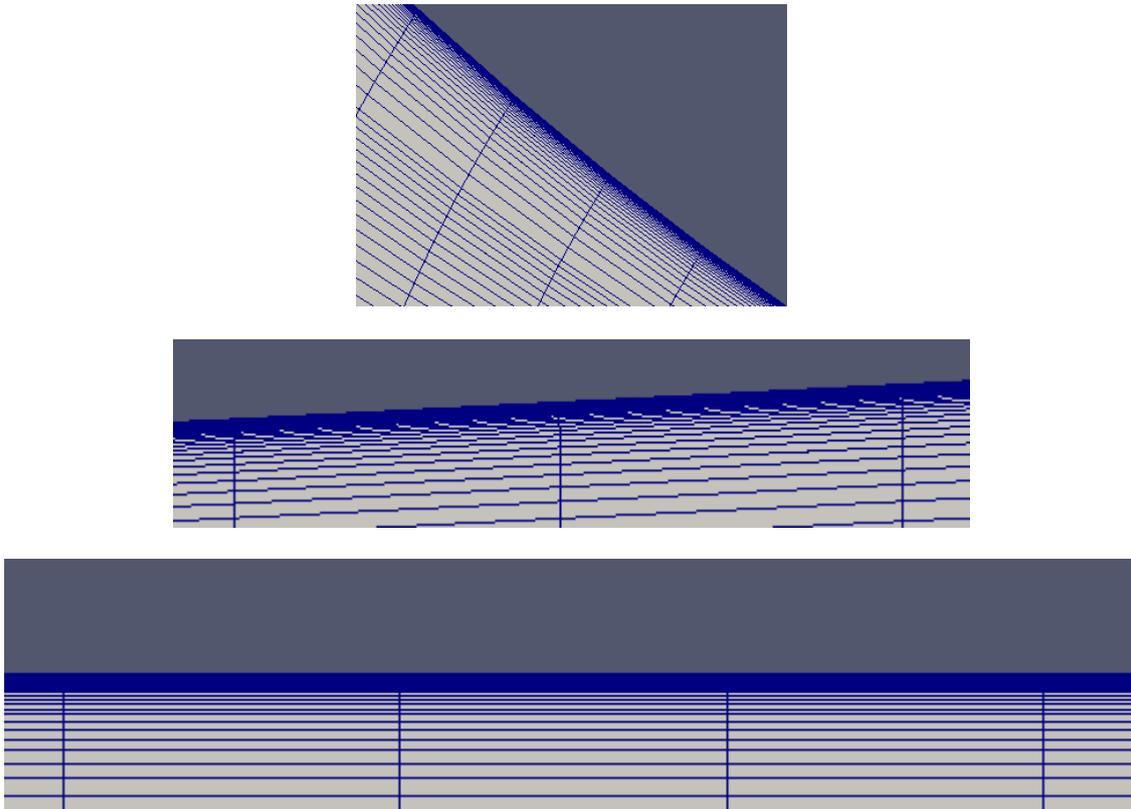


Immagine 26 - Griglia di calcolo nella sezione convergente (sopra), divergente (in mezzo) e nella gola (sotto).

Questo metodo, seppur grezzo, si è rivelato utile, pratico e corretto per ovviare al problema, garantendo mesh approssimativamente ortogonali in ogni punto.

6.5. Griglia di calcolo in presenza di punti di discontinuità del profilo

E' necessario fare una breve spiegazione sul funzionamento delle mesh nelle zone del profilo in cui la geometria varia. Nella figura sottostante vi è rappresentato un profilo (in nero) in cui vi è una brusca variazione di incidenza.

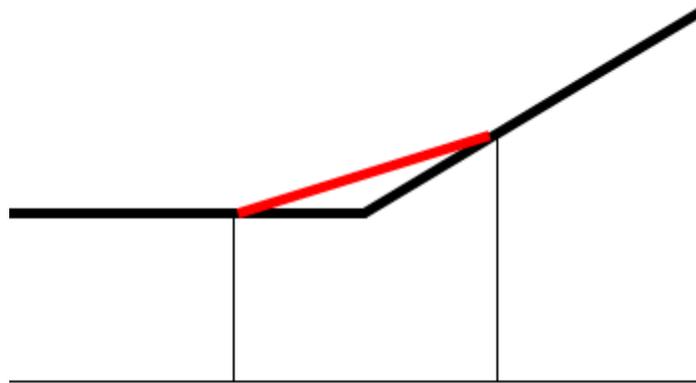


Immagine 27 - Comportamento mesh in caso di presenza di un punto di discontinuità.

Si può notare che la cella di calcolo si trova a cavallo dello spigolo. Ciò può comportare dei problemi, soprattutto se si sta trattando un case viscoso. Il programma, infatti, approssima il profilo considerando i vertici della cella di calcolo, per cui lo spigolo viene approssimato seguendo la linea rossa. Questo metodo comporta angoli di apertura del profilo errati, e può portare, nel caso di flusso viscoso, alla separazione dello strato limite. La definizione punto a punto dei profili ha creato un'enormità di segmenti che, seppur fitti, avrebbero comportato problemi di questo tipo nel case viscoso. Per ovviare a questo problema, si può ricorrere a due diversi metodi:

- Cercare di far coincidere lo spigolo del profilo con il limite della cella di calcolo, aumentando anche il numero di celle per semplificare il compito. Questo metodo può essere utilizzato nel caso di uno spigolo singolo, ma diventa di non facile attuazione quando questi diventano numerosi;
- Evitare la definizione del profilo punto per punto, privilegiando l'utilizzo di funzioni che approssimano bene i tratti curvilinei, tra cui la funzione "arc".

Per quanto riguarda il profilo assialsimmetrico, si è optato per la seconda opzione. Per poter utilizzare più funzioni, in base ai tratti del profilo considerati, il condotto è stato diviso in più blocchi. Inoltre, l'utilizzo di un maggiore numero di blocchi comporta anche un altro vantaggio: al termine di ogni blocco vi si trova anche il termine della griglia di calcolo. Di conseguenza, un eventuale cambio di geometria, quindi un punto di singolarità, non cadrà sicuramente a cavallo di una cella di calcolo.

Per ultimo, l'utilizzo di funzioni, rispetto alla definizione del profilo punto a punto, accelera leggermente la velocità di calcolo computazionale.

7. Solving

Come risolutore, è stato utilizzato “rhoCentralFoam”. In questo risolutore le equazioni di governo non sono risolte come un unico sistema, ma vengono considerate separatamente. Inoltre utilizza uno schema upwind centrato di Kurganov. Si tratta di un risolutore per flussi compressibili.

Innanzitutto viene risolta l’equazione di continuità, ottenendo un valore ρ per la densità. Successivamente, viene risolta l’equazione della quantità di moto, divisa in due parti: la prima per la parte inviscida, la seconda per la parte compressibile. L’equazione dell’energia, invece, viene risolta inizialmente senza considerare il flusso del calore, il quale viene aggiunto solo in un momento successivo. L’equazione della continuità

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (u_i \rho)}{\partial x_i} = 0$$

viene risolta utilizzando il primo valore della velocità.

Successivamente, è risolta la parte inviscida dell’equazione di conservazione della quantità di moto.

$$\left(\frac{\partial \hat{u}_i}{\partial t} \right)_I + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i \hat{u}_j) + \frac{\partial p}{\partial x_i} = 0$$

Da questa equazione, viene ricavato esplicitamente il valore della variabile \hat{u}_i . La derivata temporale si riferisce unicamente al contributo inviscido. La nuova velocità u_i è trovata tramite la relazione $u_i = \hat{u}_i / \rho$. Ora è possibile risolvere l’equazione di conservazione della quantità di moto comprendente i termini viscosi.

$$\left(\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} \right)_V - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} \mu \left(\frac{\partial u_j^{exp}}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k^{exp}}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) = 0$$

In questo caso la derivata temporale è il contributo viscoso. Le velocità u_j^{exp} sono prese dalla soluzione dell’equazione inviscida.

Un procedimento analogo è svolto per l’equazione dell’energia. Inizialmente, il valore di \hat{E} al passo temporale successivo è trovato esplicitamente, tramite l’equazione:

$$\left(\frac{\partial \hat{E}}{\partial t} \right)_I + \frac{\partial}{\partial x_k} [u_k (\hat{E} + p)] - \frac{\partial}{\partial x_i} \mu u_j \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) = 0$$

La temperatura T è calcolata tramite:

$$T = \frac{1}{C_V} \left(\frac{\hat{E}}{\rho} - \frac{u_k u_k}{2} \right)$$

Infine si includono i valori diffusivi alla temperatura:

$$\left(\frac{\partial (\rho C_V T)}{\partial t} \right)_V - \frac{\partial}{\partial x_k} \left(k \frac{\partial T}{\partial x_k} \right) = 0$$

Il valore di T viene utilizzato per il calcolo al tempo successivo, nel quale verranno calcolati i nuovi valori di k e μ riferiti alla nuova temperatura.

Anche la pressione $P = \rho RT$ è calcolata.

8. Post – Processing

I risultati sono stati implementati con il software ParaView. Attraverso il ricorso alla funzione “spline” si è riusciti, dove necessario, ad estrapolare singole sezioni dei profili, valutandone le grandezze su tali sezioni. Si sono poi estrapolati i dati punto a punto (o di singola cella), trasportandoli su tabelle Excel. Grazie a questo si è riusciti, per alcune simulazioni, ad interpolare risultati teorici e sperimentali, riscontrando e spiegando eventuali differenze.

Nel caso di profili con fluido inviscido, si sono ricavate le grandezze a parete. Ciò non è stato possibile nel caso di fluido viscoso, a causa della presenza dello strato limite. Di conseguenza, sono state diagrammate le grandezze poste su di una linea immaginaria, parallela all’asse di simmetria, distanziata leggermente dalla parete.

8.1. Profilo 2D – fluido inviscido

Questo primo profilo trattato non è stato ottimizzato, come già spiegato in precedenza.

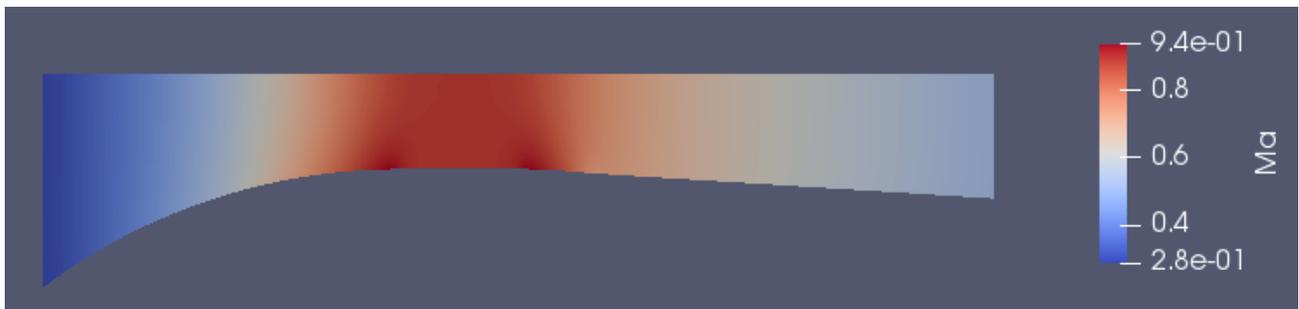


Immagine 28 - Visione del profilo e distribuzione del numero di Mach.

Nell’immagine sottostante, può essere visionato l’andamento del mach nel profilo.

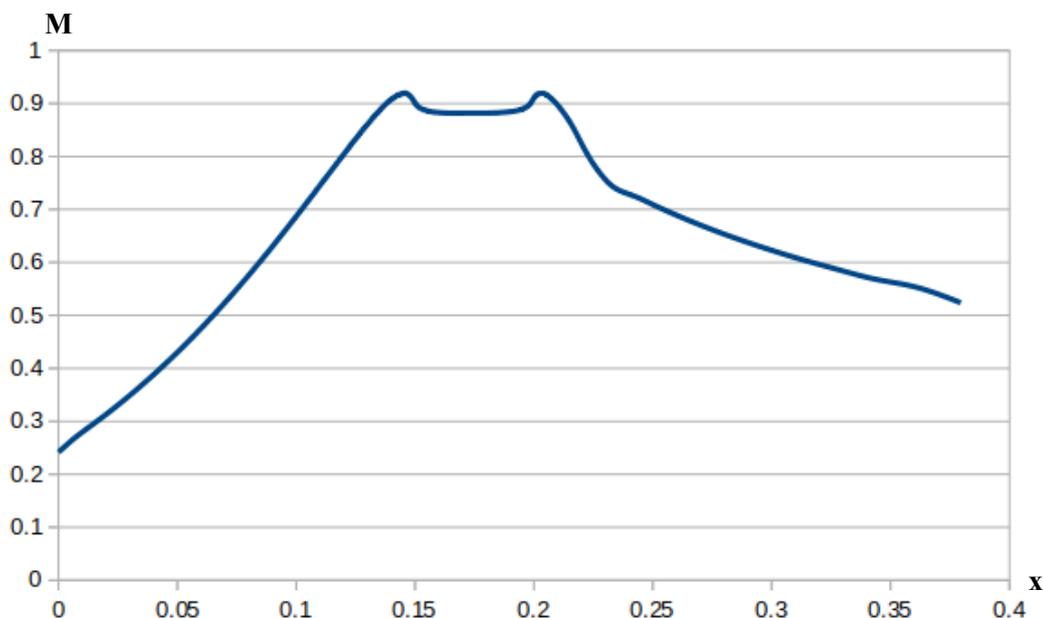


Immagine 29 – Andamento del numero di Mach lungo il profilo 2D.

Come si può evincere, il mach di gola si posiziona all'incirca, in maniera costante, a 0,90 nella sezione di gola. Questo differisce leggermente dal valore ricavato sperimentalmente, pari a 0,93. La motivazione è da imputarsi, ad errori di approssimazione, sia per quanto riguarda i dati teorici, sia per quanto riguarda il calcolo computazionale di OpenFOAM. Infatti, come è stato spiegato nel sotto capitolo dedicato, il programma reagisce in maniera non sempre lineare alle variazioni delle condizioni iniziali. Un meccanismo simile sarà anche visibile nel condotto assialsimmetrico.

I picchi di mach si posizionano all'inizio ed al termine del tratto di gola a sezione costante. Questo va imputato alla definizione della geometria e delle mesh di calcolo in tali zone. Come sarà visibile anche nel condotto assialsimmetrico, anche se in misura minore, la mesh di calcolo non si posiziona esattamente all'interfaccia tra le due aree, comprendendo sia una parte della circonferenza iniziale (o del raccordo), sia una parte della sezione ad area costante. Un eventuale infittimento della griglia di calcolo andrebbe ad eliminare questi picchi.

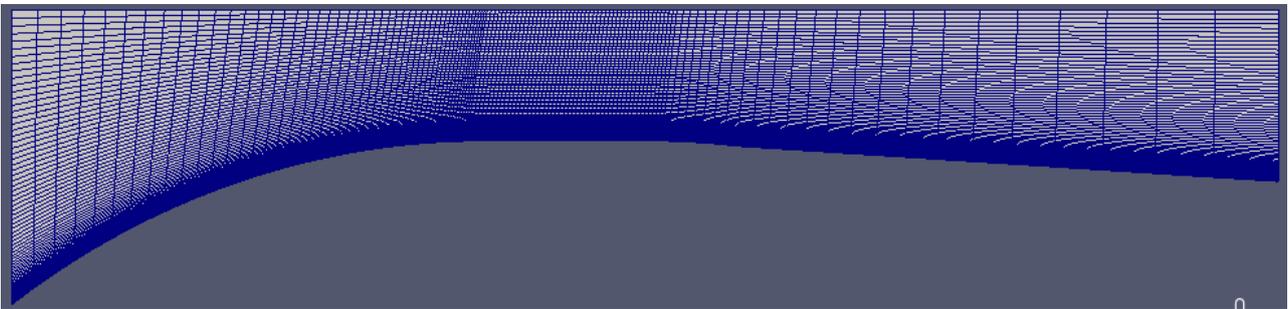


Immagine 30 - Griglia di calcolo del profilo 2D

Ciò determina un angolo di inclinazione errato del profilo percepito dal programma, e determina questi due picchi di mach. Ciò si ripercuote su tutte le grandezze statiche prese in esame, determinando diminuzioni di queste in corrispondenza dei picchi di mach. Tuttavia, se si prendono in esame i valori di gola e finali, questi sono in linea con i risultati teorici predetti. Vi sono leggere discrepanze, imputabili ad errori di approssimazione sia della macchina, che teorici.

E' necessario affermare che questo profilo non ha nessuna rilevanza ai fini pratici, poiché non ha subito il processo di ottimizzazione che hanno subito i condotti assialsimmetrici successivi, trattandosi di una simulazione iniziale. Ciò ha comportato, come su può evincere dal grafico successivo relativo alla pressione, valori di P all'outlet compresi tra 80000 Pa e 85000 Pa. I conseguenti valori di potenza del fan necessari per arrivare a tali risultati sono dell'ordine di decine di kW, di molto superiori ai valori massimi disponibili. Anche i valori di densità e temperatura seguiranno un andamento analogo. Tuttavia, considerando unicamente il tratto di gola, le grandezze rispecchiano i valori teorici.

