

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA
Dipartimento di Ingegneria Industriale DII
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

VALIDAZIONE DI UN MODELLO CFD DI PRESA DINAMICA IN CONDIZIONI DI VENTO TRAVERSO ED EFFETTO SUOLO

Relatore: Prof. Andrea Magrini

Laureando: FEDERICO TONELLA

Anno Accademico 2023/2024

ABSTRACT

The following work is based on the 5th edition of the AIAA Propulsion Aerodynamic Workshop (PAW05), which concerns an isolated axisymmetric inlet model under crosswind conditions near the ground. The interaction between air flow, inlet and ground causes the formation of particular ground vortical structures that affect the operability of aircraft engines. The main objective of this Workshop is to assess the accuracy of existing CFD methods in simulating the aerodynamic impact of ground vortex ingestion on inlet performance. Experimental data - obtained at three different crosswind velocities - were compared with the numerical results from the CFD simulations, performed using the commercial software ANSYS Fluent. Two computational grids provided by the Workshop and three turbulence models were used in order to analyze the influence of these aspects on the results. For the two lowest crosswind velocities, all simulations predicted the presence of a ground vortex. The agreement between numerical results and experimental data worsened as the crosswind velocity increased. Additional data, contours and views of ground vortical structures were also obtained from the simulations in order to better understand the phenomenon for the three considered crosswind velocities.

SOMMARIO

Il seguente lavoro è basato sulla quinta edizione del Propulsion Aerodynamic Workshop (PAW) proposto dall'AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics). Il caso in esame riguarda un modello isolato di presa dinamica sottoposto a delle condizioni di vento trasverso in prossimità del suolo. L'interazione tra flusso d'aria, presa dinamica e suolo determina la formazione di particolari strutture vorticosi a terra che influenzano il funzionamento dei motori aeronautici. L'obiettivo principale di questo Workshop è quello di valutare l'accuratezza dei modelli CFD esistenti in termini di simulazione dell'impatto aerodinamico comportato dall'ingestione di tali strutture vorticosi all'interno delle prese dinamiche. I dati sperimentali - ottenuti considerando tre diverse velocità del vento trasverso - sono stati confrontati con i risultati numerici provenienti dalle simulazioni CFD, realizzate impiegando il software commerciale ANSYS Fluent. Sono state utilizzate due griglie computazionali fornite nel Workshop e tre diversi modelli di turbolenza in modo da studiare l'influenza esercitata da questi aspetti sui risultati. Tutte le simulazioni hanno predetto la formazione di un vortice a terra per le due velocità del vento trasverso più basse. La corrispondenza tra risultati numerici e dati sperimentali è diminuita all'aumentare della velocità del vento trasverso. Ulteriori dati, distribuzioni e visualizzazioni delle strutture vorticosi a terra sono stati estrapolati dalle simulazioni in modo da comprendere meglio il fenomeno per le tre velocità del vento trasverso considerate.

INDICE

1	Introduzione	3
1.1	Contesto iniziale	3
1.2	Analisi dello stato dell'arte	4
1.2.1	Meccanismi di formazione dei vortici	4
1.2.2	Impiego della fluidodinamica computazionale	6
1.2.3	Lavori svolti nell'ambito del <i>Workshop</i>	8
1.3	Obiettivi	10
2	Materiali e metodi	11
2.1	Dati sperimentali	11
2.2	Dettagli delle simulazioni	13
2.2.1	Dominio computazionale	13
2.2.2	Condizioni analizzate	14
2.2.3	Solutore	14
2.2.4	Condizioni al contorno	15
2.2.5	Proprietà del fluido	15
2.2.6	Modelli di turbolenza	16
2.2.7	Griglie computazionali	17
2.2.8	Strategie di convergenza	18
3	Risultati	19
3.1	Convergenza delle simulazioni	19
3.2	Valori di pressione statica	21
3.3	Valori di pressione totale	25
3.4	Strato limite	34
4	Conclusioni	37
4.1	Riassunto del lavoro	37
4.2	Riepilogo dei risultati	37
4.3	Sviluppi futuri	38
A	Appendice	39
A.1	Modelli di turbolenza utilizzati nelle simulazioni	39
A.1.1	$k-\omega$ SST	39
A.1.2	Spalart-Allmaras (SA)	42
A.1.3	Spalart-Allmaras con <i>Curvature Correction</i> (SA-RC)	44
A.2	Risultati aggiuntivi	46
A.2.1	Distribuzioni	46
A.2.2	Strutture vorticosi	47
A.2.3	Vortici secondari	47

ELENCO DELLE FIGURE

1.1	Strutture vorticose a terra osservate in diversi motori aeronautici	3
1.2	Esperimenti condotti da De Siervi con modelli di presa dinamica esposti ad un flusso irrotazionale ([13])	5
1.3	Influenza del tubo di flusso catturato nella formazione delle strutture vorticose ([14]) . . .	6
1.4	Isosuperfici istantanee del criterio λ_2 colorate a seconda delle magnitudini di velocità in una delle simulazioni VLES svolte da Ribeiro ([28])	9
1.5	Estensione (parte di colore verde) del dominio computazionale originale (parte di colore viola) eseguita nello studio di DeBardelaben e Sreenivas ([29])	9
2.1	Modello di presa dinamica impiegato da Murphy ([32])	11
2.2	Rappresentazione schematica dei punti di misura della pressione (statica e totale) all'interno del modello di presa dinamica nelle condizioni di vento traverso ([33])	12
2.3	Rappresentazione schematica del dominio computazionale	13
2.4	Rappresentazione schematica del modello di presa dinamica impiegato nelle simulazioni	14
2.5	Rappresentazione schematica delle condizioni al contorno imposte nelle simulazioni . . .	16
2.6	Griglia computazionale <i>Coarse</i> in prossimità del modello di presa dinamica	17
3.1	Andamenti dei residui, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i>	19
3.2	Andamenti della portata di massa uscente dal modello di presa dinamica, Caso 1	19
3.3	Andamenti dei residui, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i>	20
3.4	Andamenti della portata di massa all'interno del modello di presa dinamica, Caso 2 . . .	20
3.5	Andamenti dei residui, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i>	21
3.6	Andamenti della portata di massa all'interno del modello di presa dinamica, Caso 3 . . .	21
3.7	Sistema di riferimento per i punti di misura della pressione statica	22
3.8	Valori di pressione statica, Caso 1	22
3.9	Distribuzioni della pressione statica all'AIP, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i> . . .	22
3.10	Valori di pressione statica, Caso 2	23
3.11	Distribuzioni della pressione statica all'AIP, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i> . . .	23
3.12	Valori di pressione statica, Caso 3	24
3.13	Distribuzioni della pressione statica all'AIP, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i> . . .	24
3.14	Valori di pressione totale, Caso 1, griglia computazionale <i>Coarse</i>	27
3.15	Valori di pressione totale, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i>	27
3.16	Valori di pressione totale, Caso 2, griglia computazionale <i>Coarse</i>	28
3.17	Valori di pressione totale, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i>	28
3.18	Valori di pressione totale, Caso 3, griglia computazionale <i>Coarse</i>	29
3.19	Valori di pressione totale, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i>	29
3.20	Distribuzioni della pressione totale all'AIP, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i>	30
3.21	Distribuzioni della pressione totale all'AIP, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i>	30
3.22	Distribuzioni della pressione totale all'AIP, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i>	30
3.23	Pressione totale all'entrata del modello di presa dinamica, Caso 1, Modello k- ω SST	31

ELENCO DELLE FIGURE

3.24	Pressione totale all'entrata del modello di presa dinamica, Caso 2, Modello $k-\omega$ SST	31
3.25	Pressione totale all'entrata del modello di presa dinamica, Caso 3, Modello $k-\omega$ SST	31
3.26	Pressione totale a terra, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i>	32
3.27	Pressione totale a terra, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i>	32
3.28	Pressione totale a terra, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i>	32
3.29	Linee di flusso ingerite, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i> , modello SA-RC	33
3.30	Linee di flusso ingerite, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i> , modello SA-RC	33
3.31	Linee di flusso ingerite, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i> , modello SA-RC	33
3.32	Profili di velocità alla Stazione A, Caso 1	35
3.33	Profili di velocità alla Stazione A, Caso 2	35
3.34	Profili di velocità alla Stazione A, Caso 3	35
A.1	Velocità assiale all'AIP, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i>	48
A.2	Velocità assiale all'AIP, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i>	48
A.3	Velocità assiale all'AIP, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i>	48
A.4	Velocità circonferenziale all'AIP, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i>	49
A.5	Velocità circonferenziale all'AIP, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i>	49
A.6	Velocità circonferenziale all'AIP, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i>	49
A.7	Strutture vorticose, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello $k-\omega$ SST	50
A.8	Strutture vorticose, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA	50
A.9	Strutture vorticose, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA-RC	50
A.10	Strutture vorticose, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello $k-\omega$ SST	51
A.11	Strutture vorticose, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA	51
A.12	Strutture vorticose, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA-RC	51
A.13	Strutture vorticose, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello $k-\omega$ SST	52
A.14	Strutture vorticose, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA	52
A.15	Strutture vorticose, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA-RC	52
A.16	Linee di flusso, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello $k-\omega$ SST	53
A.17	Linee di flusso, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA	53
A.18	Linee di flusso, Caso 1, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA-RC	53
A.19	Linee di flusso, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello $k-\omega$ SST	54
A.20	Linee di flusso, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA	54
A.21	Linee di flusso, Caso 2, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA-RC	54
A.22	Linee di flusso, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello $k-\omega$ SST	55
A.23	Linee di flusso, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA	55
A.24	Linee di flusso, Caso 3, griglia computazionale <i>Medium</i> , Modello SA-RC	55

ELENCO DELLE TABELLE

2.1	Parametri geometrici del modello di presa dinamica impiegato da Murphy	11
2.2	Condizioni di vento trasverso analizzate nelle simulazioni	14
2.3	Condizioni al contorno imposte nelle simulazioni del Caso 1	16
2.4	Condizioni al contorno imposte nelle simulazioni del Caso 2	16
2.5	Condizioni al contorno imposte nelle simulazioni del Caso 3	17
2.6	Parametri della griglia computazionale <i>Coarse</i>	18
2.7	Parametri della griglia computazionale <i>Medium</i>	18
3.1	Valori medi di pressione statica per i vari Casi e modelli di turbolenza, griglia computazionale <i>Medium</i>	24

ACRONIMI

AIAA *American Institute of Aeronautics and Astronautics.*

AIP *Aerodynamic Interface Plane.*

CFD *Computational Fluid Dynamics (fluidodinamica computazionale).*

FVM *Finite Volume Method (metodo dei volumi finiti).*

LBM *Lattice-Boltzmann Method.*

LES *Large Eddy Simulation.*

NS *Navier-Stokes.*

PAW *Propulsion Aerodynamic Workshop.*

RANS *Reynolds-Averaged Navier–Stokes equations (equazioni di NS mediate).*

SA *Spalart-Allmaras.*

SST *Shear Stress Transport.*

URANS *Unsteady Reynolds-Averaged Navier–Stokes equations (equazioni di NS mediate non stazionarie).*

VLES *Very Large Eddy Simulation.*

GLOSSARIO

A_∞ Area del tubo di flusso catturato a monte.

A_i Area del tubo di flusso catturato all'ingresso della presa dinamica.

D Diametro esterno del modello di presa dinamica.

D_i Diametro interno del modello di presa dinamica.

D_l Diametro all'*highlight* del modello di presa dinamica.

L_i Lunghezza del modello di presa dinamica.

Re_y Numero di Reynolds calcolato utilizzando la coordinata lungo la direzione del flusso (y).

U^* Rapporto tra velocità media all'ingresso del modello di presa dinamica e velocità del vento trasverso.

U_∞ Velocità del flusso indisturbato.

U_i Velocità del flusso all'ingresso della presa dinamica.

δ Spessore dello strato limite.

\dot{m}_i Portata di massa all'interno della presa dinamica.

ρ_∞ Densità del flusso indisturbato.

h Altezza da terra dell'*highlight* del modello di presa dinamica.

u Velocità lungo la direzione x .

v Velocità lungo la direzione y .

w Velocità lungo la direzione z .

1 INTRODUZIONE

1.1 Contesto iniziale

Uno dei fattori ambientali più importanti nell'ambito aeronautico è costituito dal vento. Il disallineamento tra direzione del vento ed aeromobile può influenzare - tra le altre cose - anche diversi aspetti legati alle operazioni di terra.

In particolar modo, durante la fase di decollo i motori a reazione aeronautici si trovano ad operare ad elevati regimi di funzionamento in condizioni statiche (o quasi statiche). L'interazione tra flusso d'aria aspirato dal motore, vento trasverso e suolo può determinare la formazione di particolari strutture vorticosi note in letteratura come *ground vortex*. Tali strutture si sviluppano in prossimità del terreno fino a raggiungere le prese dinamiche dei motori (Figura 1.1) e risultano direttamente visibili in condizioni di elevata umidità atmosferica. In questi casi le alte velocità raggiunte dai flussi nei vortici determinano un abbassamento della temperatura al di sotto del punto di rugiada, promuovendo la condensazione [1].



(a) Rolls-Royce RB211-524G (© Peter Thomas, 2005)



(b) Boeing C-17A (© Alastair Bor, 2009)

Figura 1.1: Strutture vorticosi a terra osservate in diversi motori aeronautici

L'instaurarsi delle strutture vorticosi a terra costituisce un problema nell'ambito della propulsione aeronautica per due motivi principali.

Il primo motivo è legato al fatto che le basse pressioni presenti all'interno dei vortici sono in grado di sollevare detriti, particelle e polveri presenti sul suolo fino all'ingresso delle prese dinamiche [2]. La conseguente ingestione di questi corpi estranei può provocare danneggiamenti ed accelerare il processo di erosione delle palettature presenti all'interno dei motori aeronautici [3].

Il secondo motivo è legato al fatto che la presenza di vortici a terra può determinare delle distorsioni nel flusso in ingresso presso le prese dinamiche [4] [5]. Le prestazioni delle turbomacchine a valle delle prese dinamiche risultano fortemente influenzate da queste non uniformità [6].

Le problematiche legate all'insorgenza delle strutture vorticosi a terra assumono un'ulteriore rilevanza se si considera come - negli ultimi anni - l'industria aeronautica stia perseguendo efficienze energetiche sempre maggiori attraverso l'introduzione di motori turbofan ad elevato rapporto di diluizione [7]. L'incremento dei diametri delle prese dinamiche presenti in questi motori comporta una riduzione

1. INTRODUZIONE

delle distanze da terra dei propulsori nelle classiche configurazioni con gondole subalari. È stato anche evidenziato come i *fan* presenti nei motori turbofan ad elevato rapporto di diluizione possano essere soggetti a vibrazioni (ed eventuali fallimenti a fatica) a causa delle distorsioni presenti nel flusso all'ingresso. Queste ultime possono essere causate dai vortici a terra [8] [9].

Alla luce di tutti questi aspetti è possibile intuire come l'analisi degli effetti causati dalla presenza di vortici a terra costituisca un argomento di primario interesse per il settore aeronautico. La fluidodinamica computazionale (CFD) rappresenta una valida alternativa rispetto ai classici metodi sperimentali per quanto concerne lo studio di questi fenomeni.

A partire dal 2012 l'AIAA (*American Institute of Aeronautics and Astronautics*) promuove dei *Propulsion Aerodynamic Workshop* (PAW) nei quali i partecipanti possono validare dei modelli CFD comparando i risultati ottenuti nelle simulazioni con quelli sperimentali. La quinta edizione del *Propulsion Aerodynamic Workshop* è stata proposta nel 2020 e riguarda proprio un modello di presa dinamica sottoposto a 3 diverse condizioni di vento trasverso in prossimità del suolo [10].

1.2 Analisi dello stato dell'arte

1.2.1 Meccanismi di formazione dei vortici

I primi studi riguardanti le strutture vorticosi a terra furono condotti da Rodert e Garrett [11] nel 1955. Vennero effettuati degli esperimenti utilizzando un motore a reazione reale operante a vari regimi di funzionamento e a diverse distanze da terra. L'obiettivo principale era quello di investigare le condizioni associate all'ingestione di corpi estranei all'interno dei motori aeronautici. I risultati ottenuti mostrarono come la presenza dei vortici a terra dipendesse dal regime di funzionamento del motore, dalla distanza dal suolo e dalla velocità del vento.

Klein [12] individuò i seguenti requisiti minimi necessari per la formazione di un vortice a terra:

1. presenza di un punto di ristagno in prossimità del suolo
2. presenza di una corrente ascensionale tra punto di ristagno ed ingresso della presa dinamica
3. presenza di una componente di vorticità nel flusso a monte della presa dinamica

De Siervi [13] effettuò degli esperimenti all'interno di una galleria ad acqua per diverse configurazioni. In una di queste due modelli in scala di presa dinamica vennero posizionati uno sopra l'altro ed esposti ad un flusso irrotazionale. La formazione di un vortice tra i due modelli (Figura 1.2a) dimostrò come la presenza di uno strato limite a terra non fosse una condizione necessaria per lo sviluppo delle strutture vorticosi all'ingresso delle prese dinamiche. Venne anche osservato come la vorticità generata in prossimità del suolo non potesse essere ritenuta responsabile per l'apparizione e sviluppo dei vortici. I risultati sperimentali consentirono l'individuazione di due meccanismi di formazione principali per le strutture vorticosi:

1. amplificazione della componente verticale di vorticità nel flusso a monte
2. presenza di un flusso irrotazionale trasverso a monte

Nel secondo meccanismo la presenza del vortice a terra non risultava in alcun modo legata alla vorticità del flusso a monte ed era accompagnata da una variazione della circolazione lungo le pareti esterne del modello di presa dinamica. Gli esperimenti rivelarono anche la presenza di un vortice all'interno della zona di scia (*trailing vortex*) avente verso di rotazione opposto rispetto a quello del vortice a terra (Figura 1.2b).

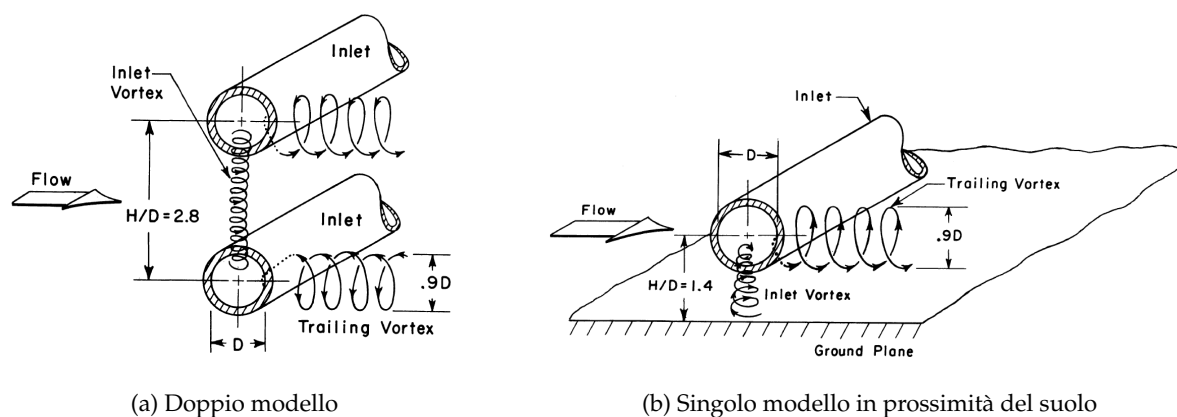


Figura 1.2: Esperimenti condotti da De Siervi con modelli di presa dinamica esposti ad un flusso irrotazionale ([13])

Ulteriori osservazioni effettuate da De Siervi *et al.* [14] e Liu *et al.* [15] evidenziarono come la presenza delle strutture vorticosi a terra dipendesse dal tubo di flusso catturato dal motore aeronautico durante il suo funzionamento:

- quando il rapporto tra velocità del flusso all'ingresso della presa dinamica e velocità del flusso traverso (U_i/U_∞) risultava particolarmente basso (condizioni di portata di massa ridotta) l'area di cattura a monte del tubo di flusso non entrava in contatto con il suolo, determinando la formazione di due vortici controrotanti all'interno della zona di scia (Figura 1.3a)
- quando il rapporto tra velocità del flusso all'ingresso della presa dinamica e velocità del flusso traverso (U_i/U_∞) risultava più alto (condizioni di portata di massa maggiore) l'area di cattura a monte del tubo di flusso entrava in contatto con il suolo, determinando la formazione del vortice a terra e di un vortice all'interno della zona di scia (Figura 1.3b)

Brix *et al.* [16] condussero diversi studi in galleria del vento su dei modelli di motori aeronautici sottoposti a varie tipologie di flusso. Un terzo meccanismo di formazione venne identificato in seguito all'osservazione di strutture vorticosi all'ingresso delle prese dinamiche anche nelle condizioni in cui il vento non era presente.

Diversi sistemi atti all'eliminazione o - quantomeno - attenuazione dei vortici a terra sono stati sviluppati nel corso degli anni. Sfortunatamente, nessuno di essi si è rivelato sufficientemente efficace o economico. L'approccio tipicamente adottato per le operazioni di terra deriva da quello proposto all'interno degli studi condotti da Glenn e Pyestock [2]. Tale approccio è basato sulla minimizzazione dell'area di contatto tra tubo di flusso catturato e suolo in modo da evitare il più possibile condizioni che

1. INTRODUZIONE

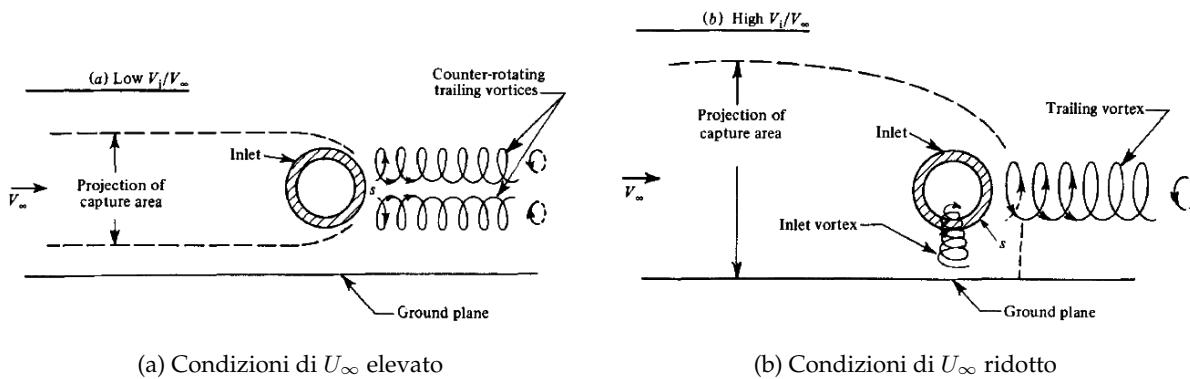


Figura 1.3: Influenza del tubo di flusso catturato nella formazione delle strutture vorticosi ([14])

favoriscano l'insorgenza di vortici a terra. L'area del tubo di flusso catturato a monte (A_∞) è esprimibile attraverso l'Equazione 1.1:

$$A_\infty = \frac{\dot{m}_i}{\rho_\infty U_\infty} \quad (1.1)$$

dove ρ_∞ e U_∞ sono - rispettivamente - la densità e velocità del flusso indisturbato mentre \dot{m}_i è la portata di massa all'interno della presa dinamica del motore aeronautico. I parametri controllabili dal pilota sono \dot{m}_i (attraverso la spinta) e U_∞ (corrispondente alla velocità dell'aeromobile).

Una volta fissate l'altezza da terra e la spinta esercitata dal motore la velocità più bassa oltre la quale il vortice a terra non è più presente viene indicata come velocità di rimozione del vortice (*vortex clear-up speed*). La procedura ottimale per il decollo prevede un incremento graduale della spinta all'aumentare della velocità in modo da mantenere l'area del tubo di flusso catturato costante, evitando il contatto con il suolo. Occorre tenere presente - tuttavia - che l'area di cattura a monte del tubo di flusso tende all'infinito in condizioni statiche ($U_\infty = 0$), quindi un vortice a terra sarà sempre presente se la spinta è $\neq 0$.

Nakayama e Jones [17] si basarono sui dati sperimentali presenti in letteratura per proporre una relazione in grado di esprimere la presenza o meno del vortice a terra in funzione dei due parametri adimensionali principali che governano questo fenomeno, ovvero

- il rapporto tra distanza da terra e diametro all'ingresso del motore aeronautico
- il rapporto tra le aree/velocità del tubo di flusso catturato ($A_\infty/A_i = U_i/U_\infty$ per la conservazione della massa ed assumendo un fluido incomprimibile all'interno del tubo di flusso)

L'equazione proposta per il calcolo della velocità di rimozione del vortice venne modificata in seguito da Trapp e da Motta Girardi [18] in modo da ottenere una maggiore corrispondenza con i meccanismi di formazione delle strutture vorticosi a terra.

