



**Politecnico
di Torino**

POLITECNICO DI TORINO

Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

**SET-UP ED ANALISI
FLUIDODINAMICO-NUMERICA PER UNA PALA
DI NUOVA CONCEZIONE**

Relatori

Prof. Piero GILI

Ing. Angelo LERRO

Candidato

Vincenzo MODICA

Aprile 2022

Sommario

In questa tesi verrà svolto un lavoro di analisi fluidodinamica sul progetto iniziale della pala di un'elica fornito dall'azienda "DH Aerospace Industry s.r.l.". Il processo di analisi utilizzando codici di calcolo, richiede la presenza di una fase di validazione del codice, al fine di valutare i parametri di set-up da impostare per ottenere la miglior accuratezza di risultato possibile.

Nel capitolo 1 é presente una breve introduzione sulle caratteristiche principali della pala sperimentale, come ad esempio dati geometrici e condizioni operative. Viene anche effettuata una descrizione generale sui sistemi propulsivi ad elica, ponendo l'attenzione sul calcolo delle performance e sulla definizione delle grandezze e dei coefficienti che verranno utilizzati nel corso della trattazione.

Nel capitolo 2 viene effettuata un'analisi CFD preliminare sulla pala, utilizzando il codice di calcolo implementato nel software Star-CCM+, e ricavando le impostazioni di set-up del codice dalla bibliografia. Viene fornita un'*overview* generale delle sue potenzialità e del funzionamento, con particolari riferimenti ai *tools* che torneranno utili per l'analisi aerodinamica della pala sperimentale. In questa fase l'obiettivo é quello di ottenere informazioni di massima sulle prestazioni dell'elica (spinta, coppia e rendimento), e ricercare il calettamento della pala corretto che garantisce le prestazioni migliori. Analizzando dettagliatamente i risultati ottenuti si pone l'attenzione su zone della pala che possono essere causa di perdita di prestazioni, quali ad esempio zone di flusso separato.

Nel capitolo 3 si procede alla validazione del codice di calcolo CFD, implementato nel software Star-CCM+. Viene descritta la pala di riferimento, utilizzata appunto per la validazione del codice, concentrandosi sulla realizzazione del modello CAD. Viene successivamente descritto il flusso di ottimizzazione delle impostazioni di setup del software per l'analisi CFD. In questo modo, effettuando il confronto dei risultati ottenuti con i dati sperimentali disponibili per la pala di riferimento, si verifica quale sia il setup del codice in termini di mesh, condizioni al contorno, condizioni iniziali, modello di turbolenza, dimensione del dominio (per citarne alcuni) che restituisce risultati piú accurati. Questi parametri di setup verranno poi utilizzati per l'analisi CFD della pala sperimentale.

Nel capitolo 4 vengono presentati i risultati aggiornati dell'analisi CFD sulla pala sperimentale, utilizzando il set-up ottimale ottenuto nel capitolo 3.

Nel capitolo 5, al fine di dettagliare maggiormente l'analisi aerodinamica della pala sperimentale, viene eseguita un'analisi 2D sui profili prelevati a diverse stazioni lungo il raggio. Per questo tipo di analisi viene utilizzato il software *X-Foil*; anche in questo caso si riporta una descrizione delle sue potenzialità e funzionamento, e viene effettuato un processo di validazione con un profilo alare noto. Dai risultati ottenuti per i vari profili si procede al calcolo delle prestazioni secondo la teoria generale dell'elemento di pala e si fornisce un'ottimizzazione teorica della geometria della pala, in modo da massimizzare il rendimento per un fissato rapporto di avanzamento.

Ringraziamenti

Sembra che questo momento sia arrivato, non é mai facile fermarsi un attimo, ripensare a questi anni passati e a tutte le persone che mi hanno aiutato e supportato e scrivere queste poche righe, almeno per me.

Non riesco ancora a realizzare di essere arrivato alla fine di questo percorso, ma so che quando me ne renderó conto non mancherà sicuramente un pó di nostalgia per tutto quello che sono stati questi anni, ricchi di sacrifici sicuramente, ma anche di momenti che sarà veramente difficile per me dimenticare.

Desidero ringraziare innanzitutto l'Ing. Angelo Lerro, che mi ha assistito durante la produzione di questo elaborato dove non sono mancati di certo momenti difficili, ma grazie al suo, sempre presente supporto sono stati superati; se posso considerarmi soddisfatto al termine di questo lavoro e migliorato, anche solo dal punto di vista dell'approccio ad un problema, parte del merito é sicuramente suo. Vorrei anche ringraziare il Prof. Piero Gili per la sua disponibilità a fornire un parere sempre esperto quando c'è stato bisogno, e l'Ing. Gaetano Visco e la "DH Aerospace Industry s.r.l." per avermi dato la possibilità di toccare con mano la realtà aziendale ed avermi offerto il supporto necessario a completare questo lavoro.

Passando al lato piú personale é invece doveroso ringraziare Francesca che mi é stata accanto per tutto il percorso universitario, nei momenti felici ed anche in quelli difficili, sopportandomi e supportandomi soprattutto in quest'ultimo periodo, dove mi ha dato la forza per non mollare anche negli attimi di sconforto, immagino che non deve essere stato facile, ma sappi che farei lo stesso. Un grazie particolare va anche a Sebastiano, che non ha mai ben capito quello che facevo, ma era sempre pronto a darmi supporto, ed a tutti gli amici con cui ho trascorso questi ultimi due anni "lontano" dall'università per essere sempre pronti ad offrirmi un doveroso momento di svago. A tutti gli amici che mi hanno accompagnato invece durante questi anni universitari vorrei dire che sono stati una parte fondamentale del mio percorso, e spero che il futuro possa far incrociare nuovamente le nostre strade.

Infine vorrei dire un enorme grazie ai miei genitori, soprattutto per aver permesso e sostenuto i miei studi; forse spesso non riesco ad esprimere la mia riconoscenza nei loro confronti per ciò che fanno per me, ma vorrei che sapessero che gli sono molto grato e spero di renderli fieri di quello che un giorno saró diventato grazie ai loro insegnamenti. Vorrei anche ringraziare in generale tutta la mia famiglia sempre pronta a festeggiare un traguardo e fornirmi supporto adeguato quando ne ho bisogno.

Non so ancora cosa mi riserverá il futuro, ma sono pronto a mettere in gioco tutto il mio impegno e determinazione per raggiungere i prossimi traguardi e superare gli ostacoli che la vita mi metterà davanti, sperando di poter sempre contare sul supporto delle persone care.

Indice

1	Introduzione	1
1.1	Caratteristiche e misura delle performance delle eliche	1
1.2	Presentazione della pala sperimentale oggetto dello studio	3
2	Analisi CFD preliminare della pala sperimentale	4
2.1	Il codice Star-CCM+	4
2.1.1	Discretizzazione dello spazio	4
2.1.2	Risoluzione delle equazioni del moto	9
2.1.3	Turbolenza	12
2.2	Definizione del dominio di analisi	14
2.3	Costruzione della <i>mesh</i>	15
2.4	Modello fisico e condizioni al contorno	18
2.5	Risultati ottenuti	20
2.6	Analisi CFD delle nuove configurazioni proposte	23
2.6.1	Ottimizzazione della mesh e del modello fisico	24
2.6.2	Risultati ottenuti	26
2.6.3	Modello di turbolenza	31
3	Validazione codice di calcolo CFD	35
3.1	Presentazione della pala di riferimento	35
3.1.1	Realizzazione modello CAD	35
3.2	Flusso di ottimizzazione delle impostazioni di set-up del codice Star-CCM+	37
3.2.1	Modello di set-up iniziale	37
3.2.2	Modifica larghezza della regione rotante	41
3.2.3	<i>Mesh refinement study</i> su modello $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$	47
3.2.4	Test su variazione del rapporto di funzionamento	48
4	Calcolo prestazioni della pala sperimentale con set-up di ottimo	51
4.1	Generazione del dominio e della <i>mesh</i> di ottimo per la pala sperimentale	52
4.2	Risultati ottenuti	53
5	Analisi 2D della pala sperimentale	58
5.1	Il codice X-Foil	58
5.1.1	Formulazione non viscosa	58
5.1.2	Formulazione viscosa	59
5.1.3	Formulazione inversa e utilizzo di X-Foil	60
5.2	Validazione del codice X-Foil	61
5.2.1	Setup del codice	61
5.2.2	Risultati ottenuti	61
5.3	Profili 2D della pala sperimentale	62
5.4	Risultati ottenuti	63
5.4.1	Calcolo prestazioni	66
5.5	Ricerca della configurazione di ottimo per la pala sperimentale	69
	Appendice A	72
	Appendice B	73

Elenco delle figure

1.1	Modello CAD della pala sperimentale	3
1.2	Profilo della pala sperimentale ad $r = 0.4m$	3
2.1	Esempio di regione e <i>boundary</i>	5
2.2	Esempi di <i>feature line</i> e <i>face</i>	5
2.3	Esempio di discretizzazione superficiale (particolare della superficie laterale di un condotto)	6
2.4	Esempi di celle di volume in Star-CCM+	6
2.5	Esempi di celle di volume in Star-CCM+	7
2.6	Esempi di divisione di un <i>boundary</i> in base agli spigoli	8
2.7	Esempio di interfacce	9
2.8	Cicli <i>fixed</i> del metodo <i>AMG</i> [1]	10
2.9	Dominio utilizzato per analisi CFD della pala sperimentale	16
2.10	<i>Mesh</i> sulle superfici <i>shaft</i> e <i>propeller</i>	17
2.11	<i>Feature curve</i> (in rosso) utilizzata sulla pala sperimentale e dettaglio della <i>mesh</i> al <i>tip</i>	17
2.12	<i>Prism layer</i> sulla sezione della pala a $z = 0.4m$	18
2.13	<i>Mesh</i> risultante sulla sezione a $z = 0.3m$ dopo l'applicazione dei controlli volumetrici	18
2.14	Andamento del parametro y^+ sulla pala sperimentale per l'analisi preliminare	19
2.15	Residui dell'analisi CFD preliminare della pala sperimentale	20
2.16	Coefficiente di pressione ottenuto dall'analisi preliminare sulla pala sperimentale	21
2.17	Piani intersecanti la pala sperimentale	21
2.18	Profili di velocità vettoriali sui piani intersecanti la pala sperimentale in analisi preliminare	22
2.19	Andamento delle streamline sulla pala sperimentale in analisi preliminare	23
2.20	Sezione della pala sperimentale al 75% del raggio in configurazione di analisi preliminare	23
2.21	Sezione della pala sperimentale al 75% del raggio per le due nuove configurazioni proposte	24
2.22	Visualizzazione della <i>mesh</i> di volume ottenuta sui piani normali all'asse \hat{x}_s ed \hat{y}_s e passanti per l'origine	25
2.23	Andamento del parametro y^+ sulla pala sperimentale per le due configurazioni studiate	25
2.24	Coefficiente di pressione ottenuto dall'analisi sulla configurazione ruotata di $\Delta\beta = 26^\circ$	26
2.25	Coefficiente di pressione ottenuto dall'analisi sulla configurazione ruotata di $\Delta\beta = 33^\circ$	26
2.26	Andamento delle streamline sulla pala sperimentale in configurazione ruotata di $\Delta\beta = 26^\circ$	27
2.27	Profili di velocità vettoriali sui piani intersecanti la pala sperimentale per la configurazione ruotata di $\Delta\beta = 26^\circ$	28
2.28	Profili di velocità vettoriali sui piani intersecanti la pala sperimentale per la configurazione ruotata di $\Delta\beta = 33^\circ$	29
2.29	Posizione del punto di arresto per le tre configurazioni studiate sul profilo a $z = 0.5 m$	30
2.30	Profili di velocità sul piano a $z = 0.8 m$ che evidenziano la presenza dell'onda d'urto	30

2.31	Residui e monitor delle prestazioni ottenuti dall'analisi dei diversi rapporti di funzionamento per la configurazione ruotata di $\Delta\beta = 26^\circ$	31
2.32	Andamento del coefficiente di spinta in funzione del rapporto di funzionamento per le due configurazioni studiate	32
2.33	Andamento del coefficiente di potenza in funzione del rapporto di funzionamento per le due configurazioni studiate	32
2.34	Andamento del rendimento in funzione del rapporto di funzionamento per le due configurazioni studiate	32
2.35	Confronto tra il modello di turbolenza $k - \omega$ e <i>Spalart-Allmaras</i> : visualizzazione della scia a valle della regione rotante	33
2.36	Confronto tra il modello di turbolenza $k - \omega$ e <i>Spalart-Allmaras</i> : visualizzazione della turbolenza sul profilo	34
3.1	Caratteristiche geometriche della pala di riferimento	36
3.2	Profili della pala di riferimento	36
3.3	Modello CAD della pala di riferimento	37
3.4	<i>Mesh</i> ottenuta sul dominio per l'analisi della pala di riferimento	38
3.5	Rifinitura applicata al <i>tip</i> della pala di riferimento	38
3.6	Residui e monitor delle prestazioni ottenuti dal modello iniziale sulla pala di riferimento	40
3.7	Campo di pressione sull'interfaccia <i>mixing plane</i> per la pala di riferimento nel modello iniziale	40
3.8	<i>Mesh</i> di volume ottenuta sulla sezione del dominio a $z = 0.2\text{ m}$ nel modello iniziale	41
3.9	Residui e monitor delle prestazioni ottenuti dal modello $\Delta x_{rot} = 1500\text{ mm}$ sulla pala di riferimento	42
3.10	Campo di pressione sull'interfaccia <i>mixing plane</i> per la pala di riferimento per il modello $\Delta x_{rot} = 1500\text{ mm}$	43
3.11	Andamento del <i>Turbulent Viscosity Ratio</i> sulla sezione a $z = 1\text{ m}$ della pala di riferimento per il modello $\Delta x_{rot} = 1500\text{ mm}$	43
3.12	Andamento del <i>Turbulent Viscosity Ratio</i> sul piano normale all'asse \hat{y}_s per il modello $\Delta x_{rot} = 1500\text{ mm}$	44
3.13	Applicazione del <i>volumetric control</i> su regione rotante per il modello $\Delta x_{rot} = 1500\text{ mm}$	45
3.14	Andamento del <i>monitor</i> di spinta sui 3 casi studiati per il <i>mesh refinement study</i> del modello avente $\Delta x_{rot} = 1500\text{ mm}$	46
3.15	<i>Mesh</i> di volume ottenuta sulla sezione a $z = 0.2\text{ m}$ della pala di riferimento raffinando il modello $\Delta x_{rot} = 1000\text{ mm}$	48
3.16	Confronto del modello $\Delta x_{rot} = 1000\text{ mm}$ prima e dopo l'aggiunta del modello <i>Gamma Transition</i>	48
3.17	Confronto tra i dati sperimentali di [8] ed i risultati dei modelli di set-up selezionati	49
3.18	Variazione del numero di <i>Reynolds</i> lungo il raggio della pala di riferimento per i diversi rapporti di funzionamento studiati	50
4.1	Variazione del numero di Reynolds lungo il raggio della pala sperimentale per i diversi rapporti di funzionamento studiati	51
4.2	Confronto del coefficiente di spinta in funzione del rapporto di funzionamento tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo per le due configurazioni studiate	54
4.3	Confronto del coefficiente di potenza in funzione del rapporto di funzionamento tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo per le due configurazioni studiate	54
4.4	Confronto del rendimento in funzione del rapporto di funzionamento tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo per le due configurazioni studiate	54
4.5	Confronto del coefficiente di pressione ottenuto sulla superficie della pala sperimentale nella configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo	55

4.6	Confronto del campo di velocità vettoriale ottenuto sulla sezione della pala sperimentale a $z = 0.5 \text{ m}$ nella configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo	55
4.7	Ingrandimento sulla zona di bassa velocità (visibile in figura 4.6) della sezione a $z = 0.5 \text{ m}$ della pala sperimentale in configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ per analisi preliminare	56
4.8	Andamento del <i>Turbulent Viscosity Ratio</i> nell'intorno dello strato limite ventrale sulla sezione a $z = 0.5 \text{ m}$ della pala sperimentale in configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ per analisi preliminare	56
4.9	Residui e monitor delle prestazioni ottenuti dalle simulazioni sulla configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$ della pala sperimentale con modello di set-up di ottimo sulla pala di riferimento	57
5.1	Discretizzazione della superficie del profilo alare in elementi pannello [15]	59
5.2	Grafico $C_l - \alpha$ <i>NACA 2412</i>	62
5.3	Polare aerodinamica <i>NACA 2412</i>	62
5.4	Grafico $C_m - \alpha$ <i>NACA 2412</i>	63
5.5	Profili di costruzione della pala sperimentale	64
5.6	Grafico $C_l - \alpha$ dei profili della pala sperimentale	65
5.7	Polare aerodinamica dei profili della pala sperimentale	65
5.8	Grafico $C_m - \alpha$ dei profili della pala sperimentale	65
5.9	Variazione dell'efficienza aerodinamica con α dei profili della pala sperimentale	66
5.10	Schema del sistema vorticoso dell'elica [11]	67
5.11	Condizioni di funzionamento di un elemento di pala nella teoria generale dell'elemento di pala [11]	67
5.12	Confronto tra le prestazioni ottenute dalla teoria generale dell'elemento di pala e quelle ottenute dall'analisi <i>CFD</i> usando il modello di set-up di ottimo per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$	68
5.13	Confronto tra le prestazioni ottenute dalla teoria generale dell'elemento di pala e quelle ottenute dall'analisi <i>CFD</i> usando il modello di set-up di ottimo per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$	68
5.14	Andamento ottimale, calcolato a $J = 0.51$ ed imponendo $T = 4500 \text{ N}$, di corda e calettamento della pala sperimentale	70

Elenco delle tabelle

2.1	Posizionamento dei cilindri per analisi preliminare	15
2.2	Impostazioni <i>mesh continuum</i> per analisi preliminare	15
2.3	Controlli sulla superficie del <i>propeller</i>	17
2.4	Controlli sulla superficie dello <i>shaft</i>	18
2.5	Controlli volumetrici sul dominio per l'analisi preliminare	19
2.6	Condizioni al contorno per analisi preliminare	19
2.7	Posizione dei piani intersecanti la pala sperimentale	21
2.8	Prestazioni della pala sperimentale al variare del rapporto di funzionamento per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$	31
2.9	Prestazioni della pala sperimentale al variare del rapporto di funzionamento per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$	31
3.1	Posizionamento dei cilindri per la pala di riferimento nel modello iniziale	37
3.2	Controlli sullo strato di prisma della pala di riferimento	39
3.3	Risultati ottenuti per la pala di riferimento a $J = 0.51$ nel modello iniziale	39
3.4	Risultati ottenuti per la pala di riferimento a $J = 0.51$ per il modello $\Delta x_{rot} = 1500\text{ mm}$	42
3.5	Dimensioni utilizzate per <i>mesh refinement study</i> su modello $\Delta x_{rot} = 1500\text{ mm}$	44
3.6	Risultati ottenuti dal <i>mesh refinement study</i> su modello $\Delta x_{rot} = 1500\text{ mm}$	45
3.7	Dimensioni del dominio modificato della pala di riferimento	45
3.8	Confronto delle prestazioni ottenute variando l'ampiezza della regione rotante	45
3.9	Dimensioni utilizzate per <i>mesh refinement study</i> su modello $\Delta x_{rot} = 1000\text{ mm}$	47
3.10	Risultati ottenuti dal <i>mesh refinement study</i> su modello $\Delta x_{rot} = 1000\text{ mm}$	47
3.11	Risultati ottenuti per la pala di riferimento sul modello $\Delta x_{rot} = 1000\text{ mm}$ raffinato e con l'aggiunta di un modello di transizione	48
3.12	Rapporti di funzionamento selezionati per effettuare i test sulla pala di riferimento	49
4.1	Dimensioni dei cilindri di infittimento per set-up di ottimo sulla pala sperimentale	52
4.2	Rapporti di funzionamento analizzati per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$	53
4.3	Rapporti di funzionamento analizzati per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$	53
4.4	Prestazioni della pala sperimentale al variare del rapporto di funzionamento per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$ usando il modello di set-up di ottimo	53
4.5	Prestazioni della pala sperimentale al variare del rapporto di funzionamento per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ usando il modello di set-up di ottimo	55
5.1	Parametri testati su <i>NACA 2412</i>	61
5.2	Dati dei profili della pala sperimentale	63
5.3	Valori di stallo e massima efficienza dei profili della pala sperimentale	64
5.4	Valori ottimali di corda e calettamento ottenuti per la pala sperimentale in configurazione di ottimo	70
A.1	Modello di set-up con transizione	72
A.2	Modello di set-up turbolento	72

Capitolo 1

Introduzione

La produzione e la commercializzazione di un qualsiasi componente si articola in diverse fasi; in ambito aeronautico si distinguono solitamente tre fasi. La prima di queste è la fase concettuale, dove, conoscendo i requisiti che dovranno essere soddisfatti, si definisce il componente lavorando per confronto con altri componenti simili già esistenti. Durante la seconda fase, detta preliminare, si verifica se il progetto concettuale soddisfa effettivamente i requisiti iniziali; ciò avviene realizzando un modello del componente e testandolo con l'ausilio di software oppure tramite test al banco. Durante questa fase si colloca anche un processo di ottimizzazione del progetto concettuale, infatti, sulla base dei risultati ottenuti dai test, vengono proposte delle modifiche al componente per migliorarne le prestazioni e soddisfare tutti i requisiti iniziali in maniera, appunto, ottimale. L'ultima fase è la fase di dettaglio, dove vengono forniti tutti i dati tecnici necessari alla realizzazione del componente come ad esempio attrezzature da utilizzare, metodi e processi di produzione.

La fase di progettazione preliminare è proprio l'oggetto di questo elaborato di tesi. Su richiesta dell'azienda "DH Aerospace Industry s.r.l.", è stato eseguito un lavoro di analisi dettagliata sulla pala di un'elica, completamente di loro produzione, al fine di rilevarne le criticità e procedere, in seguito, all'ottimizzazione del progetto iniziale. L'analisi eseguita è incentrata sulle prestazioni aerodinamiche, con lo scopo di ricavare i valori di spinta e coppia che si sviluppano sotto l'azione del flusso d'aria che investe la pala.

1.1 Caratteristiche e misura delle performance delle eliche

I sistemi di propulsione ad elica sono tra i più utilizzati in campo aeronautico, grazie ai loro privilegi in termini di performance. In questa classe rientrano:

- *Motori ad elica*: l'elica viene messa in rotazione da un motore a combustione interna e produce la spinta necessaria.
- *Turboelica*: l'elica viene azionata dalla potenza generata da una turbina grazie all'espansione dei gas combusti.
- *Turbofan*: È l'evoluzione del turbogetto, ottenuto intubando l'elica in modo che una porzione di flusso passi all'esterno della camera di combustione, garantendo prestazioni migliorate rispetto, appunto, al turbogetto.

I campi di applicazione dei sistemi propulsivi presentati, sono ovviamente molto differenti; per il caso di studio presentato in questo elaborato, il fine è quello di utilizzare la pala per la costruzione di un motoelica tripala (vedi paragrafo 1.2), adatto principalmente per la propulsione di velivoli ultraleggeri.

Indipendentemente dall'utilizzo le prestazioni aerodinamiche di un'elica dipendono principalmente dai seguenti parametri:

- *Diametro D*

- Velocità di volo V
- Densità ρ
- Viscosità Dinamica μ
- Velocità di rotazione ω
- Velocità del suono a

Tramite l'analisi dimensionale, usando il teorema di Buckingham, si ottiene che la suddetta dipendenza può essere espressa tramite 3 parametri adimensionali; ciò può essere ottenuto sottraendo il numero di unità fondamentali m al numero di parametri del problema n ($n = 6, m = 3 \implies n - m = 3$). I parametri adimensionali che si ottengono sono:

- Rateo di Avanzamento J

$$J = \frac{V}{nD} \quad (1.1)$$

- Numero di Mach M

$$M = \frac{nD}{a} \quad (1.2)$$

- Numero di Reynolds Re

$$Re = \frac{\rho nD}{\mu} \quad (1.3)$$

Dove $n = \frac{\omega}{2\pi}$. In base alle condizioni operative dell'elica, alcuni di questi parametri possono essere però trascurati. Nel caso di test su eliche a dimensione reale il numero di Reynolds cresce e gli effetti viscosi diventano trascurabili, di conseguenza si può trascurare la variazione delle prestazioni con Re . Per contro nelle suddette tipologie di test è molto probabile che il flusso, soprattutto nelle regioni vicine al tip della pala, raggiunga condizioni di compressibilità ($M > 0.3$), che non permettono quindi di trascurare la variazione delle prestazioni con M .

L'azione del flusso d'aria sull'elica si misura tramite due quantità, che ne definiscono le prestazioni:

- la prima è la forza risultante della pressione agente sulle pale dell'elica, misurata in direzione del moto, in senso opposto alla velocità dell'aria. Questa forza prende il nome di Spinta T e si misura in *Newton* (N).
- la seconda è il momento che l'azione delle forze di pressione genera rispetto al centro di rotazione, il quale, essendo in verso contrario alla rotazione dell'elica, si traduce in un aumento della potenza necessaria. Questo momento prende il nome di coppia resistente Q e si misura in *Newton · metro* (Nm)

Una volta misurata la coppia resistente si calcola quindi la potenza necessaria, misurata in *Watt* (W) che deve fornire il motore per contrastarla

$$P = Q \cdot \omega \quad (1.4)$$

In termini di coefficienti di prestazione adimensionali si definiscono:

- Coefficiente di Spinta C_T

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (1.5)$$

- Coefficiente di Potenza C_P

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (1.6)$$

- Rendimento η

$$\eta = \frac{T \cdot V}{P} = J \frac{C_T}{C_P} \quad (1.7)$$

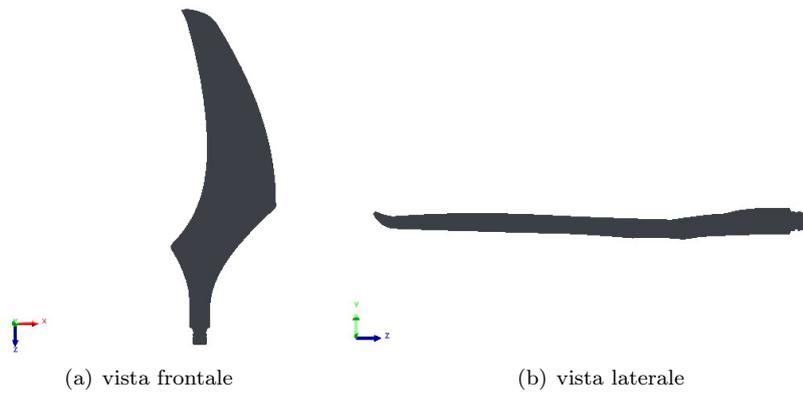


Figura 1.1: Modello CAD della pala sperimentale



Figura 1.2: Profilo della pala sperimentale ad $r = 0.4 m$

1.2 Presentazione della pala sperimentale oggetto dello studio

In figura 1.1 viene mostrato il modello CAD, realizzato dall'azienda "DH Aerospace Industry s.r.l.", della pala sperimentale oggetto dello studio di questo elaborato di tesi. L'azienda, come già detto nel paragrafo 1, ha realizzato l'ogiva ed il mozzo su cui montare la pala. Il loro progetto prevede la realizzazione di un motore ad elica tripala di diametro $D = 1.66m$, con le 3 pale innestate sul mozzo e distanziate tra loro di 120° . Il complesso elica è fornito anche di un sistema di variazione del passo che può far ruotare le 3 pale di un angolo compreso tra -18° e $+18^\circ$. Nella figura 1.1(a) si vede la pala in vista frontale, con il *leading edge* sulla destra ed il *trailing edge* sulla sinistra. I profili sono disposti lungo il raggio in modo che si venga a formare un certo angolo di freccia negativo nella parte interna della pala, e positivo nella parte esterna. Nella figura 1.1(b) è invece rappresentata una vista laterale; si guarda la pala dal bordo d'attacco. È possibile notare due particolarità da questa angolazione; la prima riguarda la presenza della winglet al tip per prevenire eventuali effetti di bordo, mentre la seconda, si nota meglio dalla figura 1.2, è la curvatura del ventre in prossimità del *trailing edge*. Nei paragrafi successivi, dalle analisi effettuate, si vedrà che effetto hanno queste particolarità geometriche sulle prestazioni della pala. Le condizioni operative, ai fini dei test da effettuare, vengono fornite dall'azienda e qui riportate:

- Velocità di avanzamento (*forward speed*): $V = 50 m/s$
- Velocità di rotazione dell'elica (*rotational speed*): $n = \begin{cases} 3500 rpm (cruise) \\ 4800 rpm (climb) \end{cases}$

Capitolo 2

Analisi CFD preliminare della pala sperimentale

In questa fase é stata richiesta, dall'azienda "DH Aerospace Industry s.r.l.", una valutazione preliminare del campo di moto che si sviluppa sulla pala sotto le condizioni date al paragrafo 1.2. Il modello *CAD*, su cui eseguire l'analisi *CFD*, é stato fornito dall'azienda stessa, e sulla base di questo é stato creato il dominio di analisi illustrato al paragrafo 2.2.

2.1 Il codice Star-CCM+

La prima versione del codice Star-CCM+ é una evoluzione del precedente *STAR-CD*. É stato completamente riscritto il solutore utilizzando metodi di programmazione piú avanzati che hanno permesso di velocizzare le simulazioni.

2.1.1 Discretizzazione dello spazio

La discretizzazione dello spazio e la descrizione della fisica del problema si susseguono nelle seguenti fasi

- importazione della geometria *CAD* da studiare
- suddivisione del volume in regioni
- definizione dei parametri globali di *mesh* per ogni regione
- definizione delle proprietà fisiche di ogni regione
- impostazione (eventuale) delle interfacce
- imposizione delle condizioni al contorno
- generazione della griglia superficiale
- rifiniture localizzate
- generazione della griglia di volume
- estrusione dello strato a parete
- generazione delle interfacce (con l'inizializzazione della soluzione)

Star-CCM+ implementa, oltre alla possibilità di importare una griglia computazionale dall'esterno, un *tool* per generare automaticamente le *mesh*, presentandosi senz'altro come uno dei piú avanzati attualmente sul mercato.

Elementi geometrici in Star-CCM+

Lo spazio in esame viene suddiviso in regioni di volume (*region*). La regione é un mezzo continuo le cui proprietà fisiche possono essere scelte dalla libreria del codice oppure definite da parte dell'utente.

Ogni regione é delimitata da elementi bidimensionali non necessariamente piani, detti *boundary*, così come mostrato in figura 2.1.

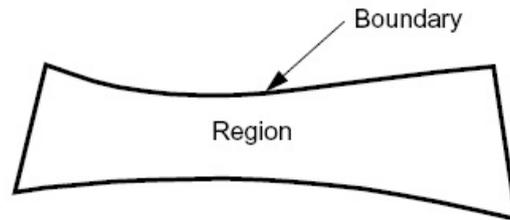


Figura 2.1: Esempio di regione e *boundary*

Questi elementi geometrici servono principalmente per impostare correttamente la simulazione in termini di dimensioni globali della *mesh*, *boundary condition* ed interfacce.

Per discretizzare lo spazio in maniera molto dettagliata, bisogna lavorare con le *feature line*, le *face* e le *cell*.

Le *feature line* sono dei segmenti che collegano due o più punti nello spazio definiti da un vettore posizione (*vertex*). Queste si introducono per definire dei bordi, o dettagli della geometria, che rimangono invariati durante il processo della creazione della *mesh*. Le *feature line* rappresentano uno strumento davvero potente, ma certamente non sufficiente, per discretizzare in maniera corretta la geometria limitando il numero delle celle.

Le *face* sono degli elementi piani delimitati da tre o più punti con cui si discretizza la superficie del modello.

Le *cell* sono degli elementi delimitati da quattro o più facce in campo tridimensionale.

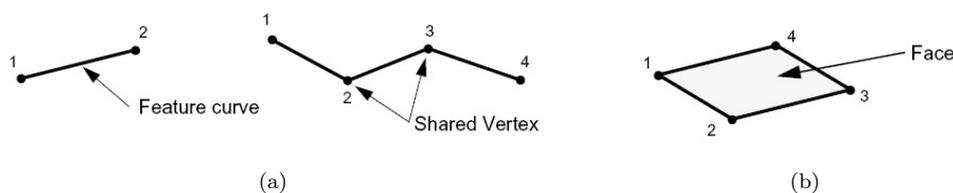


Figura 2.2: Esempi di *feature line* e *face*

Le due fasi principali per generare la griglia sono la discretizzazione della superficie e del volume.