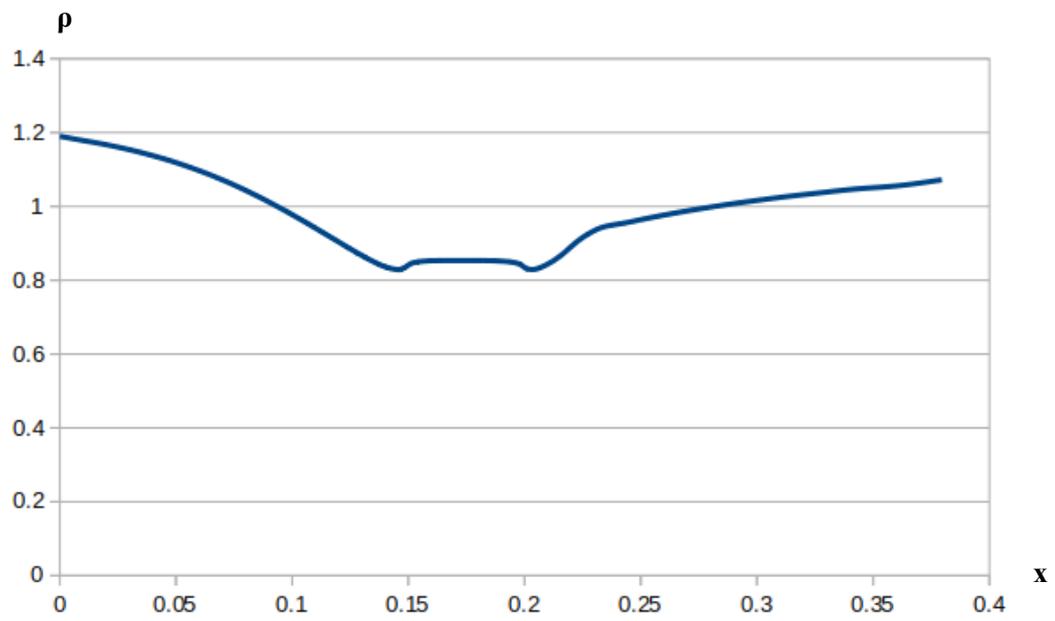


Immagine 31 – Andamento del valore della densità lungo il profilo 2D.

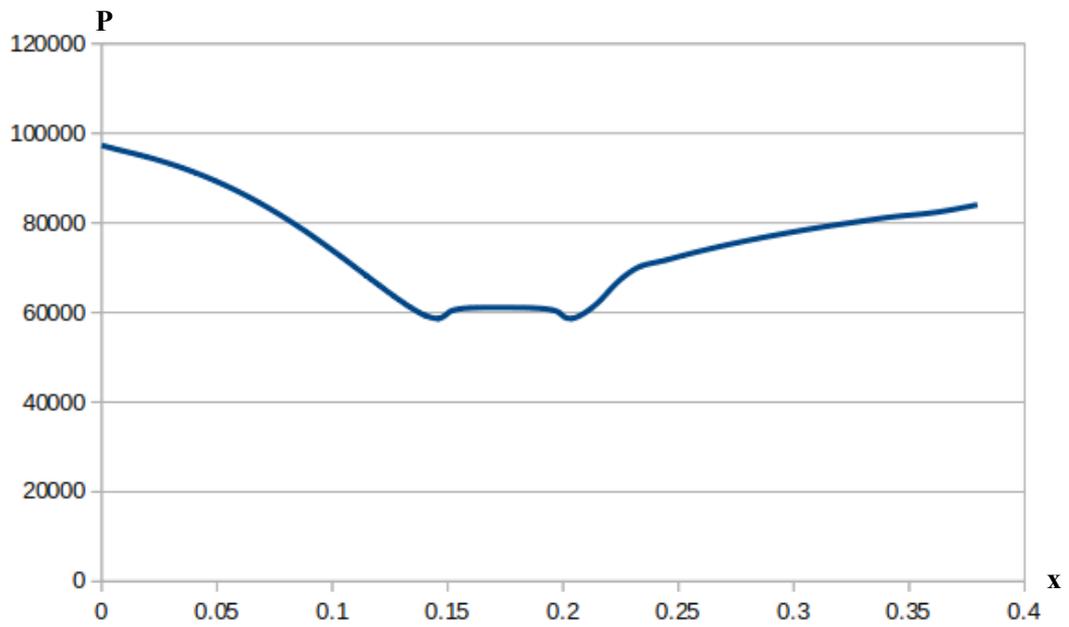


Immagine 32 – Andamento del valore della pressione lungo il profilo 2D.

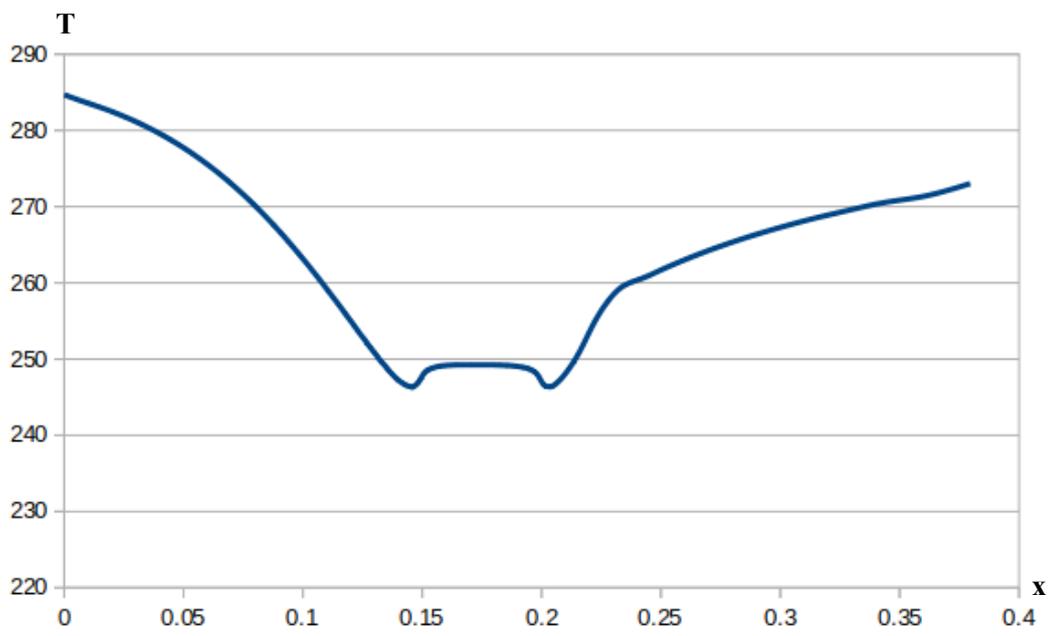


Immagine 33 – Andamento del valore della temperatura lungo il profilo 2D.

8.2. Profilo assialsimmetrico – fluido inviscido

Il profilo assialsimmetrico inviscido mostra i seguenti risultati:

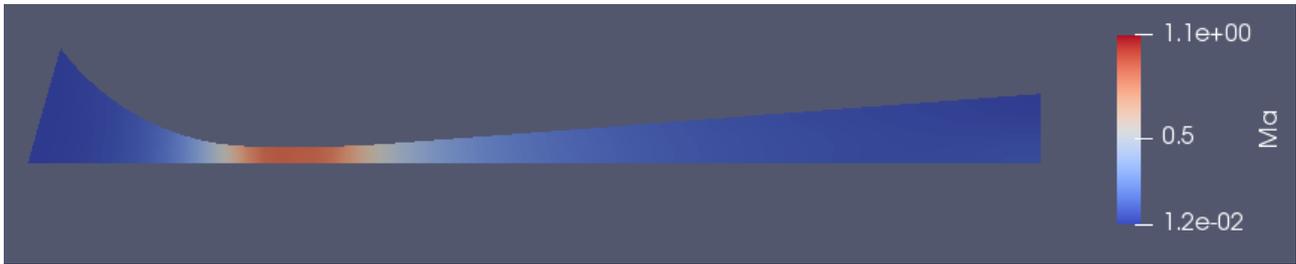


Immagine 34 - Visione del profilo assialsimmetrico e distribuzione del numero di Mach.

I valori ricavati successivamente si riferiscono a quelli in prossimità della parete.

Si analizza inizialmente il comportamento del Mach, rispetto ai dati teorici calcolati con Excel:

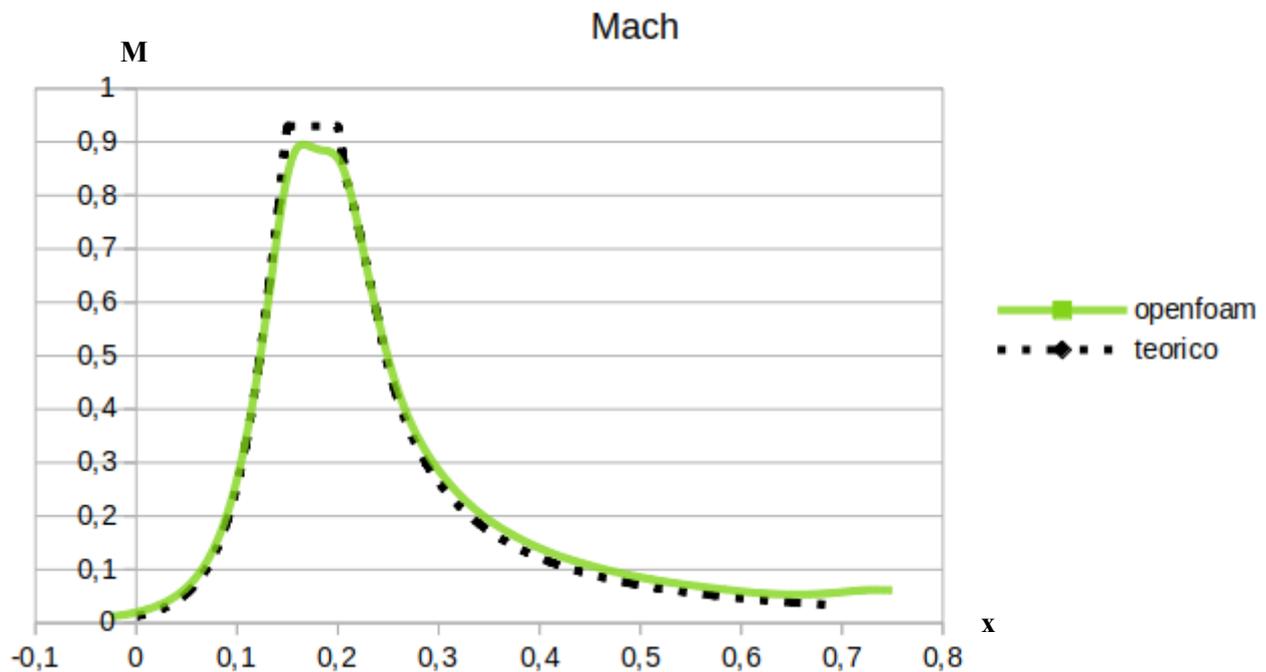


Immagine 35 - Andamento del numero di Mach ricavato da OpenFOAM, comparato con l'andamento del numero di Mach teorico.

Come si può notare, le due curve differiscono di alcuni decimali. Ciò è facilmente spiegabile, poiché, dato che si stanno utilizzando salti di pressione molto piccoli (inferiori ai 100 Pa), il software OpenFOAM può incorrere in errore.

Si è provato ad aumentare o diminuire la pressione di poche unità, ed il risultato è stato che, in alcuni casi, ad un aumento/diminuzione del salto di pressione non è corrisposto un aumento/diminuzione del valore del Mach. Tuttavia, si è anche notato che, in altri casi, un aumento irrisorio del salto di pressione (1 Pa) ha portato a modifiche significative (all'incirca di 0.05) del Mach. Detto questo, si può giungere alla conclusione che il programma OpenFOAM funzioni molto bene per salti di pressione significativi, come già sostenuto in precedenza, mentre può cadere in errore se questi salti sono vicini allo zero.

Un ulteriore appunto è che i risultati estrapolati dal programma presentano un massimo nel punto di collegamento tra l'arco di cerchio iniziale e la gola. Questo è dovuto all'infittimento delle mesh di calcolo, in maniera analoga a quanto riferito nel caso del profilo 2D. Evidentemente, una cella di calcolo è posta a cavallo delle due regioni, e non termina esattamente nel punto di separazione. Questo porta il programma a rilevare una pendenza diversa da quella reale, sfalsando leggermente il risultato. Ciò sarebbe facilmente risolvibile utilizzando mesh con un grado di stretching più alto, un maggior numero di celle oppure dividendo il profilo in più blocchi, come poi è stato fatto nel caso viscoso.

Nei grafici presenti in questo capitolo si trovano comparati i risultati teorici ed i risultati numerici.

Analizzando ora la densità:

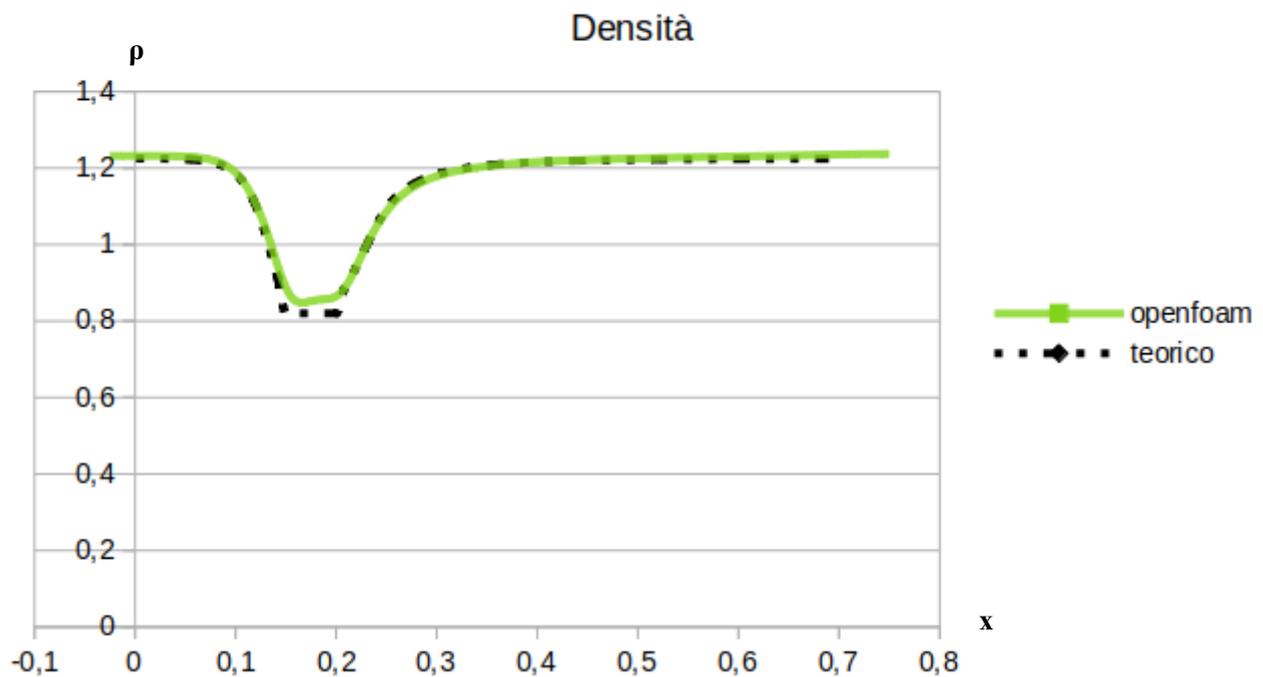


Immagine 36 - Andamento della densità lungo il condotto ricavato da OpenFOAM, comparato con l'andamento della densità teorica.

Questo risultato è una conseguenza del numero di Mach leggermente sfasato, ricavato nell'immagine precedente. Un valore del Mach inferiore, come si verifica nel caso di OpenFOAM, determina valori statici di grandezze leggermente più elevati. Ciò è facilmente visionabile anche nel caso di pressione e temperature.