1.2.2 Impiego della fluidodinamica computazionale

L'ingestione di corpi estranei all'interno dei motori per effetto delle strutture vorticosi a terra è stata oggetto di ricerche e sperimentazioni per più di 50 anni. Nonostante ciò, l'impiego della fluidodinamica

computazionale (CFD) per lo studio di questi fenomeni si è sviluppato solamente a partire da tempi più recenti.

Tourrette [19] comparò i dati sperimentali (ottenuti in galleria del vento) con quelli ricavati dalle simulazioni per due casi distinti. Il primo caso riguardava un modello di presa dinamica isolato sottoposto a delle condizioni di vento traverso. Il secondo caso era identico al primo ma con l'inclusione di un piano orizzontale volto a simulare la presenza del suolo. Un livello di accuratezza accettabile fu raggiunto - almeno per il primo caso - adottando il modello di turbolenza algebrico Baldwin-Lomax. Il numero di elementi che componevano la griglia computazionale risultò - tuttavia - insufficiente per ottenere una predizione accurata delle strutture vorticosi a terra.

Secareanu *et al.* [20] impostarono delle simulazioni LES per un modello di presa dinamica vicino al suolo. I risultati ottenuti furono confrontati con dei dati sperimentali, ottenendo una buona corrispondenza. Parte del lavoro venne anche dedicata allo studio del processo di ingestione delle particelle per effetto delle strutture vorticosi.

Yadlin e Shmilovich [21] si concentrarono sull'analisi dei motori di un Boeing C-17 (velivolo da trasporto tattico) durante le operazioni di terra. Diverse furono le configurazioni considerate: la più semplice riguardava solamente un modello di motore isolato in prossimità del suolo mentre quella più complessa comprendeva un modello dell'intero aeromobile con i quattro motori e rispettivi inversori di spinta attivati. Le simulazioni RANS previste adottavano i modelli di turbolenza $k-\varepsilon$ e $k-\omega$ SST. A causa della complessità del fenomeno in esame gli autori si limitarono ad un'analisi di tipo qualitativo, volta più che altro allo sviluppo di un sistema di protezione atto a minimizzare gli effetti delle strutture vorticosi a terra.

Ulteriori simulazioni RANS furono eseguite da Rehby [22] e Jermy *et al.* [23] utilizzando il modello di turbolenza $k-\omega$ SST. Questi ultimi si concentrarono - in particolare - sull'analisi dei vortici a terra in un modello di presa dinamica sottoposto a delle condizioni di vento contrario. I risultati ottenuti tendevano a riprodurre il comportamento del flusso osservato negli studi sperimentali.

Trapp e da Motta Girardi [18] effettuarono delle simulazioni RANS con il modello di turbolenza $k-\varepsilon$ *realizable* su un modello di motore aeronautico in prossimità del suolo. La geometria selezionata - denominata DLR-F6 - era già stata resa disponibile in precedenza all'interno di alcuni *Workshop* dell'AIAA. Furono testate diverse condizioni di vento traverso. Il flusso venne inizialmente assunto come inviscido, tuttavia l'osservazione di alcuni comportamenti legati all'interazione tra strutture vorticosi e terreno determinò l'esigenza di considerare anche gli effetti viscosi nelle simulazioni successive. La correlazione tra risultati ottenuti e quanto riportato in letteratura fu buona, almeno per i casi in cui i vortici a terra risultavano più intensi. Furono evidenziati anche ulteriori aspetti legati al fenomeno come l'influenza delle separazioni del flusso in ingresso sull'intensità dei vortici, l'esistenza di differenti regimi e la presenza di vortici controrotanti aventi dimensioni finite all'interno della zona di scia.

Zantopp *et al.* [24] confrontarono i dati ottenuti sperimentalmente con i risultati prodotti da delle simulazioni URANS per ottenere una maggiore comprensione dei meccanismi di formazione e caratteristiche delle strutture vorticosi a terra. Il dominio computazionale delle simulazioni comprendeva un modello di presa dinamica in prossimità del suolo sottoposto a due condizioni differenti: una di vento traverso ed una di vento contrario. Venne evidenziata la non stazionarietà del flusso per le condizioni di vento contrario. Fu raggiunta una buona corrispondenza - almeno dal punto di vista qualitativo - tra dati sperimentali ed risultati ottenuti dalle simulazioni per entrambe le condizioni analizzate.

1. INTRODUZIONE

Un lavoro simile fu quello intrapreso da Mishra *et al.* [25], che studiò le caratteristiche delle strutture vorticose a terra al variare dell'angolo compreso tra asse della presa dinamica e direzione del vento in ingresso (ψ). Vennero svolte delle simulazioni RANS con modello di turbolenza $k-\omega$ SST e delle simulazioni URANS. I risultati ottenuti dalle simulazioni furono validati con dati sperimentali per $0^\circ < \psi < 90^\circ$. Venne - in particolar modo - evidenziato come le condizioni di puro vento traverso ($\psi = 90^\circ$) e di puro vento in coda ($\psi = 180^\circ$) fossero quelle più gravose dal punto di vista dell'intensità delle strutture vorticose a terra.

Ulteriori simulazioni URANS furono eseguite da Horvath [26] per analizzare il processo di formazione dei vortici su un modello di presa dinamica in prossimità del suolo sottoposto a delle condizioni di vento traverso. Osservando l'andamento nel tempo dei valori di pressione sul terreno furono individuati diversi vortici deboli iniziali. Dopo 0.9 s i vortici deboli iniziali si erano uniti insieme per formare un unico vortice di intensità maggiore. La correlazione tra risultati ottenuti e dati sperimentali presenti in letteratura fu buona, ma solamente dal punto di vista qualitativo.

Chen *et al.* [27] si dedicarono allo studio sperimentale/numerico delle strutture vorticose a terra e del flusso all'ingresso in una presa dinamica sottoposta a delle condizioni di vento traverso. I risultati dei diversi esperimenti e simulazioni RANS (con modello di turbolenza $k-\omega$ SST) eseguite sul modello di motore aeronautico DLR-F6 mostrarono come le variazioni di intensità del vortice di terra fossero correlate al rapporto tra velocità del vento traverso e velocità all'ingresso della presa (U_∞/U_i). La frequenza del vortice di terra risultò - d'altro canto - inversamente proporzionale alla sua intensità. Fu anche osservato come il vento traverso e il vortice di terra si promuovessero a vicenda all'interno di un determinato intervallo di U_∞/U_i per influenzare il flusso all'ingresso, introducendo delle distorsioni. Aumentando ulteriormente U_∞/U_i il vortice di terra scompariva. Gli autori dell'articolo individuarono quattro fasi distinte all'interno del processo che portava alla scomparsa del vortice.

1.2.3 Lavori svolti nell'ambito del *Workshop*

In seguito all'annuncio della quinta edizione del *Propulsion Aerodynamic Workshop* da parte dell'AIAA diversi ricercatori si sono dedicati allo studio del problema proposto. I software CFD utilizzati, le tecniche di modellazione del flusso impostate, le tipologie di simulazione eseguite e le griglie computazionali adottate sono state molteplici. Di seguito sono citati alcuni tra i lavori più rilevanti svolti in questo ambito.

Ribeiro [28] usò il solutore LBM SIMULIA PowerFLOW per svolgere delle simulazioni VLES. Lo studio prevedeva 3 tipologie di griglie computazionali aventi un numero di celle crescente e raffinate in prossimità del modello di presa dinamica. Tutte le simulazioni furono in grado di predire la presenza dei vortici a terra ed una buona corrispondenza con i dati sperimentali fu raggiunta. L'analisi dei risultati provenienti dalle simulazioni mostrò un evidente comportamento dinamico del flusso in prossimità del suolo, con fluttuazioni in termini di intensità e la comparsa di strutture vorticose secondarie attorno al vortice principale (Figura 1.4). Venne anche dimostrato come piccole variazioni nel flusso del vento traverso in entrata fossero in grado di produrre delle discrepanze tra risultati numerici e dati sperimentali.

DeBardelaben e Sreenivas [29] si concentrarono sugli effetti legati alle dimensioni del dominio computazionale fornito nel *Workshop*. Fu ipotizzato - infatti - che la propagazione delle onde di pressione generate nel flusso a bassa velocità potesse condizionare le soluzioni numeriche. Vennero effettuate delle simulazioni RANS (tramite il software FUN3D) sul dominio computazionale originale e su 3 domini

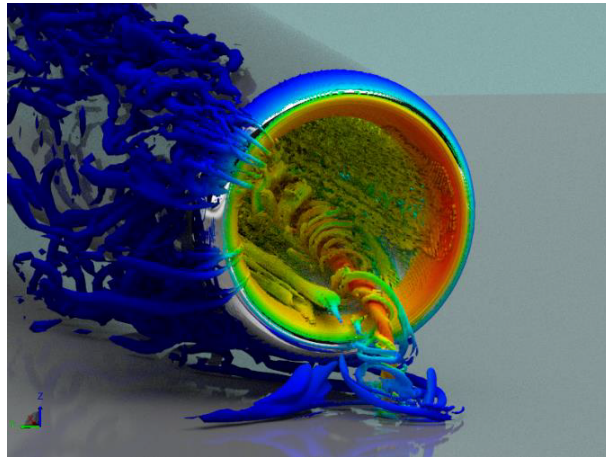


Figura 1.4: Isosuperfici istantanee del criterio λ_2 colorate a seconda delle magnitudini di velocità in una delle simulazioni VLES svolte da Ribeiro ([28])

computazionali modificati, ottenuti allungando quello originale di 3, 7.5 e 13.5 m a valle del modello di presa dinamica (Figura 1.5). I modelli di turbolenza impiegati furono Spalart-Allmaras e $k-\omega$ SST. L'analisi dei risultati numerici ottenuti evidenziò la dipendenza di questi ultimi dalle dimensioni del dominio computazionale. Furono - ad esempio - identificate delle zone di separazione del flusso in entrata presso il modello di presa dinamica che potevano essere presenti o meno a seconda dello specifico dominio computazionale utilizzato. Lo studio si concluse con la raccomandazione agli autori dei lavori futuri di considerare attentamente le dimensioni del dominio computazionale.

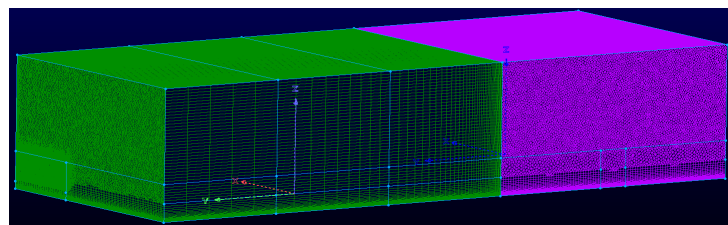


Figura 1.5: Estensione (parte di colore verde) del dominio computazionale originale (parte di colore viola) eseguita nello studio di DeBardelaben e Sreenivas ([29])

Trapp *et al.* [30] usarono il software CFD++ per svolgere diverse simulazioni stazionarie e non stazionarie. Furono impiegati i modelli di turbolenza $k-\varepsilon$ *realizable* e $k-\omega$ SST. Le griglie computazionali originali (ovvero quelle fornite nel *Workshop*) vennero modificate raffinando le zone in prossimità del modello di presa dinamica e riducendo il numero totale di elementi presenti. Queste modifiche permisero di ottenere un abbattimento notevole dei costi computazionali senza introdurre delle perdite in termini di accuratezza. I risultati delle simulazioni vennero poi comparati con i dati sperimentali, raggiungendo un buon livello di accuratezza. Per l'ultimo caso (quello in cui il vento trasverso risultava più intenso) si rese necessario realizzare un allungamento del dominio computazionale a valle del modello di presa dinamica (seguendo quanto suggerito da DeBardelaben e Sreenivas [29]) affinché il vortice di terra potesse comparire. Il modello di turbolenza $k-\varepsilon$ *realizable* apparve particolarmente stabile e consentì il

1. INTRODUZIONE

raggiungimento della convergenza per tutti i casi considerati. Il modello di turbolenza $k-\omega$ SST predisse dei vortici aventi intensità maggiori ma non consentì il raggiungimento della convergenza per tutti i casi considerati. Il confronto fra risultati delle simulazioni stazionarie e non stazionarie per lo stesso caso mostrò delle similitudini tra le due in termini di oscillazioni del valore minimo di pressione a terra e delle differenze in termini di movimento del vortice di terra. All'interno dello studio venne infine affermato come le simulazioni stazionarie potessero - a seconda dello scopo dell'analisi - produrre risultati accettabili.

Potturi *et al.* [31] effettuarono delle simulazioni RANS con il software CFD++ impiegando quattro modelli di turbolenza diversi: il modello $k-\omega$ proposto da Hellsten, il modello $k-\varepsilon$ *realizable*, il modello Spalart-Allmaras con *Curvature Correction* e *Quadratic Constitutive Relation* (SARC-QCR) ed il modello $k-\omega$ SST. Tutti e quattro i modelli di turbolenza si rivelarono in grado di ricostruire accuratamente il profilo di velocità dello strato limite in entrata. Vennero testati i 3 casi proposti all'interno del *Workshop*. L'influenza esercitata dalla scelta del modello di turbolenza risultò essere massima per gli ultimi due casi, ovvero quelli con le velocità del vento trasverso maggiori. Tutti i modelli di turbolenza consentirono il raggiungimento della convergenza di griglia per i 3 casi analizzati tranne il modello $k-\omega$ SST. Gli andamenti temporali dei residui nelle simulazioni degli ultimi due casi realizzate adottando questo specifico modello di turbolenza presentarono - infatti - delle oscillazioni. La presenza del vortice a terra fu predetta da tutti e quattro i modelli di turbolenza per i primi due casi. Nell'ultimo caso (quello in cui il vento trasverso risultava più intenso) tutti e quattro i modelli di turbolenza furono in grado di individuare delle zone di bassa pressione sul terreno ma le linee di flusso passanti per queste zone non indicarono la presenza di un vortice.

1.3 Obiettivi

Il seguente lavoro è basato sulla quinta edizione del *Propulsion Aerodynamic Workshop* proposto dall'AIAA. L'obiettivo principale è quello di valutare le capacità di diversi modelli CFD nel simulare l'impatto aerodinamico provocato dall'ingestione delle strutture vorticosi a terra all'interno delle prese dinamiche dei motori aeronautici. L'accuratezza dei vari metodi verrà valutata comparando i risultati numerici (ottenuti dalle simulazioni CFD svolte) con i dati sperimentali (forniti nel *Workshop*) in termini di

- valori di pressione statica all'interno del modello di presa dinamica
- valori di pressione totale all'interno del modello di presa dinamica
- profilo di velocità dello strato limite a monte rispetto al modello di presa dinamica

Tutte le simulazioni CFD saranno di tipo stazionario e basate sulla risoluzione delle equazioni di Navier-Stokes mediate (RANS). Ulteriori informazioni riguardanti i dati sperimentali forniti nel *Workshop* ed i metodi numerici impiegati verranno fornite all'interno del Capitolo 2.

2 MATERIALI E METODI

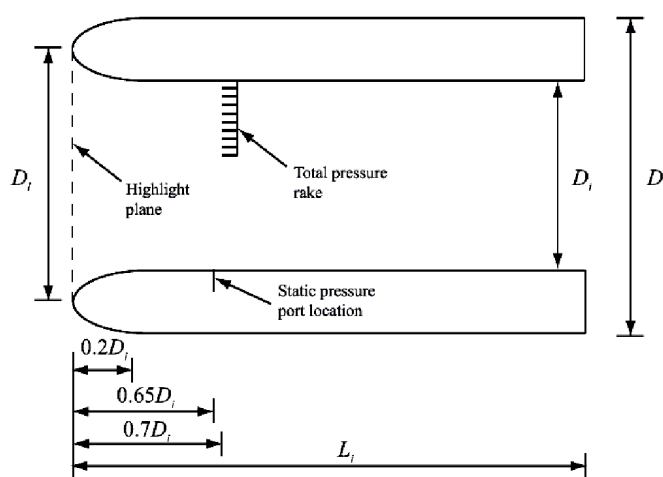
2.1 Dati sperimentali

La quinta edizione del *Propulsion Aerodynamic Workshop* proposto dall'AIAA è basata sugli studi sperimentali condotti da Murphy [32]. Questi riguardavano un modello in scala 1 : 30 di una generica presa dinamica (appartenente ad una gondola motore assialsimmetrica di un propulsore turbogetto aeronautico) posizionato in prossimità di un piano orizzontale all'interno della galleria del vento. L'obiettivo principale era quello di effettuare delle analisi parametriche e quantitative relative alla formazione delle strutture vorticosi a terra. A tale scopo vennero studiate diverse condizioni associate alla formazione dei vortici, come quella di vento trasverso e quella di vento contrario.

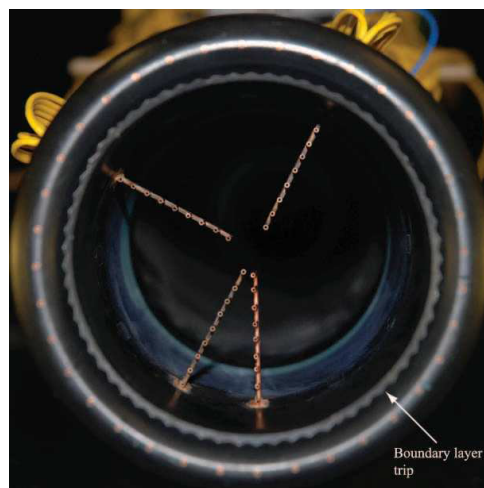
Il modello utilizzato era costituito da un semplice cilindro, sprovvisto di elementi al suo interno volti a simulare la presenza di componenti tipici dei motori a reazione aeronautici. La sezione ellittica della zona d'entrata (*lip*) presentava un rapporto tra gli assi pari a 2. I valori degli altri parametri geometrici principali sono riportati all'interno della Tabella 2.1. Una rappresentazione schematica del modello è riportata in Figura 2.1a.

Parametro	Valore
Diametro interno (D_i)	0.1 m
Diametro all' <i>highlight</i> (D_l)	0.12 m
Rapporto tra i diametri (D/D_i)	1.4
Lunghezza (L_i)	$7D_i$

Tabella 2.1: Parametri geometrici del modello di presa dinamica impiegato da Murphy



(a) Rappresentazione schematica del modello



(b) Vista frontale del modello

Figura 2.1: Modello di presa dinamica impiegato da Murphy ([32])

2. MATERIALI E METODI

I bassi valori assunti dal numero di Reynolds all'ingresso (compresi tra 0.3×10^6 e 1.26×10^6) determinarono la necessità di posizionare delle *transition strips* sul modello in modo da promuovere la transizione del flusso in entrata ed evitare separazioni premature di quest'ultimo.

In Figura 2.1b è possibile vedere anche come all'interno del modello di presa dinamica fossero state predisposte delle sonde per effettuare le misure di pressione. Il setup sperimentale comprendeva

- 4 *array* (composti da 9 sonde ciascuno) per la misura della pressione totale
- 36 porte per la misura della pressione statica

Le porte per la misura della pressione statica erano disposte in modo equispaziato lungo la sezione circolare interna del modello, ad una distanza pari a $0.65D_i$ dall'*highlight*.

Le sonde per la misura della pressione totale erano disposte ad una distanza pari a $0.7D_i$ dall'*highlight*, in prossimità del piano indicato come AIP (*Aerodynamic Interface Plane*). Tutti gli *array* vennero fatti ruotare attorno all'asse centrale della presa dinamica in modo da consentire la lettura dei valori di pressione totale in 342 punti diversi appartenenti alla sezione circolare interna del modello (per le condizioni di vento traverso).

Una rappresentazione schematica che evidenzia il posizionamento di tutti i punti di misura della pressione presenti all'interno del modello è riportata in Figura 2.2.

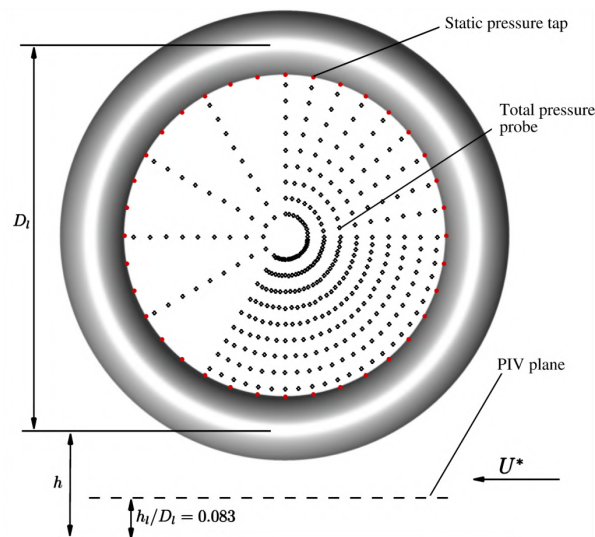


Figura 2.2: Rappresentazione schematica dei punti di misura della pressione (statica e totale) all'interno del modello di presa dinamica nelle condizioni di vento traverso ([33])

Tutte le misurazioni di pressione vennero effettuate adottando un tempo di acquisizione pari a 5 s ed una frequenza di campionamento pari a 600 Hz.

L'apparato sperimentale comprendeva anche un serbatoio a vuoto collegato al modello di presa dinamica. Il suo scopo era quello di determinare una portata di massa all'interno del modello, simulando il funzionamento di un motore aeronautico. Il valore massimo della portata di massa raggiunto per le condizioni di vento traverso risultò pari a 1.46 kg/s.

Gli esperimenti furono condotti all'interno della galleria del vento messa a disposizione dalla Cranfield University [34]. La velocità del vento all'interno della sezione operativa (avente dimensioni pari a $2.4 \text{ m} \times 1.8 \text{ m}$) poteva essere variata da 5 m/s fino a 50 m/s , anche se in alcune delle prove eseguite venne limitata a 40 m/s . L'intensità della turbolenza risultò - in ogni caso - bassa (0.1%). Il modello di presa dinamica fu montato su dei supporti che consentivano di modificarne l'altezza da terra e di ruotarlo rispetto alla direzione del vento incidente. Il pavimento presente nella galleria venne - inoltre - sostituito con un piano orizzontale atto a simulare la presenza del suolo.

2.2 Dettagli delle simulazioni

2.2.1 Dominio computazionale

Il dominio computazionale utilizzato nelle simulazioni è costituito fondamentalmente da un parallelepipedo (avente dimensioni pari a $4.5 \text{ m} \times 3 \text{ m} \times 1.5 \text{ m}$) contenente il modello di presa dinamica (*inlet*). Quest'ultimo è posizionato al di sopra di un piano orizzontale (*ground plane*). La distanza tra piano orizzontale ed *highlight* del modello (h) è fissa e pari a $0.25D_t$ (Figura 2.4).

Una rappresentazione schematica del dominio computazionale è riportata in Figura 2.3.

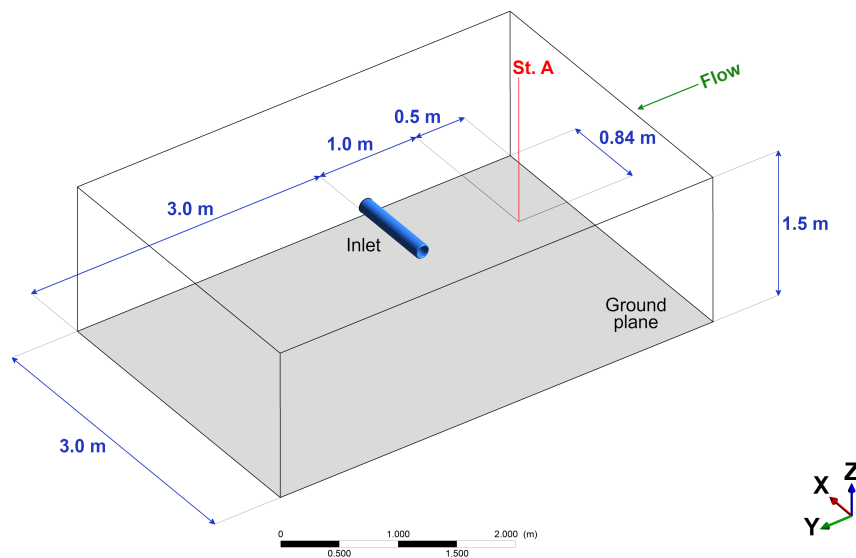


Figura 2.3: Rappresentazione schematica del dominio computazionale

Il vento trasverso si sviluppa all'interno del dominio lungo la direzione y del sistema di riferimento adottato. L'origine di tale sistema si trova al centro del modello di presa dinamica, all'inizio della zona a sezione costante. Ciò significa che il piano all'*highlight* è posizionato ad una coordinata $x = -0.02 \text{ m}$ rispetto all'origine.