Discretizzazione della superficie

La superficie della geometria si discretizza mediante delle facce triangolari (figura 2.3). I parametri di controllo sulle dimensioni dei triangoli suddetti sono:

- *base size* per definire una lunghezza di riferimento
- *surface size* per definire le dimensioni minime, massime e di *target* dei triangoli
- *surface curvature* per definire il numero di punti su un cerchio
- *surface growth rate* che stabilisce il rapporto di crescita di triangoli adiacenti.

Gli ultimi due parametri sono molto importanti per discretizzare le zone curve senza spigoli acuti. Le grandezze suddette sono assegnate per ogni regione e possono essere specificate per singolo *boundary*, in modo da infittire le zone che interessano maggiormente.



Figura 2.3: Esempio di discretizzazione superficiale (particolare della superficie laterale di un condotto)

Discretizzazione del volume

Le celle di volume vengono generate a partire dalla triangolarizzazione della superficie. In questa fase i parametri di controllo sono costituiti da:

- *cell type* per definire la forma della cella (tetraedrica, poliedrica, o esaedrica)
- *density* per definire il numero di celle in un certo volume
- *volume growth factor* che definisce il fattore di crescita tra celle adiacenti

Inoltre, si deve specificare l'altezza dello strato (prismatico) a parete. Questo strato serve ad imporre la legge di parete (*wall law*) per evitare di risolvere lo strato limite e calcolare su basi semi-empiriche i suoi effetti sul campo di moto. L'altezza dello strato prismatico può essere controllata soltanto a valle della soluzione mediante l'analisi della grandezza y^+ . La scelta del tipo di cella volumica può essere fatta in base alle indicazioni fornite nella guida del codice Star-CCM+ ([1]).

Confronto tra le diverse celle

Avendo fissato una discretizzazione di superficie, si confrontano i tre tipi di celle in termini di numero di celle e di tempo impiegato dal codice per creare la griglia. I risultati descritti nel seguito sono stati rilevati da diversi casi di studio.

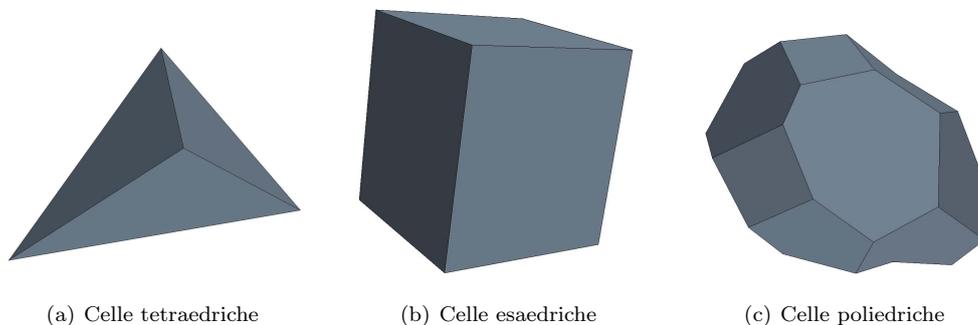


Figura 2.4: Esempi di celle di volume in Star-CCM+

Le celle tetraedriche sono suggerite qualora si voglia ottenere una griglia in modo molto rapido (figura 2.5(a)). Le celle esaedriche sono indicate per ottenere un'ottima griglia computazionale e il loro utilizzo, rispetto a quelle tetraedriche, comporta un aumento del tempo

necessario per generare la griglia (circa il 30%), pur riducendosi di circa tre volte il numero di celle totali. Tuttavia, non è possibile definire un rateo di crescita di tali celle come negli altri due casi ma soltanto sceglierne un valore indicativo (ad esempio, basso o molto rapido).

Vantaggi nell'uso di celle poliedriche

Le celle poliedriche rappresentano senz'altro una delle innovazioni più interessanti introdotte da Star-CCM+. Il vantaggio maggiore è quello di ridurre, a parità di mesh superficiale, il numero di celle di ben quattro volte, senza perdere in qualità della discretizzazione della geometria e della soluzione (figura 2.5(c)). Lo svantaggio maggiore è certamente il tempo richiesto dal codice per creare la *mesh* dato che si riscontra un aumento di circa due volte e mezzo rispetto al caso di celle tetraedriche. Il motivo principale risiede nel modo in cui si generano tali celle, perché Star-CCM+ crea prima le celle tetraedriche e successivamente le accorpa in celle poliedriche.

Per evidenziare ancor meglio queste differenze, si riporta nella figura 2.5 una sezione del condotto introdotto precedentemente, discretizzato con le diverse tipologie di cella volumica.

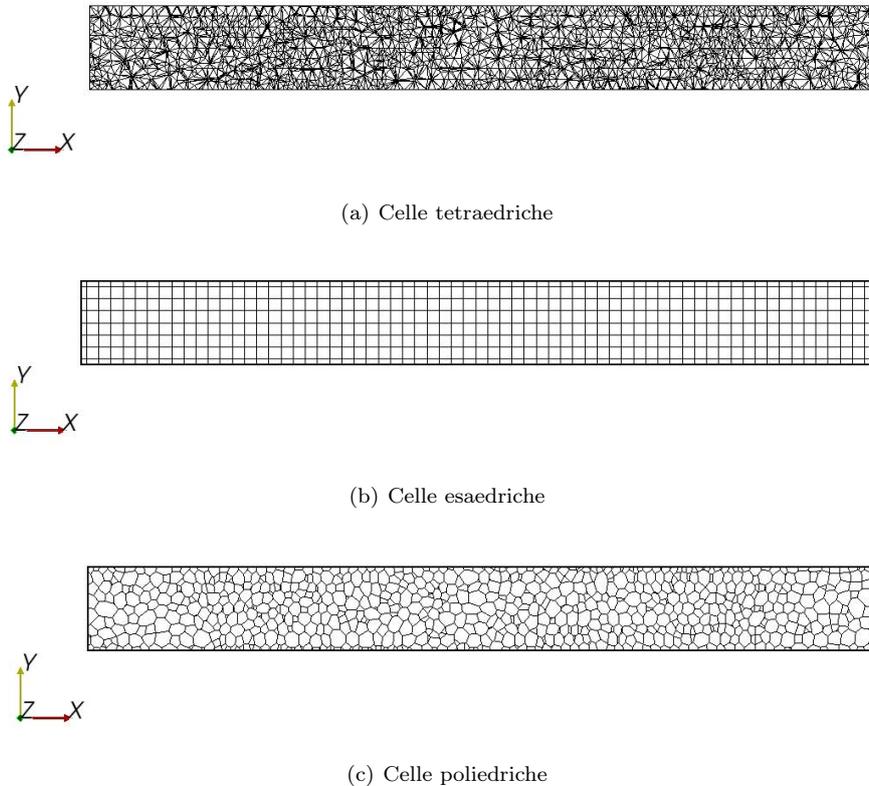


Figura 2.5: Esempi di celle di volume in Star-CCM+

Pregi e difetti dell'automatizzazione

L'obiettivo principale di questo lavoro necessita di simulazioni stazionarie che richiedono un gran numero di iterazioni, è stato perciò necessario trovare il giusto compromesso tra numero di celle e qualità della discretizzazione.

Per ottenere una buona *mesh* è necessario che si conservino tutti i dettagli geometrici della geometria iniziale. A questo fine può essere utile operare in modo localizzato in una specifica area di un *boundary*, piuttosto che incrementare il numero di celle in tutto il *boundary* (il che porterebbe ad un aumento notevole del numero di celle e di conseguenza dei tempi di calcolo). Ciò può essere realizzato creando un nuovo *boundary* nell'intorno della zona di interesse, ed aumentando la discretizzazione solo in quella specifica zona.

Ad esempio si può considerare la figura 2.6 in cui un unico *boundary* è stato diviso in tre *boundary* diversi, per cui si può specificare una discretizzazione della superficie differente per ognuno dei lati creati.

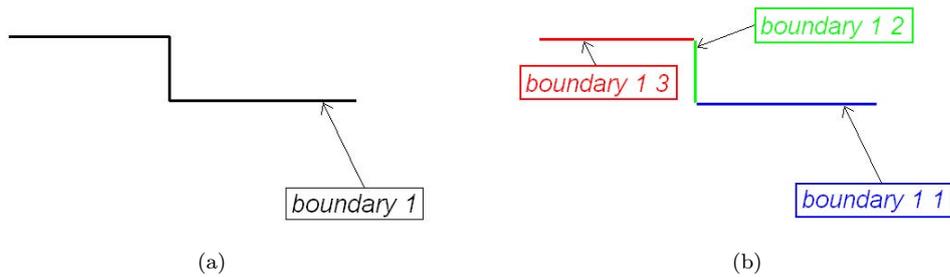


Figura 2.6: Esempi di divisione di un *boundary* in base agli spigoli

In particolare, avendo definito dei parametri di *mesh* globali, ad esempio sul lato verticale (verde in figura 2.6(b)) la discretizzazione potrebbe risultare non adeguata richiedendone una localizzata.

In questo modo si ha un duplice vantaggio che consiste in:

- certezza di discretizzare la geometria secondo la volontà dell'utente
- infittimento della griglia solo nelle zone di interesse senza aumentare notevolmente il numero globale delle celle

Strumenti utili per rifinire la *mesh*

Oltre a quelli già elencati, esistono altri strumenti per raffinare localmente la *mesh*.

Utilizzando i *volume control* è possibile infittire localmente la griglia, impostando, però, un'unica misura di discretizzazione che comporta un notevole aumento delle celle, ma può essere utile per rilevare fenomeni fisici di interesse nella simulazione.

Inoltre, mediante il tool denominato *repair surface*, è possibile eseguire una diagnostica della discretizzazione della superficie per individuare celle con cattiva connessione (ad esempio tra due regioni distinte), eventuali buchi, intersezioni ed altri difetti. Questo strumento permette di intervenire su diversi parametri al fine di ottenere una rifinitura molto accurata della *mesh* superficiale; ha lo svantaggio di richiedere tempi lunghi e pertanto è particolarmente indicato per interventi localizzati.

Le interfacce

Le interfacce sono dei *boundary* che servono a collegare due regioni distinte dello stesso tipo, ma con diverse proprietà (es. regioni di fluido con sistema di riferimento rotante e regioni fluide con s.r. non rotante). A valle della generazione della griglia di volume, Star-CCM+ crea le interfacce, a partire da due *boundary*, nel momento in cui si inizializza la soluzione. Le interfacce possono essere di diverso tipo e topologia ([1]), di seguito vengono descritte quelle utilizzate in questo elaborato.

- *internal periodic interfaces*: le interfacce periodiche sono molto utili per limitare la grandezza del dominio; assegnando questo tipo di interfaccia a due *boundary* fisicamente separati, ma coincidenti in termini di perimetro, durante le fasi di creazione della *mesh* di superficie e di volume il codice cerca di creare una *mesh* conforme sui due *boundary* (cioè in caso di riuscita la posizione dei vertici e la topologia delle facce sarà identica sui due *boundary*). In questo modo i flussi che vengono calcolati su una *boundary* vengono trasformati (secondo la trasformazione periodica selezionata) e trasferiti sull'altro *boundary*. La tipologia di interfaccia interna è utilizzata per separare regioni soggette allo stesso *continuum* fisico.
- *mixing-plane indirect interfaces*: in questo caso l'interfaccia unisce due *boundary* non fisicamente separati, che dividono regioni con caratteristiche differenti. Anche in questo caso il codice prova a creare una *mesh* conforme sui due lati dell'interfaccia in

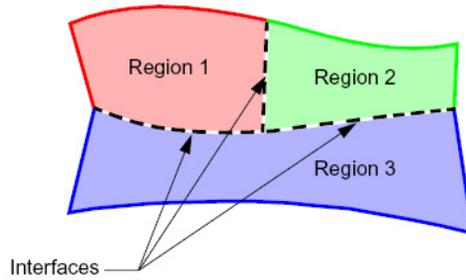


Figura 2.7: Esempio di interfacce

modo da ottenere una *volume mesh* di qualità elevata. All'interfaccia le quantità fluidodinamiche, quali ad esempio massa, quantità di moto ed energia vengono trasferite usando una tecnica indiretta (da cui deriva il nome della tipologia di interfaccia) mediando le quantità su circonferenze che coprono l'intera interfaccia. In questo modo i profili radiali delle quantità fluidodinamiche subiranno delle variazioni all'interfaccia, ma la quantità totale viene comunque conservata. La tipologia *mixing-plane* è la più utilizzata in ambito di analisi *steady-state* di turbomacchine per simulare l'interazione statore-rotore, dove usando un'interfaccia di tipo *internal* si avrebbe una dipendenza dei risultati dalla posizione reciproca dei due elementi, mentre mediando le quantità sulla circonferenza questa dipendenza viene eliminata. L'interfaccia *Mixing Plane* si rivela quindi adatta per il caso di studio di questo elaborato.

2.1.2 Risoluzione delle equazioni del moto

Star-CCM+ può risolvere le equazioni di bilancio in modo accoppiato (*coupled flow*) o disaccoppiato (*segregated flow*).

- *Segregated flow*: basato sul concetto di fluido incomprimibile (variazione di densità trascurabili), il che permette di semplificare le equazioni di bilancio e risolvere l'equazione dell'energia singolarmente. I campi di velocità e pressione vengono invece risolti attraverso un'algoritmo di accoppiamento che usa un'equazione di correzione della pressione per soddisfare il requisito della continuità $\nabla(\vec{V}) = 0$. Questo metodo fornisce risultati soddisfacenti anche in caso di campi moto leggermente compressibili, ma è inadatto per situazioni in presenza di urti e alti numeri di *Mach*.
- *Coupled flow*: Le equazioni di continuità, quantità di moto ed energia sono risolte in maniera accoppiata tramite metodi di integrazione nel tempo espliciti o impliciti.

In questo elaborato, la maggior parte delle simulazioni, vengono eseguite usando il solutore *coupled flow*, in quanto, data la dimensione delle pale, nella zona del *tip* si raggiungono numeri di *Mach* prossimi all'unità, con la possibilità di formazione di piccoli urti. Le equazioni discretizzate sono risolte mediante un metodo indicato come *AMG (Algebraic MultiGrid)*. Rispetto ai metodi iterativi convenzionali, il metodo *AMG* lavorando su diversi livelli di griglia che incrementano la *mesh size*, permette di risolvere non solo gli errori numerici di alta frequenza (dimensione della cella), ma anche quelli di bassa frequenza, che all'aumentare della *mesh size* assumono la lunghezza d'onda della nuova cella. I cicli, che definiscono la strategia con cui passare da un livello di *mesh* al successivo, utilizzati da Star-CCM+ sono di tipo *fixed* o *flexible*. I cicli *fixed* sono di tre tipi (figura 2.8), ma in ogni punto del ciclo il processo eseguito è il seguente:

1. Applicare un certo numero di cicli iterativi alla mesh di partenza per correggere gli errori di alta frequenza; questa fase è nota come *smoothing*
2. Unire le celle originali per formare livelli con mesh più rada (*coarse*)
3. Trasferire i residui dal livello *fine* al livello *coarse*; questa fase è nota come *restriction*

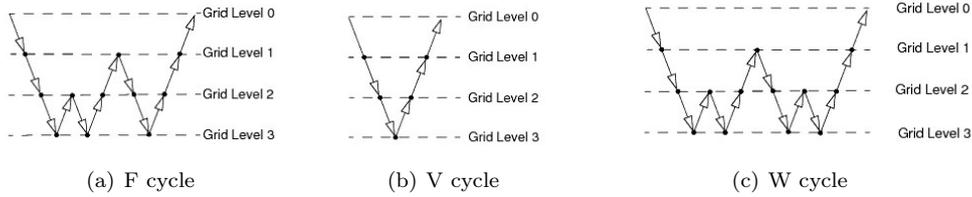


Figura 2.8: Cicli *fixed* del metodo *AMG* [1]

4. Applicare un ciclo iterativo per correggere gli errori al livello *coarse*
5. Trasferire la correzione dal livello *coarse* al livello *fine*; questa fase é nota come *prolongation*
6. Attuare nuovamente la fase di *smoothing*

I cicli *flexible*, invece non seguono un percorso definito per il passaggio tra i livelli, ma valutano il rateo di riduzione dei residui per decidere se scendere ad un livello piú basso. I cicli interni, necessari per risolvere il sistema lineare $Ax = b$ (dove A é la matrice dei coefficienti, x é il vettore delle variabili e b il vettore dei residui), sono basati principalmente sul metodo *Gauss-Seidel* o *Jacobi*, ed usano, nel caso di *coupled flow* il *Bi-Conjugate Gradient Stabilized Method* come acceleratore di risoluzione del sistema.

Equazioni di bilancio

Le equazioni di governo delle fluidodinamica (o equazioni di bilancio), su cui si basa il solutore di Star-CCM+, rappresentano la conservazione di massa, quantità di moto ed energia attraverso un volume di area S , normale alla superficie n e volume V . Vengono qui riportate le equazioni di bilancio in forma integrale scritte per un volume di controllo fisso in assenza di sorgenti volumiche e forze gravitazionali.

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV + \int_S \rho \underline{v} \cdot \underline{n} dS = 0 \quad (2.1)$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \underline{v} dV + \int_S \rho \underline{v} \times \underline{v} \cdot \underline{n} dS = - \int_S p \underline{I} \cdot \underline{n} dS + \int_S \underline{T} \cdot \underline{n} dS \quad (2.2)$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho E dV + \int_S \rho H \underline{v} \cdot \underline{n} dS = - \int_S \underline{\dot{q}} \cdot \underline{n} dS + \int_S (\underline{T} \cdot \underline{v}) \cdot \underline{n} dS \quad (2.3)$$

Il termine \underline{T} rappresenta il tensore degli sforzi, la cui nota formulazione, per fluidi *newtoniani*, é riportata in 2.4.

$$\underline{T} = \mu \left[\underline{\nabla} \underline{v} + \underline{\nabla} \underline{v}^T - \frac{2}{3} \underline{\nabla} \cdot \underline{v} \underline{I} \right] \quad (2.4)$$

Per la chiusura del problema, in aggiunta alle equazioni mostrate finora, é necessario utilizzare l'equazione di stato che lega le variabili termodinamiche. Star-CCM+ implementa diverse opzioni di definizione di quest'ultima in base al tipo di simulazione che si desidera effettuare (es. gas ideale, gas reale, gas multi-componente, densità costante o polinomiale).

Discretizzazione ai volumi finiti

Le equazioni di bilancio 2.1, 2.2, 2.3 sono scritte nella forma di equazione di trasporto integrale, composta da 4 termini:

- Termine temporale: esprime la variazione temporale della generica grandezza Φ
- Termine convettivo: esprime la variazione, dovuta alla convezione, della generica grandezza Φ attraverso le pareti del volume di controllo
- Termine diffusivo: esprime la variazione, dovuta alla diffusione, della generica grandezza Φ attraverso le pareti del volume di controllo

- Termine sorgente: esprime la generazione/distruzione della generica grandezza Φ a causa di sorgenti interne al volume di controllo; nelle precedenti equazioni questo termine é stato trascurato

Per discretizzare le equazioni bisogna quindi discretizzare gli integrali di volume e superficie.

Gli integrali di superficie vengono approssimati come sommatoria dei valori della grandezza Φ sulle facce f del volume di controllo.

$$\int_S J^\Phi \cdot \underline{n} dS = \sum_f (J_f^\Phi \cdot \underline{n}_f) \quad (2.5)$$

Dove J_f^Φ é il flusso, convettivo o diffusivo, normale alla faccia considerata. Il valore dei flussi sulle facce non é noto, ma va calcolato interpolando, a partire dai valori di centro cella; questa interpolazione definisce l'ordine di accuratezza dell'approssimazione dell'integrale di superficie. Il codice Star-CCM+ implementa vari metodi per l'interpolazione del valore di Φ sulle facce (upwind primo ordine, upwind secondo ordine, differenze centrate) utile al calcolo del flusso convettivo. Il flusso diffusivo richiede invece il calcolo di $\nabla\Phi$ tramite i valori di Φ ed i rispettivi gradienti delle celle adiacenti alla faccia considerata. Al fine di evitare che nel calcolo dei gradienti si ottengano eccessive oscillazioni, dovute all'interpolazione lineare, vengono utilizzati degli *slope limiter* che controllano il valore di $\nabla\Phi$ (es. Min-Mod, Venkatakrishnan).

Gli integrali di volume vengono approssimati moltiplicando il valore della sorgente al centro cella per il volume della cella

$$\int_V S_\Phi dV = S_{\Phi_0} V_0 \quad (2.6)$$

In questo modo si ottiene un'accuratezza di primo ordine, per ottenere ordini di accuratezza maggiori é necessario conoscere i valori della sorgente in punti diversi dal centro cella.

Risolutore *coupled flow*

Il sistema di equazioni di bilancio puó essere scritto nella forma

$$\frac{d}{dt} \int_V \mathbf{W} dV + \int_S [\mathbf{F} - \mathbf{G}] \cdot \underline{n} dS \quad (2.7)$$

dove

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \underline{v} \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho \underline{v} \\ \rho \underline{v} \underline{v} + p \underline{I} \\ \rho H \underline{v} \end{bmatrix}, \mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \underline{T} \\ \underline{T} \cdot \underline{v} - \dot{q} \end{bmatrix}$$

\mathbf{W} é il vettore delle grandezze fisiche, mentre \mathbf{F} e \mathbf{G} sono, rispettivamente, il vettore dei flussi convettivi e diffusivi. Per assicurare la convergenza, sia per casi compressibili che incompressibili, una matrice di preconditionamento viene moltiplicata all'equazione 2.7 ottenendo

$$\Gamma \frac{d}{dt} \int_V \mathbf{Q} dV + \int_S [\mathbf{F} - \mathbf{G}] \cdot \underline{n} dS \quad (2.8)$$

dove

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \theta & 0 & \rho_T \\ \theta \underline{v} & \rho \underline{I} & \rho_T \underline{v} \\ \theta H - \delta & \rho \underline{v} & \rho_T H + \rho C_p \end{bmatrix}$$

ρ_T é la derivata della densità rispetto alla temperatura a pressione costante

$$\begin{cases} \text{fluido incompressibile } \delta = 1 & \rho_T = \frac{-p}{RT} \\ \text{fluido compressibile } \delta = 0 & \rho_T = 0 \end{cases} \quad (2.9)$$

il parametro θ é definito come $\theta = \frac{1}{U_r^2} - \frac{\rho_T}{\rho C_p}$. C_p é il calore specifico a pressione costante ed U_r é una velocità di riferimento scelta in modo che il sistema rimanga ben condizionato rispetto alle scale temporali convettive e diffusive. Ciò viene realizzato assegnando ad U_r un valore

maggiore sia della velocità di convezione locale, che di quella di diffusione. Inoltre viene considerata un'ulteriore limitazione nelle zone di stagnazione per limitare l'amplificazione delle perturbazioni di pressione ed aumentare la stabilità. In definitiva si ha:

$$U_r = \min \left[\max \left(|\underline{v}|, \frac{\nu}{\Delta x}, \epsilon \sqrt{\frac{\delta p}{\rho}}, U_{r_{min}} \right), U_{r_{max}} \right] \quad (2.10)$$

dove Δx è la scala spaziale della diffusione all'interno di una cella, δp è il salto di pressione tra celle adiacenti ed ϵ è un fattore scalare di valore pari a 2. Per flusso compressibile il valore di $U_{r_{max}}$ è posto pari alla velocità del suono c .

Applicando il preconditionamento si ottiene quindi la seguente equazione discretizzata (il pedice 0 indica che le grandezze vengono calcolate sulla cella, il pedice f indica, invece, che queste sono calcolate sulle facce della cella):

$$V_0 \Gamma_0 \frac{d\mathbf{Q}_0}{dt} + \sum_f (\mathbf{f}_f - \mathbf{g}_f) \cdot \underline{n} = 0 \quad (2.11)$$

I flussi convettivi vengono discretizzati usando uno schema basato sul metodo upwind chiamato *Weiss-Smith preconditioned Roe's flux-difference splitting*. Questo metodo sfrutta il principio delle caratteristiche dividendo il flusso sulla faccia in parti, le quali contengono informazioni che viaggiano in una certa direzione e con una certa velocità dipendente dagli autovalori del sistema. La composizione dei segnali che arrivano sulla faccia permette di calcolarne il flusso convettivo ottenendo:

$$\mathbf{f}_f = \frac{1}{2}(\mathbf{f}_0 + \mathbf{f}_1) - \frac{1}{2}\Gamma|\mathbf{A}|\Delta\mathbf{Q} \quad (2.12)$$

I pedici 0 e 1 indicano le due celle che condividono la faccia f . Il vettore $\Delta\mathbf{Q}$ è definito come $\Delta\mathbf{Q} = \mathbf{Q}_1^r - \mathbf{Q}_0^r$ con \mathbf{Q}_1^r e \mathbf{Q}_0^r i vettori delle grandezze fisiche calcolati sui centri cella ed interpolati sulla faccia. La matrice \mathbf{A} , infine, è definita come $\mathbf{A} = \mathbf{M}|\mathbf{\Lambda}|\mathbf{M}^{-1}$ con $\mathbf{\Lambda}$ matrice diagonale degli autovalori ed \mathbf{M} matrice modale che diagonalizza $\Gamma^{-1} \frac{d\mathbf{f}}{d\mathbf{Q}}$. Questo metodo fornisce un'accuratezza di secondo ordine nella discretizzazione dei flussi, e la matrice di dissipazione \mathbf{A} è utile per la stabilità del sistema e la convergenza della soluzione nei casi di flussi a bassa velocità ed incompressibili.

La discretizzazione temporale delle equazioni, per simulazioni *steady-state* può essere effettuata in maniera esplicita od implicita.

- Discretizzazione temporale esplicita: viene utilizzato uno schema di *Runge-Kutta* (2.13) a m stadi.

$$\mathbf{Q}^{(i)} = \mathbf{Q}^{(0)} - \alpha_i \Delta t \Gamma^{-1} \mathbf{R}^{(i-1)} \quad (2.13)$$

$\mathbf{Q}^{(0)}$ è il valore del vettore \mathbf{Q} , definito in 2.8, al tempo t , mentre $\mathbf{Q}^{(i)}$ è il valore che assume allo stadio i -esimo e $\mathbf{Q}^{(m)}$ è il valore al tempo $t + \Delta t$. Il valore di Δt viene specificato dall'utente imponendo un valore di *CFL* (*condizione di Courant-Friedrichs-Lewy*), il quale impone una limitazione sul Δt in modo che i valori dei flussi all'interfaccia tra due celle dipendano solo dai valori delle grandezze nelle celle adiacenti. Il residuo $\mathbf{R}^{(i)}$ si calcola come $\mathbf{R}^{(i)} = \frac{1}{V} \sum_f \{f(\mathbf{Q}^{(i)}) - g(\mathbf{Q}^{(i)})\}$. Al fine di aumentare il valore del *CFL* si applica un'operazione di *smoothing*, tramite un'operatore laplaciano, sui residui rimuovendo le oscillazioni a lunghezze d'onda elevate.

- Discretizzazione temporale implicita: in questo caso non si ha più la limitazione sul *CFL* (il che permette di utilizzare valori di Δt maggiori rispetto al metodo esplicito), ma va risolta un'equazione che comprende il valore del vettore delle grandezze \mathbf{Q} al passo k ed al passo successivo ($k + 1$); ciò ha un costo computazionale sicuramente maggiore rispetto allo schema esplicito, ma tale costo viene compensato dalla possibilità di effettuare passi temporali più grandi.

2.1.3 Turbolenza

Star-CCM+ offre la possibilità di utilizzare diversi modelli di turbolenza ([1]), che possono essere suddivisi in due macro-categorie:

- modelli di turbolenza basati sulle equazioni *Reynolds-Averaged Navier Stokes*: lo scopo di questi modelli é quello di approssimare il tensore degli sforzi di *Reynolds* \mathbf{T}_{RANS} ; sono presenti nel codice due metodi di approssimazione quali *eddy viscosity model* e *Reynolds stress transport model*. Nella prima categoria rientrano il modello di turbolenza $k - \epsilon$ e $k - \omega$ utilizzati, principalmente il secondo, in questo elaborato.
- modelli *LES (Large Eddy Simulation)*: questi modelli sono basati sulla modellazione della piccole scale della turbolenza (denominate in genere come *subgrid scales*), e sulla risoluzione analitica delle scale piú grandi. In questo modo non c'è la necessità di infittire troppo la griglia per poter risolvere le piccole scale dissipative della turbolenza.

SST $k - \omega$ in Star-CCM+

Il modello *SST $k - \omega$* rientra nella classe degli *eddy viscosity model* dove il tensore degli sforzi di *Reynolds* viene approssimato come

$$\mathbf{T}_{\text{RANS}} = 2\mu_t \mathbf{S} - \frac{2}{3}(\mu_t \nabla \cdot \bar{\mathbf{v}}) \underline{\underline{I}} \quad (2.14)$$

dove \mathbf{S} é il tensore del rateo di deformazione, $\bar{\mathbf{v}}$ é la velocità media e μ_t é appunto la *eddy viscosity* da modellare per la chiusura del problema.

Questo modello sfrutta, per la chiusura, due equazioni di trasporto di cui una per l'energia cinetica turbolenta k ed una per il rateo di dissipazione specifico $\omega = \frac{\epsilon}{k}$.

Rispetto al modello $k - \epsilon$, il modello $k - \omega$ standard presenta migliore accuratezza nel calcolo di strato limite in condizioni di gradiente di pressione avverso. Lo svantaggio principale é invece la dipendenza dei valori di strato limite dal valore di ω di free-stream. Il modello *SST $k - \omega$* , ideato da *Menter*, si basa sulla risoluzione del suddetto problema; l'equazione di trasporto di ω viene leggermente modificata, aggiungendo un termine di cross-diffusione contenente il prodotto $\nabla k \cdot \nabla \omega$, il quale usando una *blending function* (funzione della *wall distance*), tiene conto di questo termine solo nelle zone lontane da parete. In questo modo si hanno, sostanzialmente, i vantaggi nella predizione del comportamento dello strato limite del modello $k - \omega$, mentre si usa un modello $k - \epsilon$ nelle zone lontane da parete risolvendo il problema della dipendenza dal valore di ω di free-stream.

Strato limite turbolento

Lo strato limite turbolento può essere suddiviso in quattro regioni principali:

- *viscous sublayer* $y^+ < 5$: variazione lineare della velocità
- *buffer layer* : zona di transizione tra il *viscous sublayer* ed il *log layer*
- *log layer* $y^+ > 30$: variazione logartmica della velocità nello strato limite, si estende fino ad un certo valore di y^+ dipendente dal Re
- zona esterna: variazione non schematizzabile della velocità

Lo spessore viene indicato secondo la grandezza adimensionale $y^+ = y u_\tau / \nu$, dove $u_\tau = \frac{\tau_w}{\rho}$ é la velocità di riferimento per lo strato limite. La legge di parete viene formulata con una funzione del tipo $u^+ = f(y^+)$ dove u^+ é la velocità locale adimensionalizzata sulla velocità di riferimento u_τ .

Star-CCM+ permette di selezionare tre tipologie diverse di trattamento dello strato limite a parete, che a sua volta richiedono specifiche distanze della cella a parete in termini di y^+ :

- *low- y^+ wall treatment*: il valore di y^+ misurato a parete deve essere minore di 1
- *high- y^+ wall treatment*: il valore di y^+ misurato a parete deve essere maggiore di 30
- *all- y^+ wall treatment*: il valore di y^+ misurato a parete deve essere minore di 1 o maggiore di 30, tuttavia questo modello fornisce risultati accettabili anche se $1 < y^+ < 30$, cioè la cella parete cade all'interno del *buffer layer*

É molto importante che i valori di y^+ siano adeguati al modello scelto per non incorrere in errori significativi. Per le simulazioni effettuate in questo elaborato é stato selezionato il modello *all- y^+ wall treatment* facendo in modo che il valore di y^+ sulla parete della pala non sia mai maggiore di 5. Nei casi in cui la cella a parete cada all'interno del *buffer layer*, questo modello usa una *blending function* (equazione 2.15) per approssimare l'andamento di u^+ nel *buffer layer* mescolando appropriatamente gli andamenti del *viscous sublayer* e del *log layer*.