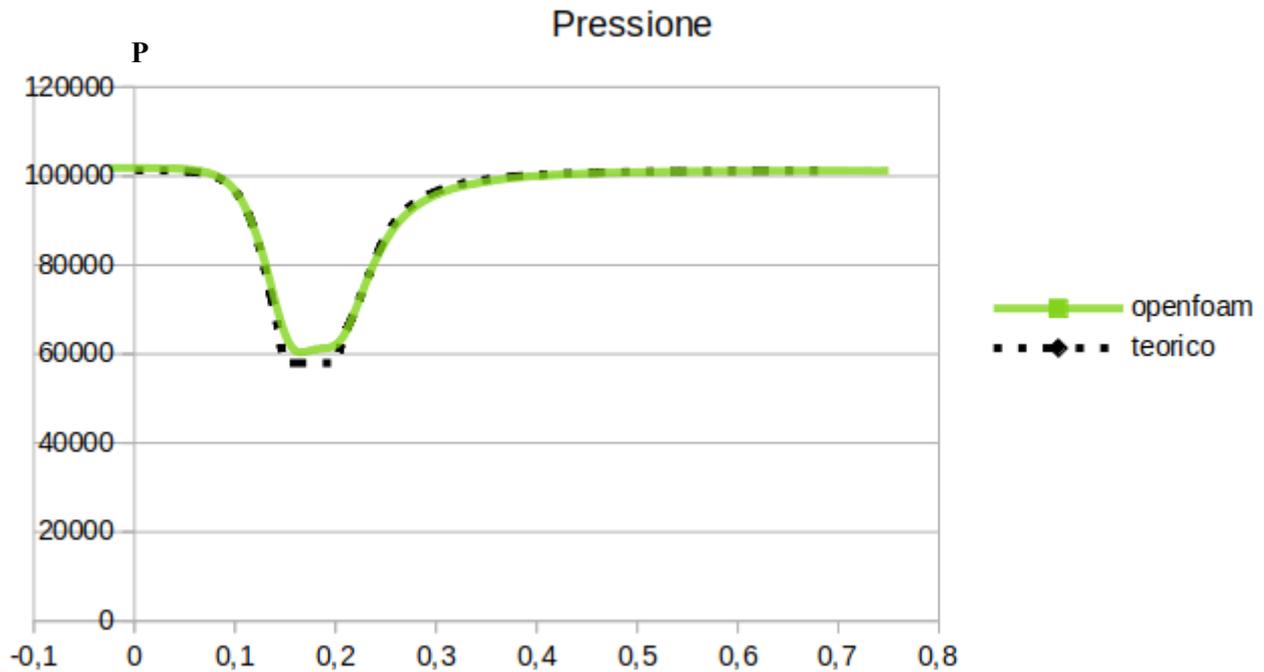


Immagine 37 - Andamento della pressione lungo il condotto ricavato da OpenFOAM, comparato con l'andamento della pressione teorica.

L'andamento della pressione lungo il profilo rispecchia l'andamento teorico, e la piccola discrepanza deriva da quanto enunciato in precedenza. Si nota che il valore di pressione all'outlet è di poco inferiore al valore di pressione indisturbato, per cui i valori di potenze per il funzionamento del fan risultano in linea con i risultati teorici.

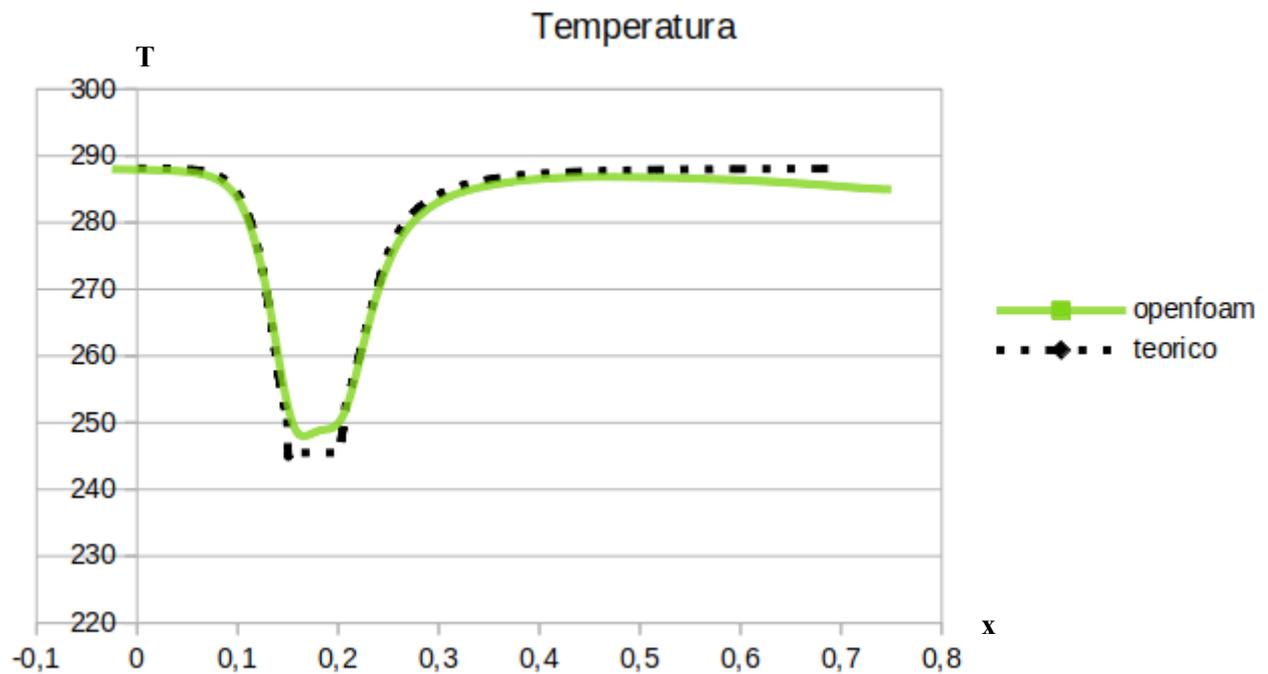


Immagine 38 - Andamento della temperatura lungo il condotto ricavato da OpenFOAM, comparato con l'andamento della temperatura teorica.

Il picco dei valori nella sezione di collegamento tra il convergente e la gola è legato al picco del Mach, già descritto ad inizio capitolo.

8.3. Profilo assialsimmetrico – fluido inviscido – fanCurve

Nonostante questo case si prefigurasse l'obiettivo di raggiungere gli stessi risultati del caso precedente, con l'aggiunta della curva di funzionamento del fan, non è stato così. Nei test di prova iniziali, quando ancora il profilo non era stato ottimizzato, il fan si comportava nello stesso modo dell'imposizione di un salto di pressione. Tuttavia, ottimizzando il profilo, si sono adottati valori di pressione molto bassi, pari a quelli ottimizzati del caso precedente, inferiori ai 100 Pa. Ciò ha mostrato il limite del programma OpenFOAM, il quale, avendo a che fare con valori molto bassi e non esageratamente dissimili tra loro, non è riuscito a produrre soluzioni accettabili.

L'andamento del mach, lungo il condotto, è il seguente:

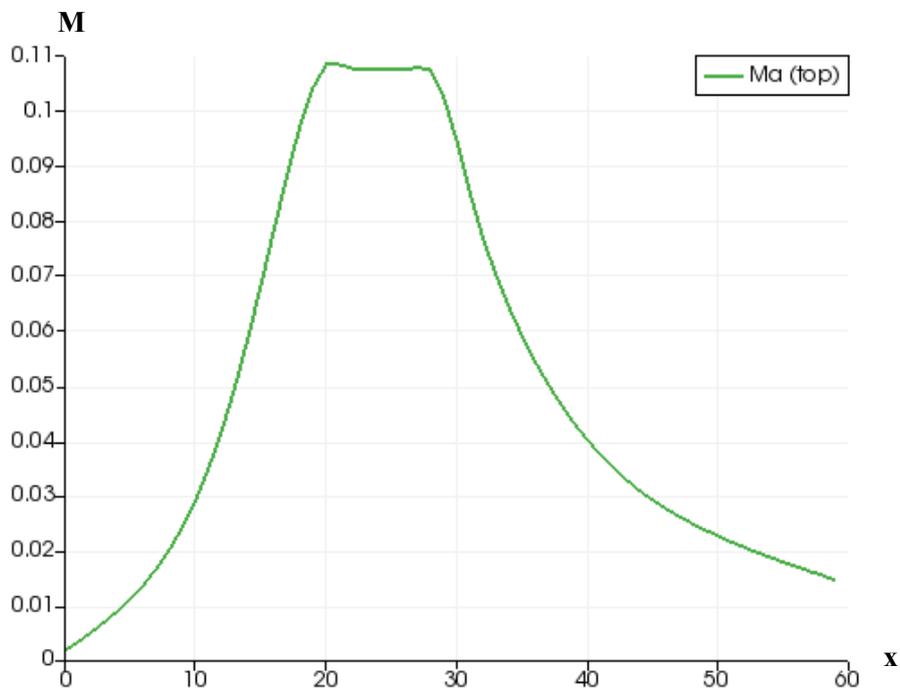


Immagine 39 - Andamento del numero di Mach ricavato da OpenFOAM lungo il condotto tramite la funzione fanCurve.

Si può notare che i valori restano estremamente bassi, non compatibili con una data geometria per un dato fan. Ad un valore previsto di 0.93 corrisponde un valore ricavato di 0.11. Ciò significa che il programma, dati valori molto piccoli, non riesce ad innescare il flusso, giungendo a soluzioni non fisicamente corrette.

Il medesimo case è stato testato, come verifica, a dimensioni e salti di pressione molto elevati. In quel caso, nonostante i dati non siano utilizzabili a cause delle potenze troppo elevate, il funzionamento della funzione "fanCurve" è accurato, mostrando risultati in linea con i valori teorici.

Appurato il fatto che, sotto tali condizioni, il programma non produce risultati accettabili, è inutile procedere con la valutazione di altre variabili termodinamiche all'interno del profilo.

8.4. Lamina piana – fluido viscoso

Inizialmente, sono stati ricavati i valori teorici della soluzione, per poi confrontarli con quelli estrapolati dal programma.

Tramite il programma ParaView, sono stati estratti i valori numerici di ogni vertice di cella, e sono stati inseriti in tabelle Excel per poter essere analizzati.

E' stato necessario estrapolare il valore sperimentale degli sforzi viscosi τ da valori numerici, sviluppandone la derivata:

$$\tau = \mu \frac{du}{dy} = \mu \frac{(u_1 - u_0)}{(y_1 - y_0)}$$

Conoscendo il valore di μ ed i valori nei punti 0 e 1, è possibile ricavare il valore τ . Sono stati fatti alcuni tentativi per il calcolo di questo valore, assumendo come valore 0 sempre il vertice a parete, mentre il valore 1 ha assunto i valori dei vertici delle celle soprastanti.

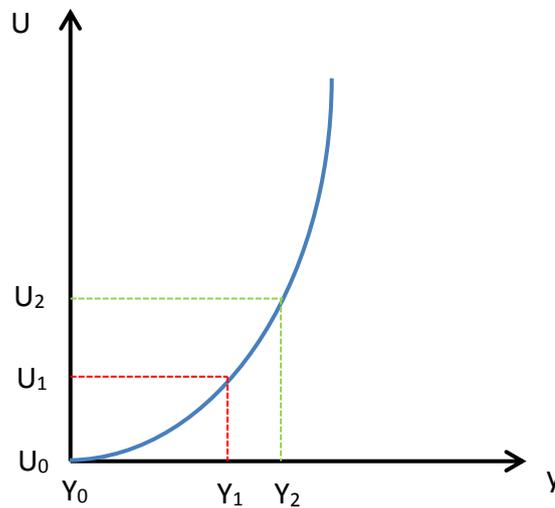


Immagine 40 - Calcolo valore di τ tramite la scomposizione della derivata.

In questo modo si è ricavato il valore di τ , basandosi anche su valori forniti dalla NASA come mezzo di paragone per l'assunzione del valore corretto.

Successivamente, si ricava il valore u_τ già descritto nel capitolo 2.3.4. Il valore di y_+ sarà ricavato con la stessa formula espressa precedentemente:

$$y_+ = \frac{y}{\sqrt{\frac{\tau}{\rho}}} = \frac{y}{u_\tau}$$

I valori di y_+ verranno diagrammati in scala logaritmica.

Per quanto riguarda il valore sperimentale di u_+ , verrà ricavato tramite i valori sperimentali di velocità, come:

$$u_+ = \frac{u}{\sqrt{\frac{\tau}{\rho}}} = \frac{u}{u_\tau}$$

Inoltre, come già detto in precedenza, sono stati scaricati e diagrammati i risultati NASA, così da avere un mezzo di paragone per la verifica della veridicità dei risultati.

Inizialmente, come specificato nel capitolo di preprocessing, si è utilizzata una griglia con un Δy a parete pari a 10^{-4} . Ciò tuttavia comportava che tutto lo strato limite laminare venisse compresso in pochissime celle, dando un andamento lineare, come visibile nel grafico sottostante:

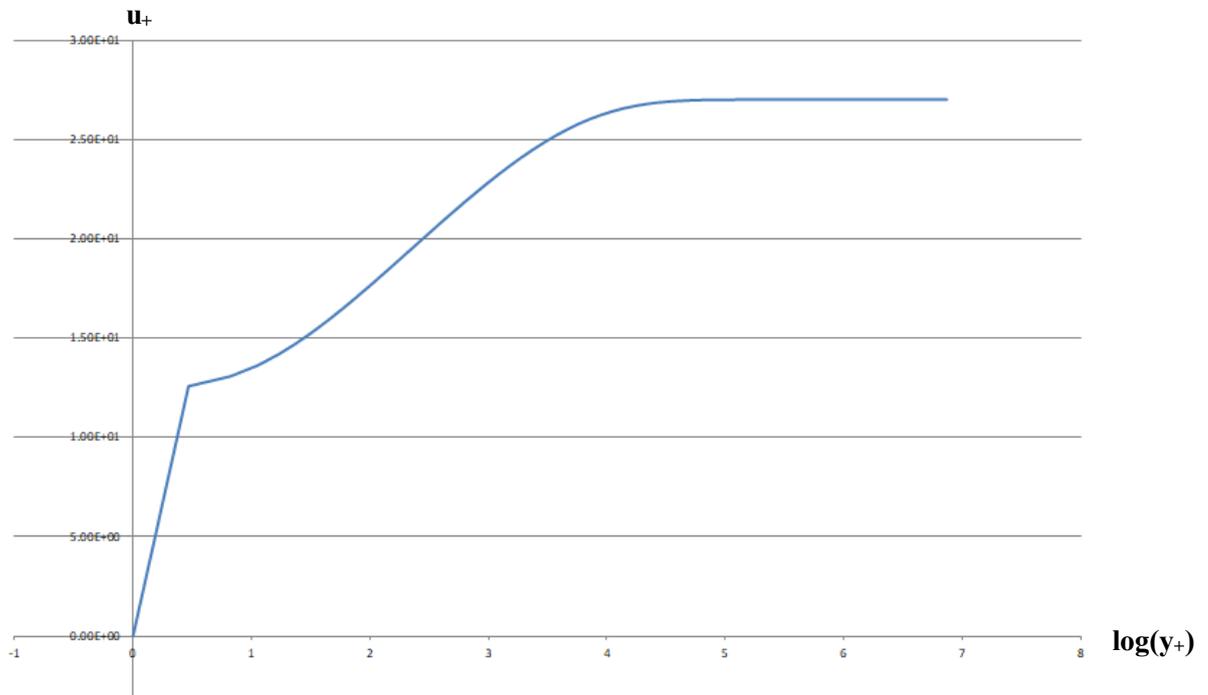


Immagine 41 - $u_+ = f(\log(y_+))$ per una mesh di 10^{-4} .

Di conseguenza, si è passati ad una griglia con sensibilità Δy pari a 10^{-6} a parete. Avendo inoltre ricavato i risultati teorici, è stato possibile compararli con i valori numerici. Prendendo il punto a $x = 0,97$ m dal bordo d'attacco, l'andamento del grafico è:

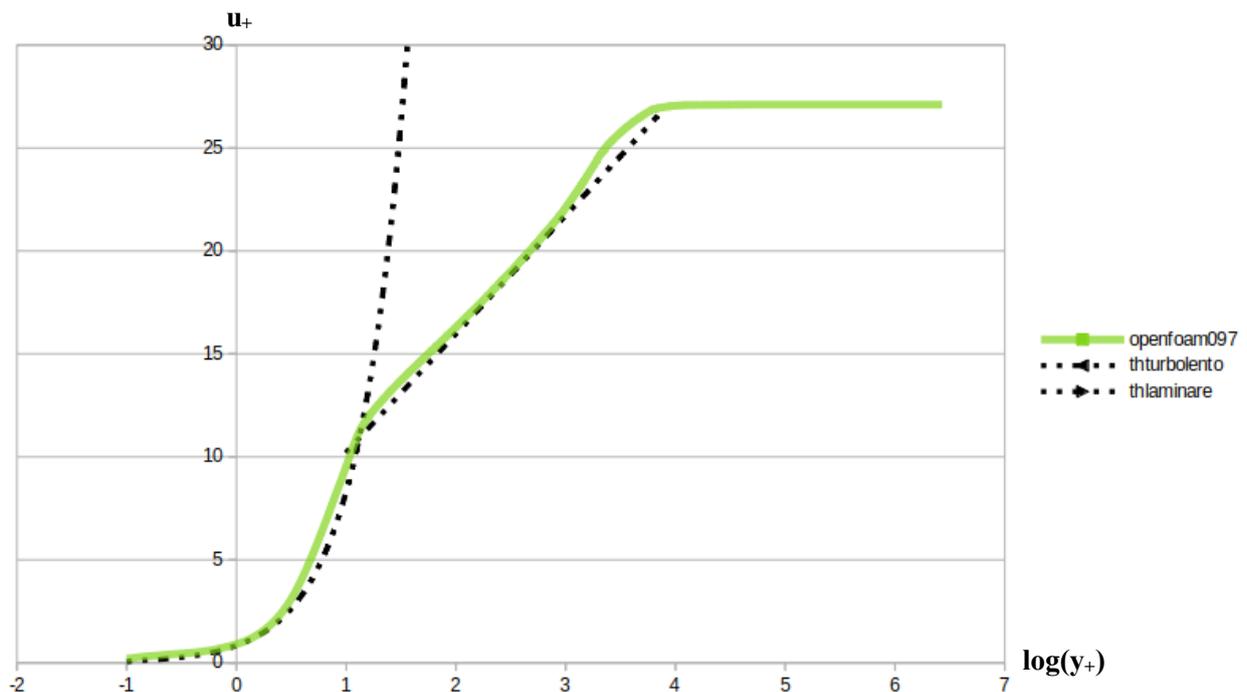


Immagine 42 - $u_+ = f(\log(y_+))$ per una mesh di 10^6 , comparazione valori numerici e teorici.