In Figura 2.3 è possibile notare anche come sia stata predisposta una zona particolare all'interno del dominio, denominata Stazione A (*Station A*). I profili di velocità dello strato limite a monte rispetto al modello di presa dinamica verranno estratti presso questa stazione di rilevamento per poi essere confrontati con quelli sperimentali.

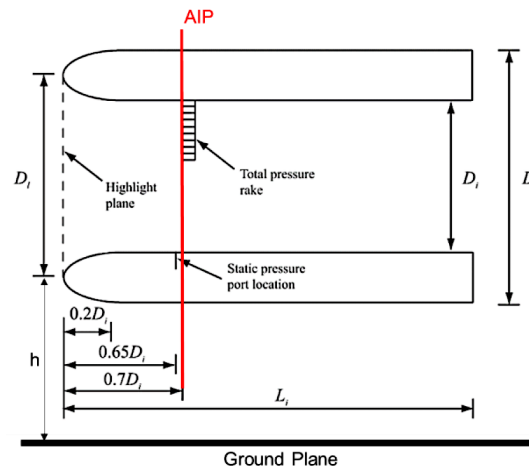


Figura 2.4: Rappresentazione schematica del modello di presa dinamica impiegato nelle simulazioni [10]

2.2.2 Condizioni analizzate

Le 3 condizioni di vento trasverso analizzate nelle simulazioni sono quelle prescritte all'interno del *Workshop* e riportate in Tabella 2.2.

Caso	$p_{tot,\infty}$	$T_{tot,\infty}$	U_∞	U^*	\dot{m}_i
1	100882.7 Pa	290 K	9.917 m/s	18.339	1.46 kg/s
2	100910.0 Pa	290 K	20.004 m/s	9.095	1.46 kg/s
3	100994.6 Pa	290 K	35.438 m/s	5.249	1.46 kg/s

Tabella 2.2: Condizioni di vento trasverso analizzate nelle simulazioni

I termini $p_{tot,\infty}$, $T_{tot,\infty}$ e U_∞ indicano - rispettivamente - la pressione totale, la temperatura totale e la velocità del vento trasverso all'entrata del dominio computazionale. Il termine U^* corrisponde al rapporto tra velocità media all'ingresso del modello di presa dinamica e velocità del vento trasverso mentre \dot{m}_i costituisce la portata di massa all'interno del già citato modello (uscende dal dominio computazionale). La portata di massa è stata imposta allo scopo di simulare il funzionamento di un motore aeronautico, come già spiegato all'interno della Sezione 2.1.

Da qui in avanti ci si riferirà alle 3 condizioni di vento trasverso analizzate come Casi.

2.2.3 Solutore

Tutte le simulazioni sono state svolte utilizzando la versione 19.2 del software CFD commerciale ANSYS Fluent. Si tratta di un solutore basato sul metodo dei volumi finiti (FVM) in grado di modellare flussi, trasferimenti di calore e reazioni chimiche in geometrie 2D/3D più o meno complesse. Fluent è in grado di operare utilizzando griglie computazionali (*mesh*) strutturate e non strutturate.

2.2.4 Condizioni al contorno

Le strutture vorticosi a terra risultano particolarmente sensibili allo strato limite del flusso a monte rispetto al modello di presa dinamica [33]. Per questo motivo è importante imporre un profilo di velocità il più simile possibile a quello rilevato negli studi sperimentali.

All'interno del *Workshop* sono state fornite le Equazioni 2.1 e 2.2. Queste imitano la crescita dello strato limite osservata sperimentalmente in termini di variazione della velocità tangenziale (v) lungo la direzione verticale (z) ed accrescimento dello spessore (δ) lungo la direzione del flusso (y).

$$v(z) = U_{\infty} \left(\frac{z}{\delta} \right)^{\frac{1}{n}} \quad (2.1)$$

$$\frac{\delta}{y} = \frac{0.16}{Re_y^{\frac{1}{7}}} \quad (2.2)$$

Nelle equazioni riportate in precedenza U_{∞} è la velocità del vento trasverso nel flusso indisturbato, Re_y è il numero di Reynolds calcolato utilizzando le coordinate lungo la direzione del flusso ed n è una costante empirica.

Il profilo di velocità dello strato limite rilevato negli studi sperimentali segue l'Equazione 2.1 con $n = 8.28$ ed un valore medio di δ pari a 0.124 m. Risolvendo l'Equazione 2.2 per y utilizzando il valore medio di δ e seguendo il procedimento descritto all'interno della guida del *Workshop* [10] si ottiene lo spessore dello strato limite (δ) da utilizzare per calcolare il profilo di velocità all'ingresso del dominio computazionale, espresso dall'Equazione 2.3:

$$v(z) = U_{\infty} \left(\frac{z}{0.104} \right)^{\frac{1}{8.28}} \quad (2.3)$$

L'ingresso del dominio computazionale è stato - pertanto - modellato come un *velocity inlet* in tutte le simulazioni. Il profilo di velocità imposto è stato ricavato dall'Equazione 2.3.

Tutte le superfici solide (ovvero il modello di presa dinamica ed il piano orizzontale a terra) sono state modellate come delle pareti stazionarie adiabatiche presso le quali è valida la condizione antiscivolo (*no-slip wall*).

L'uscita del dominio computazionale è stata modellata come un *pressure outlet*, imponendo un valore fisso della pressione statica. La sezione d'uscita del modello di presa dinamica è stata modellata anch'essa come un *pressure outlet*, imponendo una portata di massa uscente pari a quella indicata all'interno della Tabella 2.2.

La condizione di simmetria (*symmetry*) è stata applicata a tutte le pareti del dominio computazionale rimanenti.

Ulteriori informazioni riguardanti le condizioni al contorno imposte nei vari Casi sono raccolte all'interno delle Tabelle 2.3, 2.4 e 2.5. Una rappresentazione schematica è riportata in Figura 2.5.

2.2.5 Proprietà del fluido

In tutte le simulazioni l'aria è stata considerata come un gas ideale a calore specifico e conducibilità termica costanti. La viscosità del flusso è stata imposta attraverso la legge di Sutherland nella sua forma a 3 coefficienti (viscosità di riferimento, temperatura di riferimento e costante di Sutherland).

2. MATERIALI E METODI

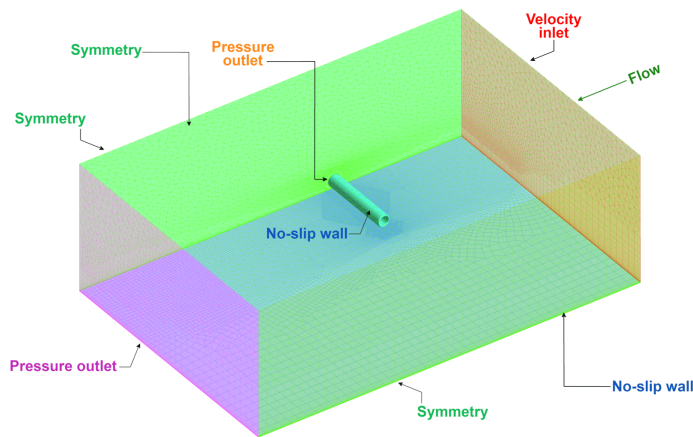


Figura 2.5: Rappresentazione schematica delle condizioni al contorno imposte nelle simulazioni

Zona	Condizione	Parametro	Valore
Ingresso del dominio	<i>Velocity inlet</i>	Press. statica iniziale (<i>Gauge pressure</i>) Press. statica in uscita (<i>Outflow gauge pressure</i>) Temp. statica (<i>Temperature</i>)	100822.7 Pa 100822.7 Pa 289.9508 K
Uscita del dominio	<i>Pressure outlet</i>	Press. statica (<i>Gauge pressure</i>) Temp. totale in uscita (<i>Backflow total temperature</i>)	100823.4 Pa 290 K
Sez. uscita presa dinamica	<i>Pressure outlet</i>	Portata di massa (<i>Target mass flow</i>) Temp. totale in uscita (<i>Backflow total temperature</i>)	1.46 kg/s 290 K

Tabella 2.3: Condizioni al contorno imposte nelle simulazioni del Caso 1

Zona	Condizione	Parametro	Valore
Ingresso del dominio	<i>Velocity inlet</i>	Press. statica iniziale (<i>Gauge pressure</i>) Press. statica in uscita (<i>Outflow gauge pressure</i>) Temp. statica (<i>Temperature</i>)	100666.3 Pa 100666.3 Pa 289.7997 K
Uscita del dominio	<i>Pressure outlet</i>	Press. statica (<i>Gauge pressure</i>) Temp. totale in uscita (<i>Backflow total temperature</i>)	100668.0 Pa 290 K
Sez. uscita presa dinamica	<i>Pressure outlet</i>	Portata di massa (<i>Target mass flow</i>) Temp. totale in uscita (<i>Backflow total temperature</i>)	1.46 kg/s 290 K

Tabella 2.4: Condizioni al contorno imposte nelle simulazioni del Caso 2

2.2.6 Modelli di turbolenza

I modelli di turbolenza adottati nelle simulazioni sono i seguenti:

- modello $k-\omega$ SST
- modello Spalart-Allmaras (SA)
- modello Spalart-Allmaras con *Curvature Correction* (SA-RC)

Zona	Condizione	Parametro	Valore
Ingresso del dominio	<i>Velocity inlet</i>	Press. statica iniziale (<i>Gauge pressure</i>)	100231.6 Pa
		Press. statica in uscita (<i>Outflow gauge pressure</i>)	100231.6 Pa
		Temp. statica (<i>Temperature</i>)	289.3724 K
Uscita del dominio	<i>Pressure outlet</i>	Press. statica (<i>Gauge pressure</i>)	100230.3 Pa
		Temp. totale in uscita (<i>Backflow total temperature</i>)	290 K
Sez. uscita presa dinamica	<i>Pressure outlet</i>	Portata di massa (<i>Target mass flow</i>)	1.46 kg/s
		Temp. totale in uscita (<i>Backflow total temperature</i>)	290 K

Tabella 2.5: Condizioni al contorno imposte nelle simulazioni del Caso 3

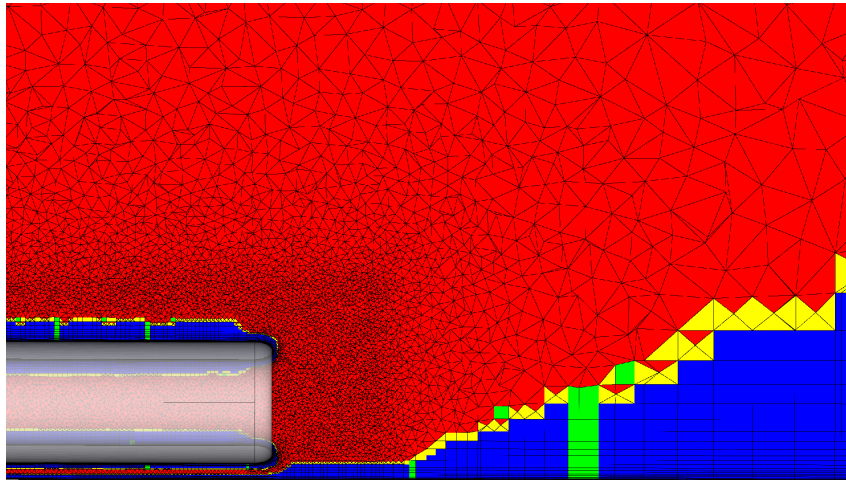
I modelli $k-\omega$ SST e Spalart-Allmaras risultano ampiamente utilizzati nell'ambito aerospaziale. Entrambi sono già stati in grado di produrre risultati accettabili per i Casi esaminati [18] [31].

Ulteriori informazioni riguardanti i modelli di turbolenza utilizzati sono riportate all'interno della Sezione A.1 in Appendice.

2.2.7 Griglie computazionali

Le griglie computazionali (*mesh*) utilizzate nelle simulazioni sono quelle fornite direttamente nel *Workshop*. Non sono stati effettuati raffinamenti delle zone in prossimità del modello di presa dinamica o altre modifiche particolari. Una vista laterale della griglia computazionale *Coarse* in prossimità del modello di presa dinamica è riportata in Figura 2.6.

I parametri principali delle griglie computazionali impiegate (*Coarse* e *Medium*) sono raccolti nelle Tabelle 2.6 e 2.7. All'interno del *Workshop* era inclusa anche un'ulteriore griglia computazionale *Fine*, composta da 77.7 milioni di celle. Tale griglia non è stata utilizzata nelle simulazioni a causa delle limitazioni in termini di risorse computazionali a disposizione.

Figura 2.6: Griglia computazionale *Coarse* in prossimità del modello di presa dinamica

2. MATERIALI E METODI

Parametro	Valore
Tipologia	Non strutturata
Numero di celle	8 207 680
Numero di nodi	3 730 394
<i>Wall spacing</i>	1.90×10^{-3} m
<i>Aspect ratio</i> (val. massimo)	64 693.685
<i>Volume ratio</i> (val. massimo)	19.412544
<i>Equiangle skewness</i> (val. massimo)	0.91955573
<i>Maximum included angle</i> (val. massimo)	169.57336°

Tabella 2.6: Parametri della griglia computazionale *Coarse*

Parametro	Valore
Tipologia	Non strutturata
Numero di celle	24 774 914
Numero di nodi	11 421 430
<i>Wall spacing</i>	1.27×10^{-3} m
<i>Aspect ratio</i> (val. massimo)	68 098.96
<i>Volume ratio</i> (val. massimo)	27.274483
<i>Equiangle skewness</i> (val. massimo)	0.93089281
<i>Maximum included angle</i> (val. massimo)	169.82036°

Tabella 2.7: Parametri della griglia computazionale *Medium*

2.2.8 Strategie di convergenza

Tutte le simulazioni RANS sono state impostate adottando un'inizializzazione di tipo ibrido (*hybrid initialization*) seguita da un'inizializzazione FMG (*Full Multi Grid*). L'opzione *Warped-Face Gradient Correction* è stata attivata in modo da migliorare l'accuratezza del gradiente calcolato in celle ad elevato rapporto d'aspetto (*Aspect ratio*), celle all'interno dello strato limite con facce non piane e celle nelle quali il centroide si trovava al di fuori del volume di controllo.

Il solutore ha sfruttato inizialmente uno schema implicito del primo ordine di tipo *upwind* per poi passare ad uno schema implicito del secondo ordine, sempre di tipo *upwind*. In entrambi i casi il numero di Courant è stato incrementato progressivamente all'aumentare del numero di iterazioni. Il valore massimo raggiunto del numero di Courant è pari a 50, anche se in diverse simulazioni è stato necessario fermarsi a cifre inferiori per evitare l'insorgere della divergenza.

La convergenza è stata valutata monitorando gli andamenti dei residui e della portata di massa uscente dal modello di presa dinamica all'aumentare del numero di iterazioni. I valori obiettivo per i vari parametri dei residui sono stati impostati a 1×10^{-6} .

3 RISULTATI

3.1 Convergenza delle simulazioni

Analizzando gli andamenti dei residui per le simulazioni del Caso 1 con la griglia computazionale *Medium* (Figura 3.1) è possibile vedere come questi diminuiscano bruscamente dopo circa 2 000 iterazioni. Successivamente si ha che i valori assunti esibiscono delle piccole oscillazioni, rimanendo compresi all'interno di un intervallo che va da 1×10^{-2} a 1×10^{-5} . I residui delle simulazioni effettuate con la griglia *Coarse* seguono lo stesso andamento oscillatorio ma con ampiezze più ridotte.

Gli andamenti della portata di massa uscente dal modello di presa dinamica sono riportati in Figura 3.2. È possibile notare come i valori tendano a diventare relativamente costanti dopo 4 500 iterazioni per tutti i modelli di turbolenza e per tutte le griglie computazionali utilizzate (*Coarse*, *Medium*).

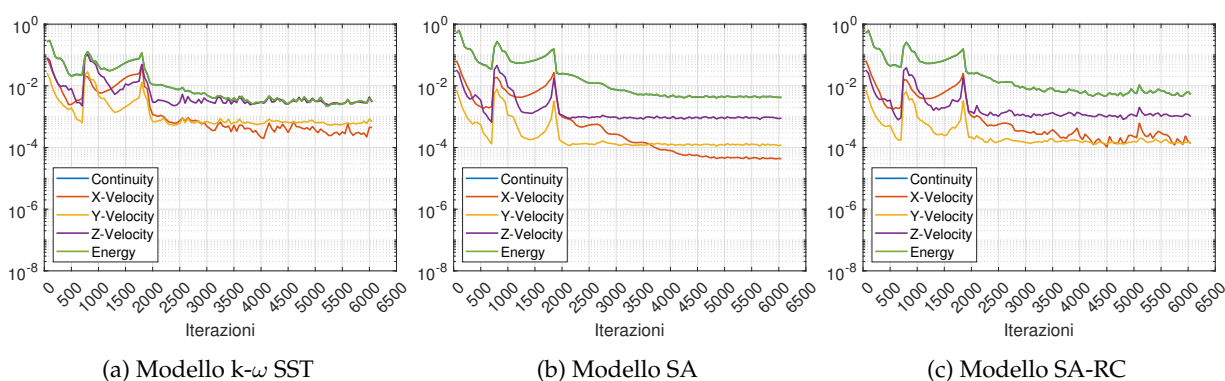


Figura 3.1: Andamenti dei residui, Caso 1, griglia computazionale *Medium*

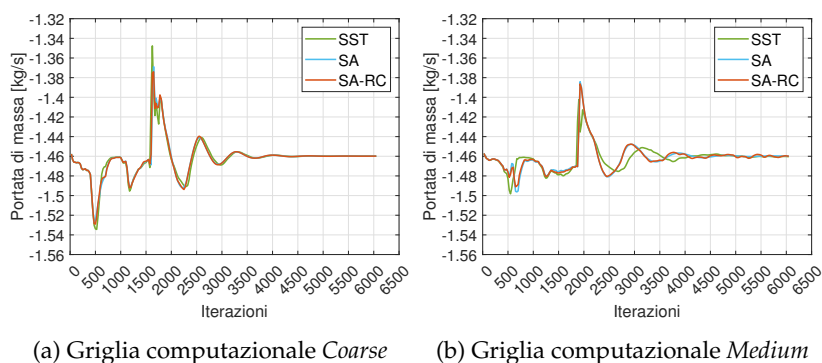


Figura 3.2: Andamenti della portata di massa uscente dal modello di presa dinamica, Caso 1

Gli andamenti dei residui per le simulazioni del Caso 2 con la griglia computazionale *Medium* (Figura 3.3) sono caratterizzati da un brusco calo dopo circa 2 000 iterazioni, simile a quanto riscontrato per il Caso 1. Da questo punto in poi i valori assunti esibiscono delle oscillazioni, rimanendo compresi all'interno di un intervallo che va da 1×10^{-1} a 1×10^{-4} . I residui delle simulazioni effettuate con la

3. RISULTATI

griglia *Coarse* seguono lo stesso andamento oscillatorio ma con ampiezze più ridotte. L'unica eccezione è costituita dal modello $k-\omega$ SST, le cui oscillazioni presentano le stesse ampiezze ed elevate frequenze sia con la griglia computazionale *Coarse*, sia con la griglia computazionale *Medium*.

Gli andamenti della portata di massa uscente dal modello di presa dinamica (Figura 3.4) tendono ad appiattirsi in prossimità del valore imposto (1.46 kg/s) dopo circa 5 000 iterazioni. L'ampiezza delle variazioni risulta tendenzialmente compresa all'interno di un intervallo che va da 1.455 kg/s a 1.465 kg/s (± 0.005 kg/s rispetto al valore imposto).

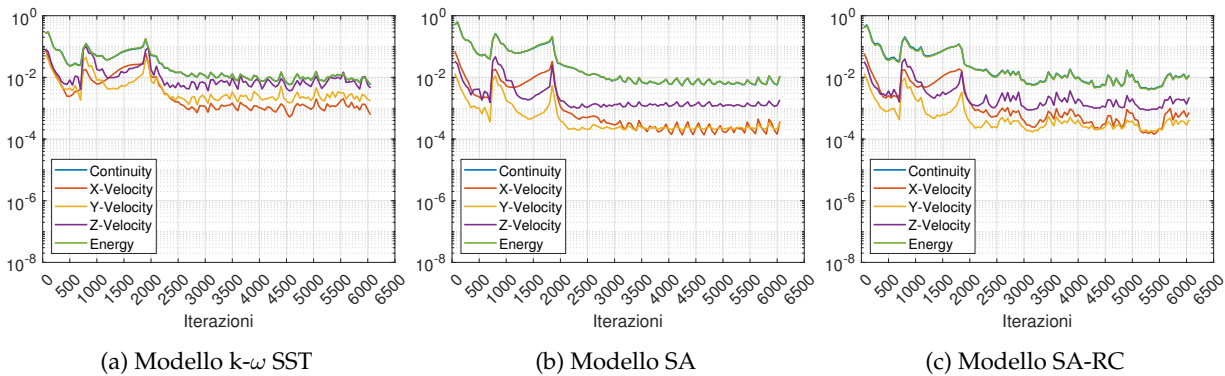


Figura 3.3: Andamenti dei residui, Caso 2, griglia computazionale *Medium*

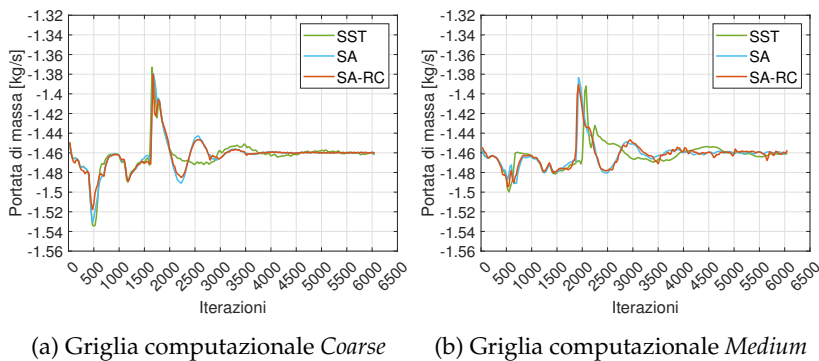


Figura 3.4: Andamenti della portata di massa all'interno del modello di presa dinamica, Caso 2

Gli andamenti dei residui per le simulazioni del Caso 3 (Figura 3.5) differiscono leggermente a seconda del modello di turbolenza adottato. I residui del modello $k-\omega$ SST cominciano a decrescere dopo 2 500 iterazioni mentre quelli dei modelli SA e SA-RC calano bruscamente dopo 2 000 iterazioni. Da questo punto in poi i valori assunti esibiscono delle oscillazioni e rimangono compresi all'interno di un intervallo che va da 1×10^{-1} a 1×10^{-4} . I residui delle simulazioni effettuate con la griglia *Coarse* seguono lo stesso andamento oscillatorio. L'unica eccezione è costituita dal modello SA-RC, le cui oscillazioni presentano delle ampiezze molto più ridotte.

Gli andamenti della portata di massa uscente dal modello di presa dinamica sono riportati in Figura 3.6. È possibile notare come tutti i modelli di turbolenza esibiscano delle oscillazioni aventi ampiezze variabili. Considerando la griglia computazionale *Coarse* si può vedere come le oscillazioni aventi

ampiezze minori siano prodotte dal modello SA-RC mentre quelle con le ampiezze maggiori siano associate al modello SA.