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \ln(1 + \kappa y^+) + C \left[1 - \exp\left(-\frac{y^+}{D}\right) - \left(-\frac{y^+}{D}\right) \exp(-by^+) \right] \quad (2.15)$$

$D = y_m^+$ rappresenta lo spessore a cui avviene il passaggio tra strato viscoso e logaritmico calcolato secondo lo schema iterativo di *Newton*, eguagliando cioè i valori di velocità calcolati risolvendo le equazioni del flusso, con la legge di velocità di strato limite. Gli altri parametri sono definiti come $C = \frac{1}{\kappa} \ln\left(\frac{E}{\kappa}\right)$, $b = \frac{1}{2} \left(\frac{D\kappa}{C} \frac{1}{D}\right)$ ed E é una costante della legge di parete.

Transizione

Il modello di turbolenza utilizzato (*SST $k - \omega$*), é in grado di predire flussi totalmente turbolenti. Per tenere conto della transizione da flusso laminare a turbolento nello strato limite, é quindi necessario aggiungere un modello apposito che tiene conto di questo fenomeno.

Star-CCM+ fornisce due tipologie di approcci per la transizione:

- *Turbulence Suppression Model*: la transizione viene simulata sopprimendo la turbolenza in una certa regione del campo di moto, la quale deve essere specificata indicando la coordinata di transizione.
- *Gamma ReTheta Transition/Gamma Transition Model*: la transizione viene simulata risolvendo delle equazioni di trasporto addizionali accoppiate al modello di turbolenza.

L'approccio scelto é il secondo, in quanto non si hanno informazioni sulla coordinata di transizione in fase di setup della simulazione.

Il modello *Gamma ReTheta Transition* risolve due equazioni di trasporto addizionali al modello di turbolenza, di cui una per l'intermittenza della turbolenza ed una per il *Re* dello spessore di quantità di moto di transizione. Il modello *Gamma Transition* costituisce una versione semplificata del precedente, in quanto risolve una sola equazione di trasporto per l'intermittenza γ ; ciò permette di ottenere un modello con costo computazionale inferiore, mantenendo un livello di accuratezza accettabile.

2.2 Definizione del dominio di analisi

Per questa analisi preliminare, non avendo riferimenti utili ottenuti dalla validazione del codice di calcolo, ci si é basati sulle informazioni ricavate dalla bibliografia ([2], [3], [4], [5], [6]).

L'approccio scelto per effettuare tutte le analisi di questo elaborato é di tipo *steady-state*. Questa tipologia di approccio non é adatta all'analisi di sistemi di riferimento instazionari, quali ad esempio un flusso rotante; per queste analisi si é però interessati a ricavare i valori medi temporali delle prestazioni, trascurandone l'evoluzione temporale ed i fenomeni instazionari che possono verificarsi all'interno del dominio. L'approccio *steady-state* é inoltre meno costoso computazionalmente rispetto all'approccio *unsteady*.

A questo punto il primo passo da eseguire per l'analisi CFD della pala sperimentale é la definizione del dominio. Quest'ultimo deve essere suddiviso in due regioni:

- Regione esterna risolta in un sistema di riferimento statico (indicato da qui in avanti con pedice s)
- Regione interna (attorno alla pala) risolta in un sistema di riferimento rotante alla velocità di rotazione dell'elica in crociera pari ad $n = 3500 \text{ rpm}$ (indicato da qui in avanti con pedice r)

Condizione necessaria dell'approccio *steady-state*, per ottenere risultati fisicamente accettabili, é che il dominio rotante sia assialsimmetrico e la velocità di *freestream* sia parallela all'asse di rotazione dell'elica. Per questo motivo le due regioni hanno entrambe forma cilindrica. Inoltre, al fine di ridurre il numero di celle e di conseguenza il costo computazionale, vengono utilizzate delle interfacce periodiche (paragrafo 2.1.1) ai lati del dominio. I cilindri vengono quindi ridotti in funzione del numero di pale dell'elica; l'elica sperimentale, come detto, é composta da 3 pale, quindi i cilindri verranno ridotti in porzioni cilindriche di ampiezza 120°. In figura 2.9 sono rappresentate 3 viste del dominio, e vengono indicate le superfici su cui verranno assegnate le condizioni al contorno. Le dimensioni delle regioni costituiscono un'importante variabile che influenza i risultati dell'analisi; come primo tentativo sono state utilizzate le seguenti dimensioni facendo riferimento alla bibliografia già citata:

- Regione statica: Lunghezza $L = 15\text{ m}$, Raggio $R = 8\text{ m}$
- Regione rotante: Lunghezza $l = 0.6\text{ m}$, Raggio $r = 1\text{ m}$

La pala é stata posizionata in modo che l'origine del sistema di riferimento rotante O_r sia coincidente con l'origine del sistema di riferimento statico O_s , e l'asse di rotazione sia orientato in direzione $-\hat{y}_s$. Per permettere il calcolo dell'evoluzione del flusso a valle della pala senza essere influenzato dalle condizioni al contorno le due regioni vengono posizionate come mostrato in tabella 2.2.

	Regione statica	Regione rotante
Faccia del cilindro a valle della pala	$y_s = -10\text{ m}$	$y_s = -0.4\text{ m}$
Faccia del cilindro a monte della pala	$y_s = 5\text{ m}$	$y_s = 0.2\text{ m}$

Tabella 2.1: Posizionamento dei cilindri per analisi preliminare

2.3 Costruzione della *mesh*

Al fine di ottenere una *mesh* che sia allo stesso tempo accurata e con un ridotto numero di celle, é stato necessario inserire dei controlli sulle varie superfici e sui volumi, i quali modificano i valori del *mesh continuum* (tabella 2.2) applicato ad entrambe le regioni. É stata utilizzata una *mesh* triangolare per la discretizzazione delle superfici, ed una *mesh* volumica di tipo poliedrico (2.1.1).

Base size	0.15 <i>m</i>
Minimum face quality	0.05
Curvature	36 <i>pts/circle</i>
Surface growth rate	1.3
Volume growth factor	0.5

Tabella 2.2: Impostazioni *mesh continuum* per analisi preliminare

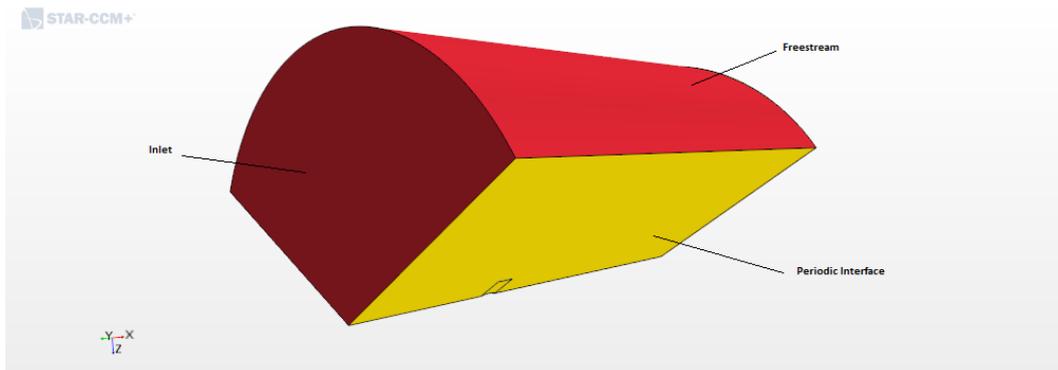
Generazione della *mesh* sul *rotating frame*

Viene applicato un controllo sulla superficie del *rotating frame* (dove verrà applicata la condizione di interfaccia tra i sistemi di riferimento), in modo da discretizzarlo in maniera piú accurata, usando una dimensione di target dei triangoli di superficie pari al 75% della *base size*.

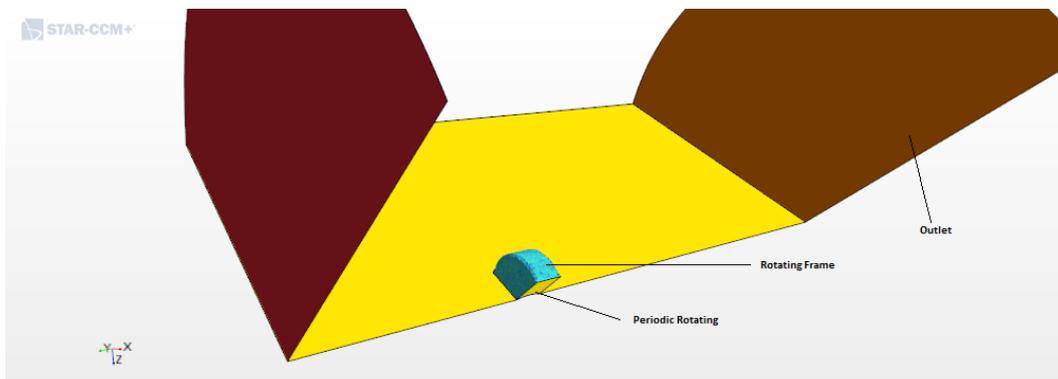
Generazione della *mesh* sulla pala

Per l'elemento pala, come mostrato in figura 2.9(c), ai fini della costruzione della *mesh* e del successivo calcolo delle prestazioni, vengono definite due superfici separate.

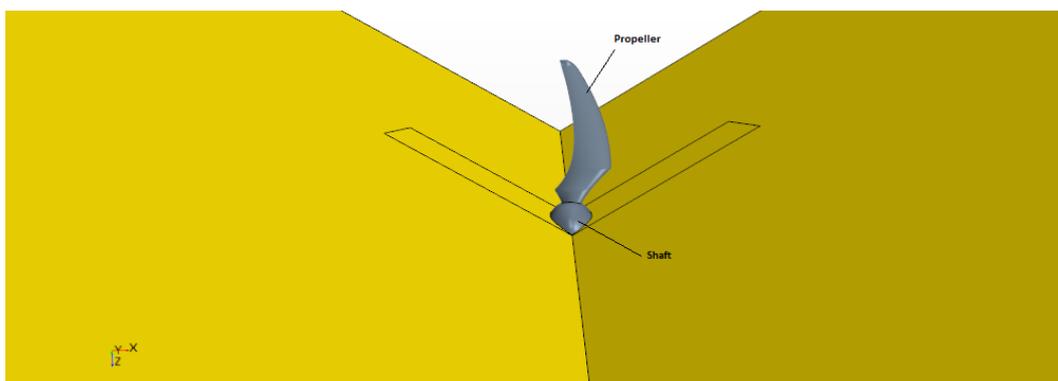
Sul *propeller* é necessario generare una *mesh* molto fine per far sí che i campi di pressione e velocità risultanti siano ben definiti, in modo da ottenere valori delle prestazioni realistici. I controlli utilizzati sono riportati in tabella 2.3.



(a) Vista esterna del dominio



(b) Sezione del dominio con vista su regione rotante



(c) Sezione del dominio con vista sulla pala

Figura 2.9: Dominio utilizzato per analisi CFD della pala sperimentale

Target surface size	0.003 <i>m</i>
Minimum surface size	0.001 <i>m</i>
Curvature	200 <i>pts/circle</i>
Prism layer thickness	0.0045 <i>m</i>
Number of prism layer	20
Prism layer stretching	1.3

Tabella 2.3: Controlli sulla superficie del *propeller*



Figura 2.10: Mesh sulle superfici *shaft* e *propeller*

Il dettaglio raffigurante il *prism layer* sulla pala é riportato in figura 2.12. Per rifinire maggiormente le zone del *tip* e del *trailing edge* viene utilizzata una *feature curve*, mostrata in figura 2.11. In questo modo é possibile modificare la dimensione degli elementi di superficie sulla linea imponendo una *minimum surface size* pari a $1.5 \cdot 10^{-4}$ *m* ed una *target surface size* di $3.75 \cdot 10^{-4}$ *m*.

Sulla superficie dello *shaft* é stata invece utilizzata una *mesh* piú rada, in quanto la geometria é decisamente meno complessa di quella del *propeller*. I controlli imposti sono riassunti in tabella 2.4.

Controlli volumetrici

Sono stati definiti due diversi cilindri per effettuare un infittimento della mesh di volume nella zona intorno alla pala. La dimensione dei cilindri ed i controlli imposti sulla dimensione delle celle, sono riportati in tabella 2.5. In figura 2.13 si notano gli effetti dei controlli volumetrici sulla *mesh* di volume; é stato disabilitato il *surface remesher* dei controlli volumetrici, si vede infatti come sul *rotating frame* venga mantenuta la dimensione assegnata tramite il controllo superficiale.

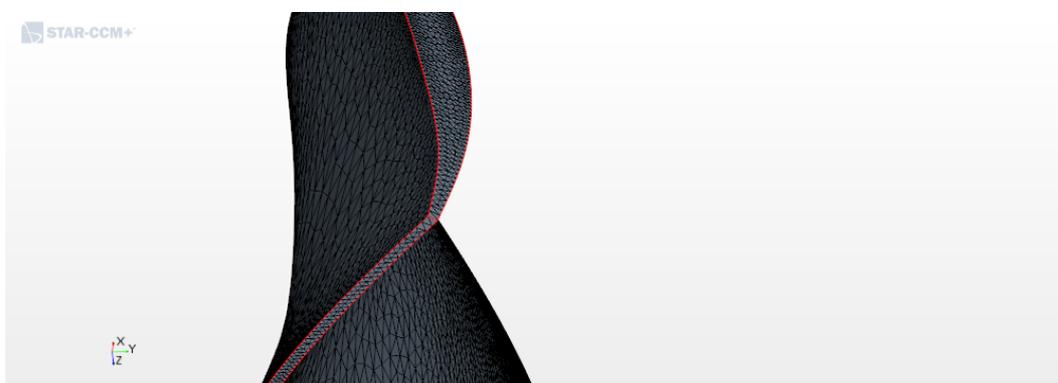


Figura 2.11: *Feature curve* (in rosso) utilizzata sulla pala sperimentale e dettaglio della *mesh* al *tip*

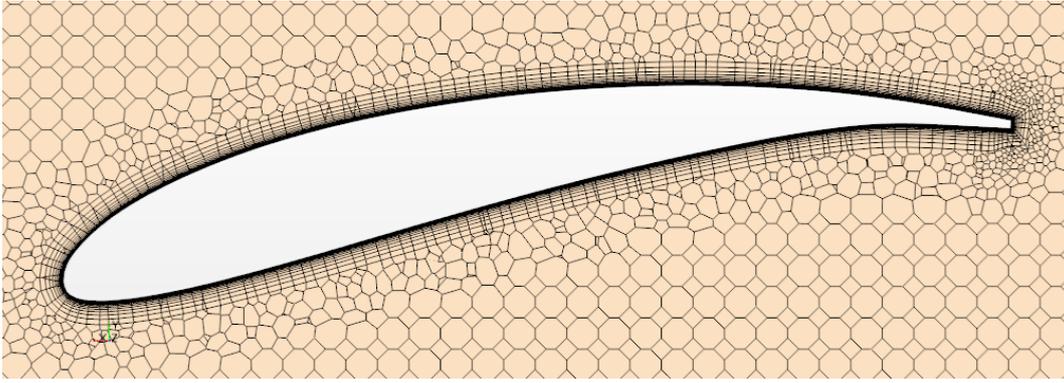


Figura 2.12: *Prism layer* sulla sezione della pala a $z = 0.4m$

Target surface size	0.0375 m
Minimum surface size	0.0075 m
Prism layer thickness	0.0045 m
Number of prism layer	20
Prism layer stretching	1.3

Tabella 2.4: Controlli sulla superficie dello *shaft*

2.4 Modello fisico e condizioni al contorno

Modello fisico

La selezione del modello fisico su Star-CCM+ si basa sulla scelta dei modelli da applicare alla simulazione. Le analisi effettuate in questo elaborato si basano su un modello 3D *steady-state* ed assumono aria ideale. Una prima scelta di notevole importanza riguarda la selezione del solutore (2.1.2). Una prima analisi approssimativa permette di ricavare la velocità al *tip* della pala come somma vettoriale della velocità di crociera del velivolo e della velocità tangenziale dell'elica:

$$V_{tip} = \sqrt{V_{\infty}^2 + (\omega R)^2} = 308.29 \text{ m/s} \quad (2.16)$$

Nonostante la velocità al *tip* della pala raggiunge $M \simeq 1$, ed è quindi sconsigliato l'uso del solutore *segregated* si è deciso comunque di effettuare un primo tentativo utilizzando questo tipo di solutore. Questa scelta è stata effettuata perché l'obiettivo di questa prima analisi non è quello di ottenere prestazioni accurate, ma avere un'idea del campo di moto che si genera sulla pala.

Un'altra scelta importante da effettuare riguarda il modello di turbolenza; è stato selezionato il modello *SST k- ω* come primo tentativo (maggiori dettagli al paragrafo 2.6.3), in

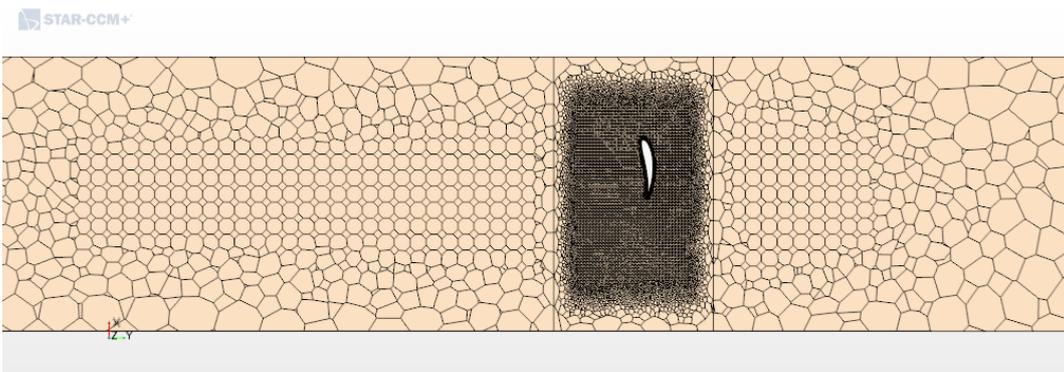


Figura 2.13: *Mesh* risultante sulla sezione a $z = 0.3m$ dopo l'applicazione dei controlli volumetrici

	Cilindro 1	Cilindro 2
Cell size	0.006 m	0.06 m
Posizione della faccia a valle della pala	-0.4 m	-2.2 m
Posizione della faccia a monte della pala	0.2 m	0.8 m
Diametro	1 m	1 m

Tabella 2.5: Controlli volumetrici sul dominio per l'analisi preliminare

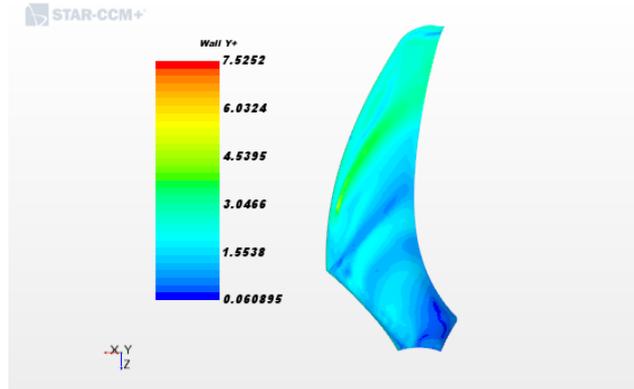


Figura 2.14: Andamento del parametro y^+ sulla pala sperimentale per l'analisi preliminare

quanto dalla bibliografia ([2]) si evince che quest'ultimo fornisce risultati accurati per questo tipo di analisi. Per lo strato limite a parete è stato invece selezionato il modello *All- y^+ wall treatment*; in figura 2.14 è riportato l'andamento del parametro y^+ sulla pala, si vede come questo sia influenzato dal campo di velocità in quanto assume un andamento simile a quello visto in figura 2.16, ma rispetti comunque il requisito della distanza da parete imposto dal modello selezionato.

Condizioni al contorno

Star-CCM+ permette di assegnare le condizioni al contorno sui *boundary* che delimitano le regioni del dominio. Questi corrispondono alle superfici descritte nel paragrafo 2.2, e vengono riepilogate in tabella 2.6 esplicitando le condizioni al contorno assegnate.

Viene fornita una breve descrizione delle condizioni al contorno utilizzate:

Superficie	Condizione al contorno
<i>Inlet</i>	<i>Velocity inlet</i>
<i>Outlet</i>	<i>Pressure outlet</i>
<i>Freestream</i>	<i>Velocity inlet</i>
<i>Periodic</i>	<i>Periodic interface</i>
<i>Periodic rotating</i>	<i>Periodic interface</i>
<i>Rotating Frame</i>	<i>Mixing Plane interface</i>
<i>Propeller/shaft</i>	<i>No-slip wall</i>

Tabella 2.6: Condizioni al contorno per analisi preliminare

- *Velocity inlet*: Viene assegnata la velocità di ingresso al dominio in direzione e modulo, oltre alla temperatura statica della corrente (300 K) ed il *Turbulent Viscosity Ratio* (pari a 10) avendo inserito il modello di turbolenza nel modello fisico. Per questa prima simulazione sono stati utilizzati i valori di crociera forniti dall'azienda "DH Aerospace Industry s.r.l.", quindi la velocità di avanzamento è pari a 50 m/s in direzione $-\hat{y}_s$.
- *Pressure outlet*: Viene assegnata la pressione che deve mantenere la corrente sulla faccia (pari alla pressione atmosferica) e la direzione del flusso ($-\hat{y}_s$), oltre ai valori di temperatura statica e *Turbulent Viscosity Ratio* come per il *Velocity inlet*.

- *No-slip wall*: Viene imposta la condizione di velocità nulla a parete.

Le due tipologie di interfacce utilizzate ed il loro funzionamento sono state già discusse nel paragrafo 2.1.1.

Condizioni iniziali

Per l'avvio della simulazione è necessario che il dominio venga inizializzato imponendo le condizioni iniziali. Queste possono avere un ruolo importante nel determinare la velocità di convergenza della simulazione e possono causare, in alcuni casi, anche la divergenza della soluzione; non avendo però informazioni sul campo di moto sono state mantenute le condizioni iniziali di *default*. Queste comprendono velocità nulla, pressione atmosferica, temperatura pari a 300 K e *Turbulent Viscosity Ratio* pari a 10 su tutto il dominio.

È necessario, infine, impostare dei valori di riferimento che limitano alcune quantità evitando che si raggiungano valori troppo elevati o troppo piccoli che possono inficiare la risoluzione delle equazioni. Viene impostata quindi una distanza minima da parete che può essere assunta da una cella ed una massima e minima temperatura raggiungibile all'interno del dominio. La pressione atmosferica viene impostata al valore standard al livello del mare ($p_{ref} = 101325\text{ Pa}$).

2.5 Risultati ottenuti

Si riportano i risultati ottenuti dall'analisi CFD preliminare della pala sperimentale. In figura 2.15 è rappresentato l'andamento dei residui delle equazioni utilizzate per la risoluzione del campo di moto. Si nota un'instabilità molto accentuata dei residui della turbolenza nelle prime iterazioni; ciò è dovuto alle limitazioni inserite nell'ambito delle condizioni iniziali sulla temperatura. Sono stati infatti raggiunti i valori limite in un numero elevato di celle nella regione rotante; la causa può sicuramente essere attribuita alla scarsa discretizzazione delle celle sul *rotating frame* e sulle interfacce periodiche. Non è stato infatti applicato nessun controllo superficiale su quest'ultime che presentano quindi celle di dimensione pari alla *base size*, mentre all'interno della regione rotante le celle sono molto più piccole a causa dell'applicazione del *volumetric control*; questa variazione di dimensione delle celle può aver causato l'instabilità sui residui.

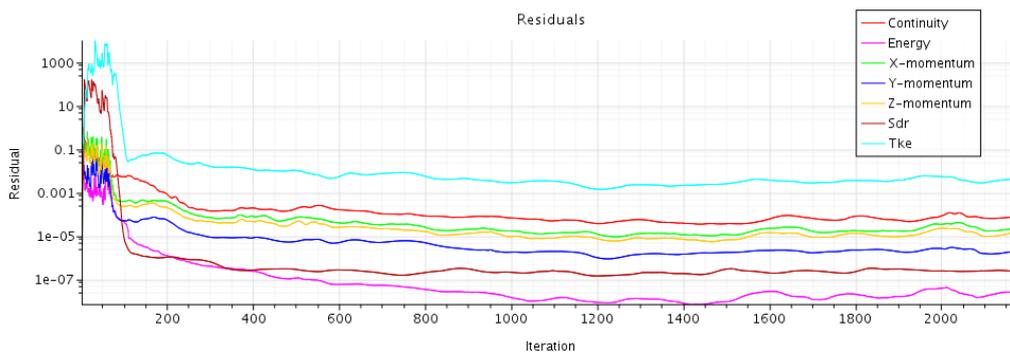


Figura 2.15: Residui dell'analisi CFD preliminare della pala sperimentale

Per il calcolo della spinta generata, si misura la forza risultante dal campo di pressioni applicato sulla pala in direzione \hat{y}_s ottenendo un valore di spinta negativo, la pala in questa configurazione genera cioè solo una forza resistente. Da questo risultato si capisce che, a prescindere dal modello fisico applicato e dalla mesh generata, l'elica non riesce a generare una spinta in direzione del moto. Si è quindi proceduto ad un'analisi di dettaglio del campo di moto per capirne i motivi.

In figura 2.16 viene rappresentato il coefficiente di pressione su dorso e ventre della pala calcolato come $c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2}$; si nota come sul ventre siano presenti zone molto estese di

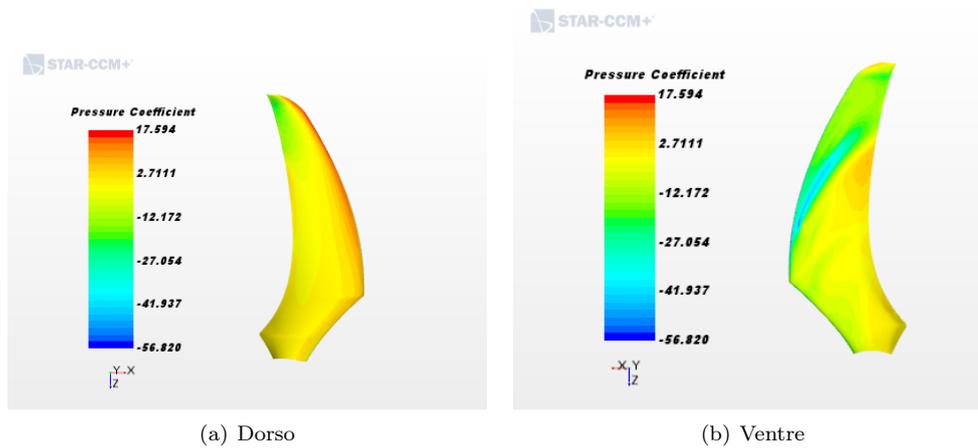


Figura 2.16: Coefficiente di pressione ottenuto dall'analisi preliminare sulla pala sperimentale

bassa pressione che contribuiscono ad originare una forza di resistenza in direzione opposta al moto. La causa delle zone di bassa pressione é riconducibile alla separazione del flusso che avviene sul ventre. Al fine di investigare questa separazione sono stati creati dei piani che intersecano la pala a diverse altezze lungo il raggio (figura 2.17), e su questi é stato rappresentato il campo di velocità vettoriale sul profilo ottenuto dall'intersezione (figura 2.18). La posizione dei piani di intersezione, in termini di z ed r/R é riportata in tabella 2.7.

z [m]	r/R
0.2	24.1%
0.3	36.14%
0.4	48.19%
0.5	60.24%
0.6	72.29%
0.7	84.34%
0.8	96.39%

Tabella 2.7: Posizione dei piani intersecanti la pala sperimentale

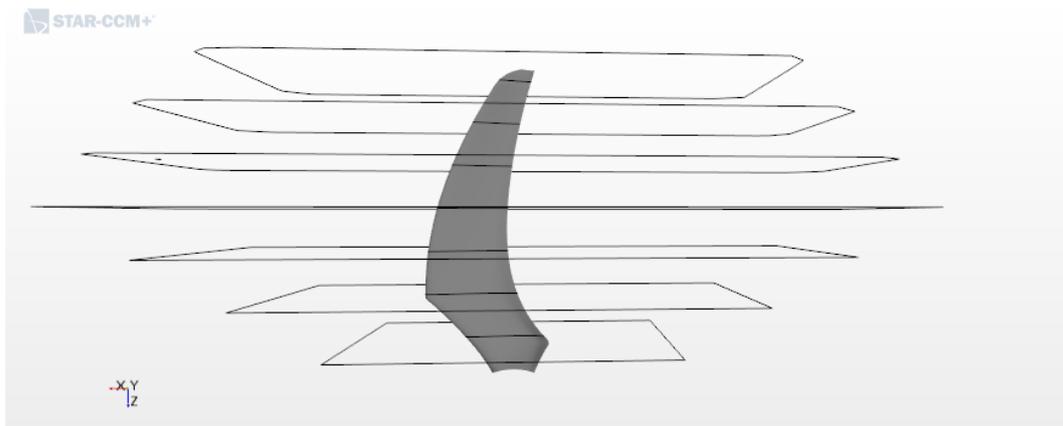
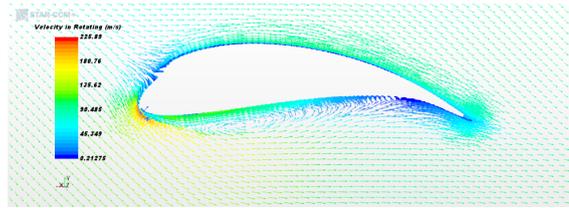
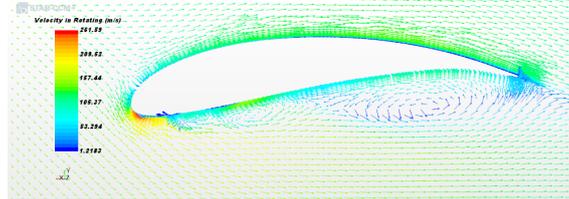


Figura 2.17: Piani intersecanti la pala sperimentale

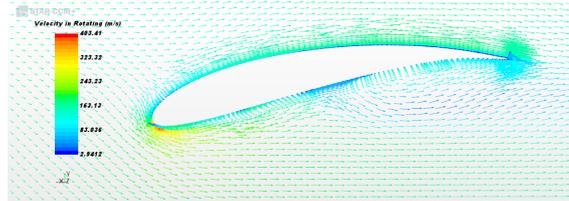
Dalle immagini dei campi di velocità sui profili della pala sperimentale si notano delle zone di ricircolo del flusso sul ventre. Questo fenomeno é dovuto alla posizione del punto di arresto, che a causa dell'incidenza alla quale vengono investiti i profili si sposta sul dorso, causando una curvatura eccessiva del flusso ventrale e la conseguente separazione. Osservando la figura 2.19, si vede come le linee di corrente tendono a curvare verso il tip della pala; il flusso



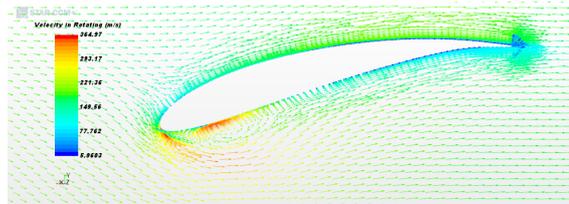
(a) $z = 0.2 \text{ m}$



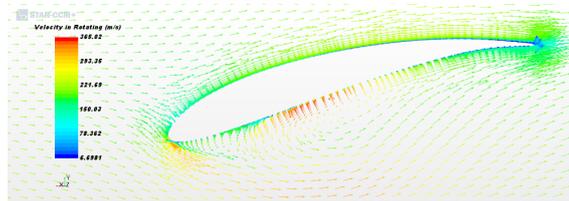
(b) $z = 0.3 \text{ m}$



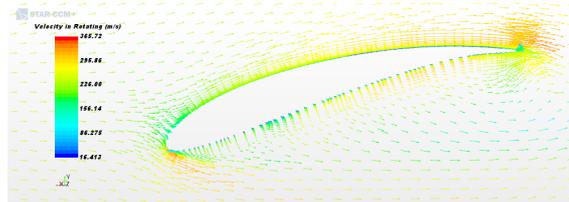
(c) $z = 0.4 \text{ m}$



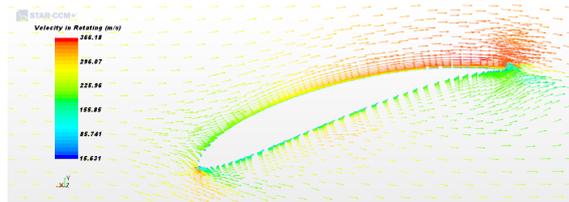
(d) $z = 0.5 \text{ m}$



(e) $z = 0.6 \text{ m}$



(f) $z = 0.7 \text{ m}$



(g) $z = 0.8 \text{ m}$

Figura 2.18: Profili di velocità vettoriali sui piani intersecanti la pala sperimentale in analisi preliminare

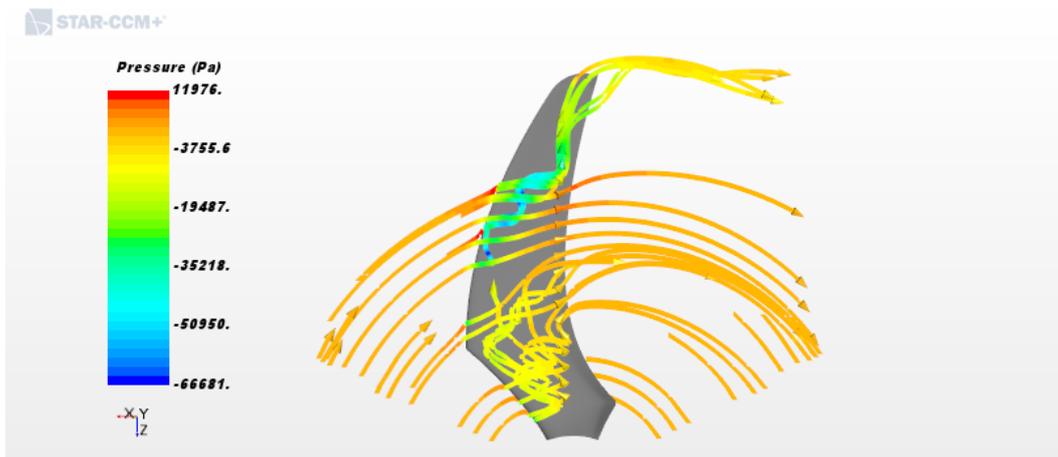


Figura 2.19: Andamento delle streamline sulla pala sperimentale in analisi preliminare

separato non ha abbastanza energia per proseguire nella direzione *chordwise*, quindi l'azione della forza centrifuga, dovuta alla rotazione della pala, riesce ad imporsi direzionandolo verso l'estremità esterna. La zona a pressione più bassa in figura 2.16 (colorata in azzurro), viene a formarsi proprio a causa dell'accelerazione del flusso separato che si sposta verso l'estremità della pala. Questo fenomeno può essere dovuto all'inadeguatezza del modello *segregated flow* che non riesce a predire bene le zone ad alta velocità che si formano sul ventre in prossimità del bordo d'attacco a causa dell'elevata curvatura a cui è sottoposto il flusso.