Si può notare che i valori numerici ricavati dal programma seguono lo stesso andamento dei valori teorici, per cui possono essere considerati corretti.

Avendo a disposizione i valori calcolati dalla NASA, questi sono stati diagrammati insieme a quelli numerici, ricavando un andamento quasi identico tra loro, sempre per il punto $x = 0,97$ m.

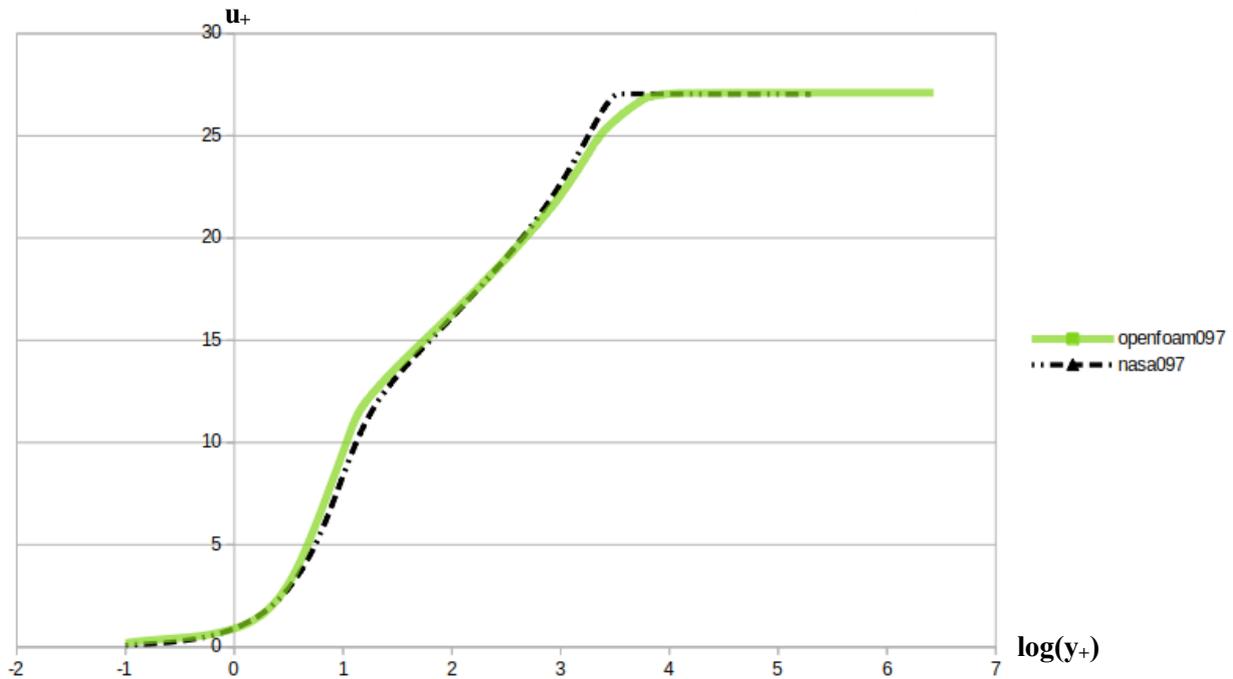


Immagine 43 - $u_+ = f(\log(y_+))$ per una mesh di 10^6 , comparazione valori numerici e valori NASA.

Si nota che i valori numerici seguono bene l'andamento dei valori proposti dalla NASA. Vi sono leggere discrepanze, imputabili ad errori di approssimazione del software di OpenFOAM. Nella zona terminale dello strato limite, vi è una lieve diversità tra la soluzione NASA e quella ricavata dal programma. Tuttavia, dato che questa zona ha bisogno di più tempo per svilupparsi completamente, si può affermare che ciò è dovuto ad una non ancora totale convergenza del sistema.

Dato che ogni singola sezione ortogonale al profilo ha un andamento dello strato limite diverso dalla precedente e dalla successiva, si è deciso di comparare i valori a tre diverse distanze, pari a $x = 0.5$ m, $x = 0,97$ m e $x = 1,9$ m. I risultati non differiscono di molto, anzi tendono a sovrapporsi per tutta la parte iniziale del grafico, distaccandosi solamente in coincidenza dello strato limite turbolento.

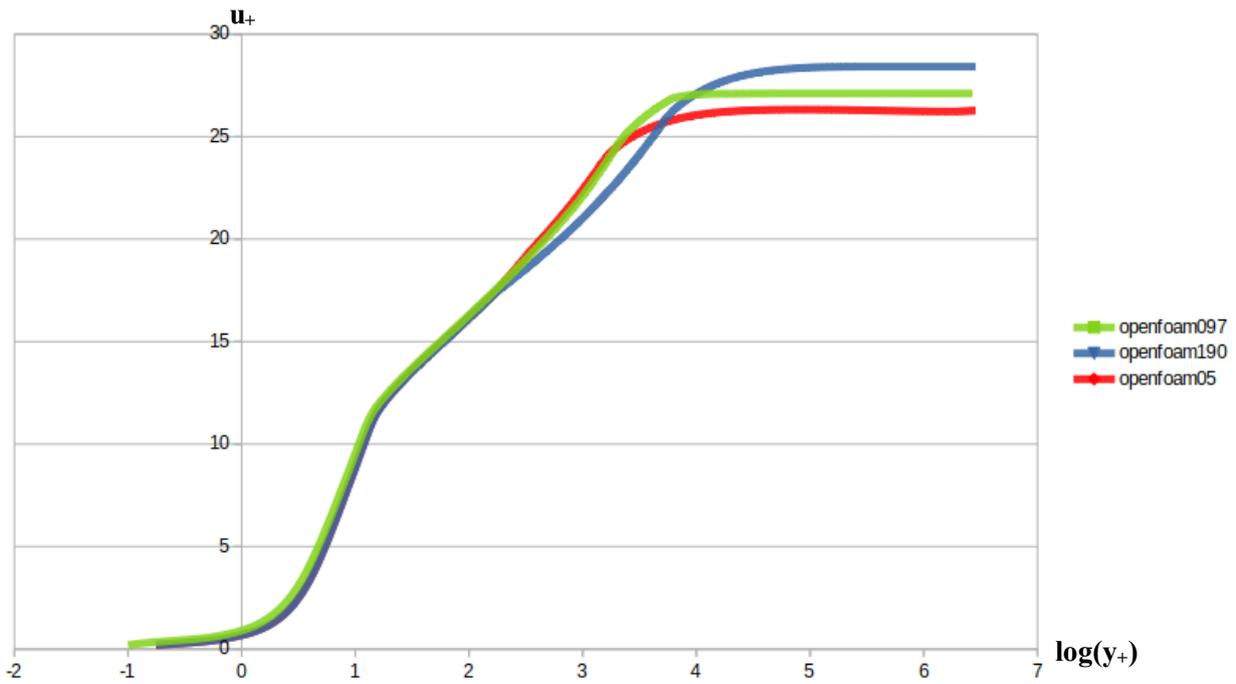


Immagine 44 - $u_+ = f(\log(y_+))$ per una mesh di 10^6 , comparazione valori numerici a tre diverse postazioni.

L'andamento è in linea con quanto sostenuto dai dati NASA, ossia che avanzando lungo il profilo il valore di u_+ tenda ad aumentare.

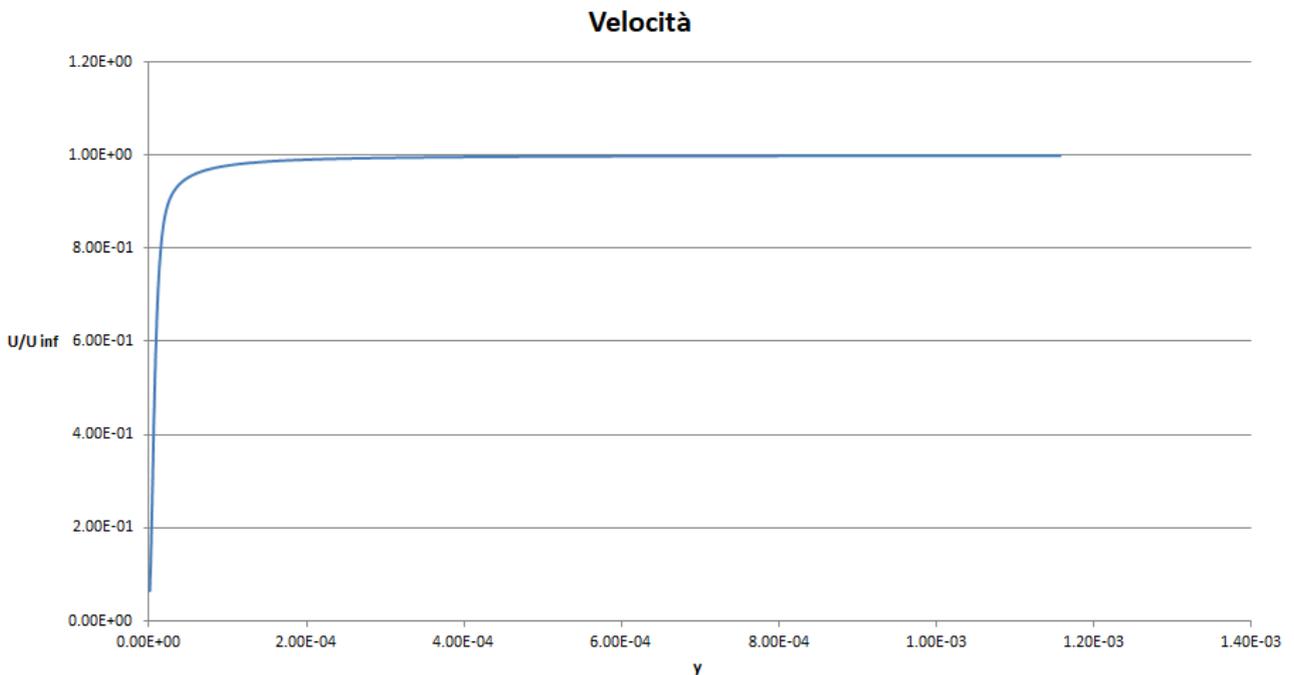


Immagine 45 - Andamento della velocità lungo lo strato limite per un infittimento mesh di 10^{-6} .

Il valore di velocità tende al valore all'infinito con andamento tanto più regolare quanto più è fitta la griglia di calcolo. Per griglie di calcolo molto diradate, invece, la curva assumerebbe la forma di una spezzata, per cui non è possibile diminuirne eccessivamente l'infittimento. La coordinata in cui la velocità arriva al 99% del valore indisturbato viene assunto come punto di confine dello strato limite.

Dato l'andamento teorico di C_f ricavato nel capitolo 5.4, si sono ricavati i valori di tale valore per le tre sezioni considerate. Comparando i risultati teorici con quelli numerici, si ha:

	0,50 m	0,97 m	1,90 m
$C_{f_{th}}$	$3 * 10^{-3}$	$2,9 * 10^{-3}$	$2,6 * 10^{-3}$
C_f	$2,8 * 10^{-3}$	$2,7 * 10^{-3}$	$2,5 * 10^{-3}$

Si è deciso infine di diagrammare l'andamento di velocità lungo il piano ortogonale scelto, per una distanza dall'inlet pari a 1.5 m. L'andamento è convergente, e la velocità tende al valore indisturbato. L'andamento ricavato è il seguente:

8.5. Profilo assialsimmetrico – viscoso

Il profilo si presenta come:



Immagine 46 - Profilo assialsimmetrico con fluido viscoso.

Come si può notare, non si ha nessuna separazione dello strato limite, ed il flusso resta stabile lungo tutto il condotto.

Le grandezze lungo il profilo, rilevate lungo una linea parallela all'asse e posta a poca distanza dalla parete, sono:

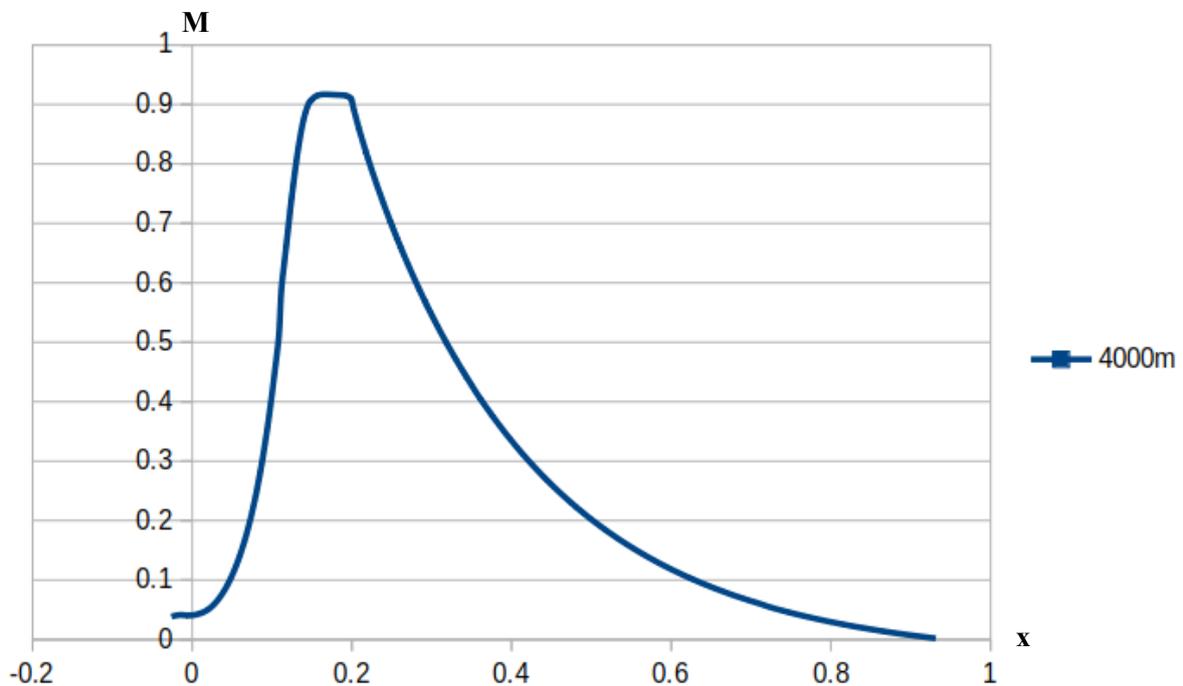


Immagine 47 - Andamento del numero di Mach (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso).

A differenza del caso inviscido, il numero di Mach di gola raggiunge il valore esatto di 0,93. Di conseguenza, anche tutte le grandezze termodinamiche risulteranno più attinenti ai valori cercati.

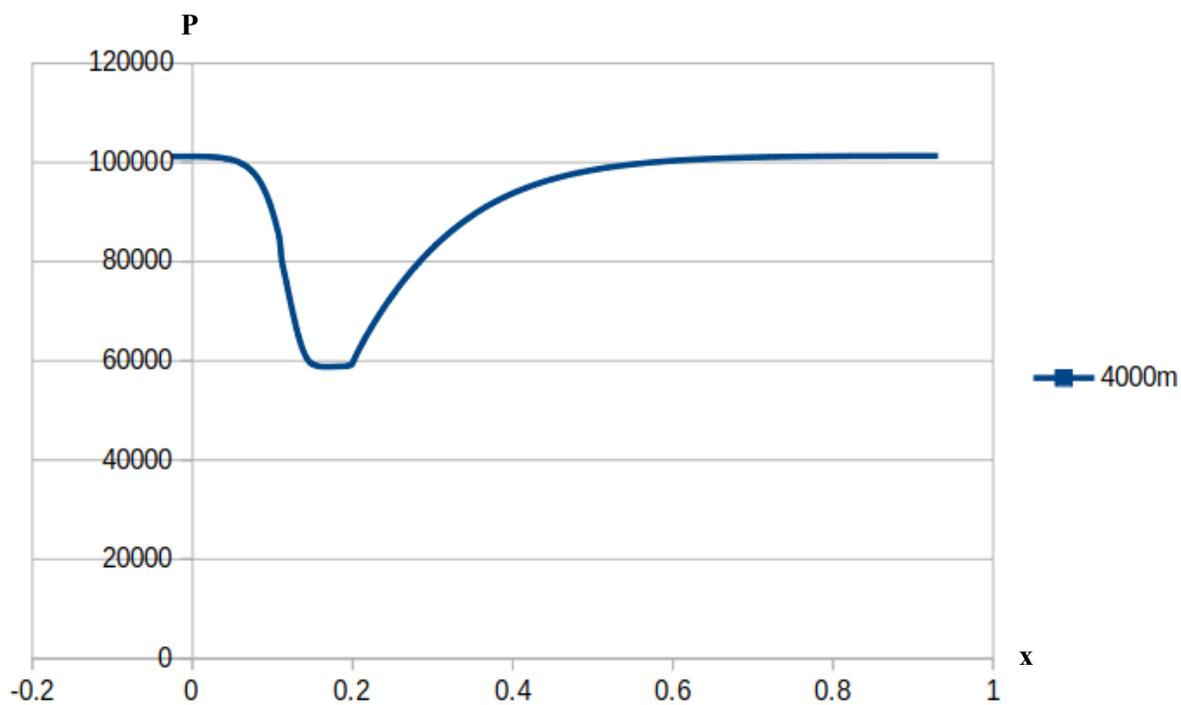


Immagine 48 - Andamento della pressione (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso).