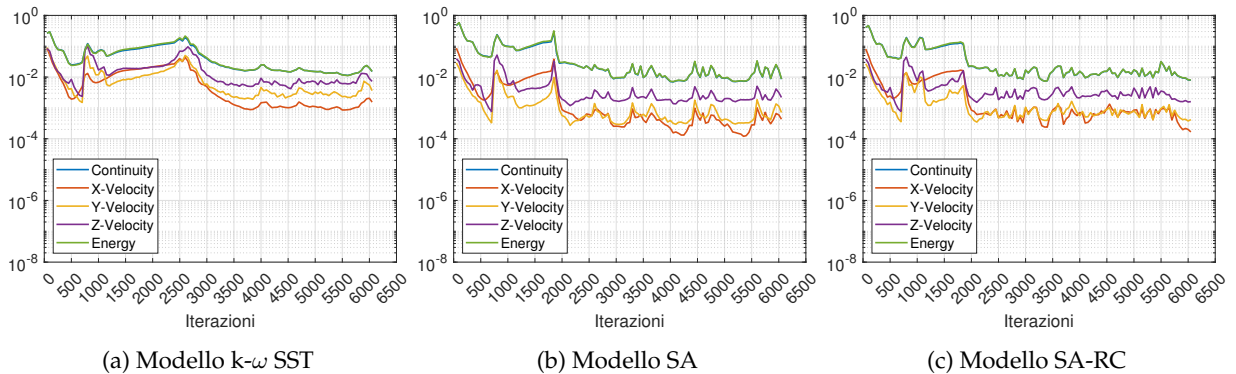


Figura 3.5: Andamenti dei residui, Caso 3, griglia computazionale *Medium*

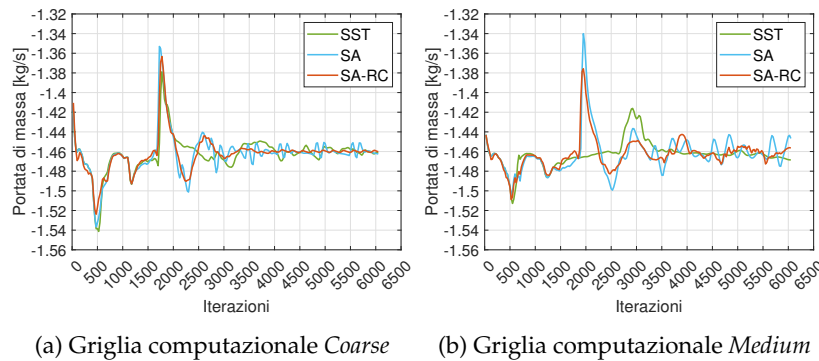


Figura 3.6: Andamenti della portata di massa all'interno del modello di presa dinamica, Caso 3

3.2 Valori di pressione statica

La pressione statica è stata misurata in 36 punti differenti lungo la sezione circolare interna del modello di presa dinamica, ad una distanza pari a 0.065 m dall'*highlight*. Ognuno di questi punti è contraddistinto da una propria coordinata angolare (θ) e coincide con la posizione di una delle 36 porte per la misura della pressione statica predisposte nell'esperimento di Murphy, descritto in precedenza all'interno della Sezione 2.1. Una rappresentazione schematica che evidenzia il sistema di riferimento utilizzato per i punti di misura della pressione statica è riportata in Figura 3.7.

Di seguito sono riportati i confronti tra risultati numerici (ottenuti dalle simulazioni CFD) e dati sperimentali (derivanti dagli studi di Murphy, forniti nel *Workshop*) per i 3 Casi esaminati. Tutto questo è stato svolto in modo da poter valutare l'accuratezza dei modelli CFD impiegati nel simulare l'impatto aerodinamico provocato dall'ingestione delle strutture vorticosi a terra, come già riportato all'interno della Sezione 1.3.

3. RISULTATI

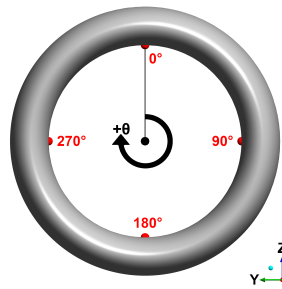


Figura 3.7: Sistema di riferimento per i punti di misura della pressione statica

Osservando il confronto tra risultati numerici e dati sperimentali per il Caso 1 (Figura 3.8) è possibile notare come i valori di pressione statica predetti dalle simulazioni si avvicinino molto a quelli reali. Le discrepanze maggiori sono riscontrabili nei punti in cui la coordinata angolare (θ) è compresa tra 150° e 180° . In queste zone il vortice a terra viene ingerito all'interno del modello di presa dinamica, determinando una diminuzione della pressione. Ciò si può notare anche osservando le distribuzioni della pressione statica in prossimità dell'AIP (*Aerodynamic Interface Plane*), riportate in Figura 3.9.

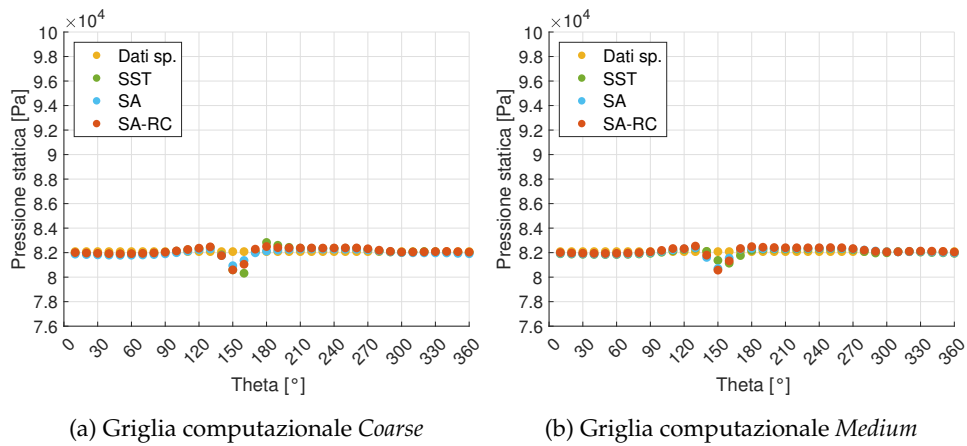


Figura 3.8: Valori di pressione statica, Caso 1

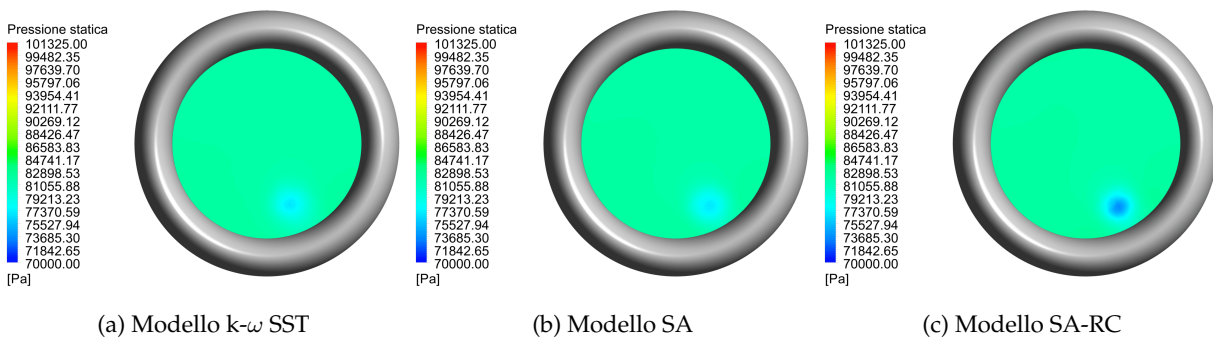


Figura 3.9: Distribuzioni della pressione statica all'AIP, Caso 1, griglia computazionale *Medium*

Il confronto tra risultati numerici e dati sperimentali per il Caso 2 (Figura 3.10) evidenzia anch'esso una buona corrispondenza tra i valori di pressione statica predetti dalle simulazioni e quelli reali. In questo Caso le discrepanze maggiori sono concentrate nei punti aventi la coordinata angolare (θ) compresa tra 180° e 210° . Le distribuzioni della pressione statica in prossimità dell'AIP (*Aerodynamic Interface Plane*) sono riportate in Figura 3.11.

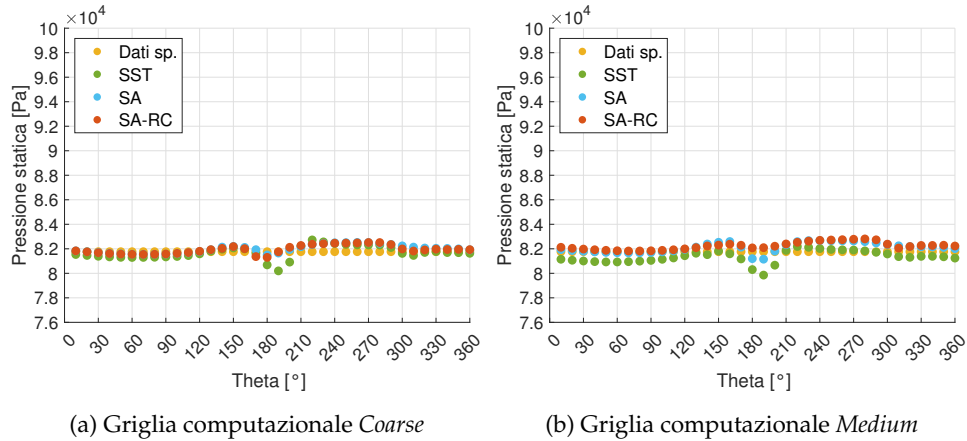


Figura 3.10: Valori di pressione statica, Caso 2

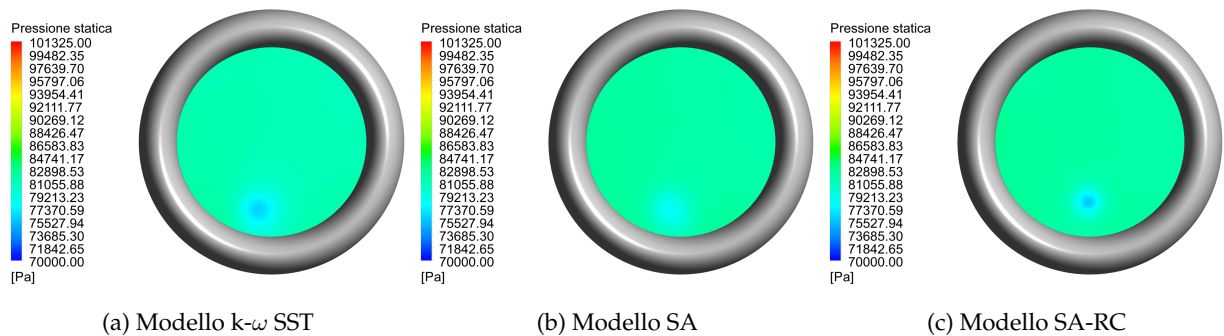


Figura 3.11: Distribuzioni della pressione statica all'AIP, Caso 2, griglia computazionale *Medium*

Confrontando i risultati numerici con i dati sperimentali per il Caso 3 (Figura 3.12) si può vedere come i valori di pressione statica predetti dalle simulazioni tendano ad allontanarsi maggiormente da quelli reali rispetto ai Casi precedenti. Le discrepanze maggiori sono concentrate nei punti aventi la coordinata angolare (θ) compresa tra 0° e 180° . Questo intervallo identifica la zona di destra all'interno del modello di presa dinamica, ovvero quella più vicina all'ingresso del dominio computazionale. Tale area risulta interessata alla separazione del flusso in entrata, come è possibile notare osservando le distribuzioni in Figura 3.13 per i modelli $k-\omega$ SST e SA-RC. Il modello SA è l'unico che non sembra predire la separazione. È interessante notare come i valori di pressione statica ottenuti utilizzando questo modello siano quelli che si avvicinano maggiormente ai valori sperimentali.

I valori medi di pressione statica per i vari Casi e modelli di turbolenza sono stati comparati con i valori medi provenienti dai dati sperimentali all'interno della Tabella 3.1.

3. RISULTATI

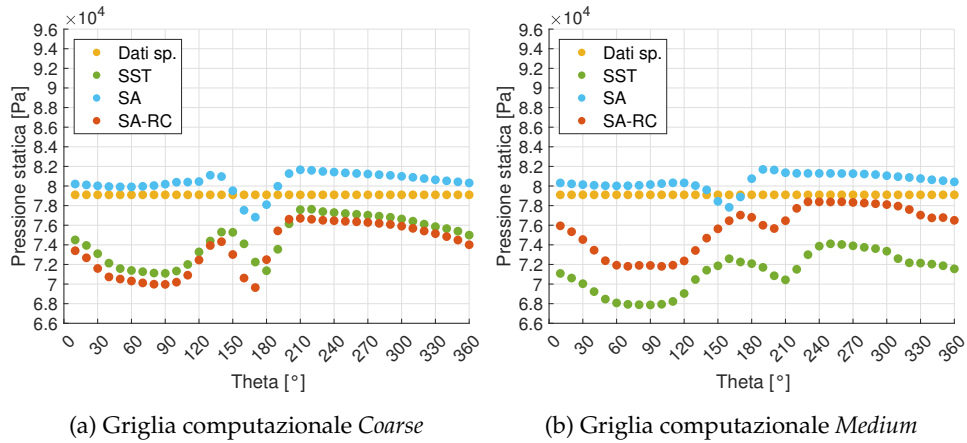


Figura 3.12: Valori di pressione statica, Caso 3

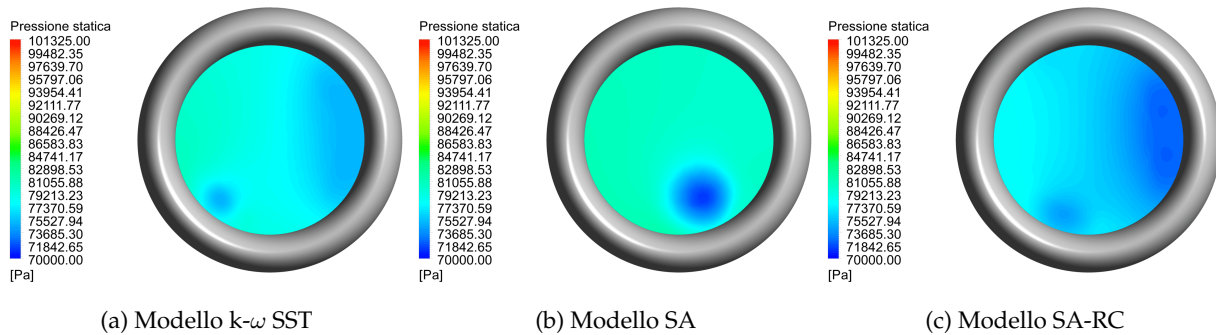


Figura 3.13: Distribuzioni della pressione statica all'AIP, Caso 3, griglia computazionale *Medium*

Caso	Modello	Val. medio press. (dati sp.)	Val. medio press. (dati CFD)	Differenza
1	k- ω SST	82 084.5 Pa	82 028.9182 Pa	-0.0677%
	SA	82 084.5 Pa	82 068.4912 Pa	-0.0195%
	SA-RC	82 084.5 Pa	82 116.0553 Pa	+0.0384%
2	k- ω SST	81 764.5 Pa	81 348.6484 Pa	-0.5086%
	SA	81 764.5 Pa	82 104.3214 Pa	+0.4156%
	SA-RC	81 764.5 Pa	82 234.1036 Pa	+0.5743%
3	k- ω SST	79 100.6 Pa	71 209.2639 Pa	-9.9763%
	SA	79 100.6 Pa	80 485.9043 Pa	+1.7513%
	SA-RC	79 100.6 Pa	75 672.4735 Pa	-4.3339%

Tabella 3.1: Valori medi di pressione statica per i vari Casi e modelli di turbolenza, griglia computazionale *Medium*

3.3 Valori di pressione totale

La pressione totale è stata misurata in 342 punti differenti appartenenti alla sezione circolare interna del modello di presa dinamica, ad una distanza pari a 0.07 m dall'*highlight*. Ognuno di questi punti coincide con una delle 342 posizioni presso le quali è stata ottenuta una misura del valore di pressione totale nell'esperimento di Murphy, descritto in precedenza all'interno della Sezione 2.1.

I confronti tra risultati numerici (ottenuti dalle simulazioni CFD) e dati sperimentali (derivanti dagli studi di Murphy, forniti nel *Workshop*) sono stati effettuati per ognuno dei 3 Casi esaminati. Lo scopo è sempre quello di valutare l'accuratezza dei modelli CFD impiegati nel simulare l'impatto aerodinamico provocato dall'ingestione delle strutture vorticosi a terra. Il rapporto di pressione utilizzato nei grafici è dato dalla divisione tra il valore di pressione totale misurato ed il valore della pressione atmosferica in condizioni standard (101 325 Pa).

I valori di pressione totale per il Caso 1 ottenuti utilizzando le griglie computazionali *Coarse* e *Medium* sono riportati - rispettivamente - in Figura 3.14 e in Figura 3.15. È possibile notare come tutti i modelli di turbolenza siano in grado di predire (più o meno accuratamente in termini di posizione) la presenza del vortice a terra ingerito all'interno del modello di presa dinamica. Nonostante ciò, i valori di pressione totale delle simulazioni risultano tendenzialmente più alti rispetto a quelli sperimentali.

I valori di pressione totale per il Caso 2 ottenuti utilizzando le griglie computazionali *Coarse* e *Medium* sono riportati - rispettivamente - in Figura 3.16 e in Figura 3.17. Anche in questo Caso tutti i modelli di turbolenza sono in grado di predire la presenza del vortice a terra ingerito all'interno del modello di presa dinamica. I valori di pressione totale delle simulazioni risultano tendenzialmente più alti rispetto a quelli sperimentali. Osservando i dati prodotti dalle simulazioni è possibile notare uno spostamento delle zone a bassa pressione (associate alla presenza del vortice) verso sinistra rispetto ai dati sperimentali.

I valori di pressione totale per il Caso 3 ottenuti utilizzando le griglie computazionali *Coarse* e *Medium* sono riportati - rispettivamente - in Figura 3.18 e in Figura 3.19. La maggior parte delle simulazioni effettuate sembra evidenziare la presenza di una zona a bassa pressione la cui posizione dipende fortemente dalla griglia computazionale scelta e dal modello di turbolenza adottato. I modelli $k-\omega$ SST e SA-RC predicono una separazione del flusso in prossimità della zona di destra all'interno del modello di presa dinamica, riscontrabile osservando le forti diminuzioni del rapporto di pressione. Tale fenomeno è consistente con i dati sperimentali. Il modello SA non sembra - d'altro canto - predire alcuna separazione.

Le distribuzioni di pressione totale in prossimità dell'AIP (*Aerodynamic Interface Plane*) per i 3 Casi analizzati sono riportate nelle Figure 3.20, 3.21 e 3.22. È possibile notare una corrispondenza con quanto riportato nelle Figure 3.15, 3.17 e 3.19.

Le distribuzioni di pressione totale all'entrata del modello di presa dinamica (ovvero all'inizio della zona a sezione costante) ottenute negli studi effettuati da Potturi *et al.* [31] sono state confrontate con i risultati provenienti dalle simulazioni (realizzate impiegando la griglia *Medium*) nelle Figure 3.23, 3.24 e 3.25. È possibile osservare una certa somiglianza tra le distribuzioni per il Caso 1. I confronti relativi agli altri Casi esaminati rivelano - d'altro canto - delle differenze, specialmente per quanto riguarda il posizionamento delle zone in cui la pressione totale risulta minore. Nonostante ciò, è opportuno sottolineare come le distribuzioni prodotte da Potturi *et al.* siano state ottenute utilizzando una griglia computazionale molto più raffinata rispetto alla griglia *Medium*.

I valori di pressione totale rilevati in corrispondenza del piano orizzontale (*ground plane*) per i 3 Casi analizzati sono riportati nelle Figure 3.26, 3.27 e 3.28. In ognuna di queste Figure il vento trasverso si

3. RISULTATI

sviluppa dal basso verso l'alto. È possibile individuare delle zone di bassa pressione, indicative della presenza di un vortice a terra. Si può vedere come le posizioni assunte dal vortice tendano ad essere indipendenti nei confronti del modello di turbolenza utilizzato per i Casi 1 e 2. Per il Caso 3 le predizioni variano sostanzialmente. Si ha - ad esempio - che la zona di bassa pressione predetta dal modello SA-RC si trova al di sotto del modello di presa dinamica.

Il tracciamento delle linee di flusso ingerite consente di ottenere una maggiore comprensione del fenomeno per i 3 Casi analizzati. Considerando il modello SA-RC (Figure 3.29, 3.30 e 3.31) è possibile vedere come la presenza di un vortice a terra influenzi notevolmente il flusso circostante per i Casi 1 e 2. Le linee di flusso per il Caso 3 - d'altro canto - attraversano la zona di bassa pressione totale al di sotto del modello di presa dinamica per poi curvare verso l'interno, senza evidenziare la presenza di un vortice a terra ben definito.

Ulteriori distribuzioni e visualizzazioni relative alle strutture vorticosi sono state raccolte nella Sezione A.2 in Appendice.