I fenomeni descritti sono sicuramente dovuti al calettamento della pala, che posta in questa configurazione origina la separazione sul ventre. Osservando la sezione della pala al 75% del raggio (figura 2.20), coordinata radiale alla quale si definisce il calettamento, si vede come il profilo sia posto ad un angolo di calettamento negativo. Il calettamento, definito come l'angolo tra il piano di rotazione (piano ortogonale all'asse \hat{y}_s) e la corda del profilo al 75% del raggio, in questo caso misura $\beta = -14.23^\circ$.

Sono state quindi proposte ed analizzate due nuove configurazioni, ruotate rispettivamente di $\Delta\beta = 26^\circ$ e $\Delta\beta = 33^\circ$ rispetto alla configurazione analizzata in questo paragrafo.

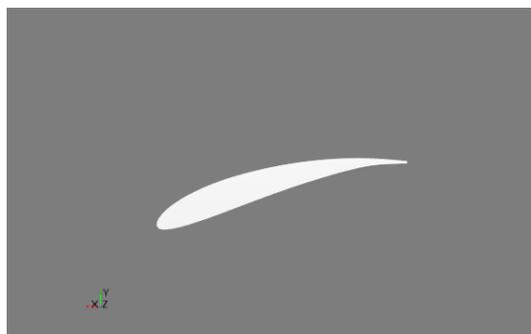


Figura 2.20: Sezione della pala sperimentale al 75% del raggio in configurazione di analisi preliminare

2.6 Analisi CFD delle nuove configurazioni proposte

Tramite l'analisi delle due nuove configurazioni proposte si pone l'obiettivo di fornire una prima stima dei valori delle prestazioni della pala sperimentale. Sfruttando quindi i risultati ottenuti dall'analisi della configurazione iniziale viene effettuato un primo *step* di ottimizzazione della *mesh* e del modello fisico.

In figura 2.21 si riportano le sezioni della pala al 75% del raggio per le due configurazioni; si vede come, rispetto alla configurazione iniziale, adesso il profilo sia posto ad un angolo di calettamento positivo. Quest'ultimo misura per i 2 casi

- $\beta_{rot\ 26} = 11.77^\circ$
- $\beta_{rot\ 33} = 18.77^\circ$

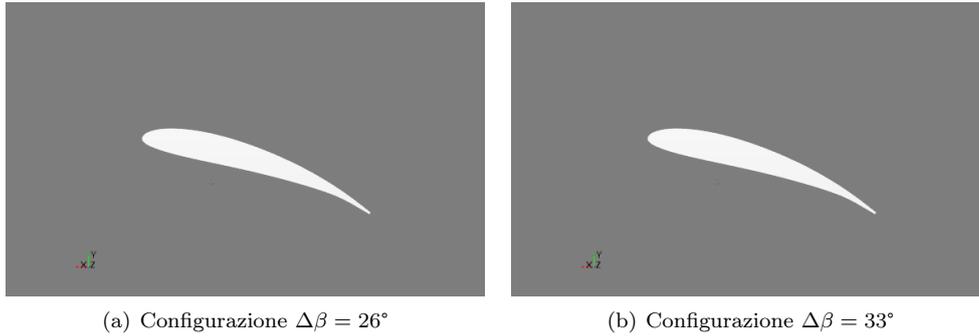


Figura 2.21: Sezione della pala sperimentale al 75% del raggio per le due nuove configurazioni proposte

2.6.1 Ottimizzazione della mesh e del modello fisico

Dall'analisi preliminare per la configurazione iniziale della pala sperimentale, sono emersi i seguenti punti critici che dovranno essere oggetto di ottimizzazione:

- disuniformità di dimensione delle celle alle interfacce (figura 2.13) che può causare instabilità sui residui
- modello *segregated flow* risulta completamente inadatto a causa della presenza di zone con $M > 1$ all'interno del campo di moto; nonostante questo tipo di solutore sia basato sui flussi a densità costante fornisce risultati ancora accettabili per il regime di moto medio-compressibile ma non è applicabile per simulazioni con presenza di urti ([1])

La soluzione adottata prevede l'utilizzo di due *mesh continuum* differenti per le 2 regioni, in quanto in questo modo si ottiene una *mesh* di qualità più elevata all'interfaccia tra i due sistemi di riferimento. I parametri definiti sui due *continuum* sono gli stessi utilizzati nella precedente analisi; l'unica variazione riguarda il *volume growth factor* che per il *continuum* della regione rotante viene posto pari ad 1, mentre per la regione statica assume un valore di 0.8. Una ulteriore modifica viene effettuata sulla dimensione delle celle all'interno dei cilindri di infittimento, mantenendone invariata la geometria presentata in tabella 2.5:

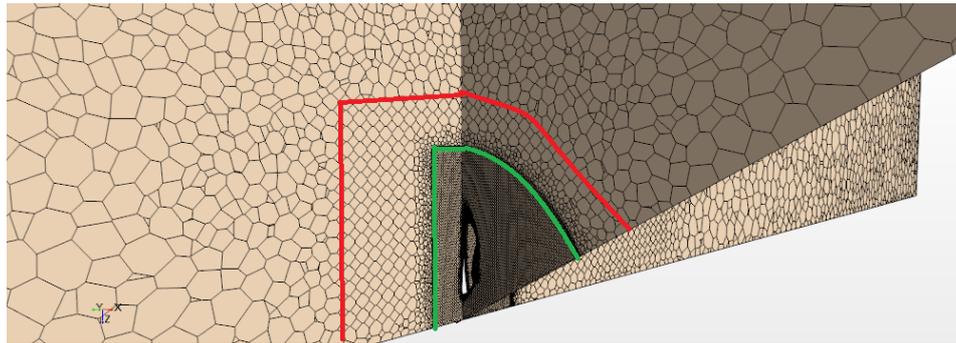
- Cilindro 1: *Cell size* = 0.015 m (evidenziato in verde in figura 2.22(a))
- Cilindro 2: *Cell size* = 0.075 m (evidenziato in rosso in figura 2.22(a))

Viene inoltre abilitato il comando di *surface remesher* sui due cilindri in modo da evitare le variazioni di dimensione delle celle alle interfacce. Infine per aumentare la qualità della *mesh* all'interfaccia tra i due sistemi di riferimento, vengono generati due strati di prismi per lato sul *rotating frame* (figura 2.22(b)).

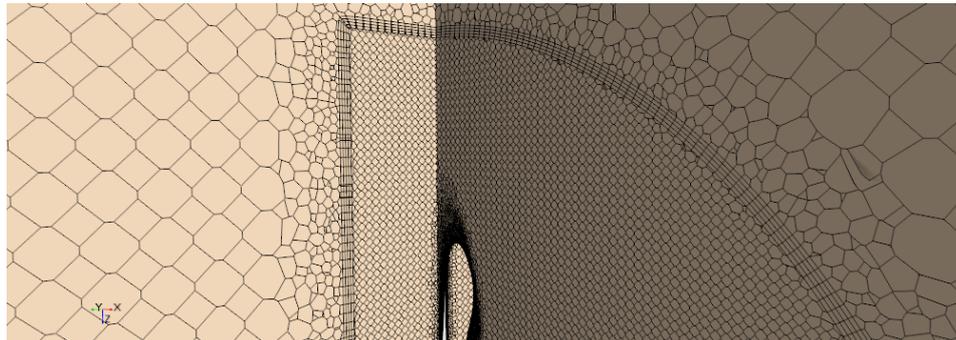
Per semplicità di realizzazione del modello *CAD* delle nuove configurazioni, in queste analisi è stata eliminata l'ogiva dell'elica, avendo quest'ultima una rilevanza non eccessiva al fine del calcolo delle prestazioni.

Il modello fisico viene invece aggiornato, sostituendo il solutore *segregated* con quello *coupled implicit* per i motivi descritti precedentemente ed aggiungendo il modello di transizione *Gamma Transition* per valutarne gli effetti.

Anche in questo caso viene selezionato il modello *All- y^+ wall-treatment* per l'approssimazione dello strato limite a parete, e da figura 2.23 si vede già come il valore massimo di y^+ a parete si sia abbassato, per entrambi i casi studiati, rispetto alla configurazione iniziale, avendo eliminato, come si vedrà al paragrafo successivo l'accelerazione della corrente sul ventre della pala.

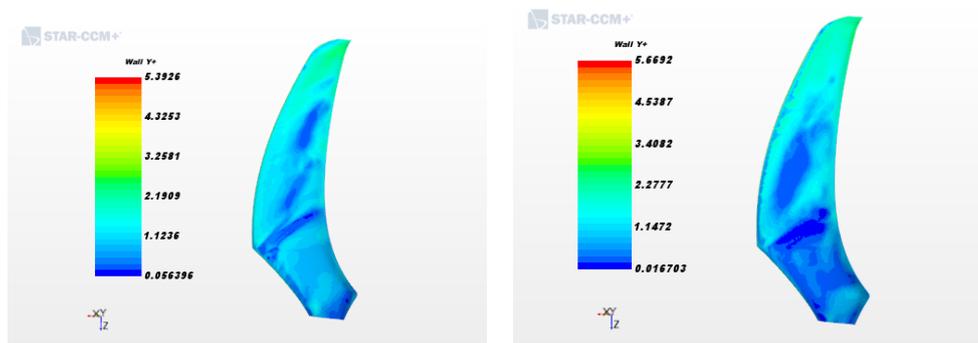


(a) Visualizzazione dei cilindri di infittimento



(b) Ingrandimento sullo strato di prismi all'interfaccia

Figura 2.22: Visualizzazione della *mesh* di volume ottenuta sui piani normali all'asse \hat{x}_s ed \hat{y}_s e passanti per l'origine



(a) Configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$

(b) Configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$

Figura 2.23: Andamento del parametro y^+ sulla pala sperimentale per le due configurazioni studiate

2.6.2 Risultati ottenuti

Al fine di poter confrontare il campo di moto ottenuto dalle nuove configurazioni con quello della configurazione iniziale, vengono imposte le medesime condizioni al contorno: $V_\infty = 50 \text{ m/s}$ e $n = 3500 \text{ rpm}$.

Nelle figure 2.24 e 2.25 viene rappresentata l'entità del coefficiente di pressione su dorso e ventre della pala sperimentale per le due configurazioni studiate.

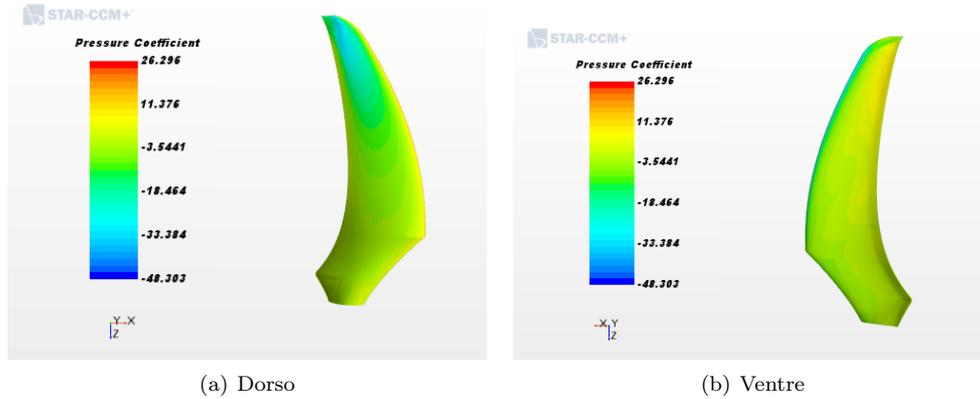


Figura 2.24: Coefficiente di pressione ottenuto dall'analisi sulla configurazione ruotata di $\Delta\beta = 26^\circ$

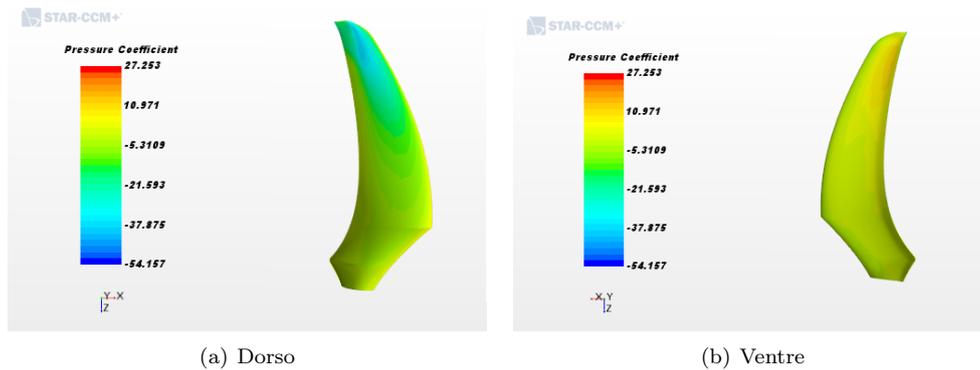


Figura 2.25: Coefficiente di pressione ottenuto dall'analisi sulla configurazione ruotata di $\Delta\beta = 33^\circ$

Si nota come sia scomparsa, in entrambi i casi, l'ampia zona di bassa pressione sul ventre, causata dalla separazione del flusso e dalla deviazione dello stesso verso il *tip* della pala, fenomeno che come si vede dalla figura 2.26 non si verifica più anche se si è ancora in presenza di qualche zona di separazione come si vedrà in seguito. Si può ipotizzare, a questo punto, che il fenomeno fosse dovuto ad una errata predizione del campo di moto causata dal modello *segregated flow*, inadatto per questo caso di studio.

Dai profili di velocità per i due casi studiati (figure 2.27 e 2.28) si vede come nella configurazione ruotata di $\Delta\beta = 26^\circ$ sia presente una separazione del flusso sui profili più interni della pala ($z = 0.2 \text{ m}$ e $z = 0.3 \text{ m}$) più accentuata rispetto alla configurazione ruotata di $\Delta\beta = 33^\circ$; ciò è dovuto allo spostamento del punto di arresto sui singoli profili alari, che aumentando il calettamento si sposta sempre più verso il ventre dei profili stessi, inibendo la separazione del flusso ventrale. In figura 2.29 si può notare come la posizione del punto di arresto vari tra le tre configurazioni studiate (si prende come esempio il profilo a $z = 0.5 \text{ m}$), spostandosi sempre più verso il ventre, ed eliminando la zona di flusso separato che si forma

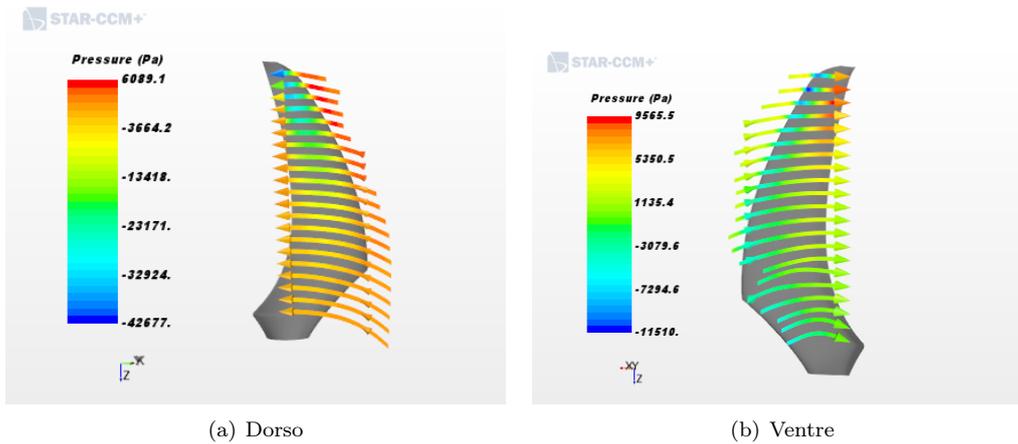


Figura 2.26: Andamento delle streamline sulla pala sperimentale in configurazione ruotata di $\Delta\beta = 26^\circ$

in prossimità del bordo d'attacco.

Un'altra importante osservazione che si può ottenere dall'analisi dei profili di velocità sui piani intersecanti la pala, è la presenza di zone di flusso supersonico vicino al *tip* della pala e la conseguente formazione di un urto retto che causa separazione del flusso a valle. La conformazione dell'urto è ben visibile dai profili di velocità vettoriale a $z = 0.8\text{ m}$ dove si nota anche la zona di ricircolo che si viene a formare a valle di quest'ultimo causando un aumento di resistenza del profilo in termini di *wave drag*. In figura 2.30 è raffigurato il profilo di pressione sul piano a $z = 0.8\text{ m}$ per le due configurazioni, dove si vede chiaramente la posizione dell'onda d'urto tramite il salto di pressione e temperatura che avviene a cavallo di quest'ultima. Nel caso della configurazione ruotata di $\Delta\beta = 33^\circ$ l'urto è più spostato verso il bordo d'attacco rispetto alla configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$, ciò è dovuto, alla variazione dell'angolo di incidenza locale dei profili, che causa un'accelerazione maggiore del flusso sul dorso, raggiungendo quindi anticipatamente le condizioni per la generazione dell'urto. Uno studio più completo sulla variazione della posizione dell'onda d'urto con l'angolo d'attacco del profilo e la velocità del flusso a monte, e sull'interazione dell'urto con lo strato limite si può trovare in [7].

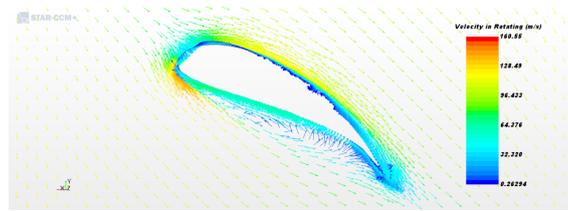
Alla luce di questi risultati si procede alla variazione del rapporto di funzionamento al fine di calcolare le prestazioni in funzione di quest'ultimo. Le simulazioni ai vari rapporti di funzionamento sono state eseguite automatizzando il codice tramite una macro *JAVA* impostando i seguenti *stopping criteria*:

- Numero massimo di iterazioni: 500 (criterio logico *And*)
- Variazione in valore assoluto della spinta in 10 iterazioni: 1 N (criterio logico *And*)
- Limite minimo sui residui: 0.05 (criterio logico *Or*)

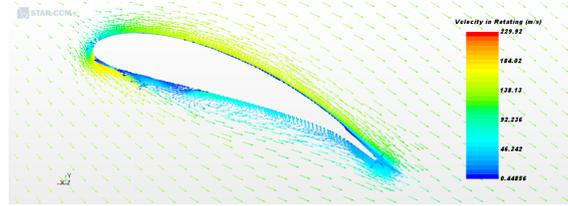
In questo modo, una volta soddisfatti i criteri citati, il codice varia automaticamente le condizioni al contorno e passa alla nuova simulazione. In figura 2.31 si vede l'andamento dei residui e dei monitor di spinta e coppia per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$; le discontinuità sui residui rappresentano la variazione delle condizioni al contorno.

In tabella 2.8 e 2.9 sono riportate le condizioni analizzate ed i risultati numerici in termini di spinta e coppia ottenuti per le due configurazioni studiate (i valori di spinta e coppia sono riferiti alla singola pala, mentre i coefficienti vengono calcolati per l'elica completa moltiplicando i valori delle prestazioni per il numero di pale). La velocità di rotazione della pala viene mantenuta costante al valore di crociera facendo variare solo la V_∞ per ottenere la variazione su J .

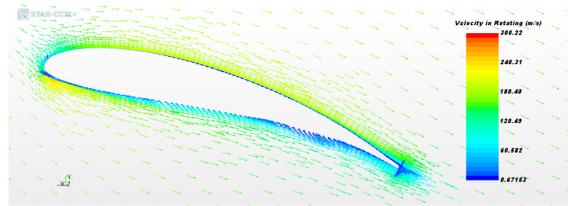
Dalle figure 2.32, 2.33, 2.34 si nota come la configurazione ruotata di $\Delta\beta = 33^\circ$ presenti valori



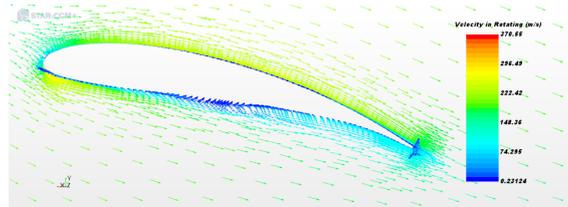
(a) $z = 0.2 \text{ m}$



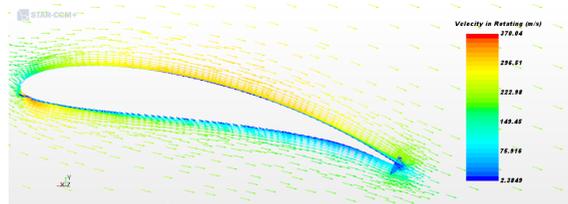
(b) $z = 0.3 \text{ m}$



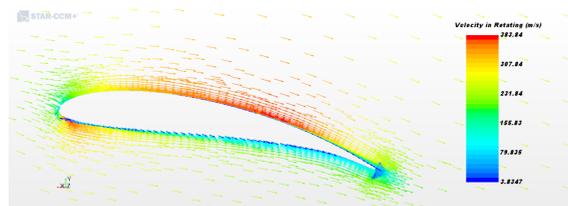
(c) $z = 0.4 \text{ m}$



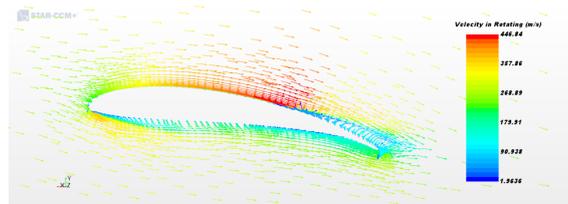
(d) $z = 0.5 \text{ m}$



(e) $z = 0.6 \text{ m}$

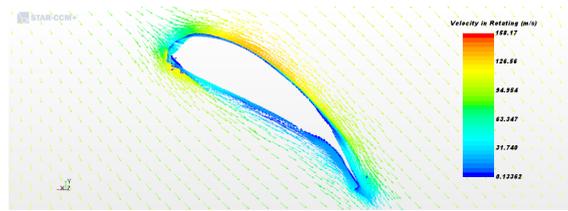


(f) $z = 0.7 \text{ m}$

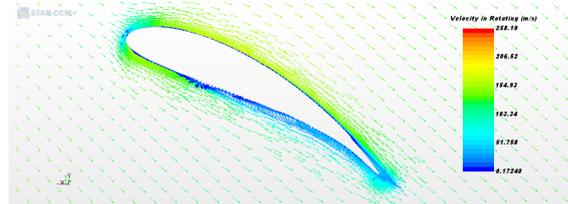


(g) $z = 0.8 \text{ m}$

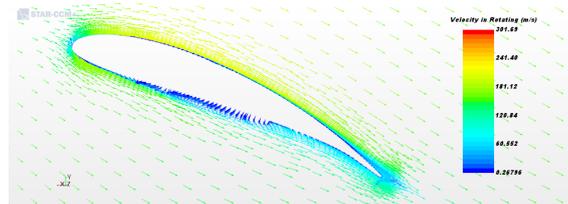
Figura 2.27: Profili di velocità vettoriali sui piani intersecanti la pala sperimentale per la configurazione ruotata di $\Delta\beta = 26^\circ$



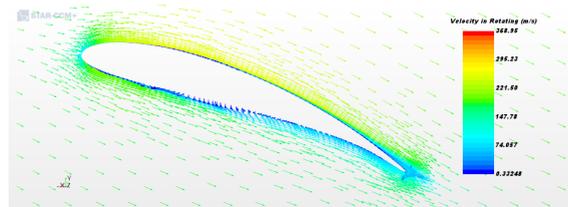
(a) $z = 0.2 \text{ m}$



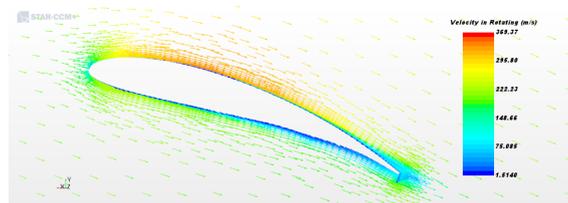
(b) $z = 0.3 \text{ m}$



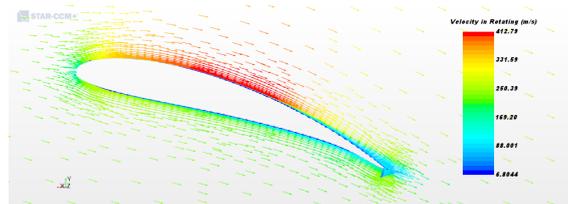
(c) $z = 0.4 \text{ m}$



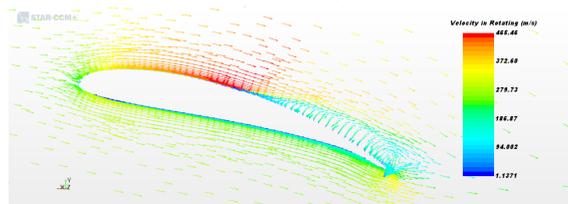
(d) $z = 0.5 \text{ m}$



(e) $z = 0.6 \text{ m}$



(f) $z = 0.7 \text{ m}$



(g) $z = 0.8 \text{ m}$

Figura 2.28: Profili di velocità vettoriali sui piani intersecanti la pala sperimentale per la configurazione ruotata di $\Delta\beta = 33^\circ$

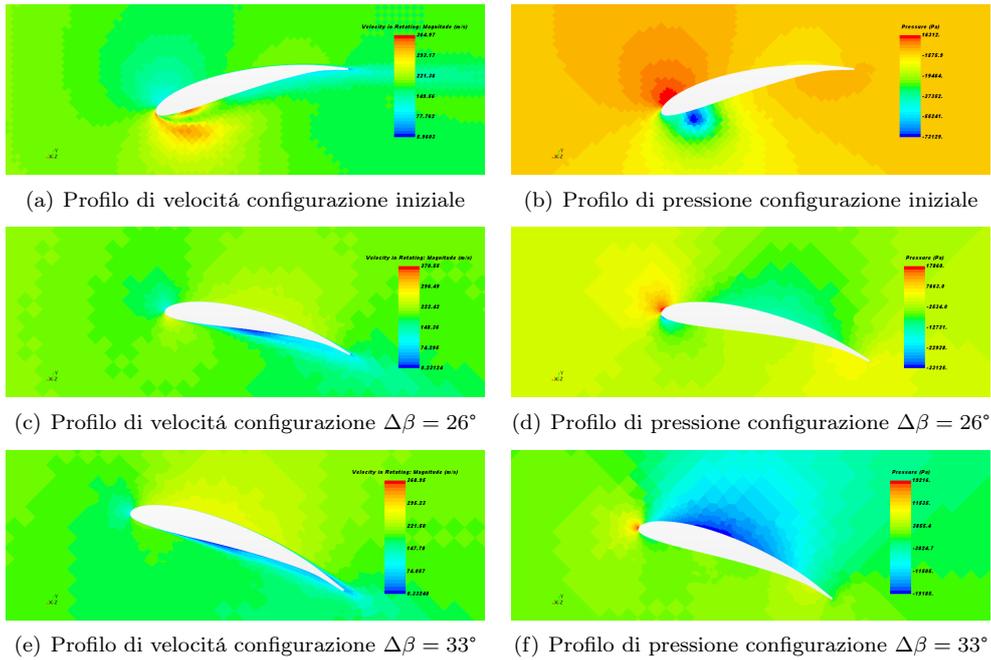


Figura 2.29: Posizione del punto di arresto per le tre configurazioni studiate sul profilo a $z = 0.5 \text{ m}$

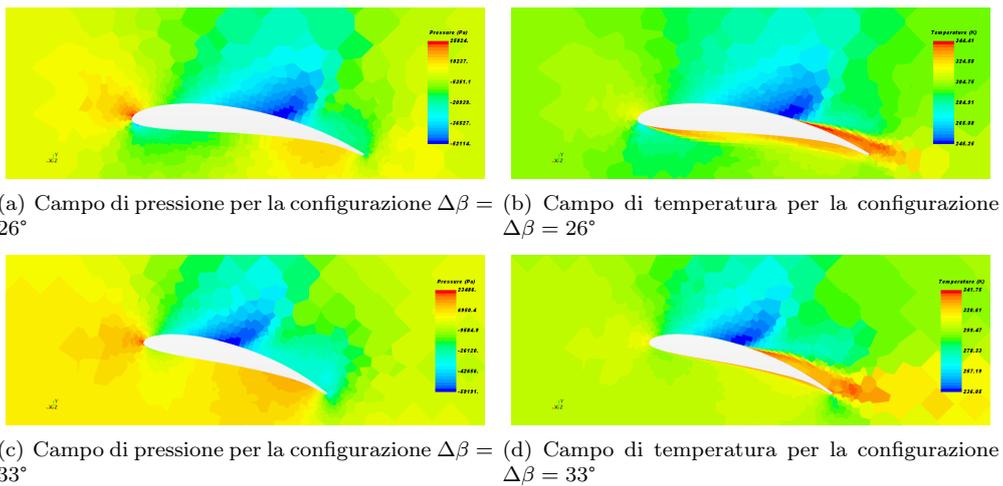
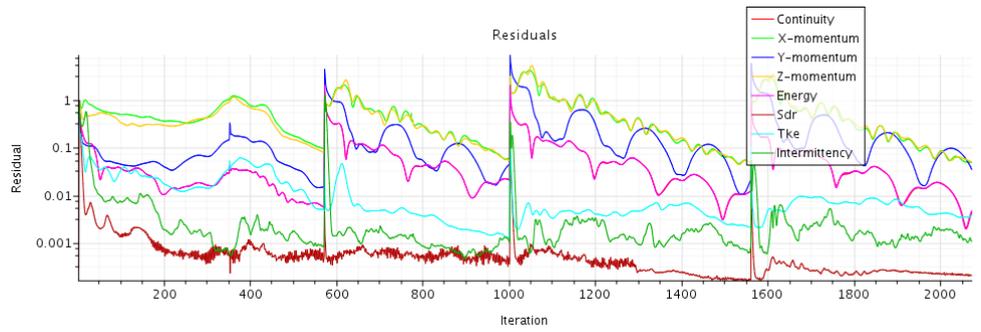


Figura 2.30: Profili di velocità sul piano a $z = 0.8 \text{ m}$ che evidenziano la presenza dell'onda d'urto



(a) Residui



(b) Monitor della spinta



(c) Monitor della coppia

Figura 2.31: Residui e monitor delle prestazioni ottenuti dall'analisi dei diversi rapporti di funzionamento per la configurazione ruotata di $\Delta\beta = 26^\circ$

piú elevati di spinta risultante e potenza necessaria alla rotazione, e sia piú conveniente, in termini di rendimento, agli alti valori di J , quindi alle alte velocità di volo.