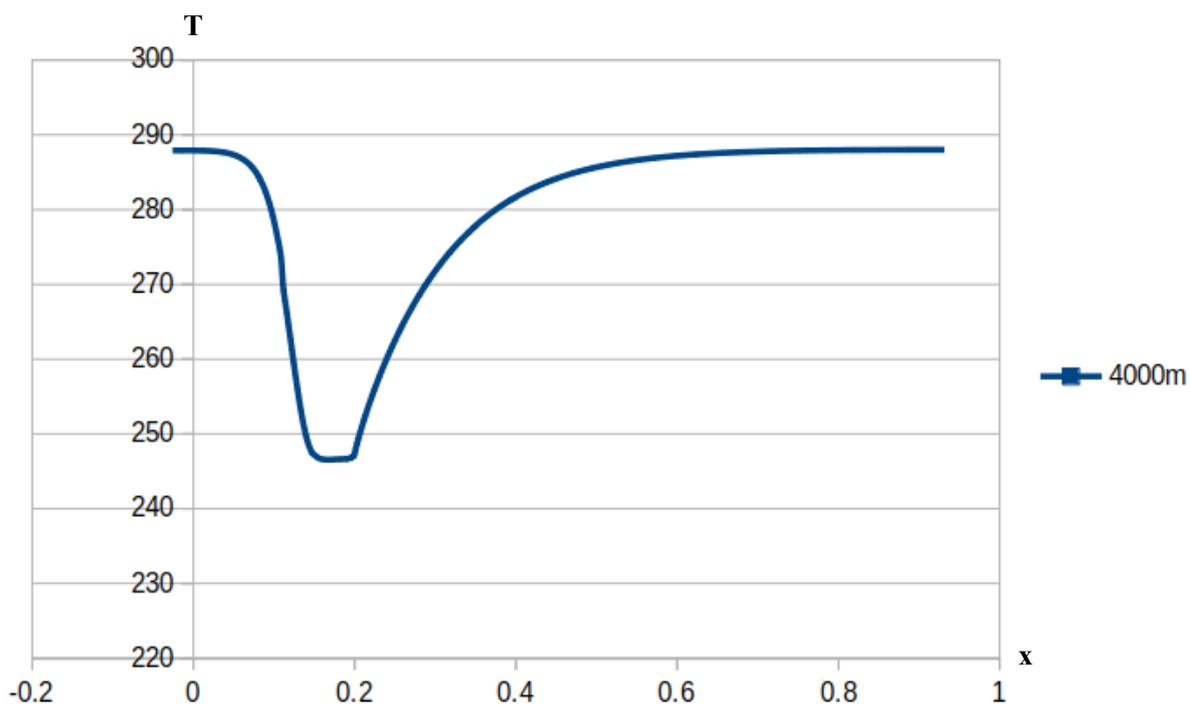


Immagine 49 - Andamento della temperatura (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso).

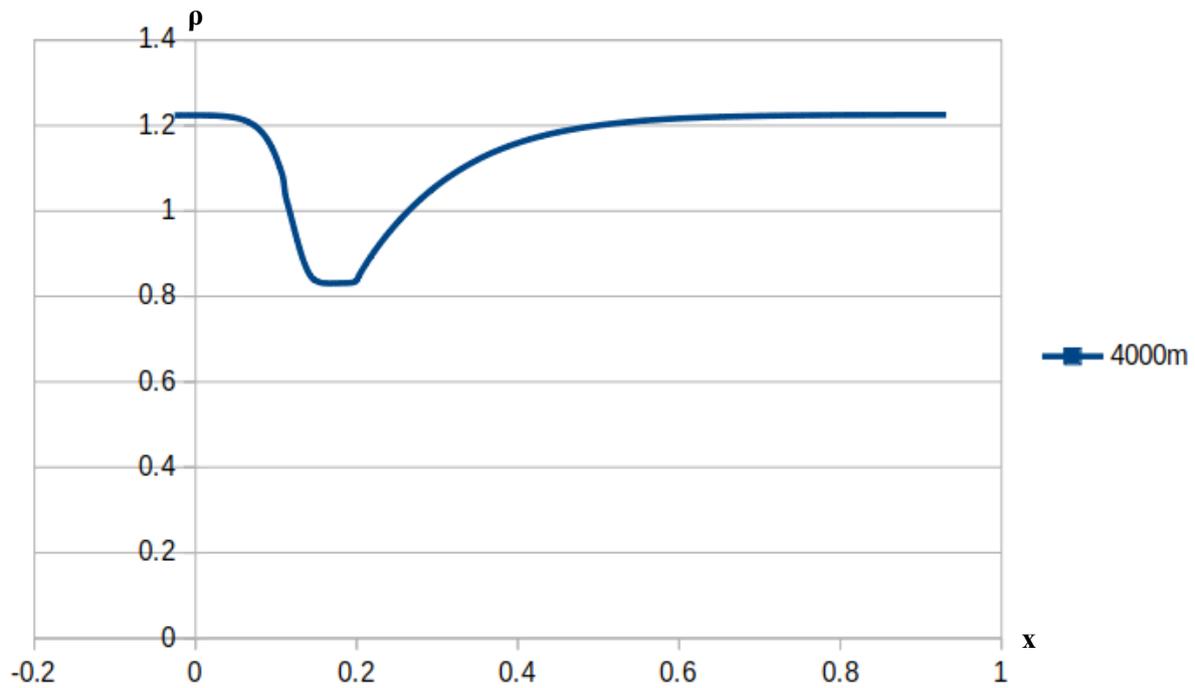


Immagine 50 - Andamento della densità (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso).

Pressione, temperatura e densità raggiungono valori in linea con quanto ci si aspettava. Di conseguenza, vengono raggiunte le condizioni termodinamiche richieste inizialmente, ossia quelle presenti ad una quota di 4000 metri.

E' possibile, partendo dalla soluzione già giunta a convergenza, modificare le condizioni iniziali, per ottenere soluzioni per diverse quote di volo, mantenendo inalterata la geometria. Inserendo i vari salti di pressione proposti al capitolo pre processing, si ottengono i seguenti andamenti delle grandezze termodinamiche:

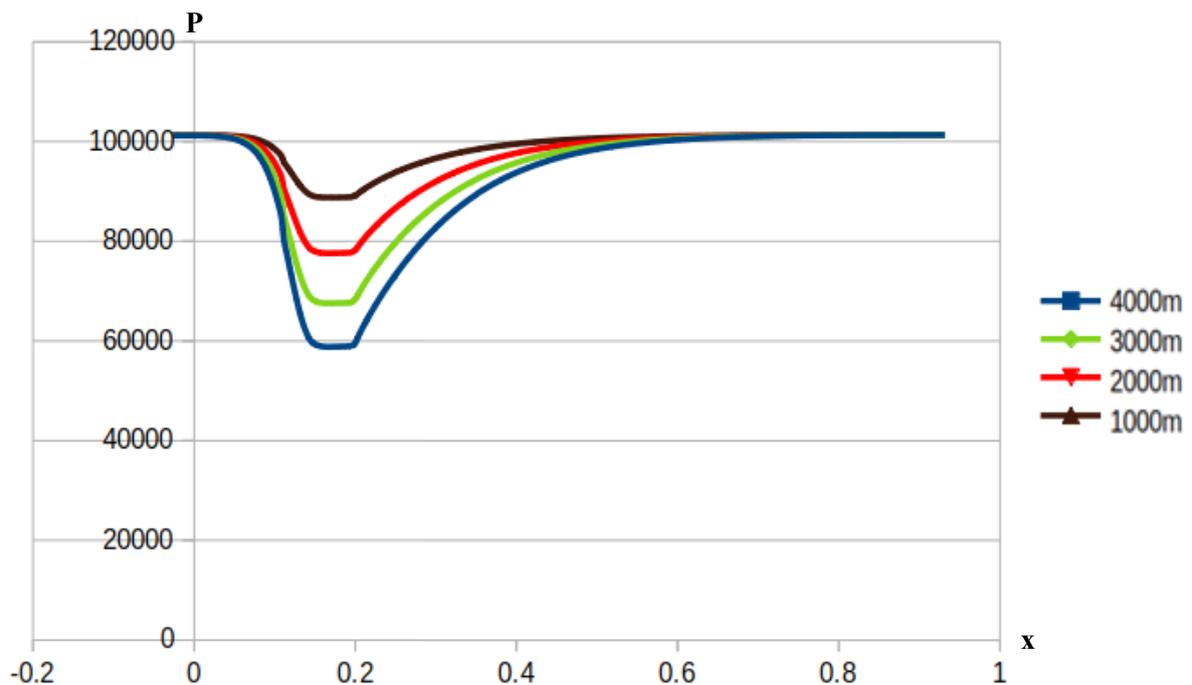


Immagine 51 - Andamento della pressione (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso) per diverse quote.

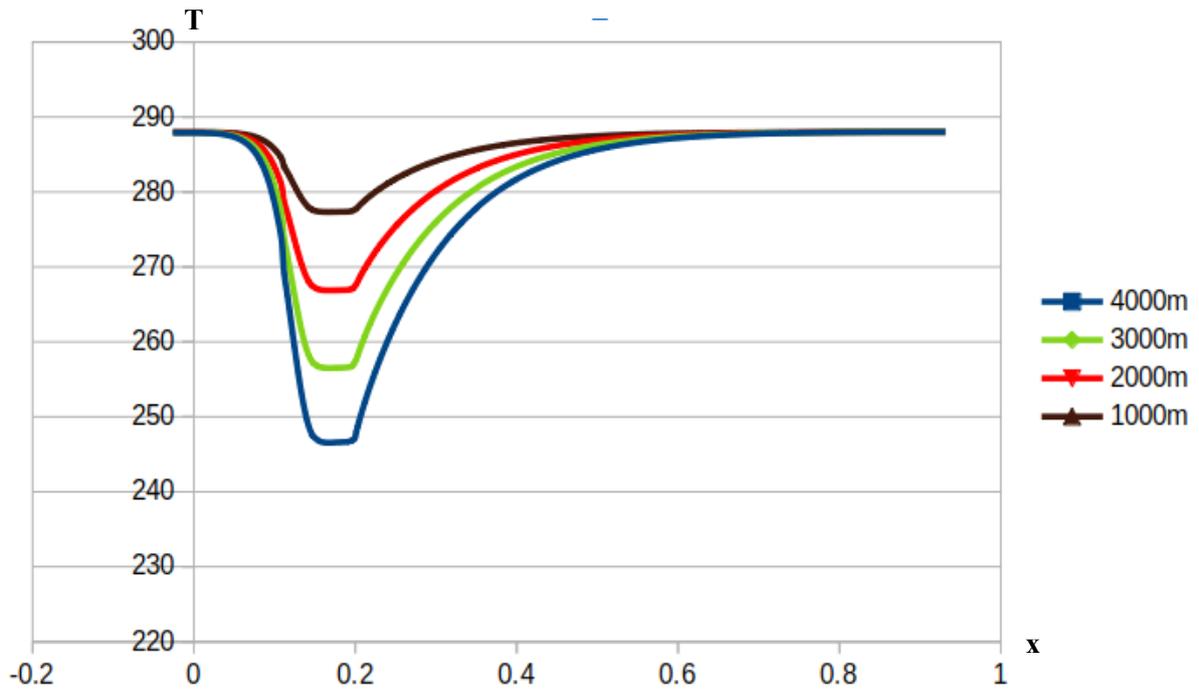


Immagine 52 - Andamento della temperatura (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso) per diverse quote.

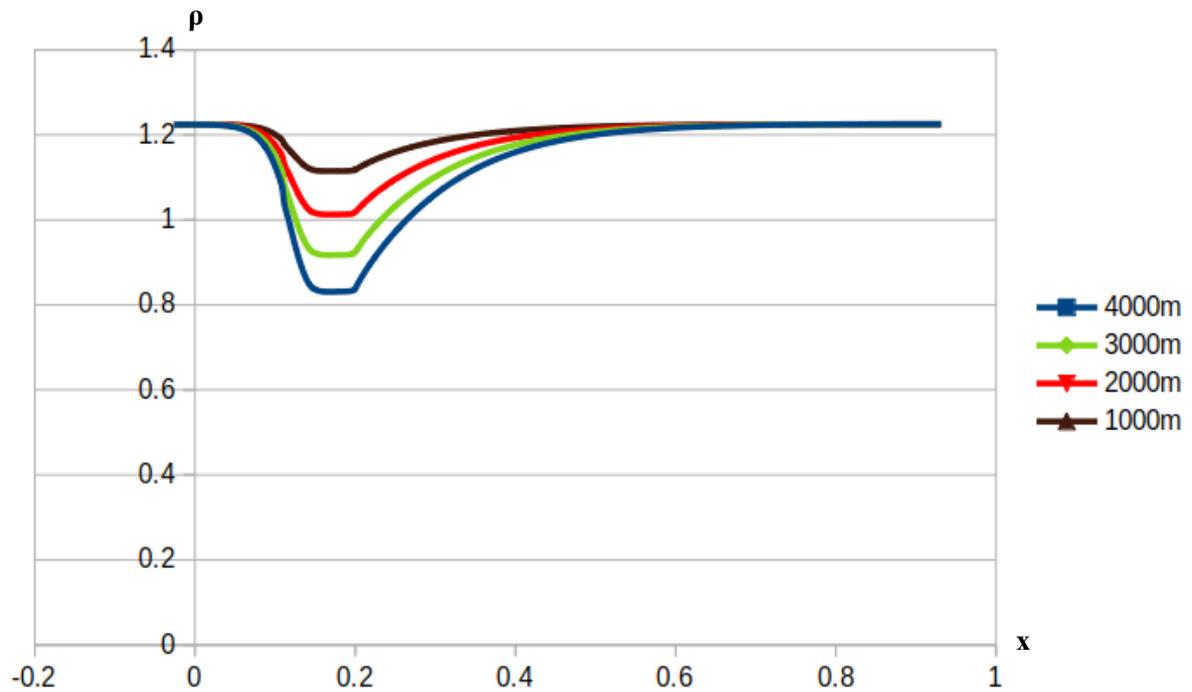


Immagine 53 - Andamento della densità (profilo assialsimmetrico, fluido viscoso) per diverse quote.

Ciò significa che il programma è utilizzabile anche per simulare condizioni di lavoro a quote diverse, ma inferiori, della quota considerata inizialmente.

9. Considerazioni finali

In questo breve paragrafo si vogliono fare alcune semplici considerazioni su alcune caratteristiche e problematiche emerse in questo studio. E' necessario premettere che per la stesura di questo elaborato è stata utilizzata inizialmente una virtual machine per l'utilizzo di software OpenFOAM, la cui prestazioni non sono sempre state soddisfacenti. Inoltre, la versione di OpenFOAM supportata aveva alcune limitazioni maggiori rispetto alle versioni più aggiornate, per cui l'eventuale utilizzo di macchine migliori potrebbe rendere non necessario quanto segue.

Come emerso più volte in questo elaborato, il software di calcolo OpenFOAM riscontra alcune difficoltà nella risoluzione di problemi in cui vi si trovano gradienti di grandezze termodinamiche piccoli, in questo caso il valore ΔP tra inlet e outlet del profilo. Nel capitolo del postprocessing è emerso il fatto che i valori teorici ed i valori numerici ricavati dal programma, pur avendo un errore massimo del 5%, non erano esattamente uguali. Tuttavia, più i valori dei gradienti aumentano, più i risultati numerici rispecchiano quelli teorici.