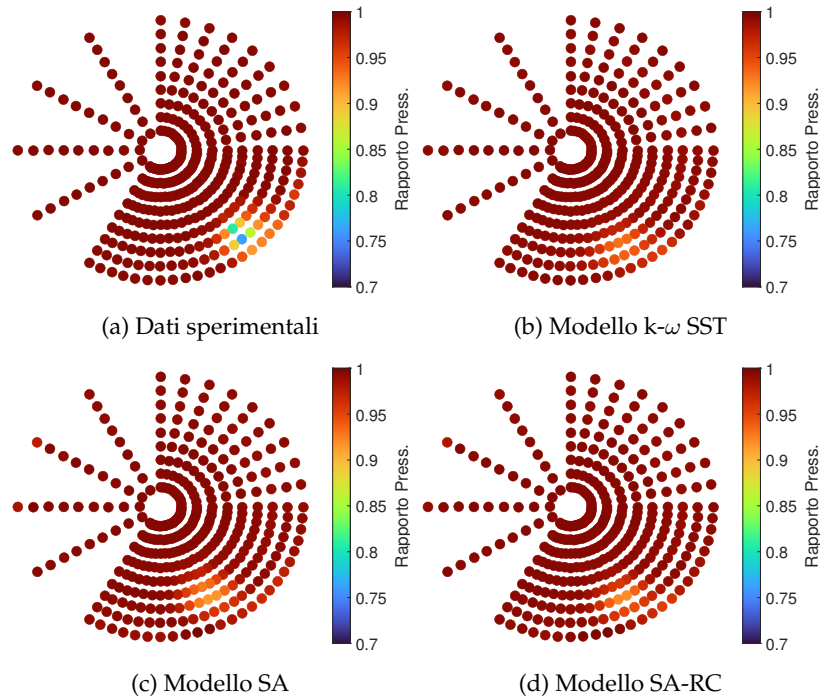


Figura 3.14: Valori di pressione totale, Caso 1, griglia computazionale *Coarse*

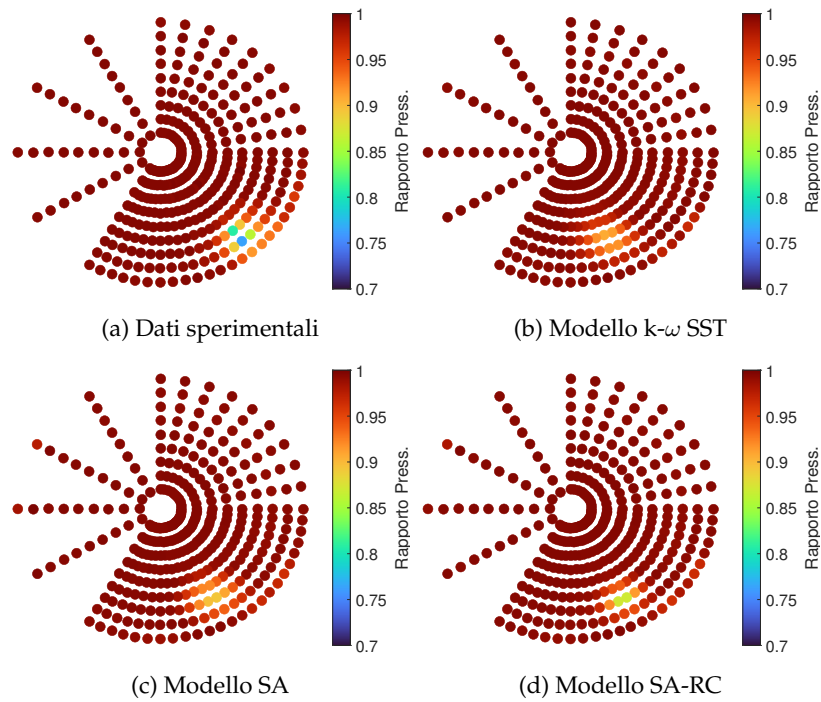


Figura 3.15: Valori di pressione totale, Caso 1, griglia computazionale *Medium*

3. RISULTATI

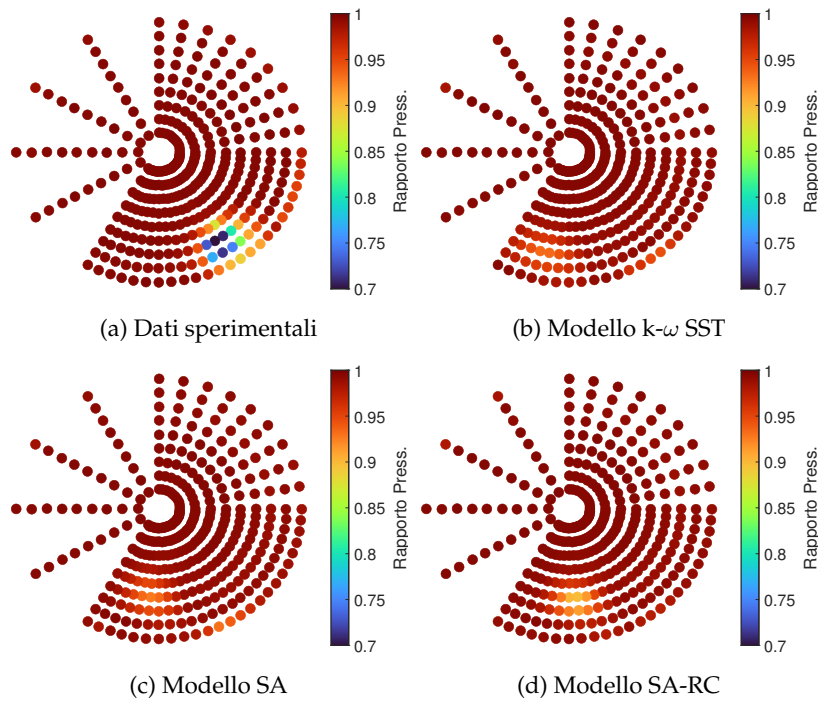


Figura 3.16: Valori di pressione totale, Caso 2, griglia computazionale *Coarse*

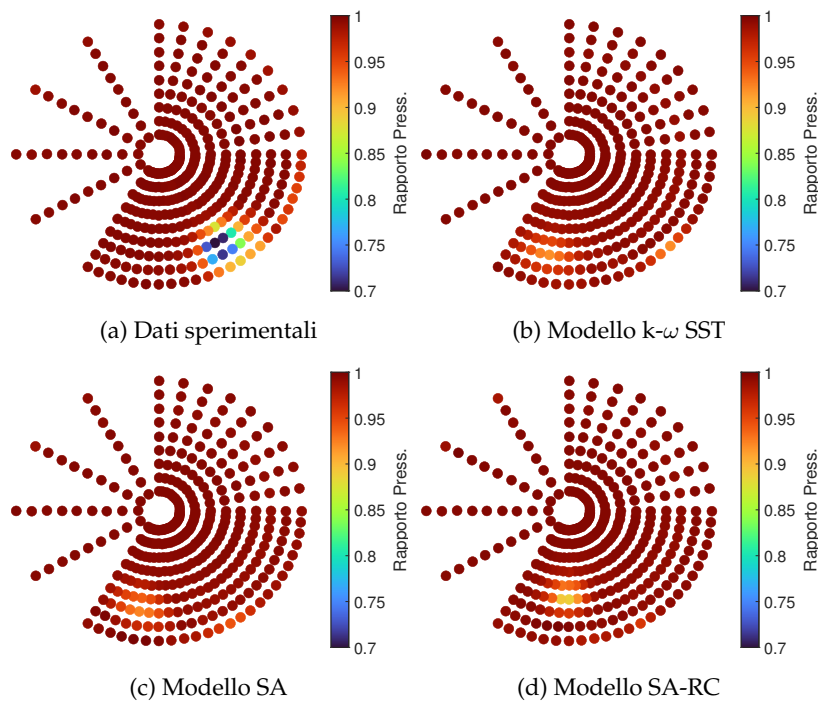


Figura 3.17: Valori di pressione totale, Caso 2, griglia computazionale *Medium*

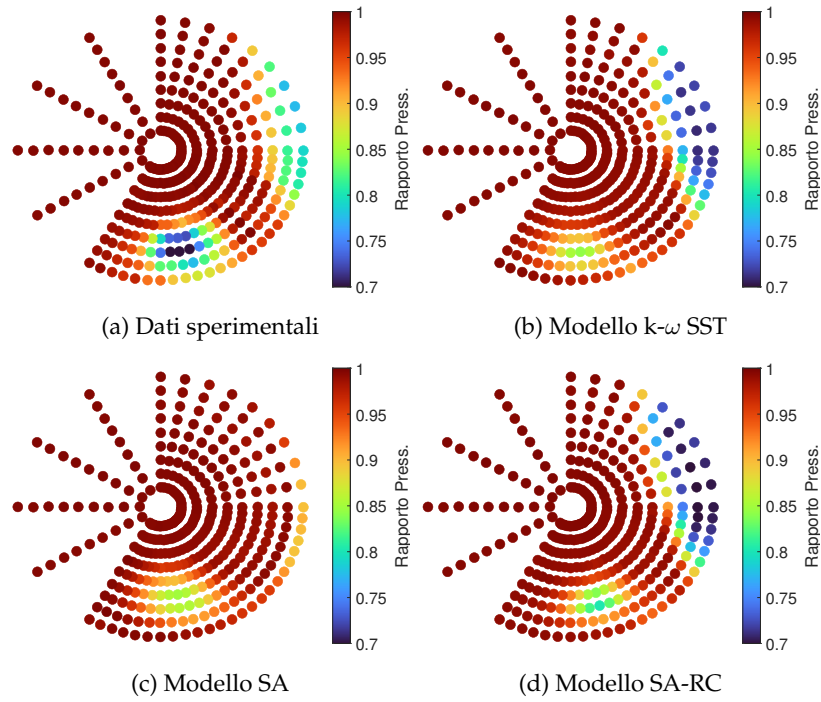


Figura 3.18: Valori di pressione totale, Caso 3, griglia computazionale *Coarse*

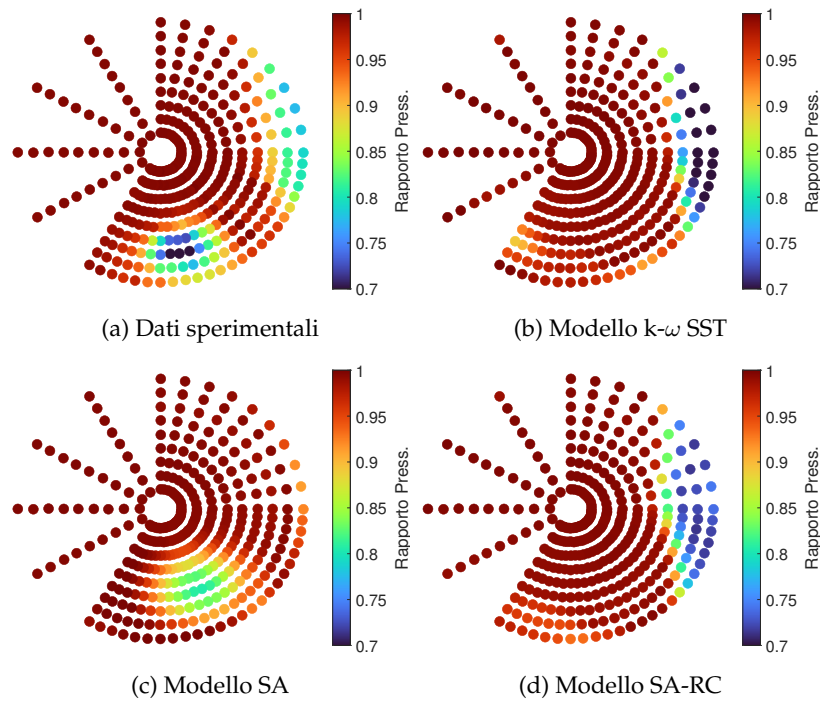


Figura 3.19: Valori di pressione totale, Caso 3, griglia computazionale *Medium*

3. RISULTATI

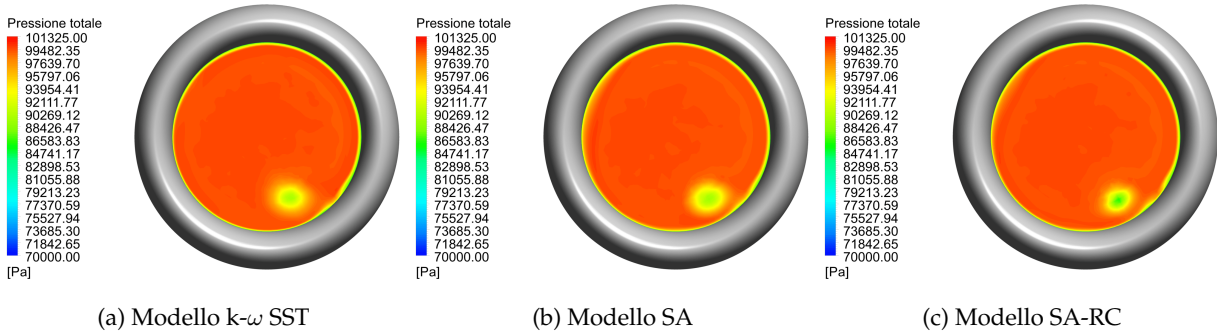


Figura 3.20: Distribuzioni della pressione totale all'AIP, Caso 1, griglia computazionale *Medium*

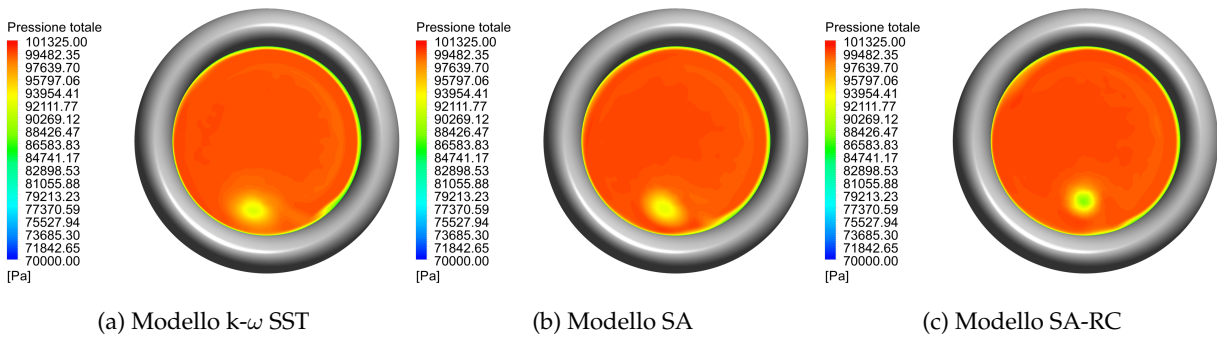


Figura 3.21: Distribuzioni della pressione totale all'AIP, Caso 2, griglia computazionale *Medium*

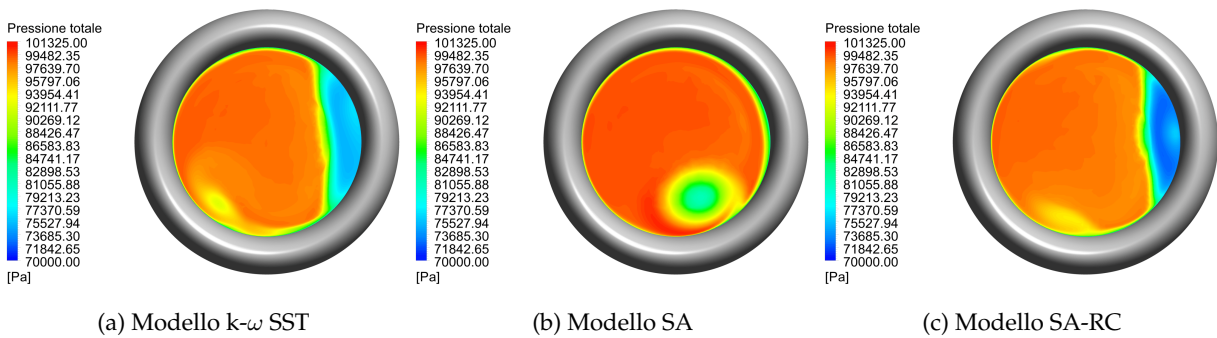
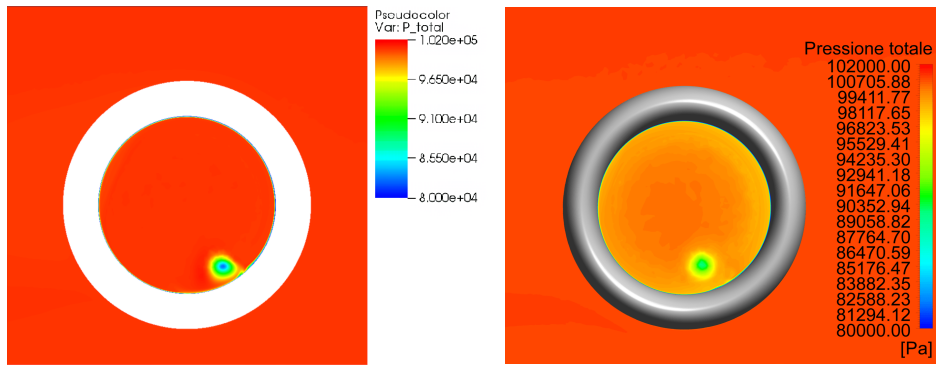


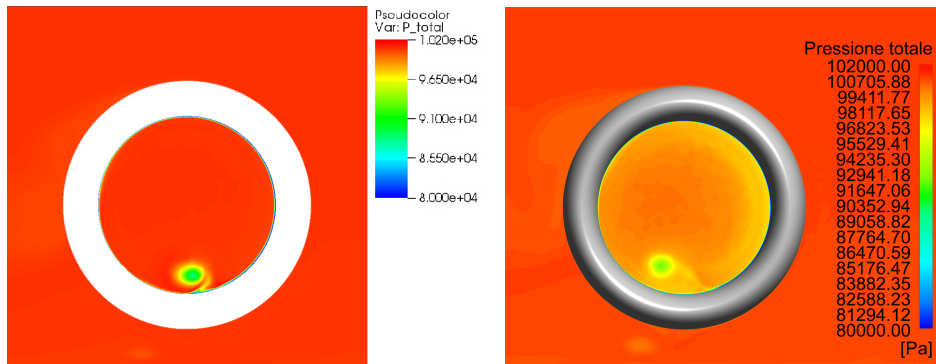
Figura 3.22: Distribuzioni della pressione totale all'AIP, Caso 3, griglia computazionale *Medium*

3.3. VALORI DI PRESSIONE TOTALE



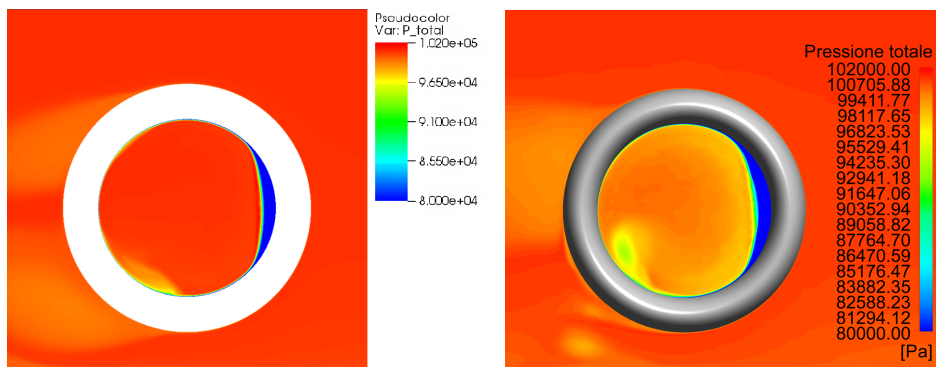
(a) Simulazioni svolte da Potturi *et al.* [31] (b) Simulazioni svolte nel seguente lavoro

Figura 3.23: Pressione totale all'entrata del modello di presa dinamica, Caso 1, Modello $k-\omega$ SST



(a) Simulazioni svolte da Potturi *et al.* [31] (b) Simulazioni svolte nel seguente lavoro

Figura 3.24: Pressione totale all'entrata del modello di presa dinamica, Caso 2, Modello $k-\omega$ SST



(a) Simulazioni svolte da Potturi *et al.* [31] (b) Simulazioni svolte nel seguente lavoro

Figura 3.25: Pressione totale all'entrata del modello di presa dinamica, Caso 3, Modello $k-\omega$ SST

3. RISULTATI

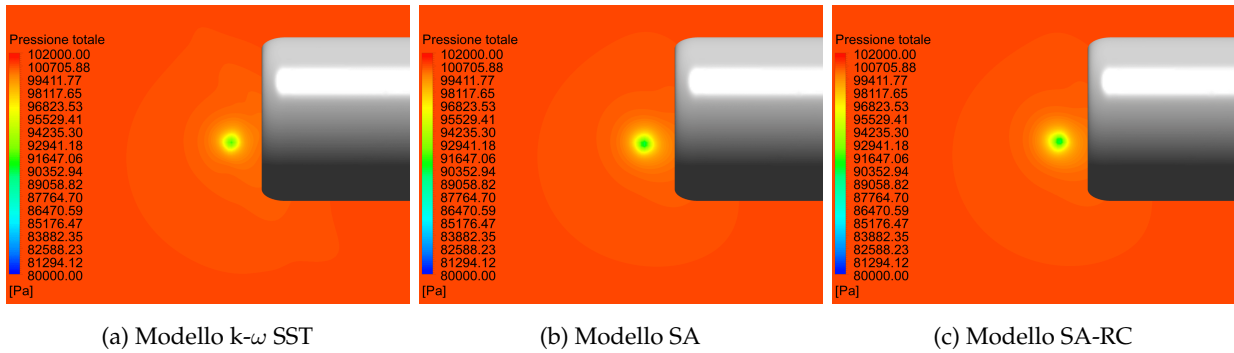


Figura 3.26: Pressione totale a terra, Caso 1, griglia computazionale *Medium*

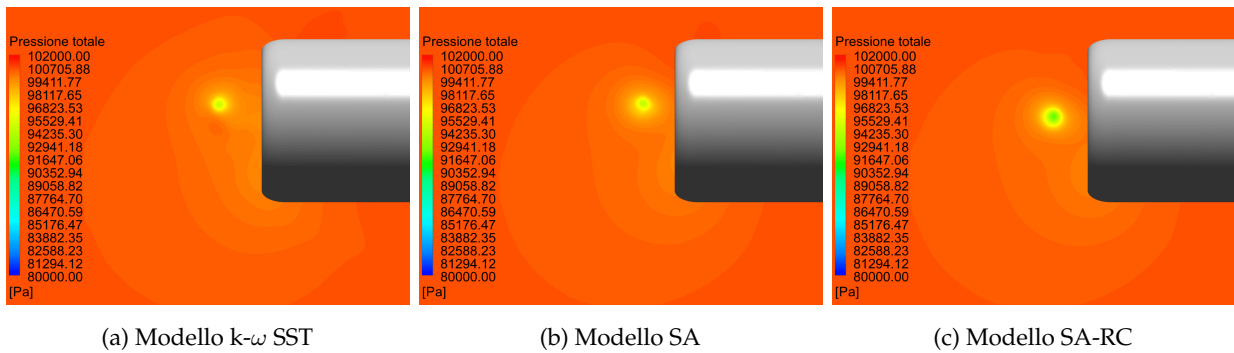


Figura 3.27: Pressione totale a terra, Caso 2, griglia computazionale *Medium*

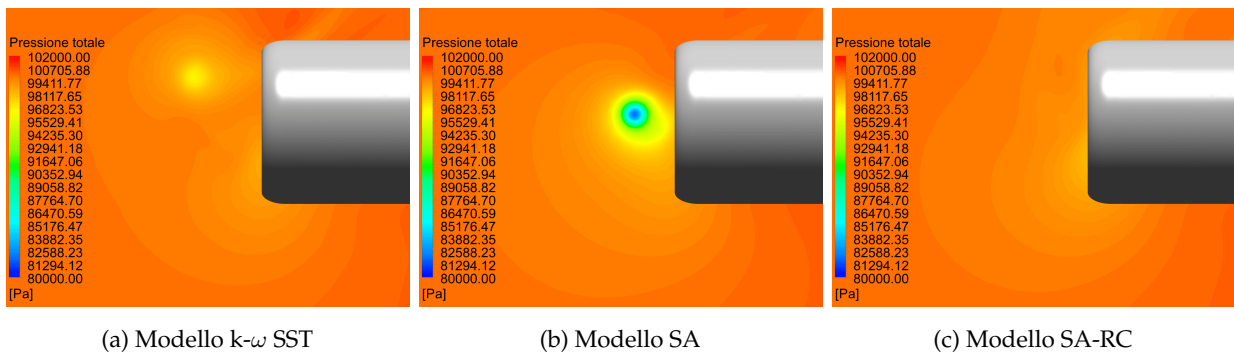


Figura 3.28: Pressione totale a terra, Caso 3, griglia computazionale *Medium*

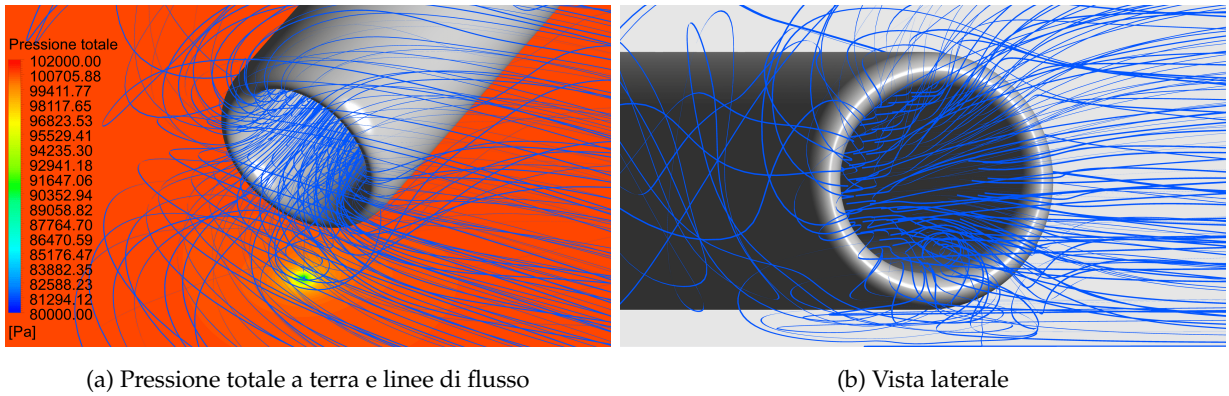


Figura 3.29: Linee di flusso ingerite, Caso 1, griglia computazionale *Medium*, modello SA-RC

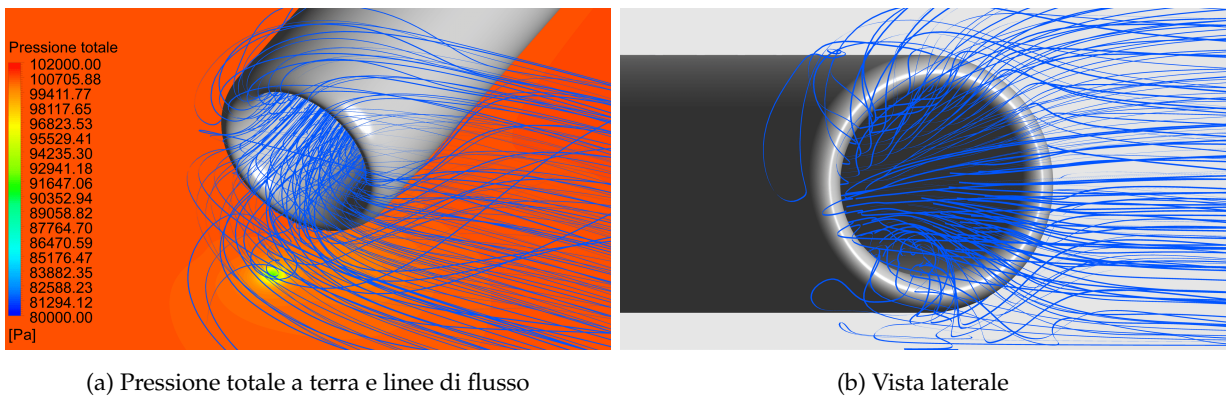


Figura 3.30: Linee di flusso ingerite, Caso 2, griglia computazionale *Medium*, modello SA-RC

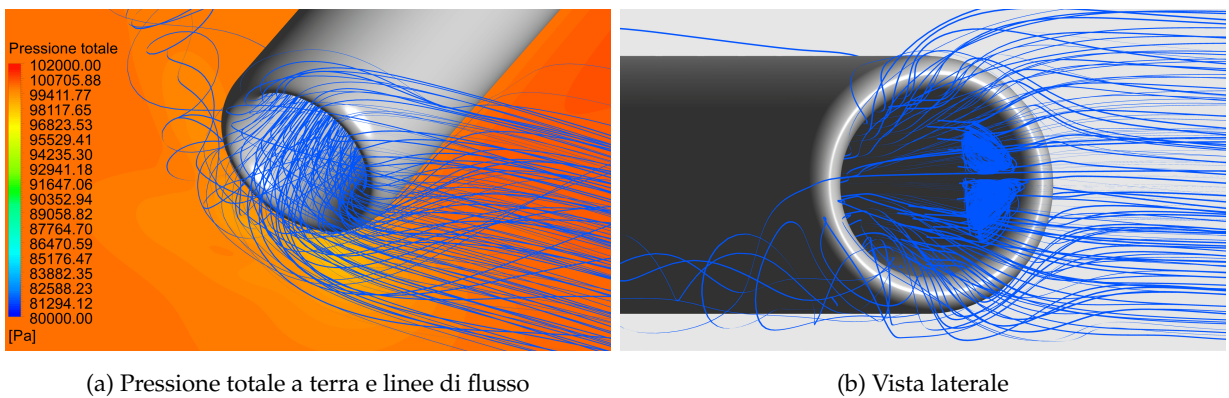


Figura 3.31: Linee di flusso ingerite, Caso 3, griglia computazionale *Medium*, modello SA-RC

3.4 Strato limite

Il profili di velocità dello strato limite a monte rispetto al modello di presa dinamica (estratti presso la Stazione A) relativi ai 3 Casi analizzati sono stati confrontati con i corrispondenti profili sperimentali. Tali profili derivano da misurazioni effettuate in galleria del vento in assenza del modello di presa dinamica.