V [m/s]	J	T [N]	Q [Nm]	C_T	C_P	η
10	0.1033	1658.25	232.21	0.1572	0.0833	0.1948
30	0.3098	1302.89	219.36	0.1235	0.0787	0.4862
40	0.4131	940.99	177.37	0.0892	0.0636	0.5790
50	0.5164	698.24	163.64	0.0662	0.0587	0.5821
60	0.6196	330.8	123.52	0.0314	0.0443	0.4384

Tabella 2.8: Prestazioni della pala sperimentale al variare del rapporto di funzionamento per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$

V [m/s]	J	T [N]	Q [Nm]	C_T	C_P	η
10	0.1033	2158.79	397.17	0.2046	0.1425	0.1483
30	0.3098	1900.67	381.16	0.1801	0.1367	0.4082
50	0.5164	1534.35	355.71	0.1454	0.1276	0.5884
60	0.6196	1273.27	330.27	0.1207	0.1185	0.6311
70	0.7229	1004.9	292.54	0.0952	0.1049	0.6561
80	0.8262	390.48	182.58	0.0370	0.0655	0.4668

Tabella 2.9: Prestazioni della pala sperimentale al variare del rapporto di funzionamento per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$

2.6.3 Modello di turbolenza

Nell'ambito dell'analisi sulla nuova configurazione della pala sperimentale, in particolare per la configurazione ruotata di $\Delta\beta = 33^\circ$ rispetto alla configurazione iniziale, è stato effettuato un confronto tra il modello di turbolenza $k-\omega$, con aggiunta del modello di transizione *Gamma Transition*, ed il modello *Spalart-Allmaras*, essendo quest'ultimo un modello di turbolenza ad un'equazione addizionale, quindi costituente un approccio sostanzialmente diverso rispetto al modello $k-\omega$.

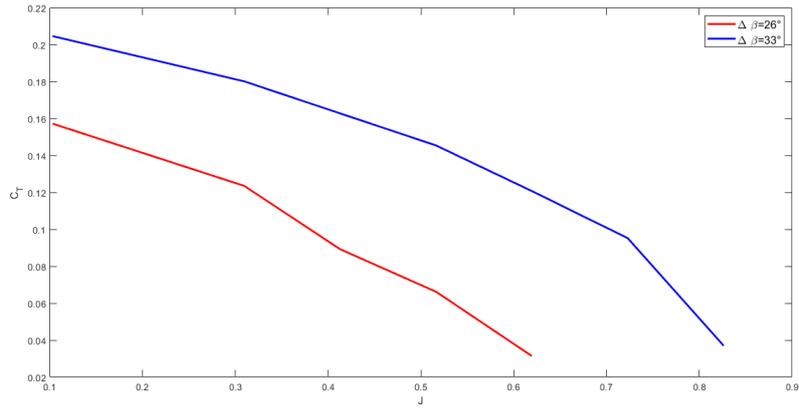


Figura 2.32: Andamento del coefficiente di spinta in funzione del rapporto di funzionamento per le due configurazioni studiate

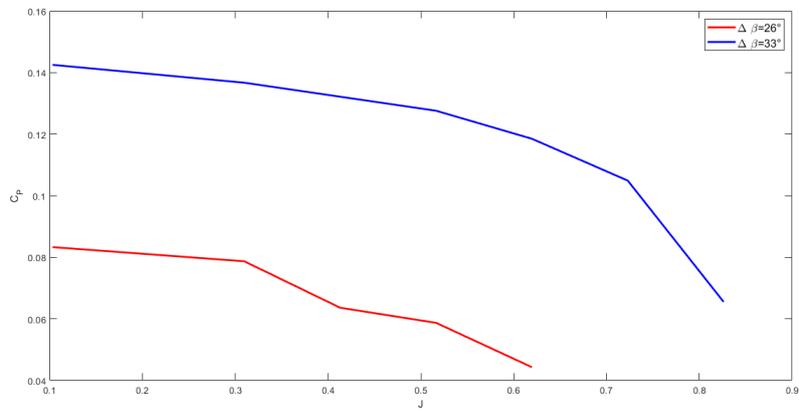


Figura 2.33: Andamento del coefficiente di potenza in funzione del rapporto di funzionamento per le due configurazioni studiate

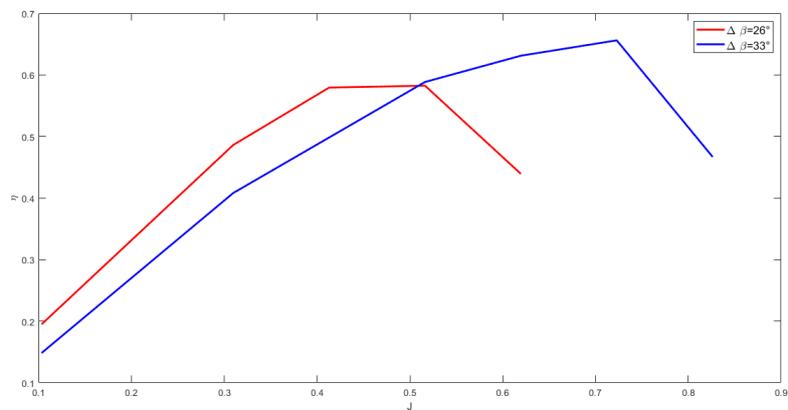
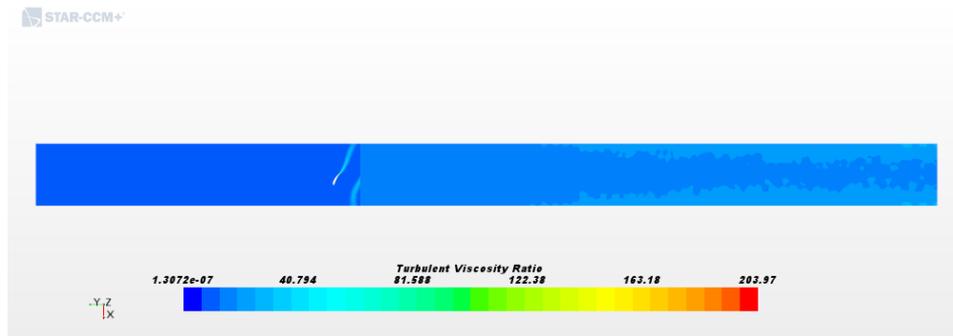
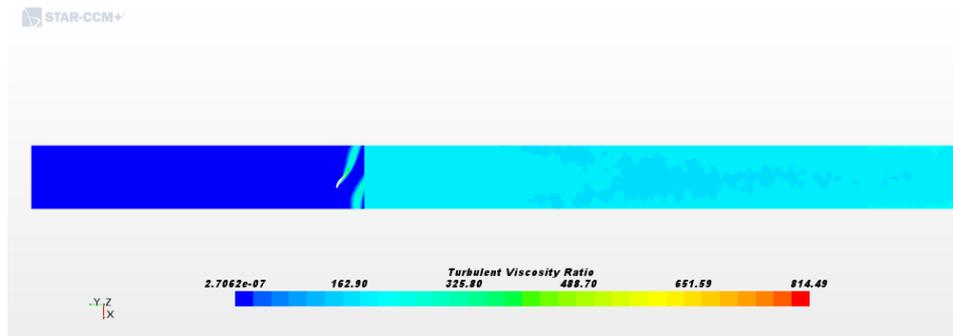


Figura 2.34: Andamento del rendimento in funzione del rapporto di funzionamento per le due configurazioni studiate



(a) Modello turbolento *Spalart-Allmaras*

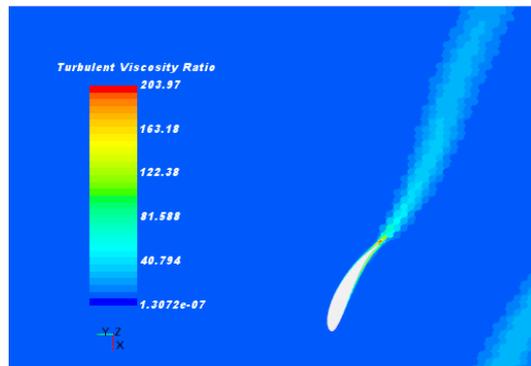


(b) Modello turbolento $k - \omega$

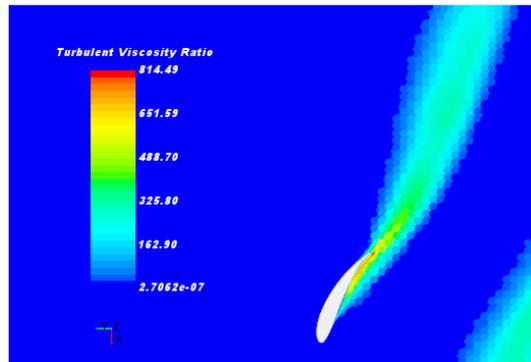
Figura 2.35: Confronto tra il modello di turbolenza $k - \omega$ e *Spalart-Allmaras*: visualizzazione della scia a valle della regione rotante

Viene valutata la risposta alla turbolenza tramite il *Turbulent Viscosity Ratio*, cioè il rateo di variazione della viscosità turbolenta (o *eddy viscosity*) tra celle adiacenti. In figura 2.35 si vede come, tramite il modello *Spalart-Allmaras*, si ottenga una viscosità turbolenta trascurabile a valle della regione rotante, mentre sul profilo la turbolenza resta confinata nello strato limite e si ha una scia turbolenta a valle molto sottile (figura 2.36). Al contrario con il modello $k - \omega$ si ottiene una viscosità turbolenta più elevata a valle della regione rotante, e sul profilo, a valle della transizione dello strato limite, la turbolenza influenza anche il flusso esterno ad esso, rendendolo turbolento ed originando un'ampiezza della scia turbolenta maggiore rispetto al caso precedente.

In definitiva il modello $k - \omega$ sembra riuscire a predire in maniera più realistica lo sviluppo della turbolenza, ulteriori confronti verranno effettuati durante la fase di validazione del codice. Questi risultati concordano con quanto ottenuto in [2].



(a) Modello turbolento *Spalart-Allmaras*



(b) Modello turbolento $k - \omega$

Figura 2.36: Confronto tra il modello di turbolenza $k - \omega$ e *Spalart-Allmaras*: visualizzazione della turbolenza sul profilo

Capitolo 3

Validazione codice di calcolo CFD

Al fine di validare i risultati dell'analisi CFD preliminare eseguita nel capitolo 2, è necessario eseguire un'ulteriore analisi su una pala di riferimento, le cui prestazioni sono note da test sperimentali effettuati in galleria del vento ([8]). In questo modo è possibile effettuare il confronto tra i risultati sperimentali e quelli ottenuti dall'analisi CFD tramite il codice Star-CCM+, in modo da ricercare le impostazioni di set-up del codice che permettono di ottenere il risultato più accurato in termini di prestazioni.

3.1 Presentazione della pala di riferimento

La pala di riferimento, da utilizzare per la validazione del codice di calcolo, è stata scelta confrontando le condizioni di test, alle quali vengono ottenuti i dati sperimentali in galleria, con quelle fornite dall'azienda costruttrice della pala sperimentale (paragrafo 1.2), in modo che le due pale lavorino all'interno dello stesso *range* di rateo di avanzamento J . La scelta è ricaduta sul modello di pala (*Propeller B'*) utilizzato in [8] per effettuare dei test *full-scale* in galleria del vento montando l'elica bipala su un aeroplano *Vought VE-7*; il posizionamento in galleria del vento è visibile in Fig.1 di [9]. Il calcolo della spinta risultante viene effettuato aggacciando l'aeroplano ad una bilancia aerodinamica; al risultato ottenuto va quindi sommata la resistenza dell'aeroplano isolato, misurata in fase preliminare, in modo da ottenere la spinta netta dell'elica a meno di incrementi nella resistenza dovuti all'interferenza della scia dell'elica stessa con il velivolo. La coppia viene invece misurata tramite un dinamometro montato sul complesso elica-motore.

3.1.1 Realizzazione modello CAD

Le caratteristiche dei profili 2D per 6 diverse stazioni lungo il raggio della pala, sono fornite in tabella 1 di [8]. Il diametro dell'elica è pari a $D = 2.5908 \text{ m}$ (51 ") e le 6 stazioni sono distribuite nel seguente modo (misure in *inches*):

- Stazione 1: $r = 11.33 \text{ ''}$
- Stazione 2: $r = 19.83 \text{ ''}$
- Stazione 3: $r = 28.33 \text{ ''}$
- Stazione 4: $r = 36.83 \text{ ''}$
- Stazione 5: $r = 45.33 \text{ ''}$
- Stazione 6: $r = 49.57 \text{ ''}$

Per ognuna delle stazioni viene riportato calettamento, corda, coordinate di *upper* e *lower camber* e raggio di *leading edge* e *trailing edge* del profilo alare. Vengono anche fornite le distanze utili al posizionamento del profilo, misurate in vista frontale e laterale sulla pala (Fig.3 di [8]). In figura 3.1 sono riassunte le principali caratteristiche geometriche della pala stessa. Il modello CAD è stato realizzato utilizzando il software di programmazione e calcolo

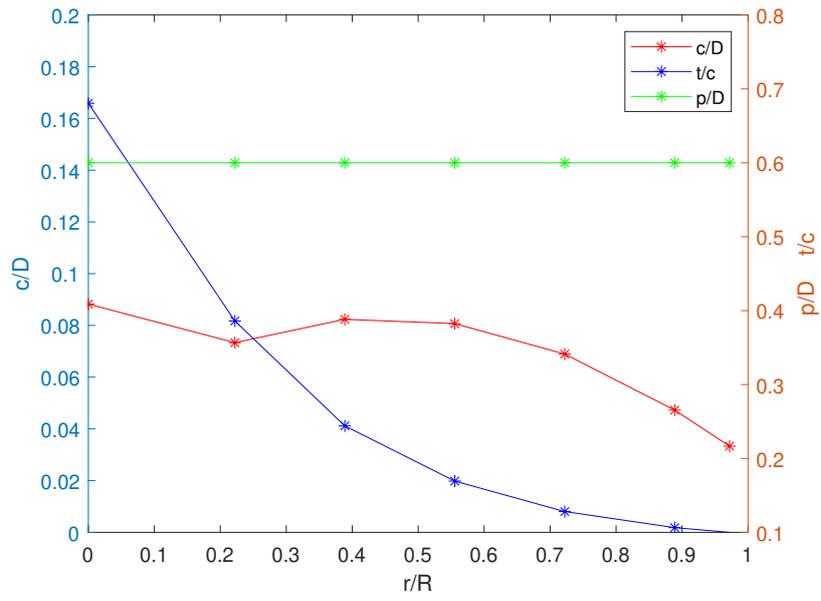
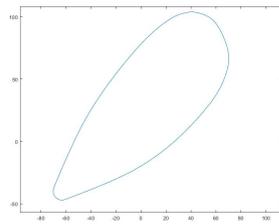
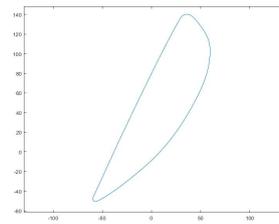


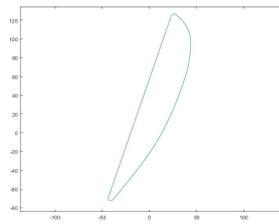
Figura 3.1: Caratteristiche geometriche della pala di riferimento



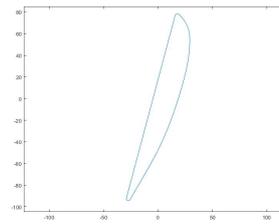
(a) Stazione 1



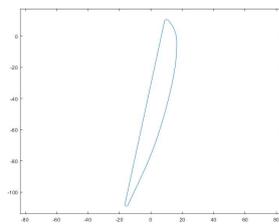
(b) Stazione 2



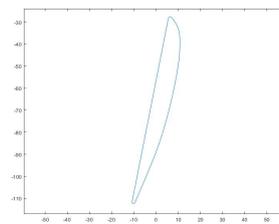
(c) Stazione 3



(d) Stazione 4



(e) Stazione 5



(f) Stazione 6

Figura 3.2: Profili della pala di riferimento

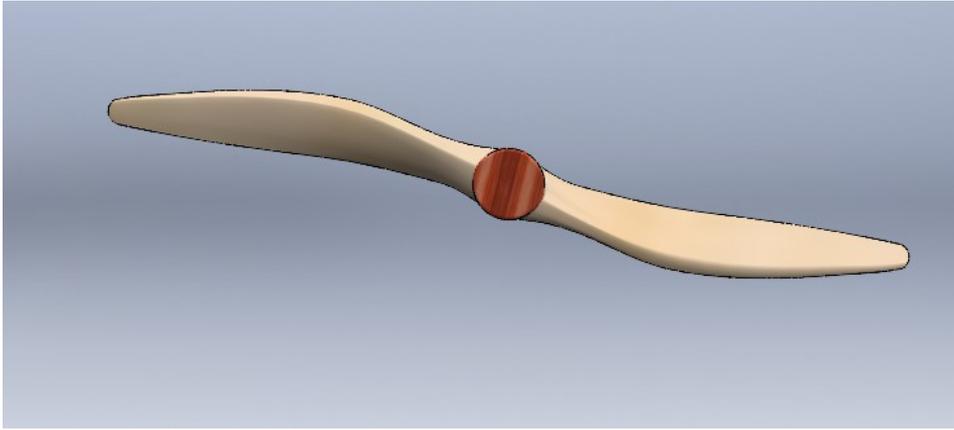


Figura 3.3: Modello CAD della pala di riferimento

numerico *Matlab* per il disegno dei profili, mentre per effettuare il *loft* tra i suddetti profili e rifinire la pala alla radice ed al *tip* è stato utilizzato il software CAD *Solidworks*.

In figura 3.2 sono rappresentati i profili alle diverse stazioni, mentre in figura 3.3 si vede il CAD completo della pala di riferimento.

3.2 Flusso di ottimizzazione delle impostazioni di set-up del codice Star-CCM+

La pala di riferimento scelta è già stata oggetto di uno studio, condotto da Sathish K. P. Sanjeevi ([10]), fine a rilevare l'influenza di alcuni parametri di set-up del codice *CFD* sui valori delle prestazioni. Nonostante il codice *CFD* utilizzato in questo studio non sia quello incorporato in Star-CCM+, si è scelto di seguire le indicazioni fornite come punto di partenza per l'ottimizzazione dei parametri di set-up.

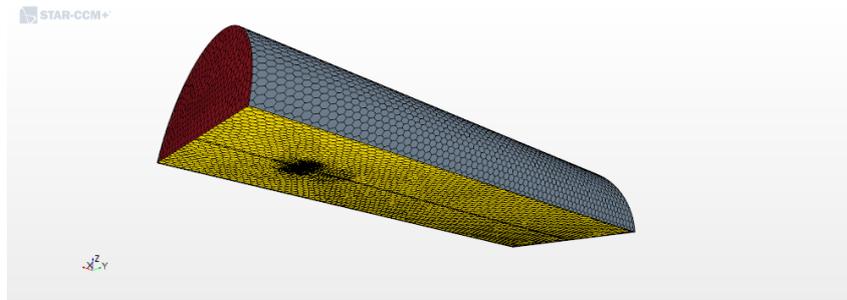
3.2.1 Modello di set-up iniziale

Il primo passo da effettuare, come visto al capitolo 2, è la creazione del dominio di analisi, il quale, seguendo le indicazioni riportate in [10] è stato realizzato con dimensioni riportate in tabella 3.1. Le lunghezze sono fornite in termini di distanza dalla pala, posta anche in questo caso nell'origine dei due sistemi di riferimento. Per queste analisi si è scelto di mantenere l'interfaccia tra i 2 sistemi di riferimento, che risulta invece assente in [10], dove viene posto l'intero dominio in un sistema di riferimento rotante. Questa scelta è stata effettuata in quanto l'interfaccia *mixing plane* è consigliata in ambito di analisi di turbomacchine dalla guida utente di Star-CCM+ e viene sempre utilizzata nei lavori che utilizzano questo codice *CFD*. Le superfici utilizzate per definire i *boundary* che delimitano le regioni del dominio sono quindi analoghe a quelle riportate in tabella 2.6. Per costruzione del modello *CAD*, l'asse di rotazione della pala risulta stavolta essere orientato in direzione $-\hat{x}_s$.

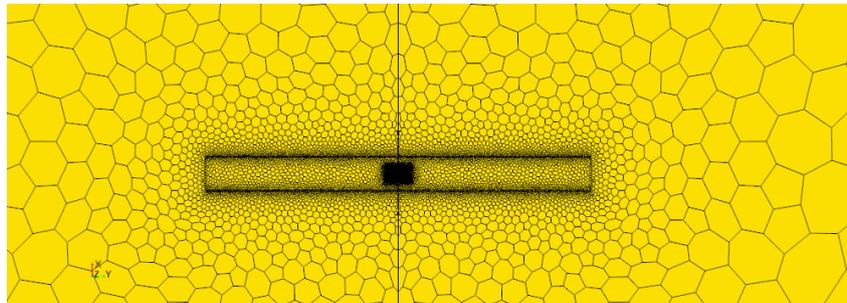
	Regione statica	Regione rotante
Distanza della faccia a valle/Diametro dell'elica	20	0.0625
Distanza della faccia a monte/Diametro dell'elica	5	0.0625
Diametro del cilindro/Diametro dell'elica	10	1.4

Tabella 3.1: Posizionamento dei cilindri per la pala di riferimento nel modello iniziale

Una volta definito il dominio si procede alla generazione della *mesh*; viene inizialmente generata una *mesh* di primo tentativo per verificare la concordanza dei risultati con i dati sperimentali, per poi effettuare, in un secondo momento, un *mesh refinement study*. Il meccanismo di generazione della *mesh* è analogo a quello utilizzato al paragrafo 2.6.1, che prevede l'utilizzo di due *mesh continuum* differenti per le due regioni. Le dimensioni della



(a) Visione d'insieme del dominio



(b) Ingrandimento su interfaccia periodica della regione rotante

Figura 3.4: *Mesh* ottenuta sul dominio per l'analisi della pala di riferimento



Figura 3.5: Rifinitura applicata al *tip* della pala di riferimento

base size per i 2 *continuum* sono rispettivamente $0.25m$ per la regione interna e $1m$ per la regione esterna. Alla *mesh* ottenuta in questo modo vengono applicate le seguenti modifiche:

- Sulle superfici del *periodic rotating* viene applicato un controllo sulla dimensione della *mesh* di superficie imponendo una *target surface size* ed una *minimum surface size* rispettivamente pari al 50% ed al 25% della *base size*.
- Per la regione esterna si applica un *volumetric control* imponendo una dimensione delle celle pari a $0.5m$ in un cilindro di diametro pari a 2 volte il diametro dell'elica, e lunghezze a monte e valle della pala pari a, rispettivamente, 1 e 2 volte il diametro dell'elica.

In figura 3.4 si ha una visione d'insieme sulla *mesh* del dominio ed un ingrandimento sull'interfaccia periodica della regione rotante. Per la superficie della pala e del *rotating frame* la *mesh* di superficie viene realizzata tramite un software esterno e poi importata su Star-CCM+; le dimensioni della *target surface size* per queste due superfici sono:

- pala: $2mm$
- *rotating frame*: $100mm$

Sulla pala viene inoltre applicata una rifinitura al *tip*, usando una *target surface size* di $1mm$ (figura 3.5), e per la discretizzazione dello strato limite viene estruso uno strato di prismi le cui caratteristiche sono riportate in tabella 3.2.

Ultimo passo, prima di procedere al calcolo delle prestazioni, è la definizione del modello fisico e delle condizioni al contorno; quest'ultime restano pressoché invariate rispetto a quelle

Prism layer thickness	0.0015 m
Number of prism layer	15
Prism layer stretching	1.3

Tabella 3.2: Controlli sullo strato di prismi della pala di riferimento

utilizzate per le analisi sulla pala sperimentale e riportate in tabella 2.6, in quanto l'unica variazione viene applicata sulla superficie di *freestream* alla quale si assegna la condizione di *slip wall*, dato che in [10] con questa condizione si ottengono migliori proprietà di convergenza. Sul modello fisico, invece, rispetto a quello definito per la pala sperimentale, viene variato il modello di turbolenza utilizzando stavolta il modello *Realizable k - ε Two-Layer*. Questa scelta é stata effettuata seguendo le indicazioni riportate in [10], in cui viene utilizzato un modello di turbolenza della famiglia *k - ε* che non é presente in Star-CCM+; si é deciso comunque di effettuare un tentativo di analisi su questo modello e successivamente valutare il confronto con il modello *SST k - ω*.

Risultati ottenuti

Al fine di evitare tempi di calcolo molto elevati, per queste prime analisi sulla pala di riferimento si é deciso di valutare un solo rapporto di funzionamento, fino al raggiungimento di risultati soddisfacenti, e successivamente passare alle analisi sulla variazione di J .

Il valore di rapporto di funzionamento scelto é $J = 0.51$, ottenuto applicando le seguenti condizioni:

- $n = 1700 \text{ rpm}$
- $V_\infty = 83.6 \text{ mph} (37.37 \text{ m/s})$

I valori sperimentali di spinta e coppia per questo rapporto di funzionamento, riportati in tabella 2 di [8], sono pari a:

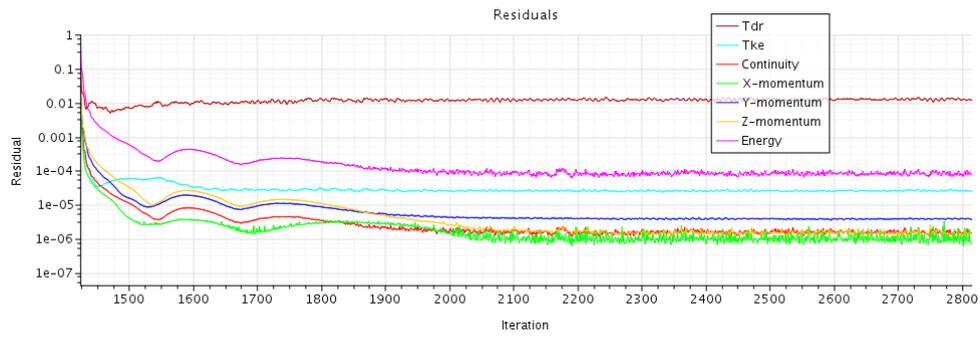
- $C_T = 0.0588$
- $C_P = 0.0428$
- $\eta = 0.7$

In figura 3.6 si riporta l'andamento dei residui e dei monitor sui valori di spinta e coppia ottenuti. Si vede come i valori delle prestazioni siano a convergenza ed i risultati ottenuti sono riportati in tabella 3.3, dove i coefficienti adimensionali vengono calcolati usando il valore di densità fornito in [8] pari a $\rho = 1.18 \text{ kg/m}^3$. Vengono forniti anche gli errori $\epsilon\%$ delle prestazioni calcolate rispetto al corrispettivo dato sperimentale.

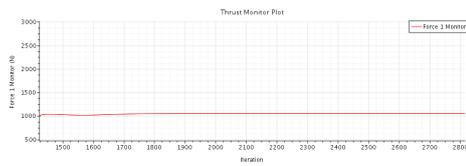
T[N]	Q[Nm]	C_T	C_P	$\epsilon\% C_T$	$\epsilon\% C_P$
2100	696	0.0492	0.0396	16.3%	7.6%

Tabella 3.3: Risultati ottenuti per la pala di riferimento a $J = 0.51$ nel modello iniziale

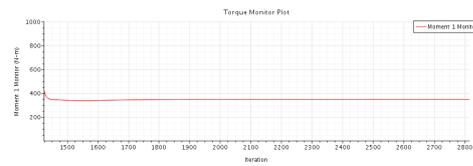
L'errore sulle prestazioni, soprattutto sulla spinta é alquanto elevato. Ai fini di investigare il comportamento del flusso all'interfaccia *mixing plane* tra i 2 sistemi di riferimento é stata realizzata una *line probe* in direzione \hat{x}_s per visualizzare l'andamento della pressione attraverso l'interfaccia (figura 3.7). Si nota come, in corrispondenza di questa ci sia un salto di pressione molto elevato, nonostante la simulazione sia ampiamente arrivata a convergenza. Usando l'interfaccia *mixing plane* é normale avere dei "salti" sulle quantità fluidodinamiche in direzione radiale rispetto ad essa, ma dalla figura 3.7(a) si vede come l'evoluzione della pressione sul dorso e ventre del profilo venga interrotta dall'interfaccia generando una discontinuitá di pressione non fisica.