Per sfruttare questa caratteristica, si potrebbe pensare di progettare lo stesso tipo di condotto in scala, con gradienti di pressione elevati. Questo comporterebbe, per il mantenimento dei valori desiderati nella sezione di gola, aree proporzionalmente di dimensioni maggiori, con conseguenti portate maggiori. Alcuni valori, tra cui la pressione e la potenza necessaria, sarebbero sicuramente non progettualmente realizzabili. Tuttavia, dato che il parametro fondamentale per questo studio è il numero di Mach, questo sarebbe mantenuto inalterato nel condotto, anzi, il suo valore sarebbe leggermente più attinente ai risultati teorici. Questo farebbe ottenere valori e grafici delle grandezze termodinamiche, esclusa la pressione, qualitativamente migliori.

10. Allegati

Per evidente motivo di spazio, i file "controlMeshDict" contenenti le spline di punti sono stati tagliati, omettendo la parte riguardante la definizione punto a punto del profilo.

10.1. Grandezze termodinamiche per geometria ottimizzata

GRANDEZZE				MACH		SUBSONICO		
Ax [cm2]	At [cm2]	At/Ax	f(M)	M1	M2	P2	T2	ρ_2
5.3	5.3	1	0.681828	1.513906	0.852757	62996.27	251.563	0.872381
6	5.3	0.883333	0.602282	2.004401	0.64408	76658.84	266.0744	1.003685
6.5	5.3	0.815385	0.555952	2.287044	0.564482	81622.46	270.8869	1.049687
7	5.3	0.757143	0.516242	2.549282	0.506415	85052.29	274.0915	1.081007
7.5	5.3	0.706667	0.481825	2.799658	0.461126	87581.11	276.3956	1.103869
8	5.3	0.6625	0.451711	3.042271	0.424352	89523.18	278.1331	1.121298
8.5	5.3	0.623529	0.42514	3.279424	0.393665	91058.29	279.4874	1.134999
9	5.3	0.588889	0.401521	3.512543	0.367538	92298.59	280.5699	1.14602
9.5	5.3	0.557895	0.380389	3.742571	0.344949	93318.29	281.452	1.155049
10	5.3	0.53	0.361369	3.970165	0.325174	94168.74	282.1825	1.162558
10.5	5.3	0.504762	0.344161	4.195801	0.307687	94886.62	282.7955	1.168882
11	5.3	0.481818	0.328517	4.419831	0.292091	95498.91	283.3157	1.174265
11.5	5.3	0.46087	0.314234	4.642525	0.27808	96025.85	283.7614	1.178889
12	5.3	0.441667	0.301141	4.864093	0.265413	96482.96	284.1467	1.182895
12.5	5.3	0.424	0.289095	5.084703	0.253898	96882.29	284.4822	1.18639
13	5.3	0.407692	0.277976	5.304489	0.243378	97233.37	284.7764	1.189459
13.5	5.3	0.392593	0.267681	5.52356	0.233725	97543.79	285.0358	1.19217
14	5.3	0.378571	0.258121	5.742006	0.224833	97819.68	285.266	1.194578
14.5	5.3	0.365517	0.24922	5.959903	0.216613	98066.07	285.4711	1.196726
15	5.3	0.353333	0.240913	6.177314	0.20899	98287.05	285.6547	1.198652
15.5	5.3	0.341935	0.233141	6.394294	0.201898	98486.05	285.8198	1.200385
16	5.3	0.33125	0.225856	6.610886	0.195283	98665.92	285.9689	1.20195
16.5	5.3	0.321212	0.219012	6.827133	0.189098	98829.06	286.1039	1.203369
17	5.3	0.311765	0.21257	7.043066	0.1833	98977.51	286.2266	1.20466
17.5	5.3	0.302857	0.206497	7.258717	0.177854	99112.98	286.3385	1.205838
18	5.3	0.294444	0.200761	7.47411	0.172729	99236.96	286.4408	1.206915
18.5	5.3	0.286486	0.195335	7.68927	0.167896	99350.73	286.5346	1.207903
19	5.3	0.278947	0.190194	7.904216	0.16333	99455.39	286.6208	1.208812
19.5	5.3	0.271795	0.185317	8.118965	0.15901	99551.88	286.7002	1.20965
20	5.3	0.265	0.180685	8.333535	0.154916	99641.04	286.7736	1.210423
20.5	5.3	0.258537	0.176278	8.547939	0.15103	99723.61	286.8414	1.21114
21	5.3	0.252381	0.172081	8.762189	0.147337	99800.21	286.9044	1.211804
21.5	5.3	0.246512	0.168079	8.976298	0.143823	99871.42	286.9628	1.212422
22	5.3	0.240909	0.164259	9.190275	0.140474	99937.73	287.0173	1.212997
22.5	5.3	0.235556	0.160608	9.40413	0.13728	99999.58	287.068	1.213533
23	5.3	0.230435	0.157117	9.617871	0.134229	100057.4	287.1154	1.214034
23.5	5.3	0.225532	0.153774	9.831506	0.131312	100111.4	287.1597	1.214502

24	5.3	0.220833	0.15057	10.04504	0.128521	100162.1	287.2012	1.214941
24.5	5.3	0.216327	0.147498	10.25849	0.125846	100209.7	287.2402	1.215353
25	5.3	0.212	0.144548	10.47184	0.123282	100254.3	287.2768	1.21574
25.5	5.3	0.207843	0.141713	10.68512	0.120822	100296.4	287.3112	1.216104
26	5.3	0.203846	0.138988	10.89832	0.118458	100336	287.3436	1.216447
26.5	5.3	0.2	0.136366	11.11144	0.116186	100373.3	287.3741	1.216771
27	5.3	0.196296	0.13384	11.3245	0.114	100408.6	287.403	1.217076
27.5	5.3	0.192727	0.131407	11.5375	0.111896	100441.9	287.4302	1.217365
28	5.3	0.189286	0.12906	11.75043	0.109868	100473.5	287.456	1.217638
28.5	5.3	0.185965	0.126796	11.96331	0.107913	100503.3	287.4804	1.217896
29	5.3	0.182759	0.12461	12.17613	0.106027	100531.7	287.5036	1.218141
29.5	5.3	0.179661	0.122498	12.38891	0.104206	100558.6	287.5256	1.218374
30	5.3	0.176667	0.120456	12.60163	0.102447	100584.1	287.5464	1.218595
30.5	5.3	0.17377	0.118482	12.81431	0.100746	100608.4	287.5663	1.218805
31	5.3	0.170968	0.116571	13.02694	0.099102	100631.5	287.5851	1.219005
31.5	5.3	0.168254	0.11472	13.23953	0.097511	100653.5	287.6031	1.219195
32	5.3	0.165625	0.112928	13.45209	0.09597	100674.4	287.6202	1.219377
32.5	5.3	0.163077	0.11119	13.6646	0.094477	100694.4	287.6365	1.21955
33	5.3	0.160606	0.109506	13.87708	0.093031	100713.5	287.6521	1.219715
33.5	5.3	0.158209	0.107871	14.08952	0.091628	100731.8	287.667	1.219873
34	5.3	0.155882	0.106285	14.30194	0.090267	100749.2	287.6812	1.220023
34.5	5.3	0.153623	0.104745	14.51432	0.088946	100765.9	287.6948	1.220168
35	5.3	0.151429	0.103248	14.72667	0.087664	100781.8	287.7078	1.220306
35.5	5.3	0.149296	0.101794	14.93899	0.086418	100797.1	287.7203	1.220438
36	5.3	0.147222	0.10038	15.15128	0.085207	100811.7	287.7322	1.220564
36.5	5.3	0.145205	0.099005	15.36355	0.08403	100825.8	287.7436	1.220686
37	5.3	0.143243	0.097667	15.57579	0.082885	100839.2	287.7546	1.220802
37.5	5.3	0.141333	0.096365	15.78801	0.081771	100852.2	287.7652	1.220914
38	5.3	0.139474	0.095097	16.00021	0.080686	100864.6	287.7753	1.221022
38.5	5.3	0.137662	0.093862	16.21238	0.07963	100876.5	287.785	1.221125
39	5.3	0.135897	0.092659	16.42454	0.078602	100888	287.7944	1.221224
39.5	5.3	0.134177	0.091486	16.63667	0.077599	100899.1	287.8034	1.221319
40	5.3	0.1325	0.090342	16.84878	0.076622	100909.7	287.8121	1.221411
40.5	5.3	0.130864	0.089227	17.06087	0.07567	100919.9	287.8204	1.2215
41	5.3	0.129268	0.088139	17.27295	0.074741	100929.8	287.8284	1.221585
41.5	5.3	0.127711	0.087077	17.485	0.073834	100939.3	287.8362	1.221667
42	5.3	0.12619	0.08604	17.69704	0.07295	100948.4	287.8436	1.221747
42.5	5.3	0.124706	0.085028	17.90907	0.072086	100957.3	287.8508	1.221823
43	5.3	0.123256	0.084039	18.12107	0.071243	100965.8	287.8578	1.221897
43.5	5.3	0.121839	0.083073	18.33307	0.070419	100974.1	287.8645	1.221968
44	5.3	0.120455	0.082129	18.54504	0.069614	100982	287.871	1.222037
44.5	5.3	0.119101	0.081207	18.75701	0.068827	100989.7	287.8773	1.222103
45	5.3	0.117778	0.080304	18.96896	0.068058	100997.2	287.8833	1.222168
45.5	5.3	0.116484	0.079422	19.18089	0.067306	101004.3	287.8892	1.22223
46	5.3	0.115217	0.078559	19.39282	0.066571	101011.3	287.8948	1.22229

46.5	5.3	0.113978	0.077714	19.60473	0.065851	101018	287.9003	1.222348
47	5.3	0.112766	0.076887	19.81663	0.065147	101024.5	287.9056	1.222404
47.5	5.3	0.111579	0.076078	20.02852	0.064458	101030.9	287.9108	1.222459
48	5.3	0.110417	0.075285	20.24039	0.063783	101037	287.9157	1.222512
48.5	5.3	0.109278	0.074509	20.45226	0.063122	101042.9	287.9206	1.222563
49	5.3	0.108163	0.073749	20.66411	0.062475	101048.6	287.9252	1.222613
49.5	5.3	0.107071	0.073004	20.87596	0.061841	101054.2	287.9298	1.222661
50	5.3	0.106	0.072274	21.08779	0.06122	101059.6	287.9342	1.222707
50.5	5.3	0.10495	0.071558	21.29962	0.060611	101064.9	287.9384	1.222753
51	5.3	0.103922	0.070857	21.51143	0.060014	101070	287.9426	1.222797
51.5	5.3	0.102913	0.070169	21.72324	0.059429	101074.9	287.9466	1.222839
52	5.3	0.101923	0.069494	21.93504	0.058855	101079.7	287.9505	1.222881
52.5	5.3	0.100952	0.068832	22.14683	0.058293	101084.4	287.9543	1.222921
53	5.3	0.1	0.068183	22.35861	0.05774	101088.9	287.958	1.22296
53.5	5.3	0.099065	0.067546	22.57038	0.057199	101093.3	287.9616	1.222998
54	5.3	0.098148	0.06692	22.78215	0.056667	101097.6	287.9651	1.223035
54.5	5.3	0.097248	0.066306	22.9939	0.056145	101101.7	287.9684	1.223071
55	5.3	0.096364	0.065703	23.20566	0.055633	101105.8	287.9717	1.223106
55.5	5.3	0.095495	0.065112	23.4174	0.05513	101109.7	287.975	1.22314
56	5.3	0.094643	0.06453	23.62913	0.054636	101113.6	287.9781	1.223174
56.5	5.3	0.093805	0.063959	23.84086	0.05415	101117.3	287.9811	1.223206
57	5.3	0.092982	0.063398	24.05259	0.053674	101120.9	287.9841	1.223237
57.5	5.3	0.092174	0.062847	24.2643	0.053206	101124.5	287.987	1.223268
58	5.3	0.091379	0.062305	24.47601	0.052745	101127.9	287.9898	1.223298
58.5	5.3	0.090598	0.061772	24.68771	0.052293	101131.3	287.9925	1.223327
59	5.3	0.089831	0.061249	24.89941	0.051848	101134.6	287.9952	1.223355
59.5	5.3	0.089076	0.060734	25.1111	0.051411	101137.8	287.9978	1.223383
60	5.3	0.088333	0.060228	25.32279	0.050982	101140.9	288.0003	1.223409
60.5	5.3	0.087603	0.05973	25.53447	0.050559	101143.9	288.0028	1.223436
61	5.3	0.086885	0.059241	25.74614	0.050143	101146.9	288.0052	1.223461
61.5	5.3	0.086179	0.058759	25.95781	0.049734	101149.8	288.0075	1.223486
62	5.3	0.085484	0.058285	26.16948	0.049332	101152.6	288.0098	1.223511
62.5	5.3	0.0848	0.057819	26.38114	0.048936	101155.3	288.0121	1.223534
63	5.3	0.084127	0.05736	26.59279	0.048547	101158	288.0142	1.223558
63.5	5.3	0.083465	0.056909	26.80444	0.048163	101160.6	288.0164	1.22358
64	5.3	0.082813	0.056464	27.01609	0.047786	101163.2	288.0185	1.223602
64.5	5.3	0.082171	0.056026	27.22773	0.047415	101165.7	288.0205	1.223624
65	5.3	0.081538	0.055595	27.43936	0.047049	101168.2	288.0225	1.223645
65.5	5.3	0.080916	0.055171	27.651	0.046689	101170.5	288.0244	1.223666
66	5.3	0.080303	0.054753	27.86262	0.046334	101172.9	288.0263	1.223686
66.5	5.3	0.079699	0.054341	28.07425	0.045985	101175.2	288.0282	1.223706
67	5.3	0.079104	0.053936	28.28587	0.045641	101177.4	288.03	1.223725
67.5	5.3	0.078519	0.053536	28.49748	0.045302	101179.6	288.0318	1.223744
68	5.3	0.077941	0.053143	28.70909	0.044968	101181.7	288.0335	1.223762
68.5	5.3	0.077372	0.052755	28.9207	0.044639	101183.8	288.0352	1.22378

69	5.3	0.076812	0.052372	29.1323	0.044315	101185.8	288.0369	1.223798
69.5	5.3	0.076259	0.051996	29.34391	0.043995	101187.8	288.0385	1.223815
70	5.3	0.075714	0.051624	29.5555	0.04368	101189.8	288.0401	1.223832
70.5	5.3	0.075177	0.051258	29.7671	0.04337	101191.7	288.0416	1.223849
71	5.3	0.074648	0.050897	29.97869	0.043064	101193.6	288.0432	1.223865
71.5	5.3	0.074126	0.050541	30.19027	0.042762	101195.4	288.0447	1.223881
72	5.3	0.073611	0.05019	30.40185	0.042464	101197.2	288.0461	1.223896
72.5	5.3	0.073103	0.049844	30.61344	0.042171	101199	288.0475	1.223911
73	5.3	0.072603	0.049503	30.82501	0.041881	101200.7	288.0489	1.223926
73.5	5.3	0.072109	0.049166	31.03659	0.041596	101202.4	288.0503	1.223941
74	5.3	0.071622	0.048834	31.24816	0.041314	101204	288.0517	1.223955
74.5	5.3	0.071141	0.048506	31.45972	0.041036	101205.6	288.053	1.223969
75	5.3	0.070667	0.048183	31.67129	0.040762	101207.2	288.0543	1.223983
75.5	5.3	0.070199	0.047863	31.88285	0.040492	101208.8	288.0555	1.223996
76	5.3	0.069737	0.047549	32.09441	0.040225	101210.3	288.0568	1.22401
76.5	5.3	0.069281	0.047238	32.30597	0.039961	101211.8	288.058	1.224022
77	5.3	0.068831	0.046931	32.51752	0.039702	101213.3	288.0592	1.224035
77.5	5.3	0.068387	0.046628	32.72907	0.039445	101214.7	288.0604	1.224048
78	5.3	0.067949	0.046329	32.94062	0.039192	101216.1	288.0615	1.22406
78.5	5.3	0.067516	0.046034	33.15217	0.038941	101217.5	288.0626	1.224072
79	5.3	0.067089	0.045743	33.36371	0.038695	101218.9	288.0637	1.224083
79.5	5.3	0.066667	0.045455	33.57525	0.038451	101220.2	288.0648	1.224095
80	5.3	0.06625	0.045171	33.78679	0.03821	101221.5	288.0659	1.224106
80.5	5.3	0.065839	0.044891	33.99833	0.037972	101222.8	288.0669	1.224117
81	5.3	0.065432	0.044613	34.20986	0.037737	101224.1	288.068	1.224128
81.5	5.3	0.065031	0.04434	34.4214	0.037506	101225.3	288.069	1.224139
82	5.3	0.064634	0.044069	34.63293	0.037277	101226.5	288.0699	1.224149
82.5	5.3	0.064242	0.043802	34.84446	0.03705	101227.7	288.0709	1.22416
83	5.3	0.063855	0.043538	35.05598	0.036827	101228.9	288.0719	1.22417
83.5	5.3	0.063473	0.043278	35.2675	0.036606	101230	288.0728	1.22418
84	5.3	0.063095	0.04302	35.47903	0.036388	101231.1	288.0737	1.224189
84.5	5.3	0.062722	0.042766	35.69055	0.036172	101232.3	288.0746	1.224199
85	5.3	0.062353	0.042514	35.90206	0.035959	101233.3	288.0755	1.224208
85.5	5.3	0.061988	0.042265	36.11358	0.035748	101234.4	288.0764	1.224218
86	5.3	0.061628	0.04202	36.32509	0.03554	101235.5	288.0772	1.224227
86.5	5.3	0.061272	0.041777	36.53661	0.035334	101236.5	288.0781	1.224236
87	5.3	0.06092	0.041537	36.74812	0.035131	101237.5	288.0789	1.224244
87.5	5.3	0.060571	0.041299	36.95962	0.03493	101238.5	288.0797	1.224253
88	5.3	0.060227	0.041065	37.17113	0.034731	101239.5	288.0805	1.224261
88.5	5.3	0.059887	0.040833	37.38264	0.034535	101240.5	288.0813	1.22427
89	5.3	0.059551	0.040603	37.59414	0.03434	101241.4	288.0821	1.224278
89.5	5.3	0.059218	0.040376	37.80564	0.034148	101242.3	288.0828	1.224286
90	5.3	0.058889	0.040152	38.01714	0.033958	101243.3	288.0836	1.224294