Osservando i confronti per i 3 Casi (Figure 3.32, 3.33 e 3.34) è possibile notare come i profili predetti dai vari modelli di turbolenza risultino piuttosto simili tra loro ed indipendenti nei confronti della specifica griglia computazionale utilizzata. Gli andamenti delle velocità all'aumentare della coordinata lungo la direzione normale rispetto al suolo (z) sembrano seguire quelli sperimentali, seppur con qualche discrepanza. Si può osservare - in particolar modo - come le velocità predette non tendano ad un valore fisso (e pari alla velocità del flusso indisturbato, U_∞) all'aumentare di z , come accade nei profili sperimentali. Questa crescita indefinita dimostra come le Equazioni fornite all'interno del *Workshop* (2.1, 2.2) risultino inadeguate per riprodurre correttamente i profili di velocità osservati durante gli esperimenti.

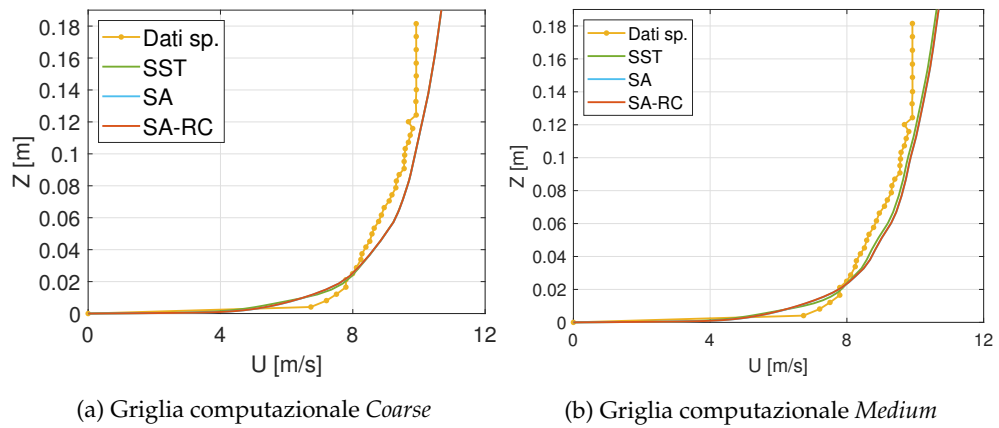


Figura 3.32: Profili di velocità alla Stazione A, Caso 1

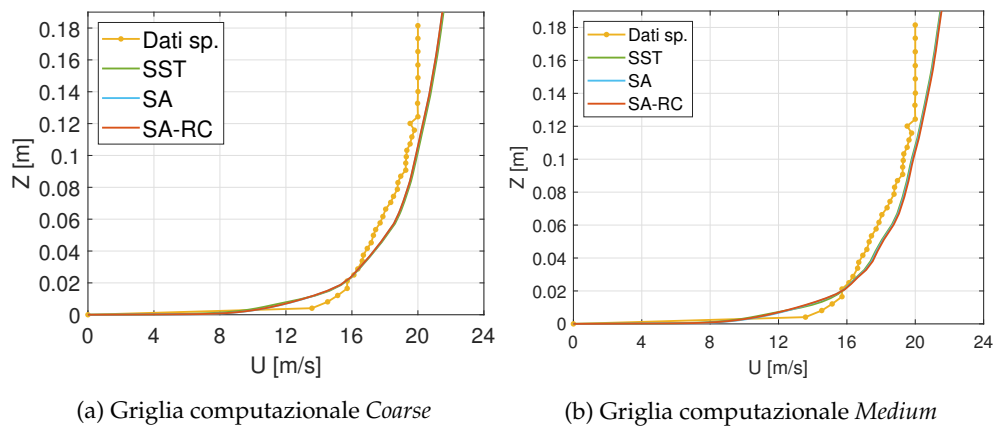


Figura 3.33: Profili di velocità alla Stazione A, Caso 2

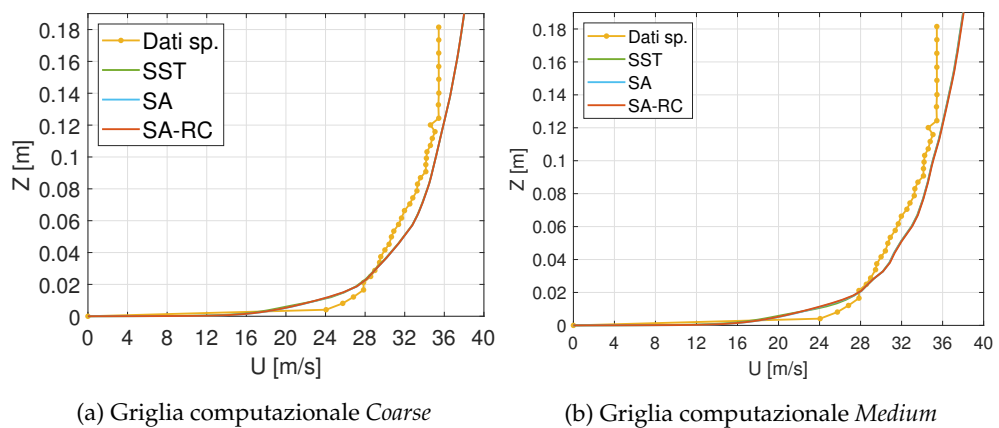


Figura 3.34: Profili di velocità alla Stazione A, Caso 3

4 CONCLUSIONI

4.1 Riassunto del lavoro

Il modello di presa dinamica proposto nella quinta edizione del *Propulsion Aerodynamic Workshop* (PAW) è stato sottoposto a delle condizioni di vento trasverso in prossimità del suolo all'interno di 18 simulazioni CFD stazionarie, realizzate utilizzando il software commerciale ANSYS Fluent.

Sono state considerate 3 diverse velocità del vento trasverso (Casi), 3 modelli di turbolenza e 2 griglie computazionali non strutturate aventi un numero di celle crescente. I profili di velocità all'ingresso del dominio computazionale sono stati imposti seguendo le equazioni empiriche prescritte all'interno della guida del *Workshop*. L'aria è stata considerata come un gas ideale a calore specifico e conducibilità termica costanti.

I risultati numerici ottenuti dalle simulazioni (valori di pressione statica e totale all'ingresso del modello, profilo di velocità dello strato limite a monte) sono stati comparati con i dati sperimentali forniti nel *Workshop*, relativi a degli studi effettuati in galleria del vento. Il confronto è stato eseguito allo scopo di valutare l'accuratezza dei modelli CFD impiegati in termini di simulazione dell'impatto aerodinamico comportato dall'ingestione delle strutture vorticosi a terra all'interno delle prese dinamiche.

In aggiunta a quanto richiesto all'interno della guida del *Workshop*, ulteriori dati, distribuzioni e visualizzazioni delle strutture vorticosi sono stati estrapolati dalle simulazioni in modo da comprendere meglio il fenomeno per le 3 velocità del vento trasverso considerate.

4.2 Riepilogo dei risultati

La convergenza per le simulazioni relative al Caso 1 è stata raggiunta dopo circa 6 000 iterazioni. È possibile riscontrare una buona corrispondenza tra valori predetti e dati sperimentali, in particolar modo per le misurazioni di pressione statica. I valori di pressione totale delle simulazioni risultano - d'altro canto - leggermente più alti rispetto a quelli ottenuti in galleria del vento.

La convergenza delle simulazioni è stata più difficoltosa per i Casi 2 e 3, caratterizzati da velocità del vento trasverso maggiori rispetto al Caso 1. I valori di pressione statica predetti risultano abbastanza simili a quelli sperimentali per il Caso 2 mentre esibiscono diverse discrepanze per il Caso 3. Le distribuzioni dei valori di pressione totale dipendono dal modello di turbolenza scelto e dalla griglia computazionale impiegata, specialmente per il Caso 3. In generale si ha che la corrispondenza tra risultati numerici e dati sperimentali diminuisce all'aumentare della velocità del vento trasverso.

I profili di velocità dello strato limite a monte rispetto al modello di presa dinamica predetti per i 3 Casi risultano essere indipendenti nei confronti del modello di turbolenza scelto e della griglia computazionale impiegata. Nonostante ciò, tali profili non tendono ad un valore fisso di velocità all'aumentare della coordinata lungo la direzione normale rispetto al suolo. Questo aspetto costituisce un'ulteriore discrepanza tra i dati numerici e sperimentali.

La formazione di un vortice a terra è stata predetta dai vari modelli di turbolenza per i Casi 1 e 2. Per il Caso 3 tutti i modelli riescono a predire un'area a terra in cui la pressione totale risulta minore rispetto alle zone circostanti ma solamente uno di questi (il modello SA) indica la presenza di un vortice

4. CONCLUSIONI

a terra ben definito. Tale modello non sembra essere - d'altro canto - in grado di prevedere la zona di separazione del flusso all'ingresso del modello di presa dinamica.

Le visualizzazioni delle linee di flusso ingerite all'interno del modello hanno evidenziato ulteriori aspetti legati alle strutture vorticosi, come la presenza di un vortice secondario all'interno della zona di scia e l'assenza di un vortice a terra ben definito per il Caso 3.

4.3 Sviluppi futuri

Le simulazioni CFD stazionarie eseguite sono state in grado di riprodurre accuratamente quanto osservato durante gli studi sperimentali per il Caso 1. Per quanto riguarda gli altri Casi si ha che le discrepanze tra risultati numerici e sperimentali aumentano al crescere della velocità del vento trasverso. Nonostante ciò, la fluidodinamica computazionale sembra essere uno strumento adeguato per lo studio dei flussi associati alle strutture vorticosi a terra.

Alla luce di quanto svolto all'interno di questa tesi, eventuali lavori futuri riguardanti lo studio di prese dinamiche sottoposte a delle condizioni di vento trasverso potrebbero concentrarsi sui seguenti aspetti:

- svolgimento di simulazioni CFD non stazionarie, in modo da evidenziare gli aspetti legati alla non stazionarietà delle strutture vorticosi
- utilizzo di griglie computazionali aventi un numero di celle maggiore, in modo da ottenere dei risultati più accurati e valutarne meglio la dipendenza nei confronti della specifica griglia adottata
- utilizzo di altri modelli di turbolenza, in modo da valutarne meglio l'influenza nei confronti dei risultati numerici
- introduzione di elementi tipici dei motori a reazione aeronautici (i.e. *fan*, *spinner*, ...) all'interno del modello di presa dinamica, in modo da valutare l'impatto causato dalla loro presenza nel flusso
- imposizione di profili all'ingresso del dominio computazionale basati sull'evoluzione dello strato limite turbolento, in modo da migliorare le predizioni delle velocità a monte rispetto al modello di presa dinamica

A APPENDICE

A.1 Modelli di turbolenza utilizzati nelle simulazioni

A.1.1 k- ω SST

Il modello k- ω SST (*Shear Stress Transport*) [35] è un modello di turbolenza a 2 equazioni ampiamente utilizzato nell'ambito aerospaziale per la sua capacità di predire accuratamente la separazione del flusso in presenza di gradienti di pressione avversi. È basato sull'unione tra un modello k- ω in prossimità delle pareti e un modello k- ε per il flusso indisturbato. Il risultato è un modello in grado di descrivere accuratamente l'effetto del gradiente di pressione sullo strato limite turbolento e che non dipende troppo dalle condizioni in ingresso (problematica tipica dei modelli k- ω).

Il modello k- ω SST implementato all'interno del software ANSYS Fluent è indipendente dal valore di y^+ della griglia computazionale utilizzata. Tale estensione è basata sul passaggio da una formulazione tipica per il sottostrato limite viscoso ad una formulazione logaritmica a seconda del valore di y^+ considerato.

Le due equazioni di trasporto per l'energia cinetica turbolenta (k) e la dissipazione specifica (ω) che stanno alla base del modello k- ω SST sono

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k + G_b \quad (\text{A.1})$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega + G_{\omega b} \quad (\text{A.2})$$

dove G_k è il termine di produzione dell'energia cinetica turbolenta, G_ω è il termine di produzione della dissipazione specifica, Γ_k è la diffusività per l'energia cinetica turbolenta e Γ_ω è la diffusività per la dissipazione specifica. I termini Y_k e Y_ω rappresentano la dissipazione turbolenta di k e ω . S_k e S_ω sono dei termini definibili dall'utente. G_b e $G_{\omega b}$ sono dei termini che tengono conto degli effetti di galleggiamento. D_ω è il termine di diffusione incrociata (*cross-diffusion term*) mentre ρ è la densità del fluido.

Il legame tra viscosità dinamica turbolenta (μ_t), energia cinetica turbolenta e dissipazione specifica è espresso dall'uguaglianza

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega} \right]} \quad (\text{A.3})$$

nella quale

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (\text{A.4})$$

Il termine y rappresenta la distanza dalla superficie più vicina mentre μ è la viscosità dinamica molecolare. Il termine a_1 è una costante. Il coefficiente α^* è calcolabile dall'Equazione A.14

A. APPENDICE

L'introduzione di un limitatore all'interno dell'espressione di μ_t è caratteristica del modello k- ω SST e migliora le predizioni legate alla separazione del flusso da superfici lisce.

I termini di diffusività (Γ_k, Γ_ω) sono esprimibili come

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (\text{A.5})$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (\text{A.6})$$

dove

$$\sigma_k = \frac{1}{F_1/\sigma_{k,1} + (1 - F_1)/\sigma_{k,2}} \quad (\text{A.7})$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{F_1/\sigma_{\omega,1} + (1 - F_1)/\sigma_{\omega,2}} \quad (\text{A.8})$$

I termini $\sigma_{k,1}, \sigma_{k,2}, \sigma_{\omega,1}$ e $\sigma_{\omega,2}$ sono delle costanti.

F_1 è la cosiddetta *blending function*, definita come

$$F_1 = \tanh \left[\left[\min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_\omega^+ y^2} \right] \right]^4 \right] \quad (\text{A.9})$$

La parte positiva del termine di diffusione incrociata (D_ω^+) è data da

$$D_\omega^+ = \max \left[2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (\text{A.10})$$

Il termine di produzione dell'energia cinetica turbolenta (G_k) è definito come

$$G_k = \mu_t S^2 \quad (\text{A.11})$$

dove S è il modulo del tensore S_{ij} ($= \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$).

Il termine di produzione della dissipazione specifica (G_ω) è definito come

$$G_\omega = \frac{\alpha\alpha^*}{\nu_t} G_k \quad (\text{A.12})$$

dove ν_t è la viscosità cinematica turbolenta.

I coefficienti α e α^* sono calcolati come

$$\alpha = \frac{\alpha_\infty}{\alpha^*} \left(\frac{\alpha_0 + Re_t/R_\omega}{1 + Re_t/R_\omega} \right) \quad (\text{A.13})$$

$$\alpha^* = \alpha_\infty^* \left(\frac{\alpha_0^* + Re_t/R_k}{1 + Re_t/R_k} \right) \quad (\text{A.14})$$

$$Re_t = \frac{\rho k}{\mu \omega} \quad (\text{A.15})$$

Il valore di α_∞ è ricavato dall'espressione

$$\alpha_\infty = F_1 \alpha_{\infty,1} + (1 - F_1) \alpha_{\infty,2} \quad (\text{A.16})$$

$$\alpha_{\infty,1} = \frac{\beta_{i,1}}{\beta_\infty^*} - \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega,1} \sqrt{\beta_\infty^*}} \quad (\text{A.17})$$

$$\alpha_{\infty,2} = \frac{\beta_{i,2}}{\beta_\infty^*} - \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega,1} \sqrt{\beta_\infty^*}} \quad (\text{A.18})$$

I termini κ ($= 0.41$), $\beta_{i,1}$, $\beta_{i,2}$, β_∞^* , α_∞^* , α_0 ($= 1/9$), α_0^* ($= 0.024$), R_k ($= 6$) e R_ω ($= 2.95$) sono delle costanti.

Il termine di dissipazione associato a k (Y_k) è definito come

$$Y_k = \rho \beta^* k \omega \quad (\text{A.19})$$

dove

$$\beta^* = \beta_i^* [1 + \zeta^* F(M_t)] \quad (\text{A.20})$$

$$\beta_i^* = \beta_\infty^* \left(\frac{4/15 + (Re_t/R_\beta)^4}{1 + (Re_t/R_\beta)^4} \right) \quad (\text{A.21})$$

I termini ζ^* ($= 1.5$) e R_β ($= 8$) sono delle costanti.

$F(M_t)$ è la cosiddetta *compressibility function*, definita come

$$F(M_t) = \begin{cases} 0 & \text{se } M_t \leq M_{t0} \\ M_t^2 - M_{t0}^2 & \text{se } M_t > M_{t0} \end{cases} \quad (\text{A.22})$$

$$M_t^2 = \frac{2k}{a^2} \quad (\text{A.23})$$

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (\text{A.24})$$

dove M_{t0} è una costante ($= 0.25$), T è la temperatura assoluta, γ è il rapporto tra i calori specifici ed R è la costante propria del gas.

Il termine di dissipazione associato a ω (Y_ω) è definito come

$$Y_\omega = \rho \beta \omega^2 \quad (\text{A.25})$$

dove

$$\beta = \beta_i \left[1 - \frac{\beta_i^*}{\beta_i} \zeta^* F(M_t) \right] \quad (\text{A.26})$$

$$\beta_i = F_1 \beta_{i,1} + (1 - F_1) \beta_{i,2} \quad (\text{A.27})$$

Il termine di diffusione incrociata (D_ω) è definito come

$$D_\omega = 2(1 - F_1) \rho \frac{1}{\omega \sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (\text{A.28})$$

Nelle simulazioni svolte con il modello k- ω SST su ANSYS Fluent

- non sono stati considerati i termini associati agli effetti di galleggiamento ($G_b, G_{\omega b}$)
- non sono stati attivati gli effetti di comprimibilità (quindi $\beta^* = \beta_i^* = \beta_\infty^*$)
- è stato attivato un limitatore per G_k in modo da evitare l'accumulo dell'energia cinetica turbolenta (k) in prossimità dei punti di ristagno (Equazione A.29)
- non sono state attivate le correzioni per i bassi numeri di Reynolds (quindi $\alpha^* = \alpha_\infty^* = 1$)
- sono stati imposti i valori di default per le costanti $\sigma_{k,1}$ (= 1.176), $\sigma_{\omega,1}$ (= 2), $\sigma_{k,2}$ (= 1), $\sigma_{\omega,2}$ (= 1.168), a_1 (= 0.31), $\beta_{i,1}$ (= 0.075), $\beta_{i,2}$ (= 0.0828), β_∞^* (= 0.09) e α_∞^* (= 1)

Il limitatore per G_k citato in precedenza assume la forma

$$G_k = \max(G_k, C_{lim} \rho \varepsilon) \quad (\text{A.29})$$

dove ε è la dissipazione turbolenta e C_{lim} è un valore costante, impostato pari a 10.

A.1.2 Spalart-Allmaras (SA)

Il modello Spalart-Allmaras (SA) [36] è un modello di turbolenza ad 1 equazione appositamente concepito per le applicazioni aerospaziali che coinvolgono dei flussi di parete. È stato dimostrato come esso sia in grado di fornire buoni risultati anche per casi in cui lo strato limite risulti essere soggetto a dei gradienti di pressione avversi. Il modello SA tende - tuttavia - a produrre errori per alcune tipologie di flusso lontano dalle pareti e non è in grado di predire accuratamente il decadimento della turbolenza nei flussi indisturbati.

Il modello SA è - nella sua forma originale - basato sulla risoluzione del sottostrato viscoso (*viscous sublayer*) all'interno dello strato limite e richiede una griglia computazionale avente un $y^+ \sim 1$. All'interno del software ANSYS Fluent è implementata un'estensione del modello SA che lo rende indipendente dal valore di y^+ della griglia computazionale utilizzata. Tale estensione è basata sul passaggio da una

formulazione tipica per il sottostrato limite viscoso ad una formulazione logaritmica a seconda del valore di y^+ considerato.

L'equazione di trasporto per la viscosità turbolenta modificata ($\tilde{\nu}$) che sta alla base del modello SA è

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2}\rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_{\tilde{\nu}} \quad (\text{A.30})$$

dove G_ν è il termine di produzione della viscosità turbolenta, Y_ν è il termine di distruzione della viscosità turbolenta, $S_{\tilde{\nu}}$ è un termine definibile dall'utente, ν è la viscosità cinematica molecolare e ρ è la densità del fluido. I termini $\sigma_{\tilde{\nu}}$ ($= 2/3$) e C_{b2} sono delle costanti.

Il legame tra viscosità turbolenta modificata e viscosità cinematica turbolenta (ν_t) è espresso dall'uguaglianza

$$\nu_t = \tilde{\nu}f_{v1} \quad (\text{A.31})$$

nella quale

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \quad (\text{A.32})$$

$$\chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (\text{A.33})$$

Il termine di produzione della viscosità turbolenta (G_ν) è definito come

$$G_\nu = C_{b1}\rho\tilde{S}\tilde{\nu} \quad (\text{A.34})$$

Il termine \tilde{S} è dato da

$$\tilde{S} = S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (\text{A.35})$$

con

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (\text{A.36})$$

Nelle espressioni precedenti d è la distanza dalla parete e S è una misura scalare del tensore di deformazione. I termini κ ($= 0.4187$) e C_{b1} sono delle costanti. Ulteriori informazioni riguardanti il calcolo di S sono riportate all'interno della Sezione A.1.3.

Il termine di distruzione della viscosità turbolenta (Y_ν) è definito come

$$Y_\nu = C_{w1}\rho f_w \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 \quad (\text{A.37})$$

Il termine f_w è dato da

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad (\text{A.38})$$

$$g = r + C_{w2} (r^6 - r) \quad (\text{A.39})$$

$$r = \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S} \kappa^2 d^2} \quad (\text{A.40})$$

Nelle espressioni precedenti \tilde{S} è calcolata utilizzando l'Equazione A.35. I termini C_{w1} , C_{w2} e C_{w3} sono delle costanti. In particolar modo si ha che C_{w1} è dato da

$$C_{w1} = \frac{C_{b1}}{\kappa^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \quad (\text{A.41})$$

Le simulazioni con il modello SA su ANSYS Fluent sono state svolte imponendo i valori di default per le costanti C_{b1} (= 0.1355), C_{b2} (= 0.622), C_{v1} (= 7.1), C_{w2} (= 0.3) e C_{w3} (= 2).

A.1.3 Spalart-Allmaras con *Curvature Correction* (SA-RC)

La curvatura delle linee di flusso e la rotazione del sistema di riferimento costituiscono dei fattori che assumono particolare rilevanza in molti flussi turbolenti di interesse pratico. Nonostante ciò, diversi modelli di turbolenza risultano insensibili nei confronti di questi aspetti. Uno di questi è il modello Spalart-Allmaras (SA), descritto all'interno della Sezione A.1.2. Tale modello può - tuttavia - essere modificato attraverso l'inclusione della cosiddetta *Rotation/Curvature Correction* (RC) in modo da alleviare le problematiche di insensibilità precedentemente citate. Il modello di turbolenza risultante viene indicato con l'acronimo SA-RC.