(a) Residui

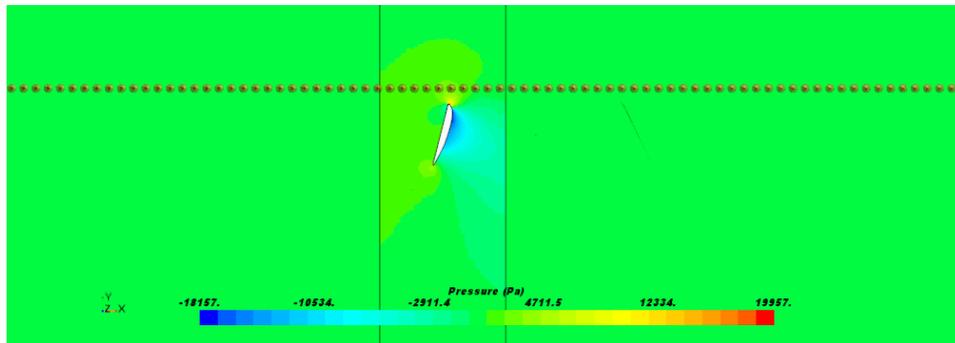


(b) Monitor della spinta

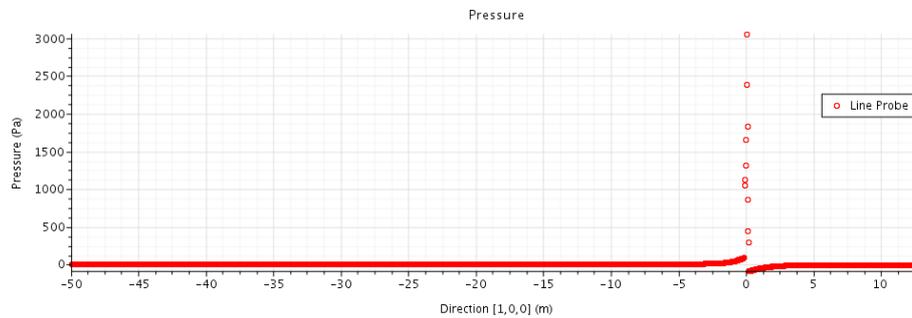


(c) Monitor della coppia

Figura 3.6: Residui e monitor delle prestazioni ottenuti dal modello iniziale sulla pala di riferimento

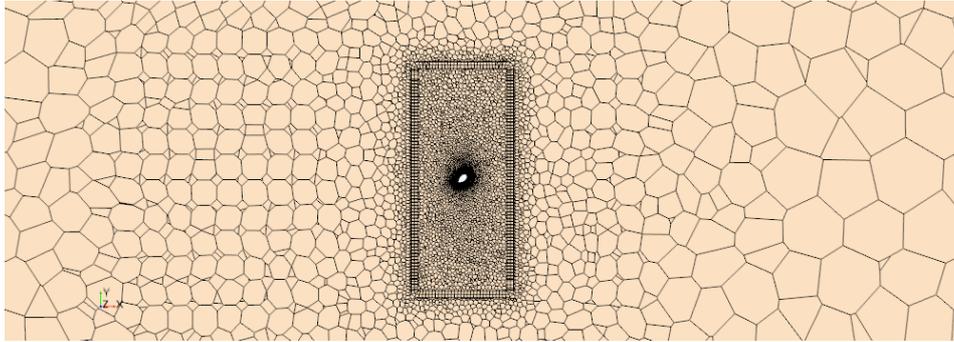


(a) Posizione della *line probe*

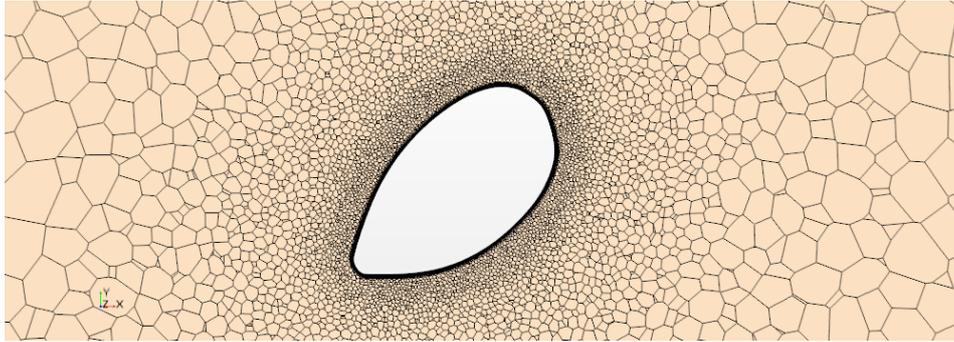


(b) Andamento della pressione lungo x sulla *line probe*

Figura 3.7: Campo di pressione sull'interfaccia *mixing plane* per la pala di riferimento nel modello iniziale



(a) *Mesh* strutturata all'esterno della regione rotante e non strutturata all'interno



(b) Dettaglio della *mesh* nell'intorno del profilo

Figura 3.8: *Mesh* di volume ottenuta sulla sezione del dominio a $z = 0.2 \text{ m}$ nel modello iniziale

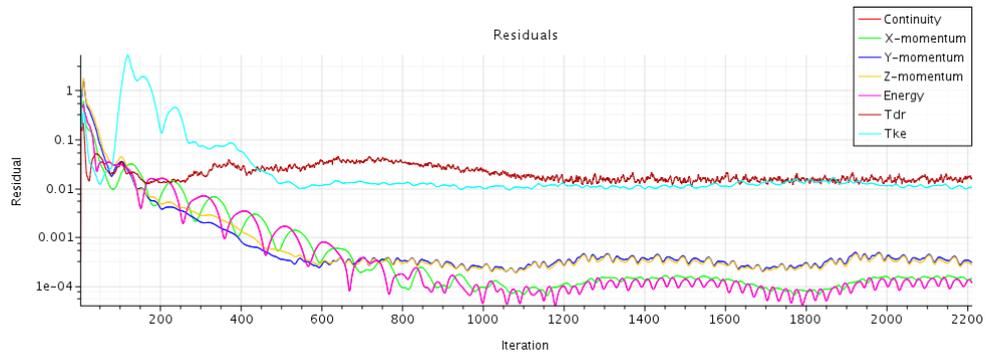
3.2.2 Modifica larghezza della regione rotante

Dai risultati ottenuti si è quindi deciso di aumentare la larghezza della regione rotante; si passa da $\Delta x = 325 \text{ mm}$ a $\Delta x = 1500 \text{ mm}$ ponendo comunque le due facce del *rotating frame* equidistanti rispetto alla pala posta sull'origine.

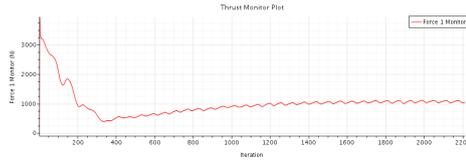
Rispetto al caso precedente vengono anche apportate delle modifiche ai parametri impostati in fase di generazione della *mesh*:

- La dimensione degli elementi di superficie sul *rotating frame* viene ridotta a 50 mm , e viene inserito uno strato di prismi per lato di spessore 50 mm .
- Lo strato di prismi sulla pala viene inspessito fino a 3 mm usando 20 strati di prismi, al fine di abbassare il valore di y^+ a parete e discretizzare in maniera più accurata la zone del campo di moto più prossime a parete.
- La *base size* del *mesh continuum* assegnato alla regione rotante viene posta uguale a 50 mm in modo da non creare variazioni delle dimensioni delle celle all'interno di questa regione.
- Nella regione esterna viene inserito un ulteriore *volumetric control* (oltre a quello già utilizzato nel modello iniziale per il quale viene ridotta la dimensione delle celle a 0.4 m); questo ha dimensioni tali da circondare il *rotating frame* per uno strato di 10 cm , imponendo in questa zona una dimensione delle celle pari a quella superficiale (50 mm).

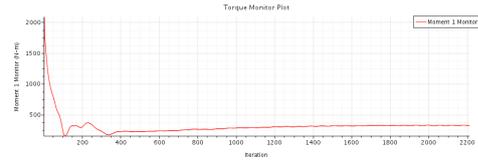
La *mesh* ottenuta è rappresentata in figura 3.8, ponendo l'attenzione sui cilindri di infitimento. Si vede come, applicando il *volumetric control*, si ottenga una *mesh* strutturata mentre, all'interno della regione rotante, dove questo non viene applicato, la *mesh* è non strutturata. Si vedranno in seguito gli effetti che ha la struttura della *mesh* sui risultati.



(a) Residui



(b) Monitor della spinta



(c) Monitor della coppia

Figura 3.9: Residui e monitor delle prestazioni ottenuti dal modello $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$ sulla pala di riferimento

Risultati ottenuti

Vengono applicate le stesse condizioni utilizzate per il modello iniziale ($J = 0.51$). In figura 3.9 viene rappresentato l'andamento dei residui e dei monitor di spinta e coppia; una nota importante sul grafico dei residui riguarda la presenza del picco sul residuo dell'energia cinetica turbolenta (Tke), questo viene a generarsi nel momento in cui si sviluppa la scia turbolenta a valle del cilindro rotante, e sarà una caratteristica di tutte le simulazioni seguenti.

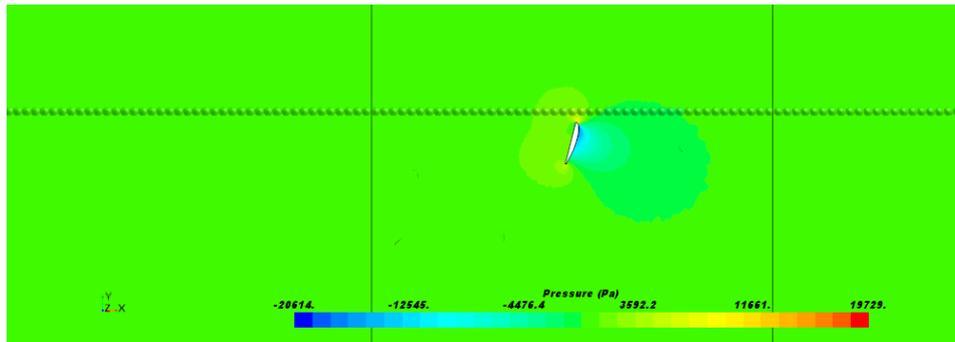
In tabella 3.4 si riportano i valori delle prestazioni ottenuti con i rispettivi errori sul valore sperimentale: Gli errori sui valori sperimentali restano ancora molto elevati, anche per

T[N]	Q[Nm]	C_T	C_P	$\epsilon\% C_T$	$\epsilon\% C_P$
2140	652	0.0501	0.0371	14.7%	13.4%

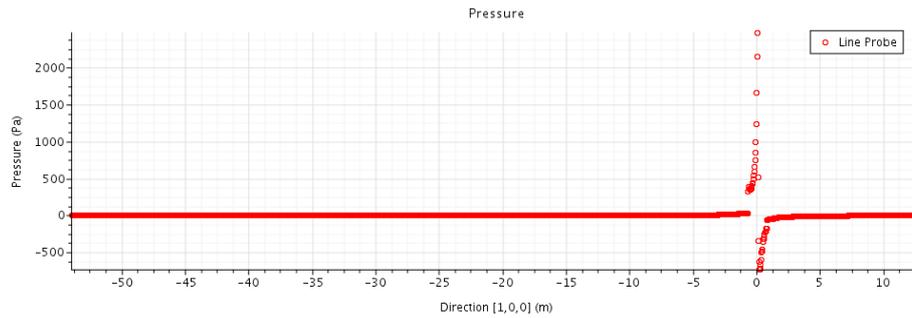
Tabella 3.4: Risultati ottenuti per la pala di riferimento a $J = 0.51$ per il modello $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$

questo modello, in particolare si nota una crescita notevole sull'errore della coppia rispetto al caso precedente. Nonostante adesso il flusso rotante riesca ad evolvere correttamente minimizzando il salto di pressione all'interfaccia (figura 3.10), la causa di tale errore potrebbe essere attribuita alla grande quantità di massa d'aria posta in rotazione, che origina un campo di pressioni tale da diminuire la resistenza sui profili e quindi la coppia resistente alla rotazione della pala.

A questo livello è stato effettuato anche un confronto tra il modello di turbolenza *Realizable $k-\epsilon$ Two-Layer*, utilizzato finora, ed il modello *SST $k-\omega$* . Da figura 3.11 si vede come il modello *SST $k-\omega$* riesca a generare, sul profilo, una scia turbolenta più ampia rispetto al modello $k-\epsilon$ ed, all'interno della regione rotante, mantenga un livello di turbolenza più elevato. In figura 3.12 è invece visibile la scia a valle della pala; il modello $k-\epsilon$ genera nella zona subito a valle dei profili più spessi (più vicini alla radice della pala) livelli di turbolenza maggiori rispetto al modello $k-\omega$. I risultati, in termini di spinta e coppia, ottenuti utilizzando il modello di turbolenza $k-\omega$ si rivelano comparabili a quelli presentati per il modello $k-\epsilon$, confermando la tesi che la causa degli errori non risiede nel modello di turbolenza scelto, ma può essere nuovamente attribuita alla larghezza della regione rotante. Con i dati a disposizione non è quindi possibile stabilire quale dei due modelli fornisca risultati più

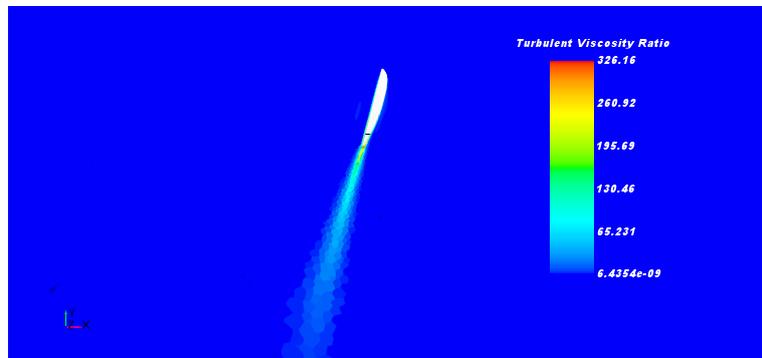


(a) Posizione della *line probe*

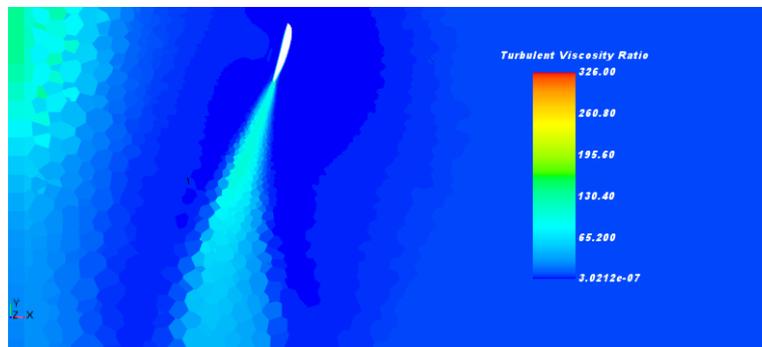


(b) Andamento della pressione lungo x sulla *line probe*

Figura 3.10: Campo di pressione sull'interfaccia *mixing plane* per la pala di riferimento per il modello $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$

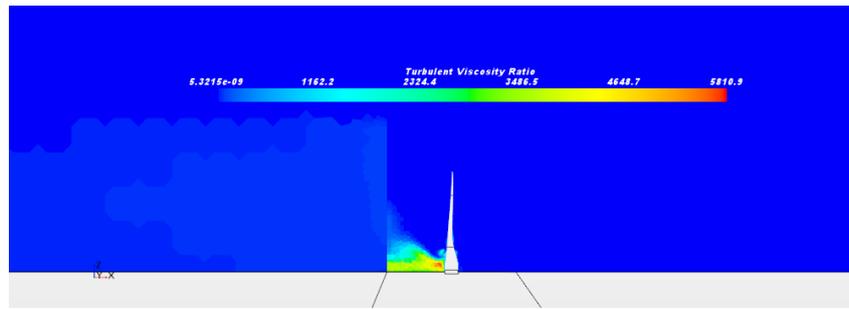


(a) Modello di turbolenza $k - \epsilon$

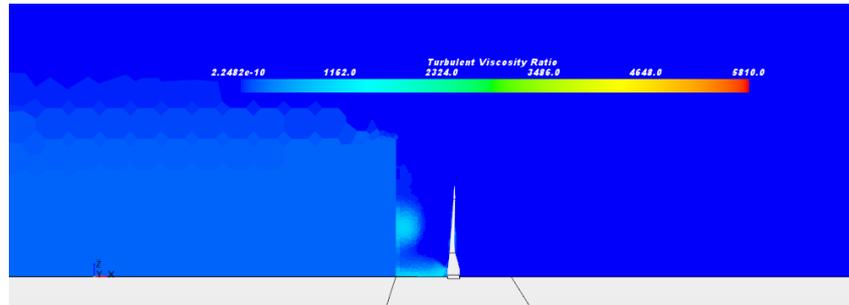


(b) Modello di turbolenza $k - \omega$

Figura 3.11: Andamento del *Turbulent Viscosity Ratio* sulla sezione a $z = 1 \text{ m}$ della pala di riferimento per il modello $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$



(a) Modello di turbolenza $k - \epsilon$



(b) Modello di turbolenza $k - \omega$

Figura 3.12: Andamento del *Turbulent Viscosity Ratio* sul piano normale all'asse \hat{y}_s per il modello $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$

	<i>coarse mesh</i>	<i>medium mesh</i>	<i>fine mesh</i>
<i>target (minimum) surface size pala</i>	6 mm (2 mm)	4 mm (2 mm)	2 mm (1 mm)
<i>target surface size rotating frame</i>	60 mm	40 mm	20 mm
<i>base size regione rotante</i>	0.6 m	0.4 m	0.2 m
<i>volumetric control regione rotante</i>	60 mm	40 mm	20 mm
<i>volumetric control regione statica</i>	400 mm	300 mm	200 mm
<i>prism layer pala</i>	5 layer/3 mm	10 layer/ 3 mm	20 layer/ 3 mm
numero di celle	$6.6 \cdot 10^5$	$3.5 \cdot 10^6$	$8.4 \cdot 10^6$

Tabella 3.5: Dimensioni utilizzate per *mesh refinement study* su modello $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$

realistici, si é però deciso di utilizzare il modello *SST k - ω* per le successivi analisi seguendo quanto riportato in [2], dove da confronto con dati sperimentali, si ricava che il modello $k - \omega$ fornisce risultati piú accurati.

Prima di modificare nuovamente la dimensione della regione rotante é stato eseguito un *mesh refinement study* su questa configurazione del dominio. Le dimensioni utilizzate per la generazione della *mesh* nei 3 casi studiati sono riportate in tabella 3.5. Viene applicato, stavolta, un *volumetric control* all'interno della regione rotante in modo da ottenere una *mesh* strutturata anche in questa zona (figura 3.13). Come anticipato, la struttura della *mesh* ha un effetto sui *monitor* delle prestazioni; confrontando infatti l'andamento del *monitor* di spinta riportato in figura 3.9, con quelli riportati in figura 3.14, si vede come le oscillazioni sui valori di spinta aumentino con l'infittimento delle celle, ma siano comunque minori di quelle ottenute nel caso di *mesh* non strutturata. I risultati ottenuti, in termini di spinta e coppia sulla singola pala, sono riportati in tabella 3.6; si può notare come non si ottenga una variazione notevole delle prestazioni al variare dell'infittimento della *mesh*. Si capisce quindi come la *mesh* sulla pala, ovviamente oltre una certa soglia di discretizzazione, influenzi poco le prestazioni, mentre, come si vedrà anche in seguito, la dimensione e discretizzazione del *rotating frame* ha un effetto importante su di esse.

A questo punto si procede quindi alla creazione di un nuovo dominio variando ancora la larghezza della regione rotante fino a $\Delta x = 1000 \text{ mm}$. In questa fase viene effettuato uno studio di indipendenza delle prestazioni dalle dimensioni della regione statica del dominio, al fine di ridurre il numero di celle ed il costo computazionale delle simulazioni in previsione

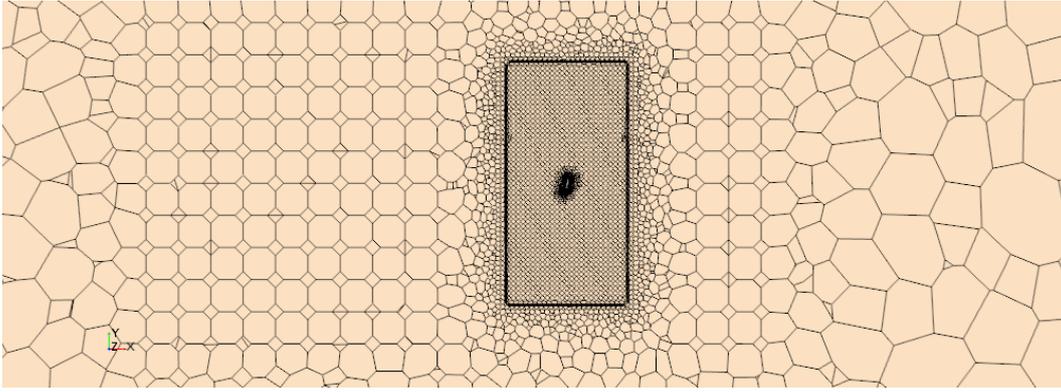


Figura 3.13: Applicazione del *volumetric control* su regione rotante per il modello $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$

	coarse mesh	medium mesh	fine mesh
T [N]	1117	1116	1129
C [Nm]	349	343	332
errore % T	10.4 %	10.5 %	9.5 %
errore % C	12.1 %	13.6 %	16.3 %

Tabella 3.6: Risultati ottenuti dal *mesh refinement study* su modello $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$

di un *mesh refinement study* sul modello di set-up di ottimo. Vengono quindi confrontate le prestazioni ottenute dal dominio avente le dimensioni della regione statica esposte in tabella 3.1, con quelle ottenute utilizzando dimensioni modificate secondo le indicazioni riportate in tabella 3.7. Per entrambi i domini la regione rotante ha larghezza 1 m .

	Regione statica
Distanza della faccia a valle/Diametro dell'elica	10
Distanza della faccia a monte/Diametro dell'elica	5
Diametro del cilindro/Diametro dell'elica	7

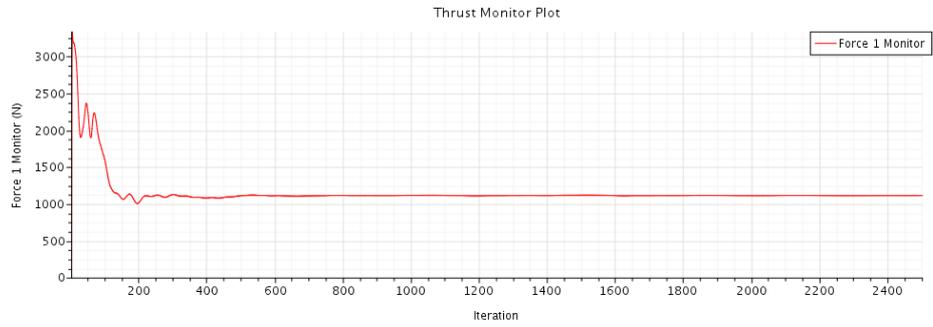
Tabella 3.7: Dimensioni del dominio modificato della pala di riferimento

Per effettuare questo confronto é stata utilizzata la *coarse mesh* (dettagli ottenibili da tabella 3.9) al fine di velocizzare il calcolo, in quanto l'interesse é rivolto alla valutazione della differenza di prestazione tra i 2 modelli, e non all'accuratezza delle stesse. Sulle due simulazioni sono state effettuate circa 1000 iterazioni di calcolo ottenendo variazioni dei risultati, riferiti a spinta e coppia sulla singola pala analizzata, trascurabili ($\epsilon\%_T = 0.5\%$ ed $\epsilon\%_Q = 0.9\%$); si é quindi scelto di utilizzare il dominio modificato per le successive analisi.

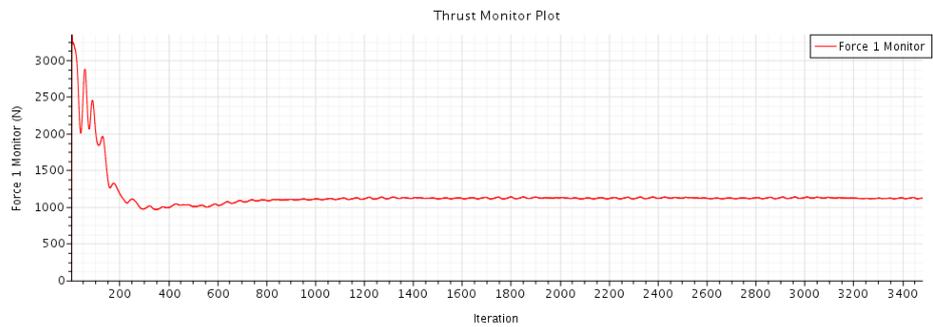
Prima di effettuare un *mesh refinement study* su questo dominio si é valutata anche un eventuale variazione ulteriore della larghezza della regione rotante: questa é stata modificata riducendola fino a $\Delta x = 800 \text{ mm}$, ed usando stavolta la *fine mesh* (tabella 3.9) si sono valutate le prestazioni e confrontate con quelle ottenute dal dominio avente $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$. Il confronto é riportato in tabella 3.8; si vede che non c'è una variazione eccessiva tra i 2 casi, ma nel caso di $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$ si riscontra un errore sul valore sperimentale leggermente piú basso.

Dimensione regione rotante	T[N]	Q[Nm]	$\epsilon\% T$	$\epsilon\% Q$
1000 mm	1213	353	2.7 %	11.1 %
800 mm	1188	350	4.7 %	11.8 %

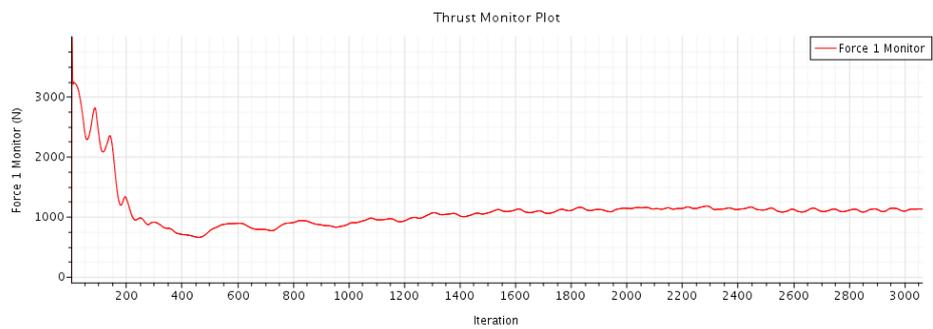
Tabella 3.8: Confronto delle prestazioni ottenute variando l'ampiezza della regione rotante



(a) *Coarse mesh*



(b) *Medium mesh*



(c) *Fine mesh*

Figura 3.14: Andamento del *monitor* di spinta sui 3 casi studiati per il *mesh refinement study* del modello avente $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$

3.2.3 Mesh refinement study su modello $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$

Come ultimo passo, prima di procedere alla variazione del rapporto di funzionamento, viene effettuato un *mesh refinement study* sul dominio risultante dalle considerazioni del paragrafo 3.2.2, variando la dimensione delle celle all'interno dei cilindri assegnati ai *volumetric control* e della *mesh* superficiale sul *rotating frame*, fissando invece la *mesh* di superficie della pala e la *base size* della regione esterna. In questo modo è possibile valutare l'influenza sulle prestazioni della discretizzazione sull'interfaccia *mixing plane*. Di seguito si riportano le dimensioni della *mesh* fissate, ed in tabella 3.9 si riportano, invece, le dimensioni variabili per le 3 *mesh* studiate:

- *target (minimum) surface size* sulla pala: 3mm (1mm)
- *base size* regione esterna: 1 m
- *prism layer* sulla pala: 20 layer/3 mm

	<i>coarse mesh</i>	<i>medium mesh</i>	<i>fine mesh</i>
<i>target surface size rotating frame</i>	60 mm	30 mm	15 mm
<i>base size</i> regione rotante	0.6 m	0.3 m	0.15 m
<i>volumetric control</i> regione rotante	60	30 mm	15 mm
<i>volumetric control</i> regione statica	500 mm	450 mm	400 mm
numero di celle	$2.3 \cdot 10^6$	$3.5 \cdot 10^6$	$6.9 \cdot 10^6$

Tabella 3.9: Dimensioni utilizzate per *mesh refinement study* su modello $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$

Anche per questo caso si riportano in tabella 3.10 le prestazioni ottenute sulla singola pala analizzata; a differenza del *mesh refinement study* effettuato sul modello $\Delta x_{rot} = 1500 \text{ mm}$, stavolta pur variando fundamentalmente solo la discretizzazione sul *rotating frame*, è apprezzabile una variazione di prestazioni al variare dell'infittimento.

	<i>coarse mesh</i>	<i>medium mesh</i>	<i>fine mesh</i>
T [N]	1048	1147	1213
C [Nm]	309	334	353
errore % T	15.9 %	7.9 %	2.7 %
errore % C	22.2 %	15.8 %	11.1 %

Tabella 3.10: Risultati ottenuti dal *mesh refinement study* su modello $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$

Nonostante i risultati ottenuti con questo modello siano comunque soddisfacenti in termini di errore sui dati sperimentali, si è voluta effettuare un'ulteriore simulazione infittendo i *volumetric control* già esistenti e creandone uno aggiuntivo nella regione esterna come si vede in figura 3.15, dove in rosso viene evidenziata la superficie del *rotating frame*. In questa nuova simulazione viene inoltre aggiunto il modello di transizione *Gamma Transition* al modello fisico.

In tabella 3.11 vengono mostrati i risultati ottenuti:

- l'errore sulla spinta resta uguale al caso precedente in valore assoluto, ma stavolta il valore ottenuto è maggiore di quello sperimentale
- l'errore sulla coppia si riduce

La variazione delle prestazioni per questa nuova simulazione è da attribuire completamente alla transizione. Come illustrato in figura 3.16 l'aggiunta del modello di transizione modifica il campo di moto sui profili spostando la coordinata di separazione del flusso, e modificando, di conseguenza il campo di pressioni sul profilo e le forze risultanti. Per dimostrare la dipendenza dei risultati dal modello di transizione è stata effettuato un test usando il modello di flusso totalmente turbolento, ma mantenendo la *mesh* raffinata, ed i risultati ottenuti sono pressoché uguali a quelli di tabella 3.10 nel caso di *fine mesh*.

Osservando questi risultati si è deciso di effettuare delle simulazioni, variando il rapporto di funzionamento, per il modello $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$ sia nel caso di aggiunta del modello di transizione che nel caso di flusso totalmente turbolento.

T[N]	Q[Nm]	$\epsilon\%$ T	$\epsilon\%$ P
1280	366.5	2.6%	7.7%

Tabella 3.11: Risultati ottenuti per la pala di riferimento sul modello $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$ raffinato e con l'aggiunta di un modello di transizione

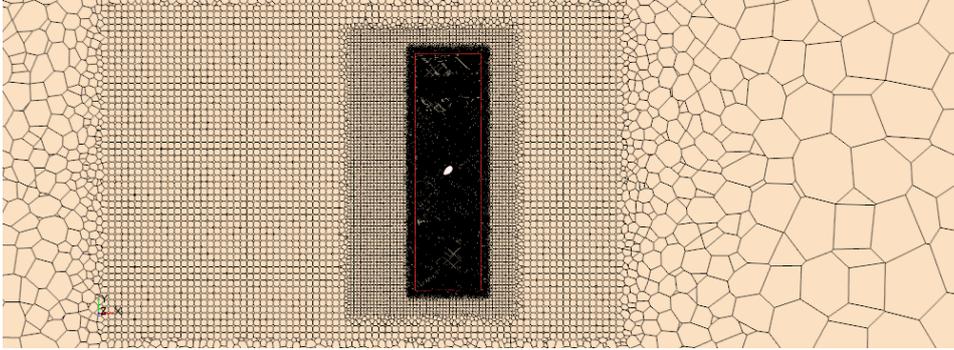


Figura 3.15: *Mesh* di volume ottenuta sulla sezione a $z = 0.2m$ della pala di riferimento raffinando il modello $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$

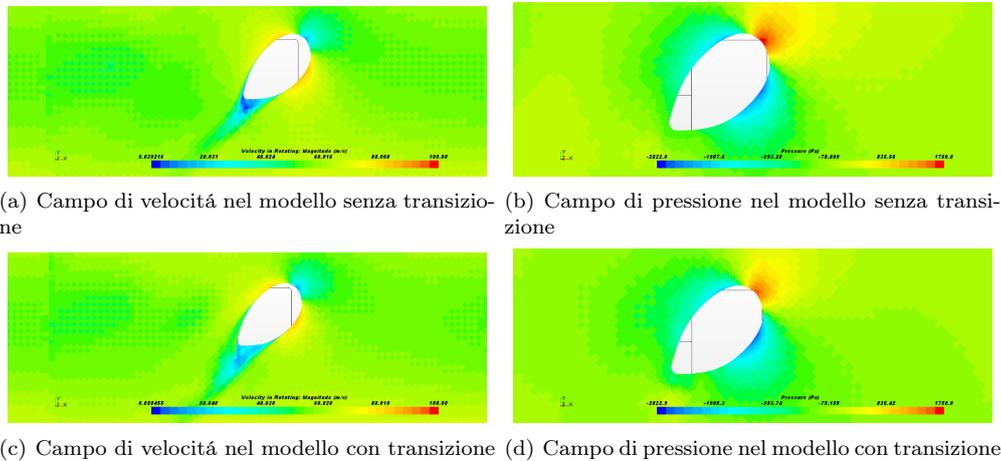
3.2.4 Test su variazione del rapporto di funzionamento

Utilizzando i dati forniti in tabella 2 di [8] vengono selezionati 6 diversi rapporti di funzionamento, elencati in tabella 3.12, a cui testare i modelli selezionati al paragrafo precedente.

I risultati ottenuti, misurando le prestazioni sulla sola superficie della pala e comprendenti un confronto tra i modelli selezionati, sono mostrati in figura 3.17 (per maggiori dettagli questi sono stati tabellati in appendice A). Lo scopo di questa analisi di confronto è quello di capire quale modello sia più adatto ad approssimare i dati sperimentali della pala di riferimento, ed ad essere poi trasferito sulla pala sperimentale.