	PORTATA VOLUMETRICA	LAVORO	POTENZA
ΔP	m [m ³ /s]	L [J/kg]	P [J/s] = [W]
38328.73	0.145939646	36769.97971	4681.369588
24666.16	0.126847613	22185.98214	2824.608087
19702.54	0.121288562	17349.37658	2208.8357
16272.71	0.117774435	14128.77641	1798.805023
13743.89	0.11533527	11813.15647	1503.991894
11801.82	0.113542516	10067.03453	1281.684397
10266.71	0.112171943	8705.865237	1108.387143
9026.414	0.111093187	7618.029074	969.8892931
8006.707	0.110224729	6731.457981	857.0155035
7156.261	0.109512773	5997.326699	763.549587
6438.377	0.108920316	5381.303941	685.1206558
5826.091	0.108421047	4858.521202	618.5625768
5299.148	0.10799574	4410.518945	561.525174
4842.041	0.107630027	4023.310995	512.2277979
4442.707	0.107312958	3686.113283	469.2974746
4091.632	0.107036052	3390.483649	431.6593909
3781.214	0.106792637	3129.72484	398.4608857
3505.316	0.106577403	2898.460967	369.0175281
3258.934	0.106386073	2692.331238	342.7741238
3037.95	0.106215166	2507.7647	319.2760369
2838.949	0.106061823	2341.81206	298.1477782
2659.078	0.105923677	2192.018418	279.0768023
2495.937	0.105798753	2056.325779	261.8010954
2347.495	0.105685391	1932.997539	246.0995617
2212.021	0.105582187	1820.559409	231.7845024
2088.037	0.105487947	1717.752765	218.6956755
1974.268	0.10540165	1623.497487	206.6955658
1869.614	0.105322416	1536.862139	195.6655874
1773.121	0.105249487	1457.039847	185.5030131
1683.955	0.105182204	1383.328665	176.1184747
1601.39	0.105119993	1315.115486	167.4339146
1524.785	0.105062352	1251.862783	159.3808973
1453.578	0.10500884	1193.097614	151.8992104
1387.269	0.104959069	1138.40247	144.9356987
1325.418	0.104912695	1087.407605	138.443288
1267.632	0.104869413	1039.784582	132.3801634
1213.561	0.104828952	995.2408297	126.709076
1162.892	0.10479107	953.5150098	121.3967536
1115.343	0.104755552	914.3730825	116.4133996
1070.664	0.104722203	877.6049354	111.7322633
1028.627	0.104690849	843.0214923	107.3292726
989.0257	0.104661334	810.4522238	103.1827165
951.6763	0.104633514	779.7429959	99.2729715

916.4102	0.104607263	750.7542061	95.58226402
883.0749	0.104582464	723.3591626	92.09446433
851.5314	0.10455901	697.4426716	88.79490654
821.6533	0.104536806	672.8998028	85.67023147
793.3249	0.104515765	649.6348072	82.70824879
766.4408	0.104495805	627.5601656	79.89781602
740.904	0.104476855	606.5957516	77.22873187
716.6257	0.104458846	586.668092	74.69164209
693.5245	0.104441717	567.7097124	72.27795619
671.5252	0.104425411	549.6585573	69.97977356
650.5587	0.104409877	532.4574741	67.78981783
630.5613	0.104395065	516.0537545	65.70137844
611.4739	0.104380933	500.3987248	63.70825849
593.242	0.104367438	485.4473797	61.80472814
575.8153	0.104354543	471.1580548	59.98548289
559.1468	0.104342212	457.4921324	58.24560613
543.1931	0.104330414	444.4137774	56.5805355
527.9138	0.104319117	431.8896995	54.98603264
513.2715	0.104308294	419.8889386	53.4581559
499.231	0.104297919	408.382672	51.99323568
485.7599	0.104287967	397.3440384	50.58785216
472.8277	0.104278414	386.7479804	49.23881514
460.4059	0.104269241	376.5711001	47.94314573
448.4681	0.104260427	366.791529	46.69805974
436.9894	0.104251954	357.3888094	45.50095258
425.9464	0.104243804	348.3437859	44.34938551
415.3174	0.104235961	339.6385075	43.24107309
405.0819	0.104228409	331.2561375	42.17387174
395.2207	0.104221135	323.1808712	41.14576929
385.7158	0.104214125	315.3978609	40.15487541
376.5501	0.104207366	307.8931472	39.19941286
367.7077	0.104200847	300.6535955	38.27770942
359.1735	0.104194556	293.6668387	37.38819055
350.9334	0.104188482	286.9212233	36.52937259
342.974	0.104182616	280.4057608	35.69985655
335.2826	0.104176949	274.1100825	34.89832233
327.8474	0.104171471	268.0243982	34.12352349
320.6571	0.104166174	262.1394573	33.37428231
313.7011	0.10416105	256.4465141	32.6494853
306.9691	0.104156092	250.9372945	31.94807907
300.4519	0.104151292	245.6039662	31.26906642
294.1401	0.104146644	240.4391101	30.61150283
288.0255	0.104142142	235.4356951	29.9744931
282.0997	0.10413778	230.5870534	29.35718833
276.3551	0.104133551	225.8868583	28.75878304

270.7843	0.104129451	221.3291037	28.17851256
265.3805	0.104125473	216.9080844	27.61565053
260.137	0.104121615	212.6183785	27.06950667
255.0475	0.104117869	208.4548304	26.53942459
250.1061	0.104114234	204.4125355	26.02477985
245.307	0.104110703	200.4868253	25.5249781
240.6448	0.104107273	196.6732544	25.03945335
236.1145	0.10410394	192.9675872	24.56766637
231.7109	0.104100701	189.3657866	24.10910317
227.4295	0.104097552	185.8640028	23.6632736
223.2658	0.10409449	182.4585627	23.22971003
219.2154	0.104091511	179.1459607	22.80796614
215.2744	0.104088613	175.9228492	22.39761573
211.4388	0.104085793	172.7860303	21.99825167
207.7049	0.104083047	169.732448	21.60948487
204.069	0.104080374	166.7591803	21.23094332
200.5279	0.104077771	163.8634324	20.86227121
197.0782	0.104075235	161.0425304	20.5031281
193.7169	0.104072764	158.2939146	20.1531881
190.4408	0.104070356	155.6151339	19.81213917
187.2473	0.104068009	153.0038403	19.47968236
184.1334	0.10406572	150.457784	19.15553121
181.0966	0.104063489	147.9748078	18.83941113
178.1344	0.104061312	145.5528433	18.53105875
175.2443	0.104059188	143.1899064	18.23022145
172.424	0.104057116	140.8840926	17.9366568
169.6713	0.104055093	138.6335742	17.65013207
166.9841	0.104053118	136.4365956	17.37042376
164.3602	0.104051191	134.2914707	17.09731721
161.7977	0.104049308	132.1965792	16.83060612
159.2947	0.104047469	130.1503635	16.57009219
156.8494	0.104045673	128.1513263	16.31558479
154.46	0.104043918	126.1980271	16.06690052
152.1248	0.104042202	124.2890802	15.82386297
149.8422	0.104040526	122.4231521	15.58630234
147.6106	0.104038886	120.5989587	15.35405519
145.4285	0.104037284	118.815264	15.12696412
143.2945	0.104035716	117.0708771	14.90487752
141.2071	0.104034183	115.3646507	14.68764932
139.165	0.104032684	113.6954791	14.47513875
137.1669	0.104031216	112.0622963	14.26721009
135.2116	0.104029781	110.4640744	14.06373249
133.2978	0.104028375	108.899822	13.86457972
131.4244	0.104027	107.3685827	13.66963
129.5902	0.104025653	105.8694334	13.47876582

127.7941	0.104024334	104.4014831	13.29187375
126.0352	0.104023043	102.9638716	13.10884425
124.3123	0.104021778	101.555768	12.92957156
122.6246	0.104020538	100.1763699	12.7539535
120.971	0.104019324	98.8249018	12.58189136
119.3506	0.104018135	97.50061431	12.41328971
117.7626	0.104016969	96.20278303	12.24805633
116.206	0.104015826	94.93070751	12.08610205
114.6802	0.104014706	93.68371038	11.92734062
113.1842	0.104013608	92.46113638	11.77168863
111.7173	0.104012531	91.26235153	11.61906534
110.2788	0.104011475	90.08674229	11.46939267
108.8679	0.10401044	88.9337148	11.32259498
107.4838	0.104009424	87.8026941	11.17859909
106.1261	0.104008427	86.69312342	11.03733411
104.7939	0.10400745	85.6044635	10.89873139
103.4866	0.10400649	84.53619194	10.76272441
102.2037	0.104005549	83.48780252	10.62924872
100.9444	0.104004624	82.45880469	10.49824187
99.70836	0.104003717	81.44872293	10.36964332
98.49484	0.104002827	80.45709619	10.24339437
97.30336	0.104001952	79.48347741	10.11943811
96.13337	0.104001094	78.52743298	9.997719321
94.98436	0.10400025	77.58854229	9.878184462
93.85584	0.103999422	76.66639722	9.760781572
92.74732	0.103998609	75.76060172	9.645460227
91.65833	0.10399781	74.8707714	9.53217149
90.58841	0.103997025	73.99653312	9.420867851
89.53712	0.103996253	73.13752453	9.311503182
88.50403	0.103995495	72.2933938	9.204032687
87.48873	0.10399475	71.46379918	9.098412856
86.4908	0.103994018	70.64840871	8.994601427
85.50985	0.103993298	69.84689979	8.892557327
84.54551	0.103992591	69.05895902	8.792240656
83.59739	0.103991895	68.28428173	8.693612625
82.66513	0.103991211	67.52257177	8.59663553
81.74839	0.103990539	66.77354125	8.501272716

10.2. Profilo 2D - fluido inviscido

```
/*-----* C++ *-----*/
|=====|
| \ \ / / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ / / | O p e r a t i o n | Version: 4.1
| \ \ / / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ / / | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*

FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       p;
}
// *****

dimensions      [1 -1 -2 0 0 0 0];

internalField   uniform 101325; //impongo la p atmosferica all'interno

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          totalPressure; //impongo la p atmosferica come p totale
        p0             uniform 101325;
        gamma          1.4;
    }

    outlet
    {
        type          fixedValue;
        value         uniform 84794.28;
    }

    bottom
    {
        type          zeroGradient;
    }

    top
    {
        type          symmetryPlane;
    }
}
}
```

```

/*-----* C++ -*-----*/
|=====|
|  \ \  /  | F i e l d           | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \ \  /  | O p e r a t i o n   | Version: 4.1
|  \ \  /  | A n d                 | Web:      www.OpenFOAM.org
|  \ \  /  | M a n i p u l a t i o n |
|-----|
/*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       T;
}
// *****

dimensions      [0 0 0 1 0 0 0];

internalField   uniform 288; //temperatura atmosfera standard

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          totalTemperature;
        gamma         1.4;
        T0             uniform 288; //temperatura atmosfera standard
    }

    outlet
    {
        type          zeroGradient;
    }

    bottom
    {
        type          zeroGradient;
    }

    top
    {
        type          symmetryPlane;
    }
}

```

```

/*-----* C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ / | O p e r a t i o n | Version: 4.1
| \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volVectorField;
    object       U;
}
// *****

dimensions      [0 1 -1 0 0 0 0];
internalField    uniform (0 0 0);

boundaryField
{
    inlet
    {
        type      zeroGradient;
    }

    outlet
    {
        type      zeroGradient;
    }

    bottom
    {
        type      slip;
    }

    top
    {
        type      symmetryPlane;
    }
}

```

```

/*-----*- C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ / | O p e r a t i o n | Version: 4.1
| \ \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*-*/

FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    location     "constant";
    object       thermophysicalProperties;
}
// *****

thermoType
{
    type          hePsiThermo;
    mixture       pureMixture;
    transport     sutherland;
    thermo        hConst;
    equationOfState perfectGas;
    specie        specie;
    energy        sensibleInternalEnergy;
}

specie
{
    nMoles        1;
    molWeight     28.96;
}

thermodynamics
{
    Cp            1004.5;
    Hf            0;
}

transport
{
    As            1.458e-06;
    Ts            110.4;
    mu            0;
    Pr            1;
}
}

```



```

/*-----* C++ -*-----*/
|=====|
|  \ \  /  | F i e l d      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \ \  /  | O peration   | Version: 4.1
|  \ \  /  | A nd         | Web:      www.OpenFOAM.org
|  \ \  /  | M anipulation|
|-----|
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    object       blockMeshDict;
}
// *****

convertToMeters 0.01; //conversione in centimetri

vertices
(
    (0 0 0) //n1
    (40 3.75 0) //n2
    (40 9 0) //n3
    (0 9 0) //n4
//-----
    (0 0 0.1) //n5
    (40 3.75 0.1) //n6
    (40 9 0.1) //n7
    (0 9 0.1) //n8
);

blocks
(
    hex (0 1 2 3 4 5 6 7) (120 80 1)
    simpleGrading
    (
//X|
    (
        (0.375 0.4 0.1)
        (0.150 0.4 1)
        (0.475 0.2 10)
    )
//Y
    (
        (0.2 0.5 10)
        (0.8 0.5 2)
        //(0.6 0.2 1)
    )
//Z
    1
    )
);

```

```

edges
(
  polyLine 0 1
  (
    .....
    .....|
  )

  polyLine 4 5
  (
    .....
    .....
  )
);

boundary
(
  inlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (0 4 7 3)
    );
  }
  outlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (1 2 6 5)
    );
  }
  bottom
  {
    type wall;
    faces
    (
      (0 1 5 4)
    );
  }

  top
  {
    type symmetryPlane;
    faces
    (
      (3 7 6 2)
    );
  }
);

mergePatchPairs
(
);

```

```

/*-----*- C++ -*-----*/
=====
\\      /   F i e l d       |   OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\      /   O p e r a t i o n   |   Website: https://openfoam.org
\\      /   A n d               |   Version: 6
\\      /   M a n i p u l a t i o n   |
/*-----*- C++ -*-----*/
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  location     "system";
  object       controlDict;
}
// *****

application    rhoCentralFoam;

startFrom      latestTime;

startTime      0;

stopAt         endTime;

endTime        10000000;

deltaT         0.001;

writeControl   timeStep;

writeInterval  300;

purgeWrite     0;

writeFormat    ascii;

writePrecision 6;

writeCompression off;

timeFormat     general;

timePrecision  6;

runTimeModifiable true;

adjustTimeStep true;

maxCo          0.3;
//maxAlphaCo   1;

maxDeltaT      1;

functions
{
  #includeFunc residuals
  #includeFunc flowRatePatch(name=inlet)
  #includeFunc flowRatePatch(name=outlet)
  #includeFunc MachNo
}

```

```

/*----- C++ -----*/
|=====|
| \ \ \ \ | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ \ | O p e r a t i o n | Version: 4.1
| \ \ \ \ | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ \ \ | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*/

FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    location     "system";
    object       fvSchemes;
}
// *****

fluxScheme      Kurganov;

ddtSchemes
{
    default      Euler;
}

gradSchemes
{
    default      Gauss linear;
}

divSchemes
{
    default      none;
    div(tauMC)   Gauss linear;
}

laplacianSchemes
{
    default      Gauss linear corrected;
}

interpolationSchemes
{
    default      linear;
    reconstruct(rho)  vanLeer;
    reconstruct(U)   vanLeerV;
    reconstruct(T)   vanLeer;
}

snGradSchemes
{
    default      corrected;
}