La correzione implementata all'interno di ANSYS Fluent per il modello SA è quella proposta da Spalart e Shur [37]. Essa è basata sull'introduzione della funzione empirica

$$f_{rotation} = (1 + c_{r1}) \frac{2r^*}{1 + r^*} \left[1 - c_{r3} \tan^{-1}(c_{r2} \tilde{r}) \right] - c_{r1} \quad (\text{A.42})$$

Il termine di produzione del modello originale viene moltiplicato per f_r , con

$$f_r = \max \left[0, 1 + C_{curv} \left(\tilde{f}_r - 1 \right) \right] \quad (\text{A.43})$$

$$\tilde{f}_r = \max [\min (f_{rotation}, 1.25), 0] \quad (\text{A.44})$$

La funzione empirica ($f_{rotation}$) viene limitata tra 0 (curvatura convessa, diminuzione della turbolenza) e 1.25 (curvatura concava, aumento della turbolenza). Il limite inferiore è stato introdotto per motivi

legati alla stabilità numerica mentre il limite superiore ha la funzione di evitare l'eccessiva produzione della viscosità. L'intensità della correzione è modificabile variando il parametro C_{curv} .

I vari termini presenti all'interno delle equazioni precedenti sono ricavati dalle espressioni

$$r^* = \frac{S}{\Omega} \quad (\text{A.45})$$

$$\tilde{r} = 2\Omega_{ik}S_{jk} \left[\frac{DS_{ij}}{Dt} + (\varepsilon_{imn}S_{jn} + \varepsilon_{jmn}S_{in})\Omega_m^{rot} \right] \frac{1}{\tilde{D}} \quad (\text{A.46})$$

Il termine Ω_m^{rot} è utilizzato solamente se il sistema di riferimento adottato sta ruotando.

DS_{ij}/Dt rappresenta i componenti della derivata materiale del tensore S_{ij} , ovvero

$$\frac{DS_{ij}}{Dt} = \frac{\partial S_{ij}}{\partial t} + u_k \frac{\partial S_{ij}}{\partial x_k} \quad (\text{A.47})$$

I tensori S_{ij} e Ω_{ik} sono definiti come

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{A.48})$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + 2\varepsilon_{mji}\Omega_m^{rot} \quad (\text{A.49})$$

con

$$S^2 = 2S_{ij}S_{ij} \quad (\text{A.50})$$

$$\Omega^2 = 2\Omega_{ij}\Omega_{ij} \quad (\text{A.51})$$

Il denominatore \tilde{D} che compare nell'Equazione A.46 per il modello SA assume la forma

$$\tilde{D} = D^4 \quad (\text{A.52})$$

$$D^2 = \frac{1}{2} (S^2 - \Omega^2) \quad (\text{A.53})$$

Oltre alla *Curvature Correction* esiste un'ulteriore correzione per il modello SA implementata all'interno di ANSYS Fluent, riguardante la produzione della viscosità turbolenta. Il termine di produzione G_ν per il modello SA si ricava sfruttando le Equazioni A.34, A.35 e A.36. La misura scalare S presente all'interno dell'Equazione A.35 viene solitamente calcolata basandosi sull'espressione originale (proposta dagli autori del modello di turbolenza), secondo la quale

$$S = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (\text{A.54})$$

dove Ω_{ij} è il tensore definito come

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{A.55})$$

Tale formulazione tende a causare la predizione di valori eccessivi per la viscosità, in particolar modo nelle strutture vorticosi. Un'espressione alternativa per S è stata proposta da Dacles-Mariani *et al.* [38] e comprende al suo interno dei termini legati sia al tensore Ω_{ij} , sia al tensore S_{ij}

$$S = |\Omega_{ij}| + C_{prod} \min(0, |S_{ij}| - |\Omega_{ij}|) \quad (\text{A.56})$$

dove

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (\text{A.57})$$

$$|\Omega_{ij}| = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (\text{A.58})$$

$$|S_{ij}| = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (\text{A.59})$$

L'inclusione di entrambi i tensori Ω_{ij} e S_{ij} all'interno dell'espressione di S consente di ridurre la viscosità nelle regioni in cui la misura della vorticità supera quella della velocità di deformazione.

Le simulazioni con il modello SA-RC su ANSYS Fluent sono state svolte adottando l'espressione alternativa per S e imponendo i valori di default per le costanti c_{r1} (= 1), c_{r2} (= 12), c_{r3} (= 1), C_{curv} (= 1) e C_{prod} (= 2).

A.2 Risultati aggiuntivi

A.2.1 Distribuzioni

Le distribuzioni della velocità assiale (lungo la direzione x) in prossimità dell'AIP (*Aerodynamic Interface Plane*) per i 3 Casi analizzati sono riportate nelle Figure A.1, A.2 e A.3. La velocità è definita positiva se si sviluppa lungo la direzione positiva dell'asse x . Si può vedere l'influenza dei vortici e delle separazioni del flusso nelle simulazioni eseguite adottando i vari modelli di turbolenza.

Le distribuzioni della velocità circonferenziale in prossimità dell'AIP per i 3 Casi analizzati sono riportate nelle Figure A.4, A.5 e A.6. La velocità è definita positiva se si sviluppa lungo la direzione con θ crescente. θ è la coordinata angolare misurata rispetto all'asse di rotazione x seguendo la regola della mano destra.

A.2.2 Strutture vorticose

Le visualizzazioni delle strutture vorticose sono state ottenute imponendo un valore del cosiddetto $Q - Criterion$ pari a 5.4282×10^{-6} per i Casi 1 e 2 ed un valore pari a 2.7772×10^{-4} per il Caso 3.

Per i Casi 1 (Figure A.7, A.8, A.9) e 2 (Figure A.10, A.11, A.12) è possibile osservare come tutti i modelli di turbolenza siano in grado di predire il vortice a terra ingerito all'interno del modello di presa dinamica.

La situazione cambia se si considera il Caso 3 (Figure A.13, A.14, A.15). Solamente il modello SA sembra predire la presenza di un vortice a terra ben definito. Le visualizzazioni ottenute con gli altri modelli evidenziano la presenza di varie strutture vorticose a terra localizzate più a valle rispetto all'ingresso del dominio computazionale.

A.2.3 Vortici secondari

Le linee di flusso ingerite all'interno del modello di presa dinamica sono state tracciate partendo da 200 punti equispaziati appartenenti all'AIP in modo da individuare la presenza di vortici secondari nelle varie simulazioni.

Per il Caso 1 (Figure A.16, A.17, A.18) le visualizzazioni delle linee di flusso evidenziano la presenza di un vortice secondario all'interno della zona di scia. È possibile osservare come quest'ultimo risulti particolarmente sviluppato in lunghezza nelle simulazioni svolte con il modello di turbolenza SA-RC.

La situazione cambia se si considera il Caso 2 (Figure A.19, A.20, A.21). In questo Caso le linee di flusso per il modello SA-RC non indicano la presenza di un vortice secondario. Il modello $k-\omega$ SST sembra predirne uno, seppur di dimensioni ridotte. Per quanto riguarda il modello SA le poche linee di flusso a valle rispetto alla presa dinamica non possono essere considerate indicative della presenza di strutture vorticose di questo tipo.

Per il Caso 3 (Figure A.22, A.23, A.24) il modello SA-RC è l'unico che sembra essere in grado di predire la presenza di un vortice secondario. Anche in questo caso le dimensioni risultano nettamente inferiori rispetto a quanto rilevato per il Caso 1.

A. APPENDICE

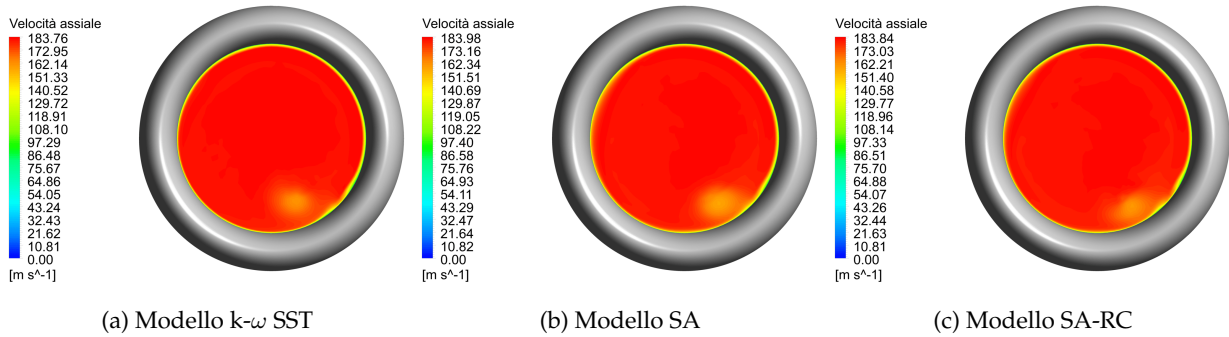


Figura A.1: Velocità assiale all'AIP, Caso 1, griglia computazionale *Medium*

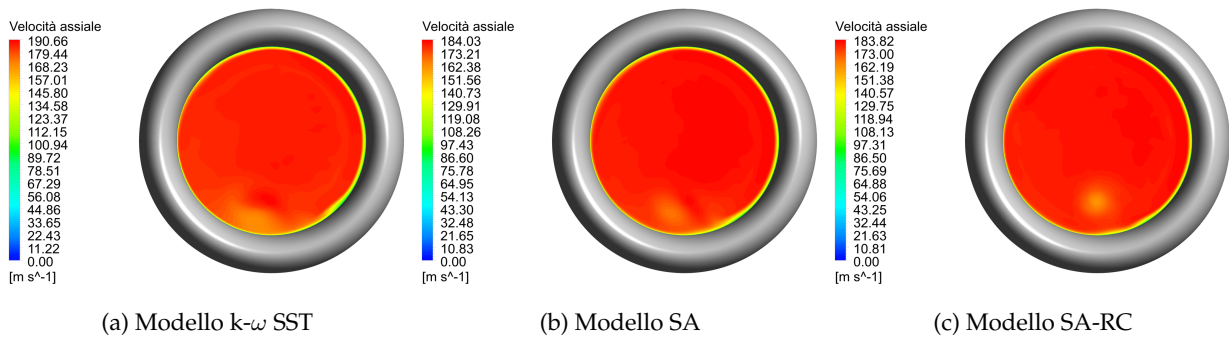


Figura A.2: Velocità assiale all'AIP, Caso 2, griglia computazionale *Medium*

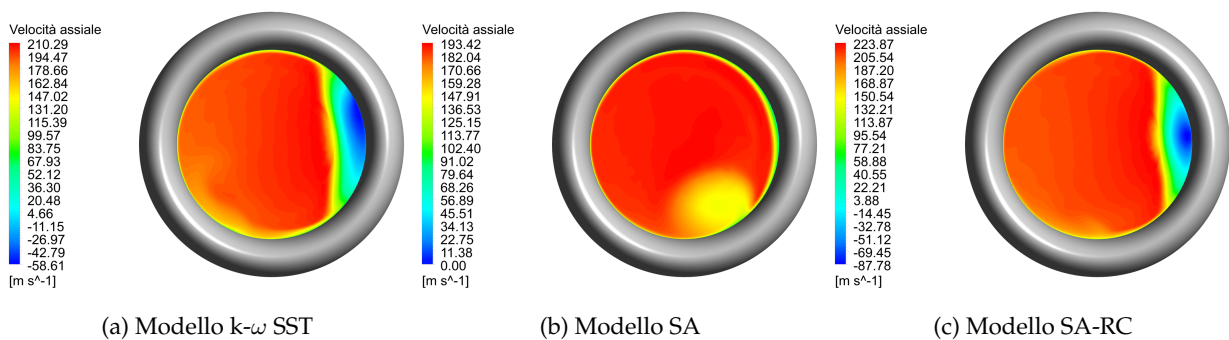


Figura A.3: Velocità assiale all'AIP, Caso 3, griglia computazionale *Medium*

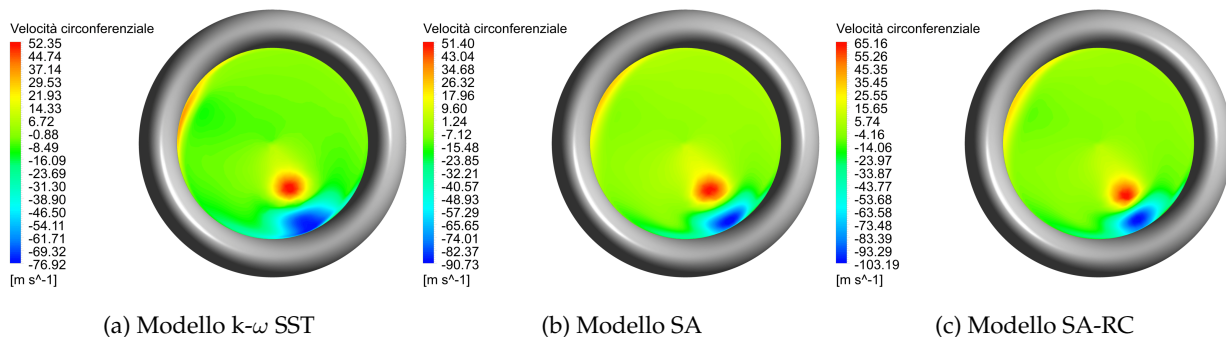


Figura A.4: Velocità circonferenziale all'AIP, Caso 1, griglia computazionale *Medium*

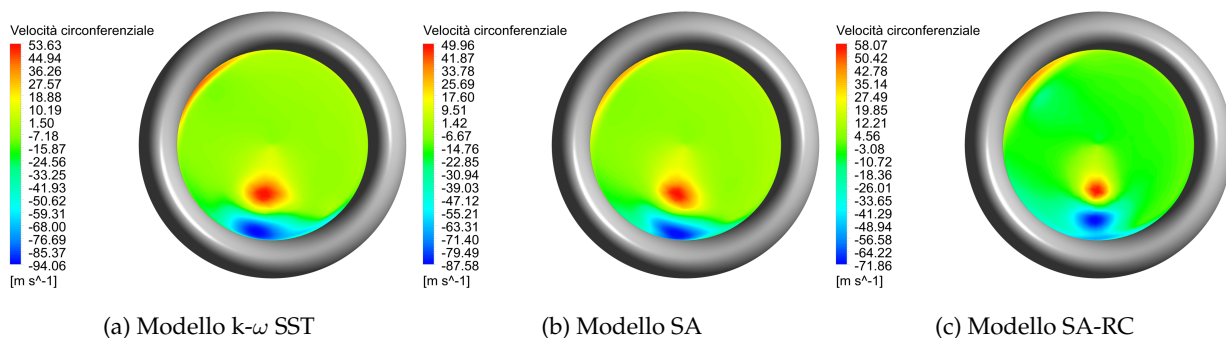


Figura A.5: Velocità circonferenziale all'AIP, Caso 2, griglia computazionale *Medium*

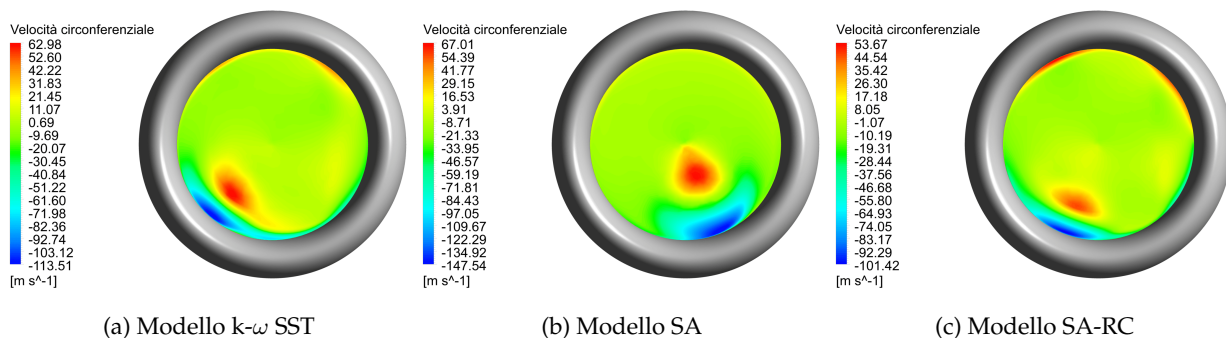


Figura A.6: Velocità circonferenziale all'AIP, Caso 3, griglia computazionale *Medium*

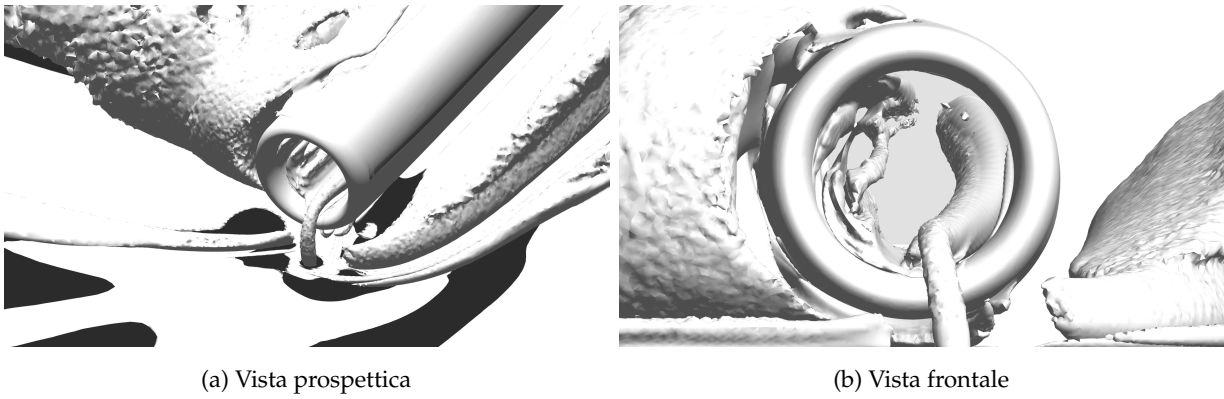


Figura A.7: Strutture vorticosi, Caso 1, griglia computazionale *Medium*, Modello $k-\omega$ SST

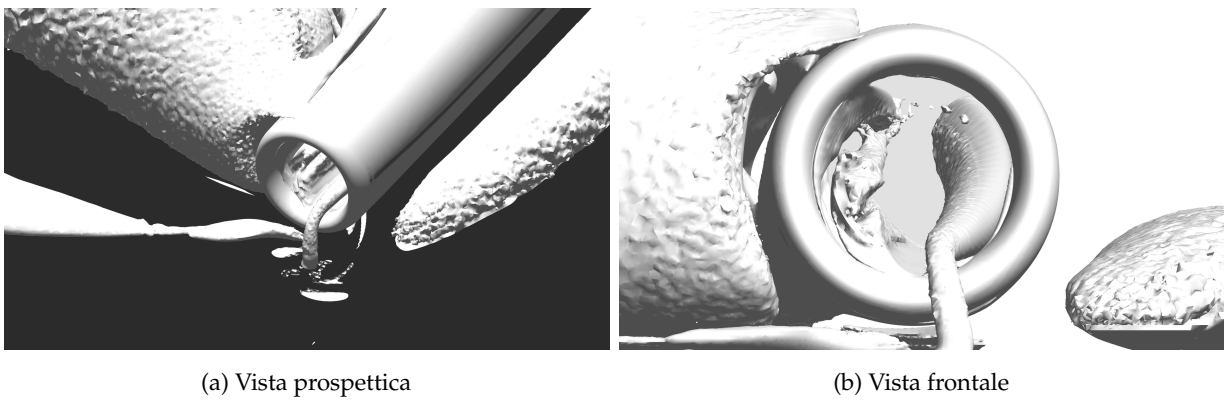


Figura A.8: Strutture vorticosi, Caso 1, griglia computazionale *Medium*, Modello SA

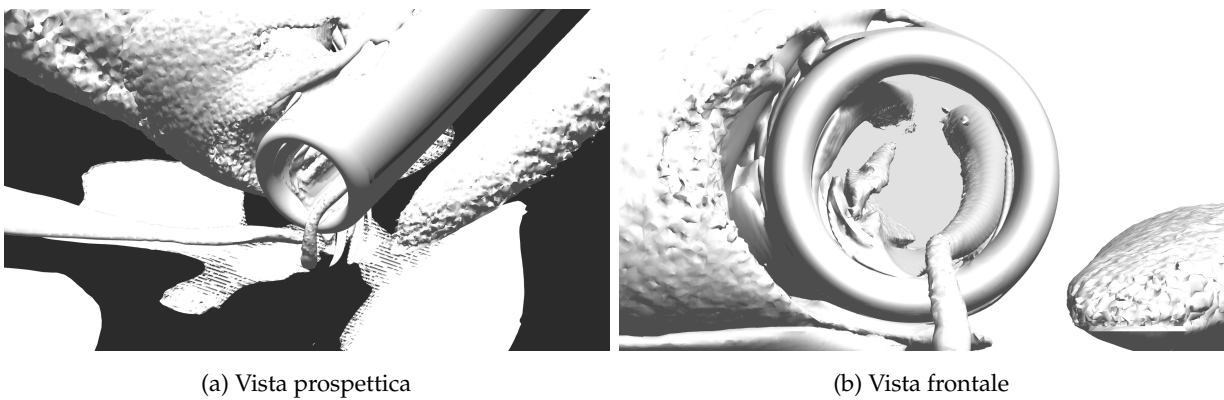


Figura A.9: Strutture vorticosi, Caso 1, griglia computazionale *Medium*, Modello SA-RC

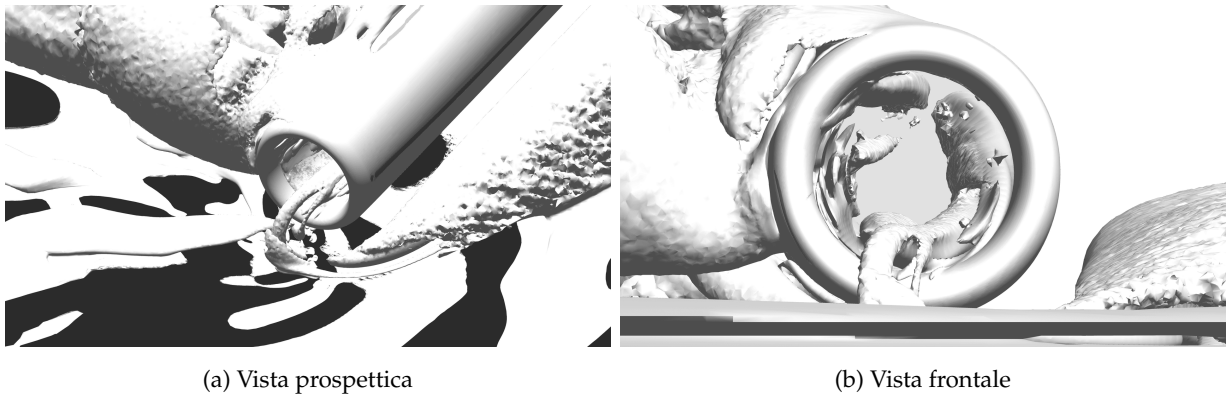


Figura A.10: Strutture vorticosi, Caso 2, griglia computazionale *Medium*, Modello $k-\omega$ SST

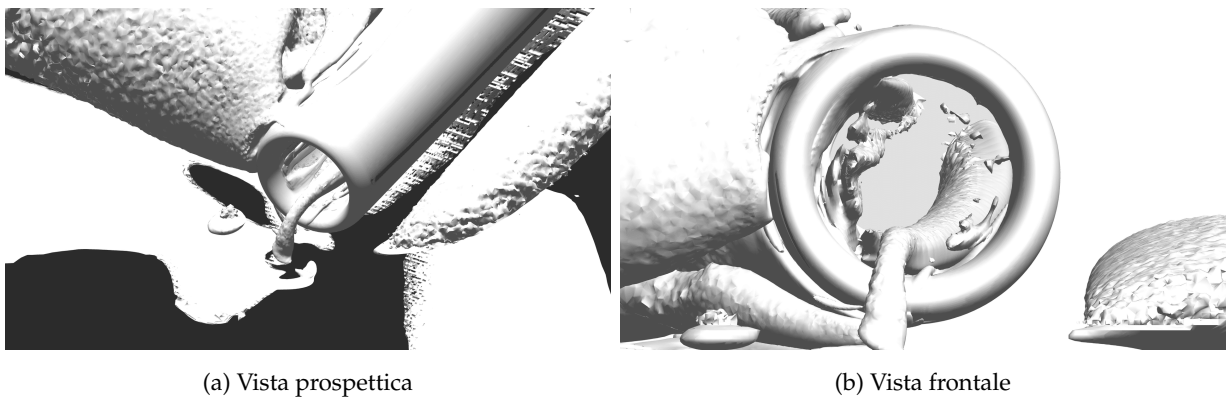


Figura A.11: Strutture vorticosi, Caso 2, griglia computazionale *Medium*, Modello SA