Riguardo questi risultati è necessario esporre due note importanti:

- Il rapporto di funzionamento $J = 0.792$ è stato escluso dalla rappresentazione grafica in quanto presenta errori sui valori sperimentali decisamente maggiori rispetto agli altri punti. La crescita dell'errore può essere attribuita allo stallo dei profili che vengono investiti con incidenza negativa; al crescere di J infatti diminuisce l'incidenza della corrente sui profili della pala, causando separazione sul ventre che il modello di turbolenza non riesce ad approssimare in maniera soddisfacente. La stessa scelta, riguardo l'esclusione dei valori di J più elevati è stata effettuata anche in [10], confermando



(a) Campo di velocità nel modello senza transizione (b) Campo di pressione nel modello senza transizione

(c) Campo di velocità nel modello con transizione (d) Campo di pressione nel modello con transizione

Figura 3.16: Confronto del modello $\Delta x_{rot} = 1000 \text{ mm}$ prima e dopo l'aggiunta del modello *Gamma Transition*

J	V_∞ [m/s]	n [rpm]
0.1332	9.3	1615
0.413	29.63	1660
0.51	37.36	1700
0.585	45.05	1780
0.69	44.56	1500
0.792	44.56	1300

Tabella 3.12: Rapporti di funzionamento selezionati per effettuare i test sulla pala di riferimento

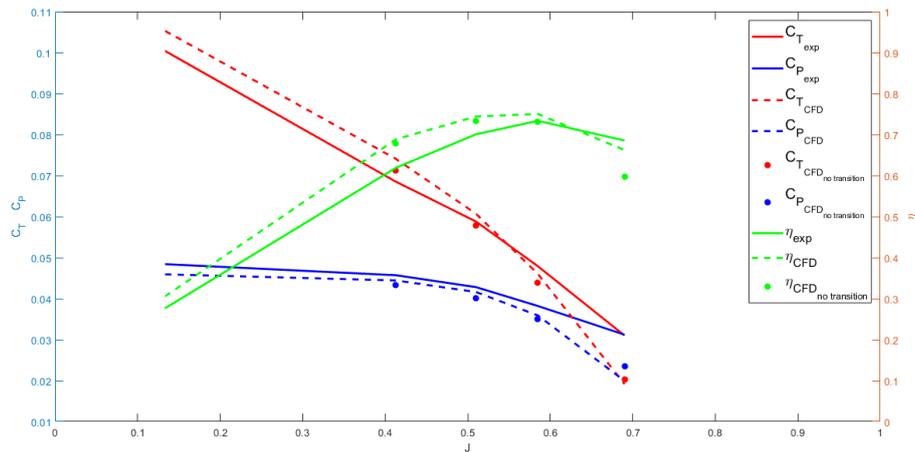


Figura 3.17: Confronto tra i dati sperimentali di [8] ed i risultati dei modelli di set-up selezionati

la difficoltà che incontrano i codici *CFD*, ed in particolare i modelli di turbolenza, in presenza di zone di separazione.

- Il rapporto di funzionamento $J = 0.69$ presenta, per il modello con transizione, un errore molto basso sul rendimento che è originato però da errori più elevati su spinta e coppia che nel calcolo del rendimento si compensano. Per il test eseguito a questo rapporto di funzionamento sul modello senza transizione, sono stati modificati i valori di V_∞ ed n rispetto a quelli utilizzati per il modello con transizione e riportati in tabella 3.12. In particolare si è impostato $n = 1700$ rpm e si è calcolato il valore di V_∞ necessario a mantenere $J = 0.69$, ottenendo $V_\infty = 113.32$ mph; ciò è stato fatto al fine di incrementare il numero di *Reynolds* sui profili della pala di riferimento in modo che il modello di turbolenza possa approssimare meglio il campo di moto. Come si vede infatti da figura 3.18 il numero di *Reynolds* lungo il raggio della pala per i due rapporti di funzionamento più elevati è minore rispetto agli altri casi. Il risultato ottenuto risulta più accurato del precedente in quanto, nonostante l'errore sul rendimento peggiori, i valori di spinta e coppia ottenuti sono più prossimi ai valori sperimentali.

In definitiva i due modelli studiati presentano andamenti simili: il modello con transizione riporta errori minori alle velocità più basse, al contrario il modello turbolento è più vicino ai dati sperimentali alle velocità più alte, quindi valori del numero di *Reynolds* elevati; lo scostamento maggiore tra i 2 modelli si ha infatti a $J = 0.413$ cioè il rapporto di funzionamento che presenta numero di *Reynolds* più alto tra quelli analizzati.

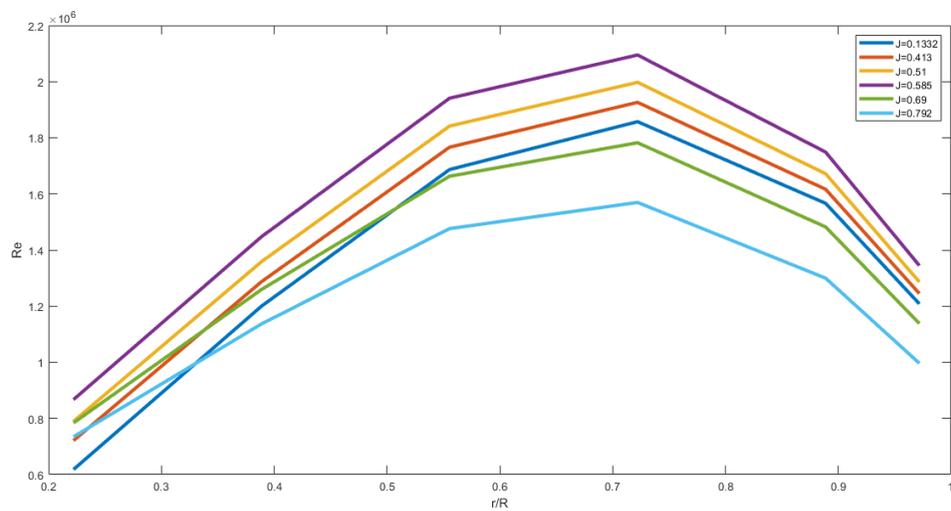


Figura 3.18: Variazione del numero di *Reynolds* lungo il raggio della pala di riferimento per i diversi rapporti di funzionamento studiati

Capitolo 4

Calcolo prestazioni della pala sperimentale con set-up di ottimo

Dai risultati ottenuti dai *test* sulla pala di riferimento é chiaro come la valutazione del numero di *Reynolds* sui profili della pala sia un buon discriminante per la scelta del modello fisico da utilizzare. Nel caso della pala sperimentale la velocità di rotazione dell'elica in crociera, prescritta dall'azienda "DH Aerospace Industry s.r.l.", risulta essere molto maggiore rispetto a quelle utilizzate per la pala di riferimento. In figura 4.1 si riporta l'andamento del numero di *Reynolds* in funzione del raggio, analogamente a quanto fatto per la pala di riferimento. In questo caso la variazione del rapporto di funzionamento si ottiene variando la velocità di volo V_∞ e mantenendo costante la velocità di rotazione al valore di crociera ($n = 3500 \text{ rpm}$). Confrontando questo grafico con quello in figura 3.18 si vede come, per tutti i rapporti di funzionamento, ci si trovi a valori del numero di *Reynolds* dove il modello senza transizione restituisce risultati piú accurati; il modello scelto per le analisi effettuate in questo capitolo é quindi quello senza transizione, adattando dimensioni del dominio e della *mesh* alla pala sperimentale come descritto al paragrafo 4.1.

Il *range* di rapporti di funzionamento mostrati in figura 4.1 comprende i valori utilizzati per entrambe le configurazioni, che come si vedrá lavorano su range di rapporti di funzionamento diversi tra loro.

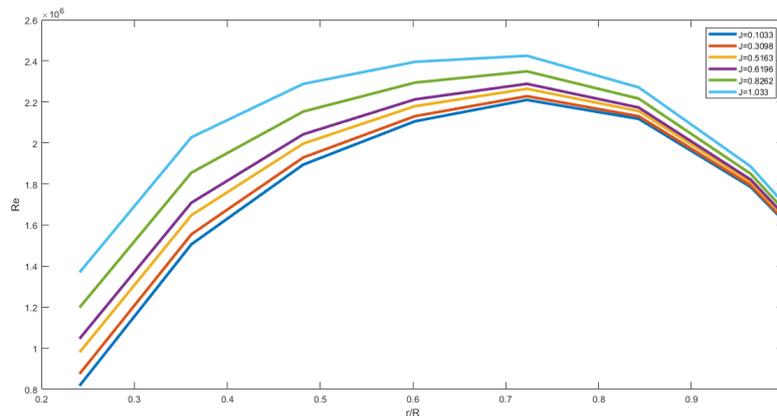


Figura 4.1: Variazione del numero di Reynolds lungo il raggio della pala sperimentale per i diversi rapporti di funzionamento studiati

4.1 Generazione del dominio e della *mesh* di ottimo per la pala sperimentale

Nell'introduzione a questo capitolo é stata già fatta una scelta per il modello fisico da utilizzare, sulla base dei risultati ottenuti dalla pala di riferimento. La dimensione, in termini di diametro, della pala sperimentale, rapportata a quella di riferimento risulta:

$$r = \frac{D_{sperimentale}}{D_{riferimento}} = 0.64 \quad (4.1)$$

Il dominio e la dimensione della *mesh* andranno quindi adattate alle dimensioni della pala sperimentale.

Il dominio, come per le altre analisi effettuate si compone di una regione statica ed una rotante, separate da un'interfaccia di tipo *mixing-plane*, e delimitate dalla parete superiore e dalle interfacce periodiche.

Una prima importante variazione riguarda proprio la posizione delle interfacce periodiche, che, trattandosi di un'elica tripala, vanno adesso poste a formare un angolo, interno al dominio, pari a 120° .

Le dimensioni della regione statica sono state riportate in tabella 3.7 in rapporto al diametro della pala di riferimento, quindi possono essere semplicemente adattate a questo caso moltiplicando i valori riportati in tabella per il diametro della pala sperimentale.

Per quanto riguarda la regione rotante, si utilizza il diametro riportato in tabella 3.1 ($1.4 \cdot D_{sperimentale}$), mentre la larghezza di questa regione non viene variata rispetto a quanto ottenuto per la pala di riferimento. Ciò perché, come si é visto, questa dimensione ha una grande influenza sulle prestazioni, e scalandola di un fattore r , come fatto per le altre dimensioni, potrebbero insorgere problemi legati agli elevati salti di pressione all'interfaccia (paragrafo 3.2.1).

Visti i risultati ottenuti dal *mesh refinement study* riportati in tabella 3.10, la *mesh* sulla pala sperimentale deve essere basata sulle dimensioni di *fine mesh*. Anche per queste dimensioni é necessario effettuare un'operazione di scala al fine di ottenere una *mesh* di buona qualità. Di seguito si riportano le dimensioni utilizzate:

- *Base size* regione statica: 0.6 *m*
- *Base size* regione rotante: 0.15 *m*
- *Surface size rotating frame*: 0.15 *m*
- *Volumetric control* regione rotante: dimensione delle celle 15 *mm* (Cilindro 1)
- *Volumetric control* regione statica: dimensione delle celle 250 *mm* (Cilindro 2)
- *Volume growth factor* regione rotante: 0.2

Le dimensioni dei due cilindri di infittimento utilizzati sono riportate in tabella 4.1, ricordando che il cilindro 1 viene applicato ad entrambe le regioni in modo da rifinire la zona attorno al *rotating frame*.

	Cilindro 1	Cilindro 2
Posizione della faccia a valle della pala	-0.6 <i>m</i>	-3.4 <i>m</i>
Posizione della faccia a monte della pala	0.6 <i>m</i>	1.7 <i>m</i>
Diametro	2.6 <i>m</i>	1.7 <i>m</i>

Tabella 4.1: Dimensioni dei cilindri di infittimento per set-up di ottimo sulla pala sperimentale

La pala viene posta, anche in questo caso, nell'origine dei due sistemi di riferimento ed il verso di rotazione della regione rotante é $+\hat{y}_s$ con velocità di volo in direzione $-\hat{y}_s$. La *mesh* di superficie sulla pala e sullo *shaft* viene riprodotta da quanto ottenuto al capitolo 2

durante l'analisi preliminare, e su queste superfici viene estruso un *prism layer* da 18 strati con spessore 3 mm. Viene invece eliminato per queste simulazioni il *prism layer* sul *rotating frame*, al fine di incrementare la stabilità del calcolo. La *mesh* di volume risultante contiene circa $4 \cdot 10^6$ celle.

4.2 Risultati ottenuti

Usando il modello di set-up definito al paragrafo precedente vengono svolte le analisi *CFD* al variare del rapporto di funzionamento per le due configurazioni della pala sperimentale studiate al paragrafo 2.6. La differenza tra queste due configurazioni si identifica nell'angolo di calettamento β , che vale rispettivamente:

- $\beta = 11.77^\circ$ per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$
- $\beta = 18.77^\circ$ per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$

Come è già stato ottenuto dall'analisi in fase preliminare le due configurazioni lavorano su *range* diversi del rapporto di funzionamento, e di conseguenza in questa fase vengono effettuate le analisi su valori differenti di J per le due configurazioni, al fine di approssimare al meglio la zona di massimo rendimento.

J	V_∞ [m/s]
0.3098	30
0.5164	50
0.8262	80
0.9294	90
1.033	100

Tabella 4.2: Rapporti di funzionamento analizzati per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$

J	V_∞ [m/s]
0.2065	20
0.4647	45
0.5679	55
0.6712	65

Tabella 4.3: Rapporti di funzionamento analizzati per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$

Nelle figure 4.2, 4.3 e 4.4 si riporta il confronto tra i risultati ottenuti dalle analisi effettuate al capitolo 2 e quelli ottenuti utilizzando il modello di set-up ottimale descritto. I risultati sono anche esposti in tabella 4.4 e 4.5 dove, come fatto per l'analisi preliminare, viene riportata la spinta e coppia per la singola pala ed i coefficienti dell'elica completa.

J	T [N]	Q [Nm]	C_T	C_P	η
0.2065	1189	310	0.1790	0.1112	0.3324
0.4647	1229	248	0.1165	0.089	0.6084
0.5679	831	202	0.0788	0.0725	0.6172
0.6712	330	145	0.0313	0.0520	0.4036

Tabella 4.4: Prestazioni della pala sperimentale al variare del rapporto di funzionamento per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$ usando il modello di set-up di ottimo

Si nota come, le nuove prestazioni ottenute siano superiori alle precedenti per tutti i valori di J . Si è voluto investigare questo fenomeno confrontando il campo di moto che si genera sulla pala per le due diverse analisi, ai valori di rapporti di funzionamento dove si hanno gli scostamenti più importanti. Dal grafico del rendimento risulta che a $J = 0.8262$, nella configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$, è presente una differenza di prestazione notevole. Dal confronto dell'andamento del coefficiente di pressione sulla superficie della pala (figura 4.5), si vede

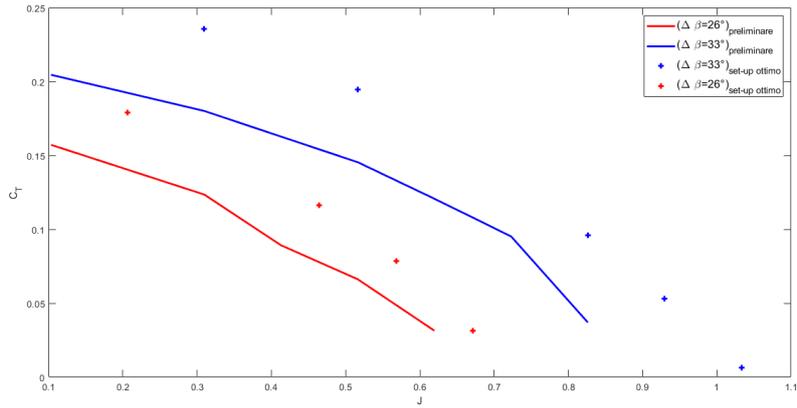


Figura 4.2: Confronto del coefficiente di spinta in funzione del rapporto di funzionamento tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo per le due configurazioni studiate

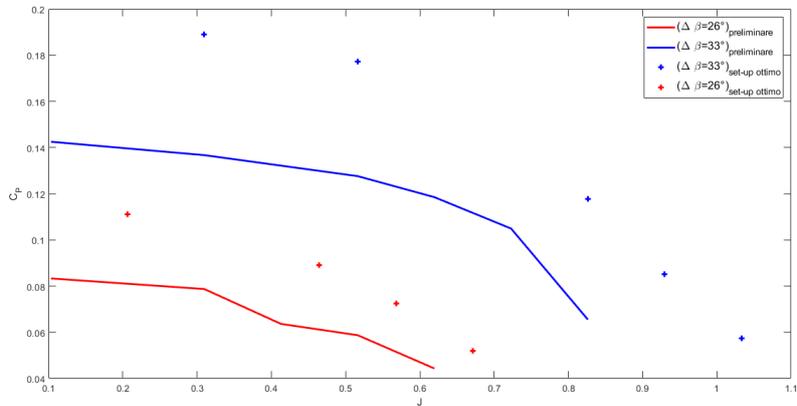


Figura 4.3: Confronto del coefficiente di potenza in funzione del rapporto di funzionamento tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo per le due configurazioni studiate

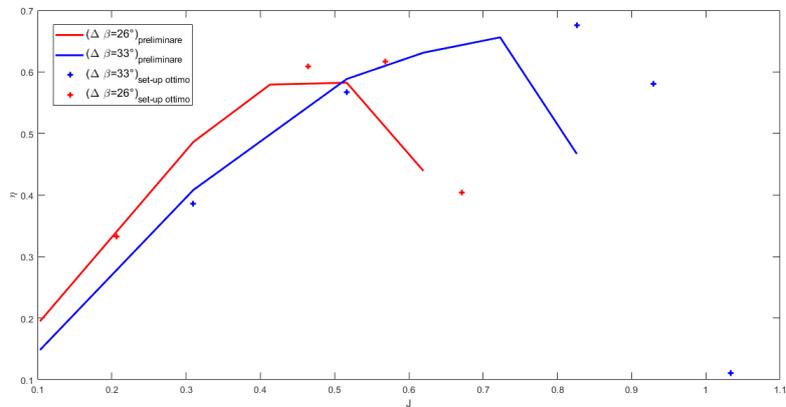


Figura 4.4: Confronto del rendimento in funzione del rapporto di funzionamento tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo per le due configurazioni studiate

J	T [N]	Q [Nm]	C_T	C_P	η
0.3098	2484	527	0.2354	0.1891	0.3858
0.5164	2054	494	0.1947	0.1772	0.5673
0.8262	1015	328	0.0962	0.1177	0.5673
0.9294	560	237	0.0531	0.085	0.5802
1.033	65	160	0.0062	0.0574	0.1109

Tabella 4.5: Prestazioni della pala sperimentale al variare del rapporto di funzionamento per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ usando il modello di set-up di ottimo

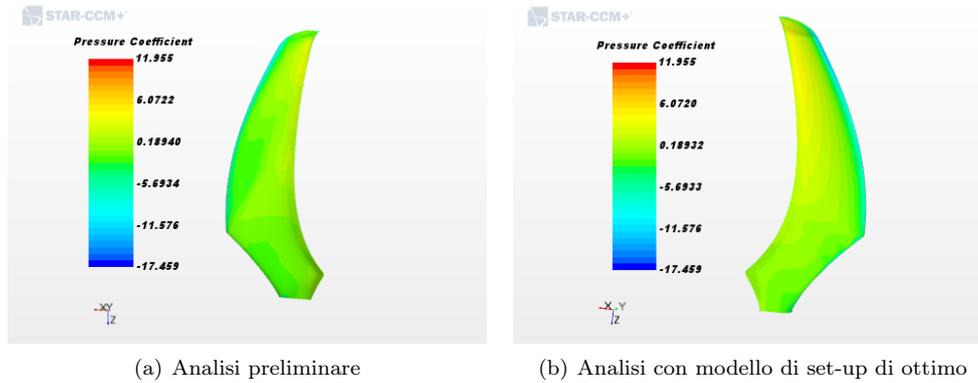


Figura 4.5: Confronto del coefficiente di pressione ottenuto sulla superficie della pala sperimentale nella configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo

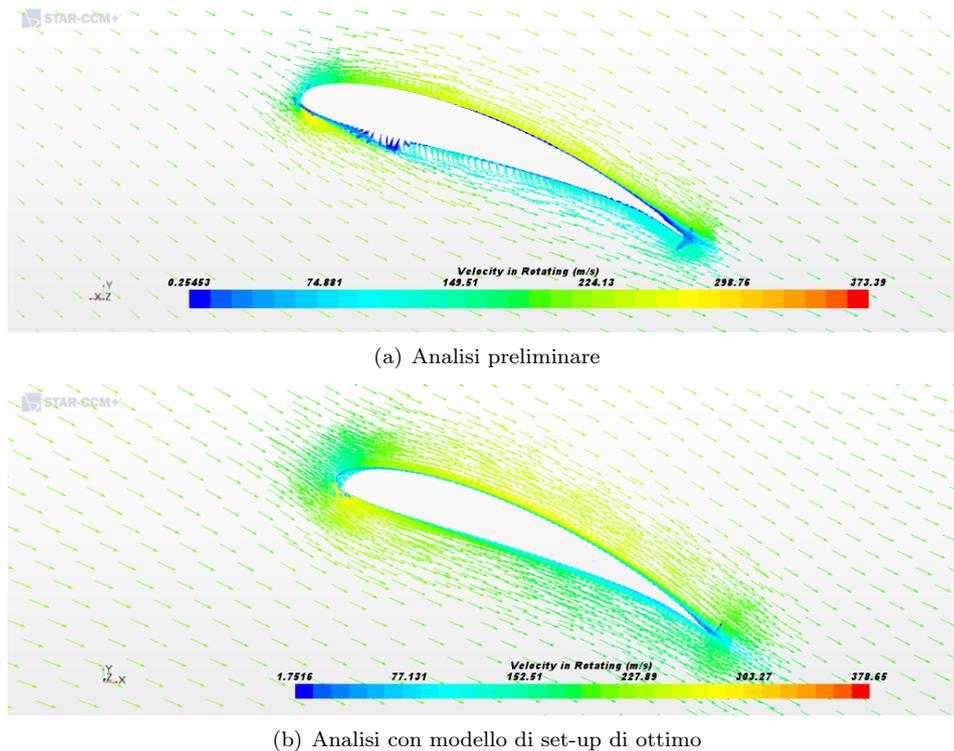


Figura 4.6: Confronto del campo di velocità vettoriale ottenuto sulla sezione della pala sperimentale a $z = 0.5 \text{ m}$ nella configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ tra l'analisi preliminare ed il modello di set-up di ottimo

come nel caso dell'analisi preliminare si venga a formare sul ventre in prossimità del bordo d'attacco una zona di bassa pressione che non é invece presente nell'analisi con il modello

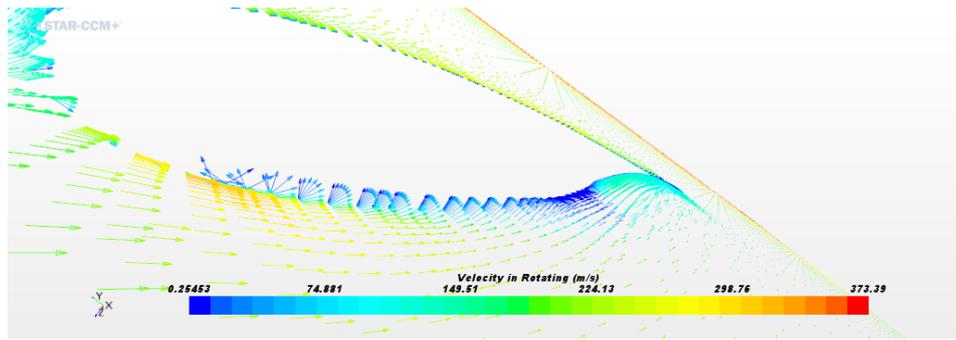


Figura 4.7: Ingrandimento sulla zona di bassa velocità (visibile in figura 4.6) della sezione a $z = 0.5 \text{ m}$ della pala sperimentale in configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ per analisi preliminare

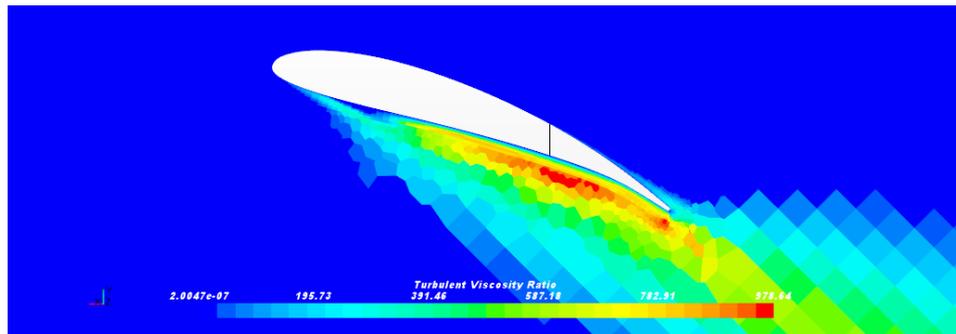
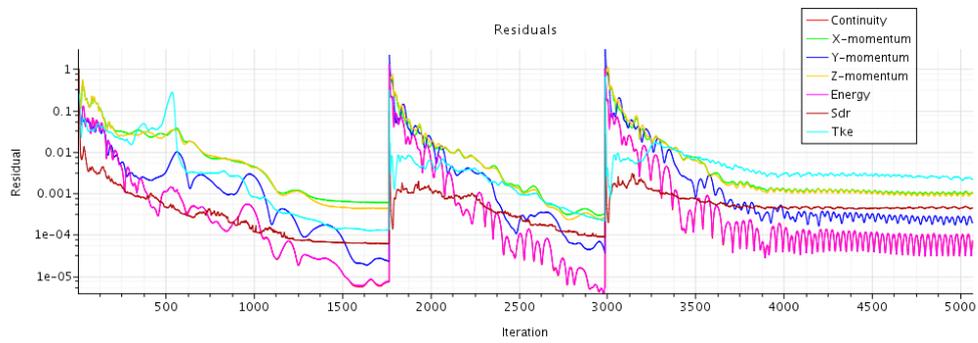


Figura 4.8: Andamento del *Turbulent Viscosity Ratio* nell'intorno dello strato limite ventrale sulla sezione a $z = 0.5 \text{ m}$ della pala sperimentale in configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ per analisi preliminare

di set-up ottimale. Si passa a questo punto ad ispezionare la scena vettoriale di velocità sulle sezioni della pala interessate da questa variazione di pressione (figura 4.6). Nel caso dell'analisi preliminare si nota, nella zona ventrale subito a valle del bordo d'attacco del profilo, una zona di bassa velocità; questa viene mostrata in dettaglio in figura 4.7. Si nota subito come sia presente all'interno dello strato limite una zona di separazione del flusso che genera tridimensionalità del campo di moto causando la perdita di prestazione. L'origine di questo fenomeno può essere attribuita alla presenza del modello di transizione nell'analisi preliminare; guardando anche la figura 4.8 si capisce che lo strato limite, inizialmente laminare, non riesce a seguire la curvatura del profilo separando subito dopo il bordo d'attacco, e riattaccandosi alla parete dopo la transizione. Tra l'ascissa di separazione e l'ascissa dove il flusso si riattacca alla parete, è presente una zona a turbolenza nulla che corrisponde alla zona di strato limite separato che si vede in figura 4.7. La conseguenza di ciò è ovviamente la zona di bassa pressione che si è notata sulla superficie della pala.

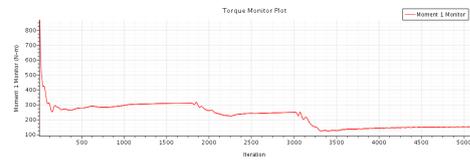
Un'altro aspetto importante da osservare, che potrebbe aver causato la variazione delle prestazioni rispetto all'analisi preliminare, è l'avanzamento della simulazione. In figura 4.9 sono riportati gli andamenti di residui e monitor di spinta e coppia per le prime 3 simulazioni eseguite sulla configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$ con il modello di set-up di ottimo. Confrontando questi grafici con quelli in figura 2.31 si vede che l'andamento dei residui è simile nei due casi, ma nelle analisi con il modello ottimale le simulazioni sono state lasciate andare avanti per un numero maggiore di iterazioni, basandosi sulle conoscenze sviluppate analizzando la pala di riferimento, senza imporre gli *stopping criteria* citati al paragrafo 2.6.



(a) Residui



(b) Monitor della spinta



(c) Monitor della coppia

Figura 4.9: Residui e monitor delle prestazioni ottenuti dalle simulazioni sulla configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$ della pala sperimentale con modello di set-up di ottimo sulla pala di riferimento

Capitolo 5

Analisi 2D della pala sperimentale

Al fine di dettagliare maggiormente i risultati ottenuti dall'analisi CFD della pala sperimentale, è stata eseguita un'analisi 2D dei profili a diverse stazioni lungo il raggio usando il software *X-Foil*. Questa tipologia di analisi è utile alla determinazione dell'efficienza a cui lavorano i singoli profili, e permette il calcolo delle prestazioni della pala sperimentale usando la teoria generale dell'elemento di pala ([11]). È possibile inoltre condurre un'analisi di ottimizzazione della geometria, in termini di corda e calettamento dei profili, per ricercare la configurazione di massimo rendimento per un certo rapporto di avanzamento di *design*.

5.1 Il codice X-Foil

X-Foil è un software *open source* per il design e l'analisi di profili alari subsonici. La prima versione del codice, scritta in linguaggio *Fortran 77*, è stata prodotta e rilasciata sotto l'accordo di licenza *GPL*, dal Dr. *Mark Drela*, professore di aerodinamica del *Massachusetts Institute of Technology* nel 1986; il suo obiettivo principale era quello di unire la velocità di convergenza e l'accuratezza del metodo a pannelli, con la formulazione "*fully-coupled*" di interazione tra flusso viscoso e non viscoso usata nel codice ISES scritto da *Drela e Giles*. Attualmente il codice è arrivato alla versione *6.99*, subendo varie modifiche negli anni.

5.1.1 Formulazione non viscosa

La formulazione inviscida di X-Foil utilizza un metodo a pannelli che, per il calcolo delle componenti di velocità, implementa la formulazione "*vorticity stream-function*" ([12], [13], [14]). Il metodo a pannelli consiste nella discretizzazione della superficie del profilo in elementi pannello che ne approssimano la curvatura, e sui quali viene introdotta una distribuzione di singolarità (sorgenti, vortici) che costituiscono le incognite del problema dalle quali è possibile ricavare il campo di velocità, imponendo nel caso di flusso non viscoso, la condizione di impermeabilità della parete. Per la chiusura del problema X-Foil implementa la condizione di Kutta al bordo di fuga; ciò si rende necessario in quanto il bordo di fuga stesso viene modellato usando un pannello sorgente di spessore finito, quindi per la chiusura del problema è necessaria un'ulteriore condizione. I suddetti pannelli, con i quali si discretizza la superficie, sono caratterizzati da una normale ed un punto di controllo (figura 5.1) sul quale si calcolano le componenti di velocità per tutti i pannelli. Nel codice è incorporata anche la correzione per la compressibilità di *Karman-Tsien*, la quale presenta una buona accuratezza nella predizione, appunto, della compressibilità fino al regime transonico dove l'accuratezza si riduce drasticamente, fino a rivelarsi inadatta per la predizione del campo di moto in regime supersonico.