```


10.3. Profilo assialsimmetrico inviscido

```
/*-----* C++ *-----*/
|=====|
|  \ \ /  | F i e l d           | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
|  \ \ /  | O p e r a t i o n   | Version: 4.1
|  \ \ /  | A n d                | Web:      www.OpenFOAM.org
|  \ \ /  | M a n i p u l a t i o n |
|-----|
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        volScalarField;
  object       p;
}
// *****

dimensions      [1 -1 -2 0 0 0 0];

internalField   uniform 101325;

boundaryField
{
  inlet
  {
    type        zeroGradient;
  }

  outlet
  {
    type        fixedValue;
    value       uniform 101244;
  }

  top
  {
    type        zeroGradient;
  }

  wedge1
  {
    type        wedge;
  }

  wedge2
  {
    type        wedge;
  }

  defaultFaces
  {
    type        empty;
  }
}
}
```

```

/*-----*- C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ / | O p e r a t i o n | Version: 4.1
| \ \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
|-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       T;
}
// *****

dimensions      [0 0 0 1 0 0 0];

internalField   uniform 288; //temperatura atmosfera standard

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          totalTemperature;
        gamma         1.4;
        T0            uniform 288; //temperatura atmosfera standard
    }

    outlet
    {
        type          inletOutlet;
        inletValue    uniform 288;
        value         uniform 288;
    }

    top
    {
        type          zeroGradient;
    }

    wedge1
    {
        type          wedge;
    }

    wedge2
    {
        type          wedge;
    }

    defaultFaces
    {
        type          empty;
    }
}

```

```

/*-----*- C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ / | O p e r a t i o n | Version: 4.1
| \ \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*- C++ -*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volVectorField;
    object       U;
}
// *****

dimensions      [0 1 -1 0 0 0 0];

internalField   uniform (0 0 0);

boundaryField
{
    inlet
    {
        //type          zeroGradient;
        type            flowRateInletVelocity;
        massFlowRate    constant 0.001415;
        //extrapolateProfile yes;
        rho             rho;
        rhoInlet        1.225;
        value           uniform (0 0 0);
    }

    outlet
    {
        type            zeroGradient;
    }

    top
    {
        type            slip;
    }

    wedge1
    {
        type            wedge;
    }

    wedge2
    {
        type            wedge;
    }

    defaultFaces
    {
        type            empty;
    }
}

```

```

/*-----* C++ -*-----*\
=====
\\      /   F ield           | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\      /   O peration      | Website: https://openfoam.org
\\      /   A nd            | Version: 6
\\      /   M anipulation   |
/*-----*/
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  object       blockMeshDict;
}
// *****

convertToMeters 0.01; //trasformazione in centimetri

vertices
(
  (-2.5 0 0) //n 0
  (75 0 0) //n 1
  (0 8.83169 -0.308221547) //n 2
  (75 5.35237 -0.186795) //n 3
  (0 8.83169 0.308221547) //n 4
  (75 5.35237 0.186795) //n 5
);

blocks
(
  hex (0 1 3 2 0 1 5 4) (60 40 1) simpleGrading (1 1 1)
);

edges
(
  polyLine 2 3
  (
  .....
  .....
  )

  polyLine 4 5
  (
  .....
  .....
  )

  arc 0 2 ( -1.25 4.45744 -0.155562446 )
  arc 0 4 ( -1.25 4.45744 0.155562446 )
);

```

```
boundary
(
  inlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (0 2 4 0)
    );
  }

  outlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (1 3 5 1)
    );
  }

  top
  {
    type wall;
    faces
    (
      (2 4 5 3)
    );
  }

  wedge1
  {
    type wedge;
    faces
    (
      (0 2 3 1)
    );
  }

  wedge2
  {
    type wedge;
    faces
    (
      (0 1 5 4)
    );
  }
);

mergePatchPairs
(
);
```

10.4. Profilo assialsimmetrico inviscido – fanCurve

```
/*-----* C++ *-----*/
|=====|
| \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ / | O p e r a t i o n | Version: 4.1
| \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
|-----*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       p;
}
// *****

dimensions      [1 -1 -2 0 0 0];

internalField   uniform 101325; //impongo la p atmosferica all'interno

boundaryField
{
    inlet
    {
        type      zeroGradient;
    }
    outlet
    {
        type      fanPressure;
        patchType totalPressure;
        file       "fanCurve";
        outOfBounds clamp;
        direction  out;
        p0         uniform 101325;
        value      uniform 101325;
    }
    top
    {
        type      zeroGradient;
    }
    wedge1
    {
        type      wedge;
    }
    wedge2
    {
        type      wedge;
    }
    defaultFaces
    {
        type      empty;
    }
}
}
```

```

/*-----* C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ \ / | O p e r a t i o n | Version: 4.1
| \ \ \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*

FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volVectorField;
    object       U;
}
// *****

dimensions      [0 1 -1 0 0 0 0];

internalField   uniform (0 0 0);

boundaryField
{
    inlet
    {
        type      zeroGradient;
    }
    outlet
    {
        type      zeroGradient;
    }
    top
    {
        type      slip;
    }
    wedge1
    {
        type      wedge;
    }
    wedge2
    {
        type      wedge;
    }
    defaultFaces
    {
        type      empty;
    }
}

```

10.5. Lamina piana viscosa

```
/*----- C++ -----*/
=====
\\      |   F ield      |   OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\      |   O peration  |   Website: https://openfoam.org
\\      |   A nd        |   Version: 6
\\      |   M anipulation|
/*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    location     "0";
    object       alphas;
}
// *****

dimensions      [1 -1 -1 0 0 0 0];

internalField   uniform 0;

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          calculated;
        value          uniform 0;
    }

    outlet
    {
        type          calculated;
        value          uniform 0;
    }

    bottomWall
    {
        type          compressible::alphatWallFunction;
        Prt           0.85;
        value          uniform 0;
    }

    topWall
    {
        type          compressible::alphatWallFunction;
        Prt           0.85;
        value          uniform 0;
    }

    defaultFaces
    {
        type          empty;
    }
}
}
```

```

/*----- C++ -----*/
|=====|
| \ \ \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ \ / | O p e r a t i o n | Version: v1812
| \ \ \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.com
| \ \ \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
/*-----*/

FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    location     "0";
    object       nut;
}
// *****

dimensions      [0 2 -1 0 0 0 0];
nu_inf          1.7e-5;

internalField   uniform $nu_inf;

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          calculated;
        value          $internalField;
    }

    outlet
    {
        type          calculated;
        value          $internalField;
    }

    topWall
    {
        type          calculated;
        value          $internalField;
    }

    bottomWall
    {
        type          nutkWallFunction;
        value          $internalField;
    }

    symmetry
    {
        type          symmetryPlane;
    }

    frontAndBack
    {
        type          empty;
    }
}

```

```

/*-----* C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ \ / | O p e r a t i o n | Version: v1812
| \ \ \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.com
| \ \ \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
|-----*|
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       nuTilda;
}
// *****

dimensions      [0 2 -1 0 0 0 0];

#include "globals.h"

internalField    uniform 3*$nu_inf; // 3*$nu_inf

boundaryField
{
    inlet
    {
        type      fixedValue;
        value      $internalField;
    }

    outlet
    {
        type      inletOutlet;
        inletValue $internalField;
        value      $internalField;
    }

    topWall
    {
        type      zeroGradient;
    }

    bottomWall
    {
        type      fixedValue;
        value      uniform 0;
    }

    symmetry
    {
        type      symmetryPlane;
    }

    frontAndBack
    {
        type      empty;
    }
}

```

```

/*-----* C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ \ \ \ | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ \ \ | O p e r a t i o n | Version: v1812
| \ \ \ \ \ | A n d | Web: www.OpenFOAM.com
| \ \ \ \ \ | M a n i p u l a t i o n |
|-----*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       p;
}
// *****
dimensions      [1 -1 -2 0 0 0 0];

#include "globals.h"

internalField   uniform $Pex;

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          totalPressure;
        rho            rho;
        psi            thermo:psi;
        gamma          1.4;
        p0             uniform $Pt0;
        value          uniform $Pt0;
    }

    outlet
    {
        type          fixedValue;
        value         uniform $Pex;
    }

    topWall
    {
        type          zeroGradient;
    }

    bottomWall
    {
        type          zeroGradient;
    }

    symmetry
    {
        type          symmetryPlane;
    }

    frontAndBack
    {
        type          empty;
    }
}

```

```

/*-----* C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ / | O p e r a t i o n | Version: 4.1
| \ \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.org
| \ \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
|-----*-----*/
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volScalarField;
    object       T;
}
// *****
dimensions      [0 0 0 1 0 0 0];
#include "globals.h"

internalField   uniform $Tex; //temperatura atmosfera standard

boundaryField
{
    inlet
    {
        type          totalTemperature;
        gamma         1.4;
        T0             uniform $Tt0;
        value          uniform $Tt0;
    }

    outlet
    {
        type          inletOutlet;
        inletValue    uniform $Tex;
        value         uniform $Tex;
    }

    topWall
    {
        type          zeroGradient;
    }

    bottomWall
    {
        type          zeroGradient;
    }

    symmetry
    {
        type          symmetryPlane;
    }

    frontAndBack
    {
        type          empty;
    }
}

```

```

/*----- C++ -----*/
|=====|
| \ \ \ \ | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ \ \ | O p e r a t i o n | Version: v1812
| \ \ \ \ | A n d | Web: www.OpenFOAM.com
| \ \ \ \ | M a n i p u l a t i o n |
|-----|
FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        volVectorField;
    object       U;
}
// *****

dimensions      [0 1 -1 0 0 0 0];
#include "globals.h"

internalField    uniform $Uex;

boundaryField
{
    inlet
    {
        type      fixedValue;
        value     $Uex;
    }

    outlet
    {
        type      zeroGradient;
    }

    topWall
    {
        type      slip;
    }

    bottomWall
    {
        type      fixedValue;
        value     uniform (0 0 0);
    }

    symmetry
    {
        type      symmetryPlane;
    }

    frontAndBack
    {
        type      empty;
    }
}

```

```

/*-----*- C++ -*-----*/
=====
\\      /   F ield      |   OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\      /   O peration  |   Website: https://openfoam.org
\\      /   A nd        |   Version: 6
\\      /   M anipulation|
/*-----*- C++ -*-----*/

FoamFile
{
    version      2.0;
    format       ascii;
    class        dictionary;
    location     "constant";
    object       thermophysicalProperties;
}
// *****

thermoType
{
    type          hePsiThermo;
    mixture       pureMixture;
    transport     sutherland;
    thermo        hConst;
    equationOfState perfectGas;
    specie        specie;
    energy        sensibleInternalEnergy;
}

mixture
{
    specie
    {
        molWeight  28.9;
    }
    thermodynamics
    {
        Cp         1007;
        Hf         0;
    }
    transport
    {
        As         1.4792e-06;
        Ts         116;
    }
}

```

```

/*-----*- C++ -*-----*/
=====
\\      /  F ield      | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
\\      /  O peration  | Website: https://openfoam.org
\\      /  A nd        | Version: 6
\\      /  M anipulation|
/*-----*- C++ -*-----*/
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  location     "constant";
  object       turbulenceProperties;
}
// *****

simulationType RAS;

RAS
{
  RASModel     SpalartAllmaras;

  turbulence   on;

  printCoeffs  on;
}

```

```

/*-----* C++ -*-----*/
|=====|
| \ \ / | F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox
| \ \ / | O p e r a t i o n | Version: v1812
| \ \ / | A n d | Web: www.OpenFOAM.com
| \ \ / | M a n i p u l a t i o n |
|-----*|
FoamFile
{
  version      2.0;
  format       ascii;
  class        dictionary;
  object       blockMeshDict;
}
// * * * * *

scale 1;

vertices
(
  (-0.3 0 0.1) // n0
  (0 0 0.1) // n1
  (2 0 0.1) // n2
  (2 1 0.1) // n3
  (0 1 0.1) // n4
  (-0.3 1 0.1) // n5

  (-0.3 0 0) // n6
  (0 0 0) // n7
  (2 0 0) // n8
  (2 1 0) // n9
  (0 1 0) // n10
  (-0.3 1 0) // n11
)

```

```

);
blocks
(
    hex (6 7 10 11 0 1 4 5) (25 200 1)
    simpleGrading
    (
    //X
    (
    (1 9 0.15)
    (0.1 3 0.9)
    )
    //Y
    (
    (0.1 0.5 50000) //100
    (0.4 0.3 4)
    (0.5 0.2 1.25)
    )
    //Z
    1
    )
    hex (7 8 9 10 1 2 3 4) (115 200 1)
    simpleGrading
    (
    //X
    (
    (0.1 22 1.5)
    (0.35 23 7)
    (0.515 12 1)
    )
    )

```

```
//Y
(
(0.1 0.5 50000) //100
(0.4 0.3 4)
(0.5 0.2 1.25)
)
//Z
1
)
|
);

edges
(
);

boundary
(
  inlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (6 0 5 11)
    );
  }
  outlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (8 9 3 2)
    );
  }
);
```

```

    );
}
topWall
{
    type wall;
    faces
    (
        (11 5 4 10)
        (10 4 3 9)
    );
}
bottomWall
{
    type wall;
    faces
    (
        (7 8 2 1)
    );
}
symmetry
{
    type symmetryPlane;
    faces
    (
        (6 7 1 0)
    );
}
frontAndBack
{
    type empty;
    faces
    (
        (0 1 4 5)
        (1 2 3 4)
        (6 11 10 7)
        (7 10 9 8)
    );
}
}
);

mergePatchPairs
(
);

// ***** //

```



```

blocks
(
  hex (0 1 3 2 0 1 5 4)($nx1 $ny 1) simpleGrading
  (
    //X
    $str1
    //Y
    (
      $y1
      $y2
      $y3
    )
    //Z
    1)
  hex (1 6 7 3 1 6 8 5)($nx2 $ny 1) simpleGrading
  (
    //X
    $str2
    //Y
    (
      $y1
      $y2
      $y3
    )
    //Z
    1)
  hex (6 9 10 7 6 9 11 8)($nx4 $ny 1) simpleGrading
  (
    //X
    $str4
    //Y
    (
      $y1
      $y2
      $y3
    )
  )
)

```

```
    //Z
    1)
);
edges
(
    $a1
    $a2
    $a3
    $a4
    $a5
    $a6
    $a7
    $a8
);
boundary
(
    inlet
    {
        type patch;
        faces
        (
            (0 2 4 0)
        );
    }
    outlet
    {
        type patch;
        faces
        (
            (9 10 11 9)
        );
    }
}
```

```

top
{
  type wall;
  faces
  (
    (2 4 5 3)
    (3 5 8 7)
    (7 8 11 10)
  );
}

wedge1
{
  type wedge;
  faces
  (
    (0 2 3 1)
    (1 3 7 6)
    (6 7 10 9)
  );
}

wedge2
{
  type wedge;
  faces
  (
    (0 1 5 4)
    (1 6 8 5)
    (6 9 11 8)
  );
}
);

mergePatchPairs
(
);

```

```
//vertices
```

```
n0      (-2.6 0 0);
n1      (15 0 0);
n2      (0 8.83169 -0.308221547);
n3      (15 1.29886 -0.045329629);
n4      (0 8.83169 0.308221547);
n5      (15 1.29886 0.045329629);
n6      (20 0 0);
n7      (20 1.29886 -0.045329629);
n8      (20 1.29886 0.045329629);
n9      (100 0 0);
n10     (99 5.35237 -0.186795);
n11     (99 5.35237 0.186795);
```

```
//edges
```

```
a1      arc 0 2  ( -2      4.45744      -0.155562446  );
a2      arc 0 4  ( -2      4.45744      0.155562446   );
a3      arc 9 11 ( 99.7    2.676185    0.0933975    );
a4      arc 9 10 ( 99.7    2.676185    -0.0933975   );
a5      arc 4 5  ( 7.5     2.86867     0.100115041  );
a6      arc 2 3  ( 7.5     2.86867     -0.100115041 );
a7      arc 8 11 ( 60      2.92        0.1           );
```

```
//blocks
```

```
//asse y (numero celle + stretching)
```

```
ny      90;
y1      (0.5 0.25 0.6);
y2      (0.4 0.25 1);
y3      (0.1 0.5 0.01);
```

```
//asse x (numero celle + stretching)
```

```
//blocco 1
```

```
nx1     40;
str1    0.1;
```

```
//blocco 2
```

```
nx2     60;
str2    0.4;
```

```
//blocco 3
```

```
//nx3    40;
//str3   1.4;
```

```
//blocco 4
```

```
nx4     100;|
str4    80;
```

11. Sitografia

<https://www.openfoam.com>

<https://openfoam.org>

<https://www.polito.it>

<http://openfoamwiki.net>

<https://www.ubuntu-it.org>

<https://it.wikipedia.org/wiki/OpenFOAM>

<https://nasa.gov>

<https://cfd-online.com>

12. Bibliografia

Frederick Nicolaas le Roux (2010) - The CFD simulation of an axial flow fan. Master's thesis. University of Stellenbosch.

Ola Sirevaag (2015) – CFD simulation of an offshore air intake and exhaust system. Master's thesis. University of Stavanger.

Gianluca Fiorito (2018) – Studio di fattibilità e progettazione di un minibanco motore 4T per l'analisi delle prestazioni in quota. Tesi di Laurea Magistrale. Politecnico di Torino.

Giacomo Cipollina – Il modello numerico OpenFOAM per lo studio degli tsunami. Relazione di fine tirocinio. Università degli studi Roma Tre.

Magnus Winter - Benchmark and validation of Open Source CFD codes, with focus on compressible and rotating capabilities, for integration on the SimScale platform. . Master's thesis. Chalmer University of technology.