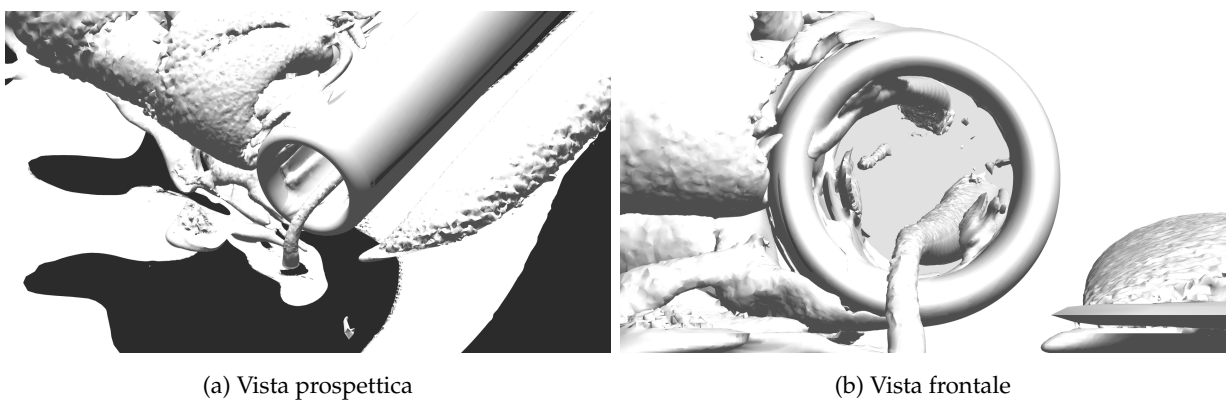


Figura A.12: Strutture vorticosi, Caso 2, griglia computazionale *Medium*, Modello SA-RC

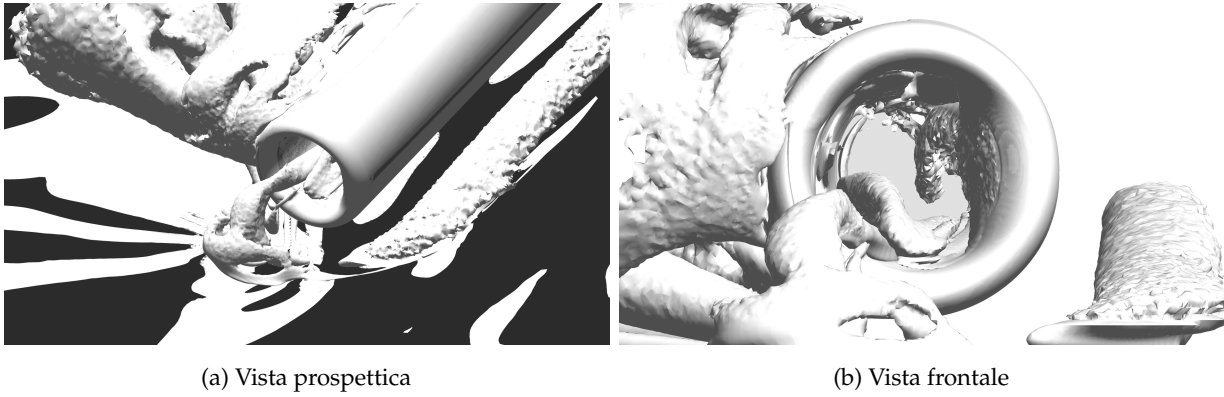


Figura A.13: Strutture vorticosi, Caso 3, griglia computazionale *Medium*, Modello $k-\omega$ SST

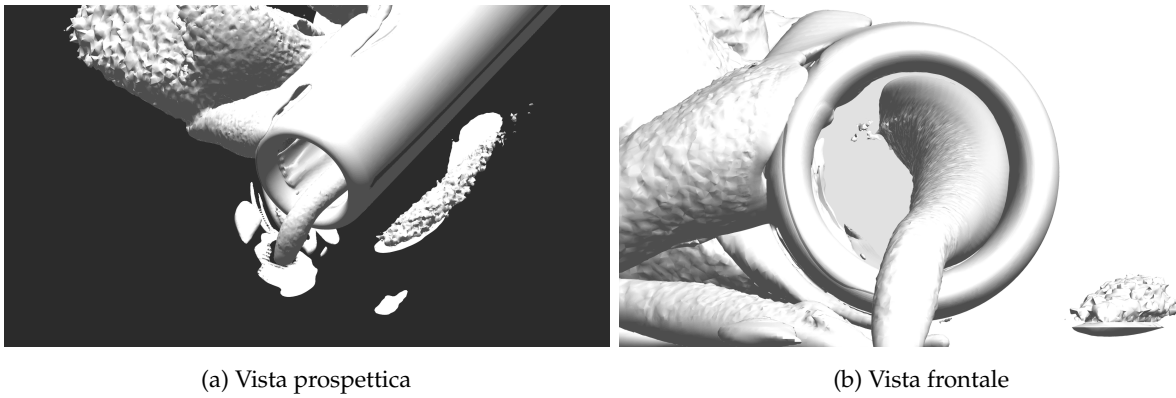


Figura A.14: Strutture vorticosi, Caso 3, griglia computazionale *Medium*, Modello SA

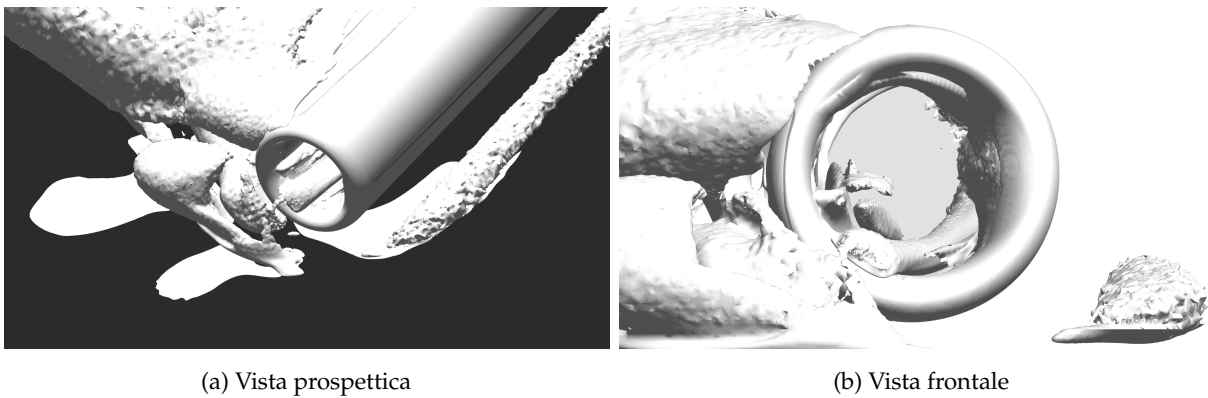
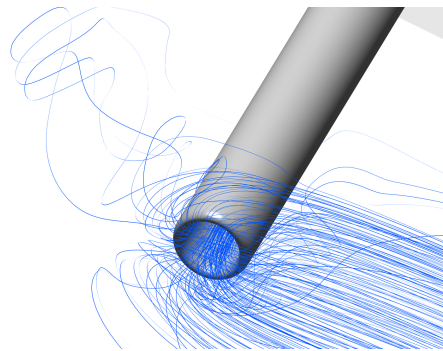
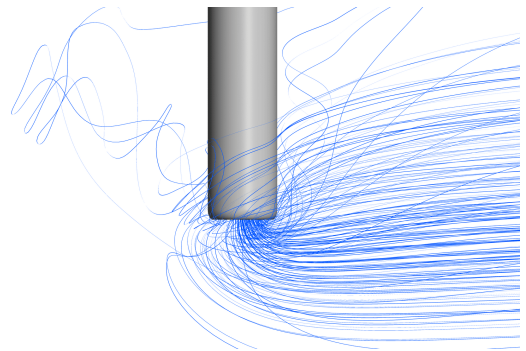


Figura A.15: Strutture vorticosi, Caso 3, griglia computazionale *Medium*, Modello SA-RC

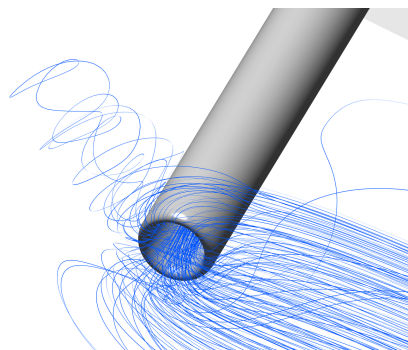


(a) Vista prospettica

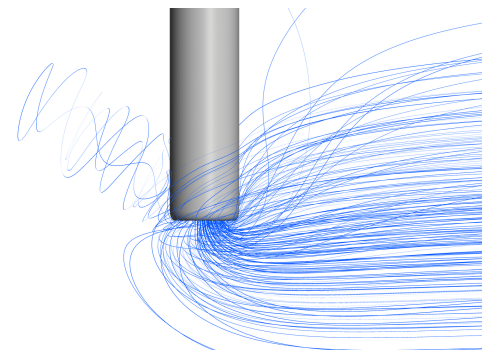


(b) Vista dall'alto

Figura A.16: Linee di flusso, Caso 1, griglia computazionale *Medium*, Modello $k-\omega$ SST

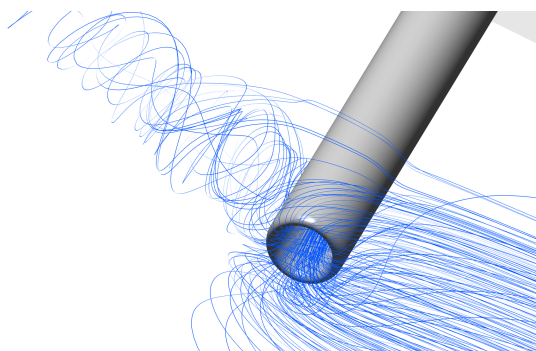


(a) Vista prospettica

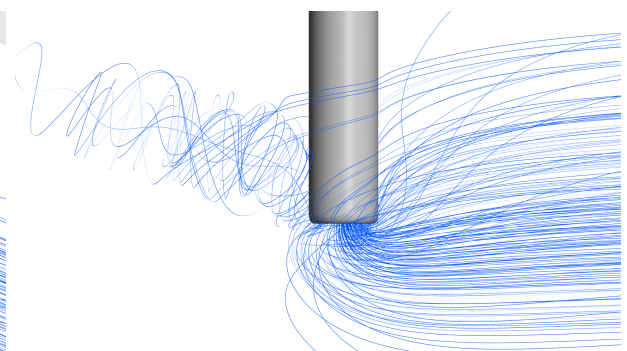


(b) Vista dall'alto

Figura A.17: Linee di flusso, Caso 1, griglia computazionale *Medium*, Modello SA

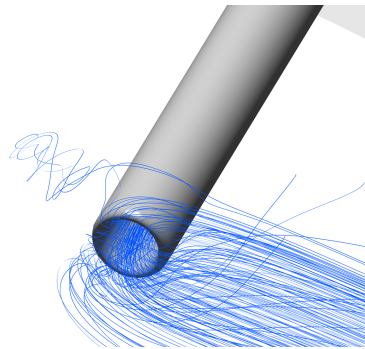


(a) Vista prospettica

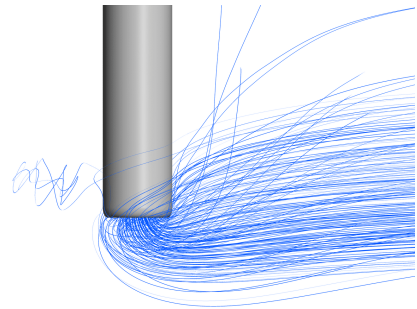


(b) Vista dall'alto

Figura A.18: Linee di flusso, Caso 1, griglia computazionale *Medium*, Modello SA-RC

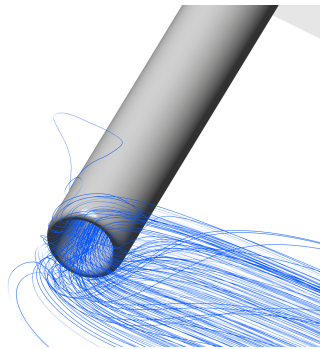


(a) Vista prospettica

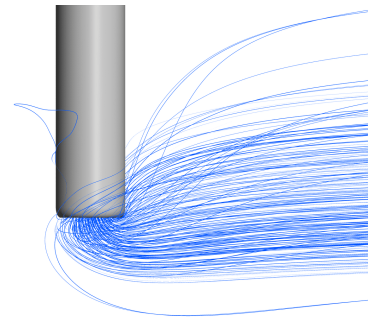


(b) Vista dall'alto

Figura A.19: Linee di flusso, Caso 2, griglia computazionale *Medium*, Modello $k-\omega$ SST

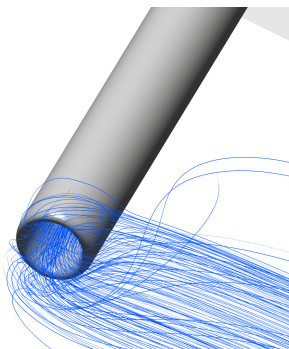


(a) Vista prospettica

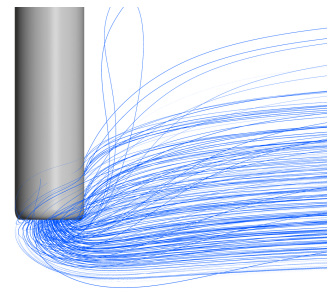


(b) Vista dall'alto

Figura A.20: Linee di flusso, Caso 2, griglia computazionale *Medium*, Modello SA

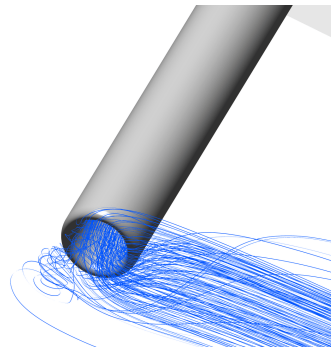


(a) Vista prospettica

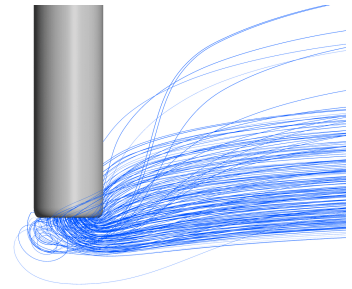


(b) Vista dall'alto

Figura A.21: Linee di flusso, Caso 2, griglia computazionale *Medium*, Modello SA-RC

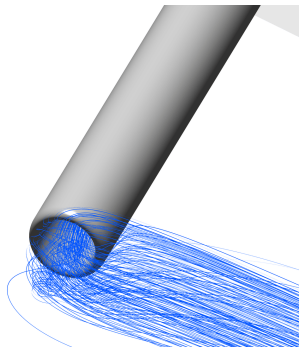


(a) Vista prospettica

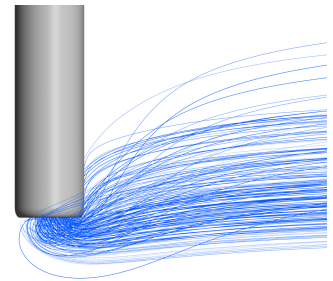


(b) Vista dall'alto

Figura A.22: Linee di flusso, Caso 3, griglia computazionale *Medium*, Modello $k-\omega$ SST

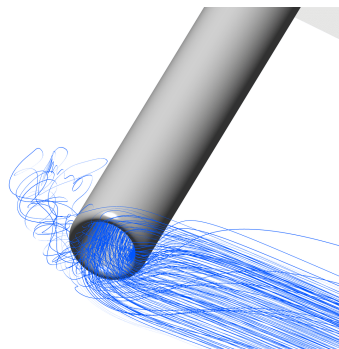


(a) Vista prospettica

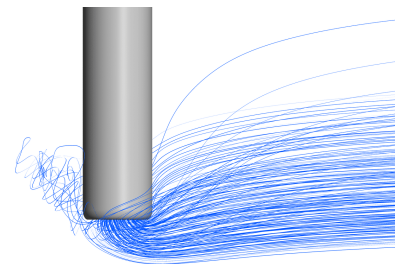


(b) Vista dall'alto

Figura A.23: Linee di flusso, Caso 3, griglia computazionale *Medium*, Modello SA



(a) Vista prospettica



(b) Vista dall'alto

Figura A.24: Linee di flusso, Caso 3, griglia computazionale *Medium*, Modello SA-RC

BIBLIOGRAFIA

- [1] J. F. Campbell e J. R. Chambers, *Patterns in the sky: Natural Visualization of Aircraft Flow Fields*. NASA Langley Research Center, 1994, NASA-SP-514.
- [2] D. E. Glenny e N. G. T. E. Pyestock, "Ingestion of Debris into Intakes by Vortex Action", Ministry of Technology, Aeronautical Research Council, rapp. tecn. C.P. No. 1114, dic. 1968.
- [3] C. Johns, "The Aircraft Engine Inlet Vortex Problem", in *AIAA's Aircraft Technology, Integration and Operations (ATIO) 2002 Technical Forum*, AIAA, ott. 2002. DOI: 10.2514/6.2002-5894.
- [4] D. Motycka, W. A. Walter e G. L. Muller, "An analytical and experimental study of inlet ground vortices", in *9th Propulsion Conference*, AIAA, ago. 1973. DOI: 10.2514/6.1973-1313.
- [5] D. Motycka, "Ground Vortex-Limit to Engine/Reverser Operation", *Journal of Engineering for Power*, vol. 98, n. 2, 258-263, apr. 1976, ISSN: 0022-0825. DOI: 10.1115/1.3446157.
- [6] W. Zhang, S. Stapelfeldt e M. Vahdati, "Influence of the inlet distortion on fan stall margin at different rotational speeds", *Aerospace Science and Technology*, vol. 98, 2020, ISSN: 1270-9638. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105668.
- [7] F. C. Barbosa, "Ultra High Bypass Ratio Engine Technology Review - The Efficiency Frontier for the Turbofan Propulsion", in *SAE Technical Paper Series*, SAE International, feb. 2022. DOI: 10.4271/2021-36-0032.
- [8] J. S. Green, "Forced Response of a Large Civil Fan Assembly", ser. Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, vol. Volume 5: Structures and Dynamics, Parts A and B, giu. 2008, pp. 685-692. DOI: 10.1115/GT2008-50319.
- [9] T. Berthelon, A. Dugeai, J. Langridge e F. Thouverez, "Analysis of Vortex Ingestion Impact on the Dynamic Response of the Fan in Resonance Condition", in *Volume 7A: Structures and Dynamics*, American Society of Mechanical Engineers, giu. 2019. DOI: 10.1115/gt2019-90939.
- [10] *5th AIAA Propulsion Aerodynamic Workshop 2020*, 2020. indirizzo: https://paw.larc.nasa.gov/wp-content/uploads/sites/83/2020/08/PAW5_Inlet_Participant_Guide.pdf.
- [11] L. A. Rodert e F. B. Garrett, "Ingestion of foreign objects into turbine engines by vortices", NACA, rapp. tecn. TN 3330, feb. 1955.
- [12] H. J. Klein, "Vortex Inhibitor for Aircraft Jet Engines", brev. 2,915,262, dic. 1959.
- [13] F. De Siervi, "A Flow Visualization Study of the Inlet Vortex Phenomenon", tesi di laurea mag., Massachusetts Institute of Technology, lug. 1981.
- [14] F. De Siervi, H. C. Viguiet, E. M. Greitzer e C. S. Tan, "Mechanisms of inlet-vortex formation", *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 124, n. 1, pp. 173-207, nov. 1982, ISSN: 1469-7645. DOI: 10.1017/s0022112082002456.
- [15] W. Liu, E. M. Greitzer e C. S. Tan, "Surface Static Pressures in an Inlet Vortex Flow Field", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 107, n. 2, pp. 387-393, apr. 1985, ISSN: 0742-4795. DOI: 10.1115/1.3239738.

BIBLIOGRAFIA

- [16] S. Brix, G. Neuwerth e D. Jacob, "The inlet-vortex system of jet engines operating near the ground", in *18th Applied Aerodynamics Conference*, American Institute of Aeronautics e Astronautics, ago. 2000. DOI: 10.2514/6.2000-3998.
- [17] A. Nakayama e J. R. Jones, "Correlation for Formation of Inlet Vortex", *AIAA Journal*, vol. 37, n. 4, 508-510, apr. 1999, ISSN: 1533-385X. DOI: 10.2514/2.743.
- [18] L. G. Trapp e R. da Motta Girardi, "Crosswind Effects on Engine Inlets: The Inlet Vortex", *Journal of Aircraft*, vol. 47, n. 2, pp. 577-590, mar. 2010, ISSN: 1533-3868. DOI: 10.2514/1.45743.
- [19] L. Tourrette, "Navier-Stokes Simulations of Air-Intakes in Crosswind Using Local Preconditioning", in *32nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, AIAA, giu. 2002. DOI: 10.2514/6.2002-2739.
- [20] A. Secareanu, D. Moroianu, A. Karlsson e L. Fuchs, "Experimental and Numerical Study of Ground Vortex Interaction in an Air-Intake", in *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. gen. 2005. DOI: 10.2514/6.2005-1206.
- [21] Y. Yadlin e A. Shmilovich, "Simulation of Vortex Flows for Airplanes in Ground Operations", gen. 2006, ISBN: 978-1-62410-039-0. DOI: 10.2514/6.2006-56.
- [22] L. Rehby, "Jet Engine Ground Vortex Studies", tesi di dott., Cranfield University, 2007.
- [23] M. Jermy e W. H. Ho, "Location of the vortex formation threshold at suction inlets near ground planes by computational fluid dynamics simulation", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 222, n. 3, pp. 393-402, mar. 2008, ISSN: 2041-3025. DOI: 10.1243/09544100jaero265.
- [24] S. Zantopp, D. MacManus e J. Murphy, "Computational and experimental study of intake ground vortices", *The Aeronautical Journal*, vol. 114, n. 1162, 769-784, dic. 2010. DOI: 10.1017/S0001924000004255.
- [25] N. Mishra, D. MacManus e J. Murphy, "Intake ground vortex characteristics", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 226, n. 11, 1387-1400, dic. 2011, ISSN: 2041-3025. DOI: 10.1177/0954410011424092.
- [26] N. R. Horvath, "Inlet Vortex Formation Under Crosswind Conditions", tesi di dott., Worcester Polytechnic Institute, apr. 2013.
- [27] J. Chen, Y. Wu, O. Hua e A. Wang, "Research on the ground vortex and inlet flow field under the ground crosswind condition", *Aerospace Science and Technology*, vol. 115, ago. 2021, ISSN: 1270-9638. DOI: 10.1016/j.ast.2021.106772.
- [28] A. F. Ribeiro, "Unsteady Analysis of Ground Vortex Ingestion with LBM-VLES", in *AIAA SciTech 2022 Forum*, AIAA, gen. 2022. DOI: 10.2514/6.2022-0224.
- [29] C. J. DeBardelaben e K. Sreenivas, "Effect of Farfield Boundary on Simulations of the Inlet in Crossflow", in *AIAA SciTech 2022 Forum*, AIAA, gen. 2022. DOI: 10.2514/6.2022-1251.
- [30] L. G. Trapp, K. C. de Morais, D. F. Abreu e L. Tobaldini Neto, "Comparison of CFD Ground Vortex Results with the 5th PAW Intake near the Ground Experiment", in *AIAA SciTech 2022 Forum*, AIAA, gen. 2022. DOI: 10.2514/6.2022-0223.
- [31] A. S. Potturi, O. Perroomian e P. Batten, "Computational Analysis of an Inlet Ground Vortex Test Case using CFD++", in *AIAA SciTech 2022 Forum*, AIAA, gen. 2022. DOI: 10.2514/6.2022-1252.

- [32] J. P. Murphy, "Intake Ground Vortex Aerodynamics", tesi di dott., Cranfield University, dic. 2008.
- [33] V. Y. T. Chennuru, "Numerical investigation of the ground vortex ingestion into the intake under crosswind", tesi di dott., Université de Liège, 2022.
- [34] *8'x6' Wind Tunnel*, Cranfield University. indirizzo: <https://www.cranfield.ac.uk/facilities/8x6-wind-tunnel>.
- [35] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications", *AIAA Journal*, vol. 32, n. 8, 1598–1605, ago. 1994, ISSN: 1533-385X. DOI: 10.2514/3.12149.
- [36] P. R. Spalart e S. R. Allmaras, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", *La Recherche Aéronautique*, n. 1, pp. 5–21, 1994.
- [37] P. Spalart e M. Shur, "On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature", *Aerospace Science and Technology*, vol. 1, n. 5, 297–302, lug. 1997, ISSN: 1270-9638. DOI: 10.1016/s1270-9638(97)90051-1.
- [38] J. Dacles-Mariani, G. G. Zilliac, J. S. Chow e P. Bradshaw, "Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field", *AIAA Journal*, vol. 33, n. 9, 1561–1568, set. 1995, ISSN: 1533-385X. DOI: 10.2514/3.12826.