La formulazione *vorticity stream-function* si basa sulla risoluzione di un sistema di due equazioni differenziali alle derivate parziali (*PDE*) che comprende l'equazione di trasporto della vorticità ω (5.1) e l'equazione di Poisson per la funzione di corrente Ψ (5.2); per la discretizzazione spaziale delle equazioni si può utilizzare il metodo alle differenze finite, mentre per la discretizzazione temporale si può usare un qualsiasi metodo *time marching*

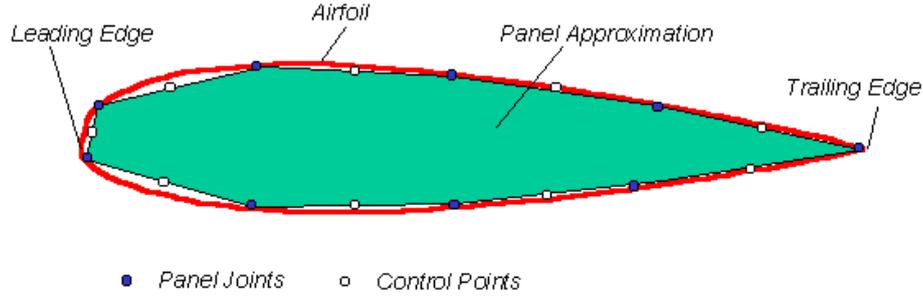


Figura 5.1: Discretizzazione della superficie del profilo alare in elementi pannello [15]

(es. metodo implicito o esplicito).

$$\frac{\delta\omega}{\delta t} + u \frac{\delta\omega}{\delta x} + v \frac{\delta\omega}{\delta y} = 0 \quad (5.1)$$

$$\frac{\delta^2\Psi}{\delta x^2} + \frac{\delta^2\Psi}{\delta y^2} = -\omega \quad (5.2)$$

Queste equazioni costituiscono una rielaborazione delle equazioni di *Navier-Stokes* assumendo la pressione come variabile dipendente dalle variabili principali (Ψ e ω) ed eliminando la necessità di una terza equazione. Nel caso in esame, di flusso non viscoso, l'equazione di trasporto della vorticità 5.1 assume una forma iperbolica, mentre la 5.2 è di natura ellittica. I passi da seguire per applicare questa formulazione sono i seguenti:

1. Inizializzazione del campo di velocità definendo le componenti u e v di velocità, rispettivamente in direzione orizzontale e verticale.
2. Calcolo del campo di vorticità (eq. 5.3) al tempo iniziale ($t=0$)

$$\omega = \frac{\delta v}{\delta x} - \frac{\delta u}{\delta y} \quad (5.3)$$

3. Calcolo del campo di funzioni di corrente (eq. 5.2) al tempo $t=0$.
4. Risoluzione della 5.1 per il calcolo del valore di ω dopo un intervallo di tempo Δt .
5. Risoluzione della 5.2 per il calcolo del campo di Ψ dopo un intervallo di tempo Δt .
6. Calcolo del campo di velocità usando le relazioni 5.4.

$$u = \frac{\delta\Psi}{\delta y} \quad ; \quad v = -\frac{\delta\Psi}{\delta x} \quad (5.4)$$

7. Ripetere i passi 3, 4, 5, 6 avanzando nel tempo fino a convergenza.

Il calcolo del campo di pressioni risultante può avvenire a posteriori usando la PPE (*Pressure Poisson Equation*), che scritta in termini di componenti di velocità risulta:

$$\nabla^2 p = 2\rho \left(\frac{\delta u}{\delta x} \frac{\delta v}{\delta y} - \frac{\delta v}{\delta y} \frac{\delta u}{\delta x} \right) \quad (5.5)$$

5.1.2 Formulazione viscosa

La struttura dello strato limite e della scia sono descritte nella formulazione viscosa di X-Foil tramite una formulazione integrale di strato limite a due equazioni basata su una chiusura dissipativa sia per flusso laminare che turbolento ([16], [17]). Per flusso turbolento viene inserita un'ulteriore equazione che tiene conto del ritardo di risposta degli stress turbolenti alle modifiche delle condizioni del flusso, mentre per il flusso laminare si adotta un criterio di transizione e^n basato sulla teoria dell'amplificazione spaziale. La soluzione viscosa è accoppiata alla soluzione inviscida tramite un modello a superficie traspirante.

Questa formulazione utilizza le equazioni 5.6 e 5.7

$$\frac{C_f}{2} = \frac{d\theta^*}{d\xi} + (2 + H - M_e^2) \frac{\theta^*}{u_e} \frac{du_e}{d\xi} \quad (5.6)$$

$$\theta^* \frac{dH^*}{d\xi} + [2H^{**} + H^*(1 - H)] \frac{\theta^* du_e}{u_e d\xi} = 2C_D - H^* \frac{C_f}{2} \quad (5.7)$$

rispettivamente, l'equazione integrale di quantità di moto e di energia cinetica scritte in termini del parametro di forma H ed in funzione della coordinata *streamwise* ξ . Per la chiusura del problema, come detto, è necessaria una terza equazione che varia a seconda delle caratteristiche del flusso. Nel caso di flusso turbolento si utilizza la 5.8, mentre nel caso di flusso laminare la 5.9.

$$\frac{\delta}{C_\tau} \frac{dC_\tau}{d\xi} = 4.2(C_{\tau_{EQ}}^{1/2} - C_\tau^{1/2}) \quad (5.8)$$

dove $C_{\tau_{EQ}} = H^* \frac{0.015}{1-U_s} \frac{(H_k-1)^3}{H_k^2 H}$ e $\delta = \theta \left(3.15 + \frac{1.72}{H_k-1} \right) + \delta^*$

$$\frac{d\tilde{n}}{d\xi}(H_k, \theta) = \frac{d\tilde{n}}{dRe_\theta}(H_k) \frac{m(H_k) + 1}{2} l(H_k) \frac{1}{\theta} \quad (5.9)$$

dove $m(H_k) = \frac{\xi}{u_e} \frac{du_e}{d\xi}$ e $l(H_k) = \frac{\rho u_e \theta^2}{\mu_e \xi}$. Le equazioni viscose vengono discretizzate tramite differenze centrate a due punti.

La 5.8 modella la risposta dello *shear coefficient* C_τ tramite il suo rateo di variazione spaziale. Esso non dipende solo dalle condizioni locali a causa della lenta risposta degli stress di Reynolds alle variazioni dei parametri del flusso negli strati della scia. Lo *shear coefficient* costituisce uno dei due contributi del coefficiente di dissipazione C_D presente nella 5.7, l'altro contributo è lo *skin friction coefficient* che dipende solo dai parametri locali dello strato limite.

La 5.9 utilizza, invece, un modello di amplificazione spaziale basato sull'equazione di *Orr-Sommerfeld*. Il metodo e^n assume che la transizione avvenga quando l'onda di *Tollmien-Schlichting* più instabile nello strato limite, sia cresciuta di un fattore e^n . \tilde{n} è il logaritmo del massimo rateo di amplificazione delle onde e si assume che la transizione avvenga quando $\tilde{n} = \tilde{n}_{crit}$. In questa formulazione, per assicurare stabilità e rapidità di convergenza, \tilde{n} viene assunta come una variabile di strato limite.

La superficie del profilo e la scia vengono discretizzate usando un certo numero di pannelli, e su ogni pannello viene calcolata la distribuzione lineare di vorticità, velocità e di sorgenti viscose, tramite il metodo a pannelli integrato con la correzione di *Karman-Tsien*. Questo metodo viene a sua volta integrato con le equazioni viscose per lo strato limite e la scia, ottenendo un unico sistema non lineare per la risoluzione simultanea del campo di moto tramite il metodo di *Newton*. Quest'ultimo consiste nel trovare la soluzione alla 5.10

$$F(Q) = 0 \quad (5.10)$$

dove F rappresenta il vettore di equazioni e Q le variabili primarie del problema, da cui è possibile ottenere tutte le grandezze in gioco. Ad ogni iterazione ν va risolto il sistema 5.11 nelle variabili δQ , fino a convergenza.

$$F(Q)^\nu + \left[\frac{\delta F}{\delta Q} \right]^\nu \delta Q^\nu = 0 \quad (5.11)$$

Il vettore δQ contiene le variazioni della variabili primarie $\delta\rho$, δn , $\delta\theta$, $\delta\delta^*$ e $\delta C_\tau^{1/2}$ o $\delta\tilde{n}$ in funzione della zona del campo di moto (laminare o turbolenta).

5.1.3 Formulazione inversa e utilizzo di X-Foil

In *X-Foil* è anche possibile attuare una formulazione inversa, utile al design di profili alari quando è nota la distribuzione di velocità sulla superficie del profilo. Nella formulazione *Mixed-Inverse* viene utilizzato il metodo a pannelli presentato nel paragrafo 5.1.1, ma stavolta le incognite sono costituite dai nodi dei pannelli, piuttosto che la vorticità. La risoluzione

N	T	\tilde{n}	$C_{l\alpha}$
140	0.15	9	0.10969
140	0.15	2	0.10997
140	0.15	12	0.10944
200	0.1	9	0.10970
200	0.15	12	0.10939

Tabella 5.1: Parametri testati su *NACA 2412*

avviene tramite metodo di Newton (come descritto nel paragrafo 5.1.2) alterando solo una parte del profilo per iterazione, fino ad arrivare a convergenza. Maggiori informazioni su funzionalità e caratteristiche di *X-Foil* si possono trovare in [18].

In questo elaborato di tesi, *X-Foil* è stato utilizzato per effettuare l'analisi 2D sui profili della pala sperimentale a diverse stazioni lungo il raggio (par. 5.3). Il profilo viene discretizzato in coordinate x-y ed importato su *X-Foil* come un file di testo nel formato *Plain coordinate*. A questo punto è possibile eseguire un'analisi viscosa, tramite la routine *Oper*, settando il numero di *Reynolds* e di *Mach*, e facendo variare l'incidenza fino a raggiungere i valori di stallo positivo e negativo. *X-Foil* produrrà in output un file contenente i dati di C_l , C_d , C_m alle varie incidenze α che è possibile esportare in formato *.txt* per elaborazioni esterne.

5.2 Validazione del codice X-Foil

Prima di procedere al calcolo delle prestazioni per i profili della pala sperimentale, si è deciso di validare il codice *X-Foil* confrontando i risultati ottenuti analizzando il profilo alare *NACA 2412* con i dati sperimentali forniti da [19].

5.2.1 Setup del codice

Ai fini della scelta dei parametri utili per il calcolo e la discretizzazione della superficie del profilo è stata eseguita un'analisi di dipendenza delle prestazioni risultanti da quest'ultimi. I parametri analizzati sono:

- \tilde{n} : definisce la transizione da regime laminare a turbolento;
- T: definisce il rapporto tra la densità dei pannelli al bordo di fuga e quella al bordo d'attacco;
- N: definisce il numero di nodi dei pannelli usati per discretizzare la superficie del profilo.

I test effettuati sono riassunti nella tabella 5.1, dove la prima riga presenta i parametri di default forniti da *X-Foil*. Si nota come il valore di $C_{l\alpha}$, usato come riferimento, non risenta dell'influenza dei vari parametri in quanto si registrano variazioni dell'ordine di 10^{-4} . Si è quindi deciso di utilizzare i valori di default per l'analisi del profilo *NACA 2412*, qui riportati:

- $\tilde{n} = 9$
- $T = 0.15$
- $N = 140$

5.2.2 Risultati ottenuti

In appendice B si riportano i risultati ottenuti dall'analisi del profilo alare *NACA 2412* in *X-Foil* usando i parametri definiti nel paragrafo 5.2.1. Il numero di *Reynolds* a cui effettuare il test è stato reperito da [19] in modo da poter effettuare il confronto dei dati; è stato utilizzato $Re = 3.1 \cdot 10^6$.

Nelle figure 5.2, 5.3, 5.4 questi risultati vengono confrontati con i dati sperimentali. Si nota come i risultati di *X-Foil* seguano l'andamento dei dati sperimentali, mantenendo errori accettabili; ancora una volta si prende come riferimento il C_{l_α} , in modo da attuare un confronto che tenga in considerazione un'ampio range di angoli di incidenza α .

$$\begin{cases} C_{l_{\alpha_{exp}}} = 0.1038 \\ C_{l_{\alpha_{X-Foil}}} = 0.1097 \end{cases} \quad (5.12)$$

L'errore percentuale che viene commesso da *X-Foil* è pari ad $\epsilon = 5.6\%$. Questo errore è ritenuto accettabile per effettuare un'analisi 2D preliminare dei profili, al fine di valutarne le prestazioni e ricercare una configurazione di ottimo (scopo dell'analisi effettuata in questa tesi al paragrafo 5.4). L'errore, come si nota dai grafici, non è più accettabile in prossimità dello stallo, sia esso positivo che negativo. In figura 5.2 si nota come *X-Foil* non riesca a prevedere la riduzione drastica di C_l in corrispondenza dello stallo positivo, mentre in figura 5.4 il coefficiente di momento raggiunge errori di scostamento molto elevati rispetto ai dati sperimentali, avvicinandosi allo stallo negativo.

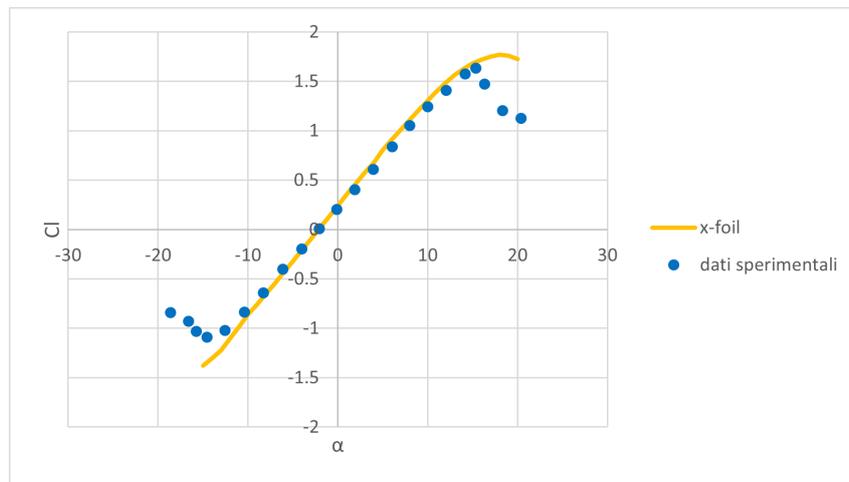


Figura 5.2: Grafico $C_l - \alpha$ NACA 2412

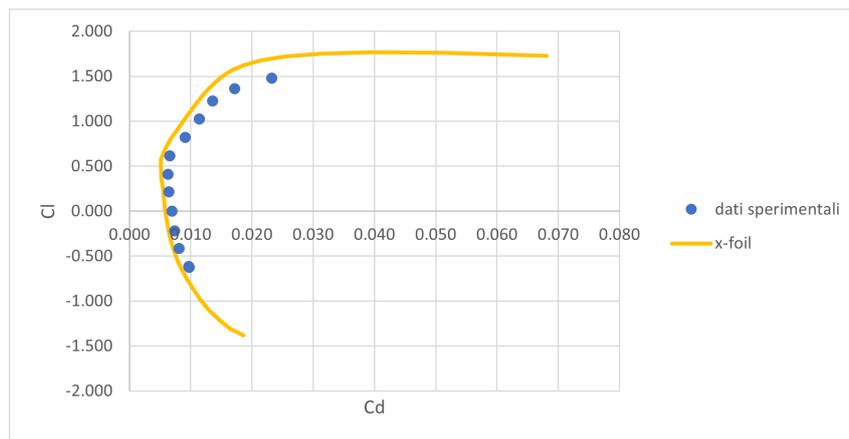


Figura 5.3: Polare aerodinamica NACA 2412

5.3 Profili 2D della pala sperimentale

I profili alari, utilizzati per la costruzione della pala sperimentale dall'azienda "DH Aerospace Industry s.r.l.", vengono estrapolati dal modello CAD intersecando quest'ultimo con dei piani a varie stazioni lungo il raggio. I profili ottenuti sono riportati in figura 5.5, mentre i

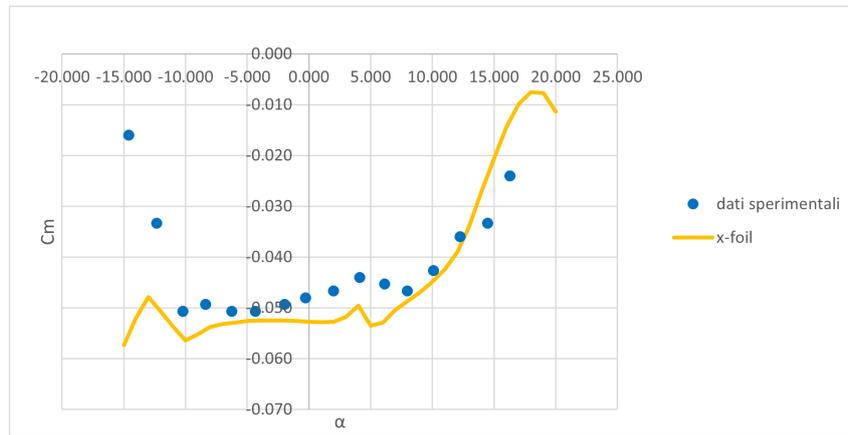


Figura 5.4: Grafico $C_m - \alpha$ NACA 2412

z [m]	r/R	c [mm]	θ	θ_{26°	θ_{33°	t/c	m/c	r_{LE}/c
0.2	24.1%	162.28	4.613	30.613	37.613	0.226	0.122	0.0933
0.3	36.14%	200.45	-1.412	24.588	31.588	0.163	0.084	0.0432
0.4	48.19%	189.42	-6.282	19.718	26.718	0.134	0.069	0.0276
0.5	60.24%	168.58	-10.329	15.671	22.671	0.122	0.063	0.0207
0.6	72.29%	147.49	-13.423	12.577	19.577	0.124	0.064	0.0215
0.7	84.34%	121.16	-15.694	10.306	17.306	0.125	0.064	0.0218
0.8	96.39%	89.43	-16.842	9.158	16.158	0.126	0.065	0.0219
0.827	99.64%	79.24	-16.627	9.373	16.373	0.143	0.068	0.0336

Tabella 5.2: Dati dei profili della pala sperimentale

dettagli riguardo posizione, distribuzione di corda e calettamento, ed alcuni dati geometrici sono riportati in tabella 5.2.

Nella configurazione usata per l'estrazione dei profili la pala è posta ad un angolo di calettamento (definito come l'angolo tra il piano di rotazione dell'elica e la corda del profilo alare al 75% del raggio) pari a $\beta = -14.23^\circ$, corrispondente alla configurazione analizzata nel capitolo 2, dove è stato ottenuto che per questo β e le prescritte condizioni di volo (par. 1.2) si ottengono valori di spinta negativi. Per questo motivo, anche per l'analisi 2D, sono state valutate le prestazioni per le due configurazioni ruotate rispettivamente di $\delta_1 = 26^\circ$ e $\delta_2 = 33^\circ$.

Prima dell'importazione in X-Foil i profili vengono adimensionalizzati con la corda e posti ad incidenza nulla, in modo da poterli confrontare tra loro.

5.4 Risultati ottenuti

I profili presentati al paragrafo precedente sono stati analizzati usando *X-Foil*. In fase di setup vengono impostati i parametri di discretizzazione e calcolo come mostrato al paragrafo 5.2.1. Il numero di *Reynolds* dovrebbe essere calcolato per ogni profilo, visto che variando la distanza dal centro di rotazione, varia la velocità con cui il flusso d'aria investe il profilo. Trattandosi però di incidenze di lavoro non troppo elevate la dipendenza delle prestazioni dal *Re* è molto lieve, si è quindi assunto un valore pari a $Re = 1 \cdot 10^6$ per tutte le stazioni.

Nelle figure 5.6, 5.7, 5.8, 5.9 sono stati sovrapposti gli andamenti delle principali caratteristiche aerodinamiche dei profili alari, in modo da poter confrontare gli andamenti; il grafico della polare aerodinamica viene rappresentato con l'asse C_D in scala logaritmica per evidenziare le differenze tra i profili. In tabella 5.3 sono invece riportate le incidenze di stallo ed efficienza massima con i rispettivi valori di C_{lmax} ed E_{max} . Come si è visto anche durante la fase di validazione, *X-Foil* fornisce risultati accurati solo per un certo *range* di angoli d'incidenza α ; per questo motivo l'analisi dei profili 2D della pala sperimentale è stata eseguita solo tra $\alpha = -10^\circ$ ed $\alpha = 19^\circ$ in modo da catturare il C_{lmax} per tutti i profili, ma

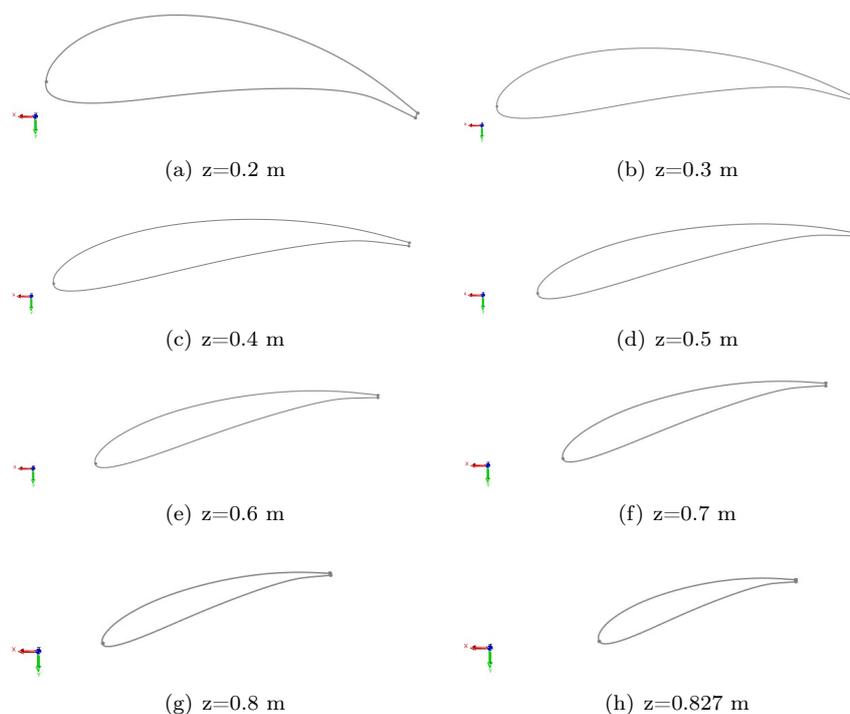


Figura 5.5: Profili di costruzione della pala sperimentale

non andare oltre l'incidenza di stallo per non incorrere in errori elevati in fase di valutazione delle prestazioni.

r/R	$\alpha_{C_{lmax}}$	C_{lmax}	$\alpha_{E_{max}}$	E_{max}
24.1%	18	2.2845	-3	96.45706
36.14%	17	2.0932	1	143.955
48.19%	16	1.9658	2	150.0239
60.24%	15	1.9319	2	150.3355
72.29%	15	1.9583	2	150.1656
84.34%	15	1.9812	2	149.7864
96.39%	15	1.9919	2	150.402
99.64%	15	2.0868	2	142.4801

Tabella 5.3: Valori di stallo e massima efficienza dei profili della pala sperimentale

Dai risultati ottenuti e dai dati a disposizione si possono trarre le seguenti conclusioni:

- Dai dati geometrici a disposizione, per $0.4\text{ m} < z < 0.8\text{ m}$, si nota già una somiglianza più accentuata tra i profili. I primi due sono invece più spessi e più arrotondati trovandosi più vicini al mozzo. L'ultimo profilo è, infine, leggermente più spesso degli altri; ciò è probabilmente dovuto alla presenza della winglet.
- Escludendo il profilo posto a $z = 0.2\text{ m}$, le curve di prestazioni per gli altri profili sono abbastanza compatte, indice che questi hanno caratteristiche simili.
- Osservando il grafico $C_m - \alpha$ per $0.5\text{ m} < z < 0.8\text{ m}$ si nota una compattazione ancora più accentuata delle curve, segno che in questa zona si ha, probabilmente, lo stesso profilo.
- La zona di efficienza massima è concentrata per tutti i profili (apparte il primo) attorno ad $\alpha = 2^\circ$; per ottimizzare le prestazioni della pala si dovrà quindi cercare di avere un'incidenza prossima a questa per tutti i profili.

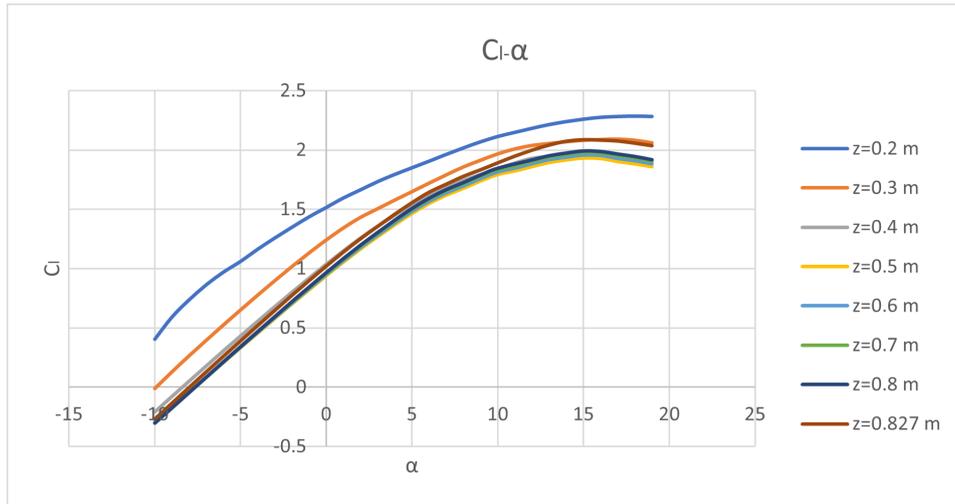


Figura 5.6: Grafico $C_l - \alpha$ dei profili della pala sperimentale

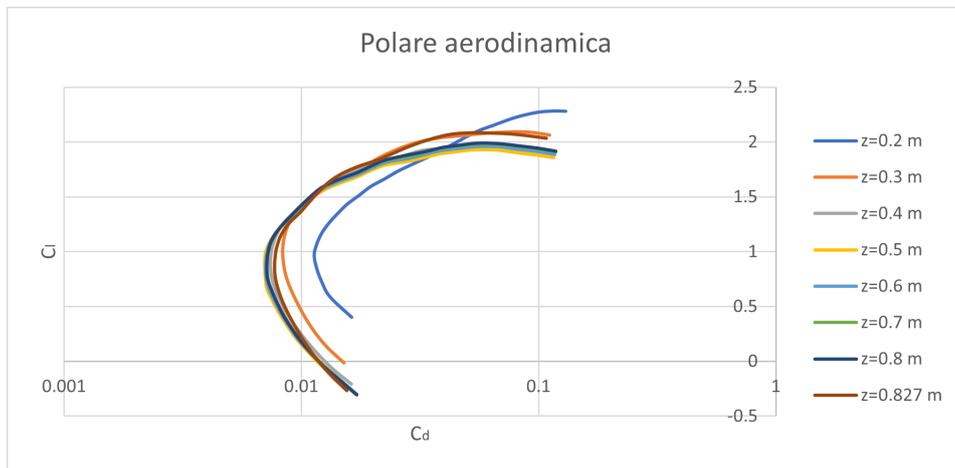


Figura 5.7: Polare aerodinamica dei profili della pala sperimentale

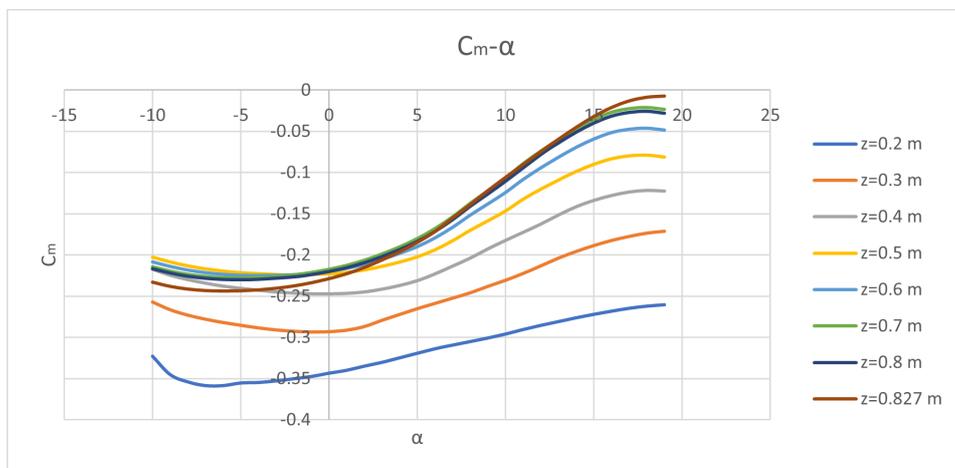


Figura 5.8: Grafico $C_m - \alpha$ dei profili della pala sperimentale

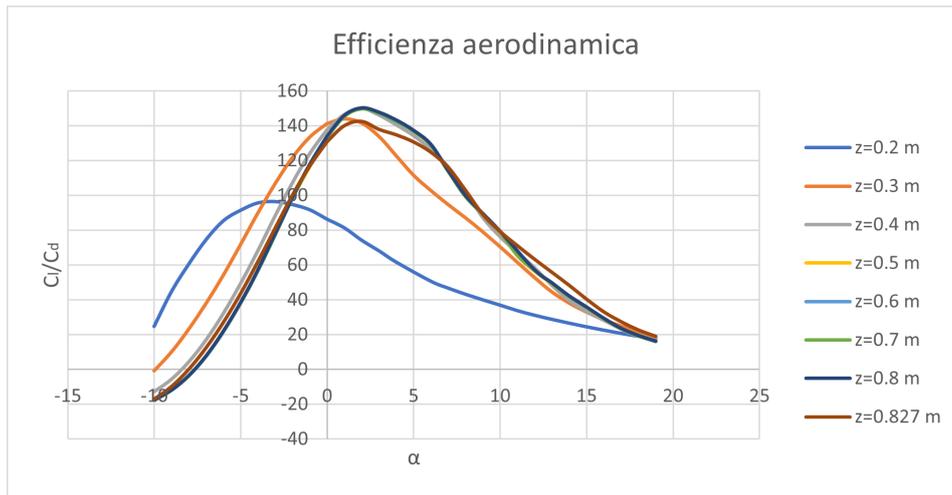


Figura 5.9: Variazione dell'efficienza aerodinamica con α dei profili della pala sperimentale

- La similarità dei profili, nella zona suddetta, si nota anche nei valori, ed incidenze, di C_{lmax} ed E_{max} ; qui si nota che l'ultimo profilo ($z = 0.827 m$) è fuori tendenza, segno che presenta delle differenze geometriche rispetto ai precedenti.

5.4.1 Calcolo prestazioni

Una volta note le caratteristiche aerodinamiche dei diversi profili è possibile calcolare i coefficienti di spinta e potenza ed il rendimento usando la teoria generale dell'elemento di pala ([11], [20]).

In analogia alla teoria della linea portante di Prandtl, si può approssimare il campo di moto dell'elica con una distribuzione opportuna di vortici (figura 5.10). Quest'ultima comprende:

- un filamento di vortici posto sull'asse del rotore di intensità Γ
- una distribuzione di filamenti vorticosi concentrici distribuiti radialmente di intensità $\gamma(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r}$
- un tubo, formato da anelli vorticosi paralleli al disco dell'elica, posto a valle di quest'ultima e di intensità totale Γ
- un tubo di vortici longitudinali, perpendicolari agli anelli di vortici e posto anch'esso a valle dell'elica, di intensità, per unità di lunghezza pari a $\Gamma_{rings} = \frac{\gamma}{h}$ dove h è la distanza che la scia percorre in una rivoluzione

Gli ultimi due elementi della distribuzione vorticoso formano la scia elicoidale a valle dell'elica.

La teoria generale dell'elemento di pala prevede che il generico profilo sia investito da una velocità effettiva che dipende dall'induzione, assiale e tangenziale, del sistema vorticoso. In figura 5.11 i coefficienti a ed a' rappresentano, rispettivamente, l'induzione assiale e tangenziale rapportata a V_∞ .

Il problema principale, nel processo di calcolo delle prestazioni, è quindi determinare i valori di induzione vorticoso sulla pala. Si procede nel seguente modo per le singole stazioni:

1. si definisce la solidità $\sigma = \frac{Nc}{2\pi r}$ dove c rappresenta la corda del profilo, N il numero di pale dell'elica ed r la coordinata radiale a cui è posto del profilo.
2. Noti i valori di C_L e C_D si sceglie un angolo di incidenza α e si calcola $\varphi = \theta - \alpha$
3. si calcolano $\lambda_1 = C_L \cos(\varphi) - C_D \sin(\varphi)$ e $\lambda_2 = C_L \sin(\varphi) + C_D \cos(\varphi)$
4. si calcola $a = \frac{\sigma\lambda_1}{2(1-\cos(\varphi))-\sigma\lambda_1}$ ed $a' = \frac{\sigma\lambda_2}{2\sin(\varphi)-\sigma\lambda_2}$

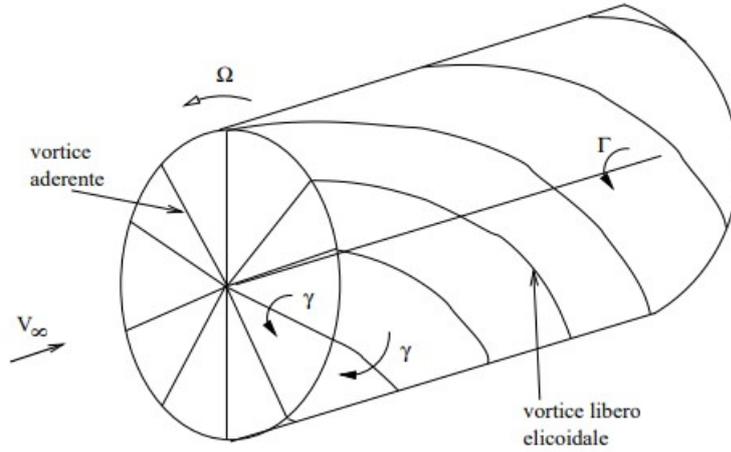


Figura 5.10: Schema del sistema vorticoso dell'elica [11]

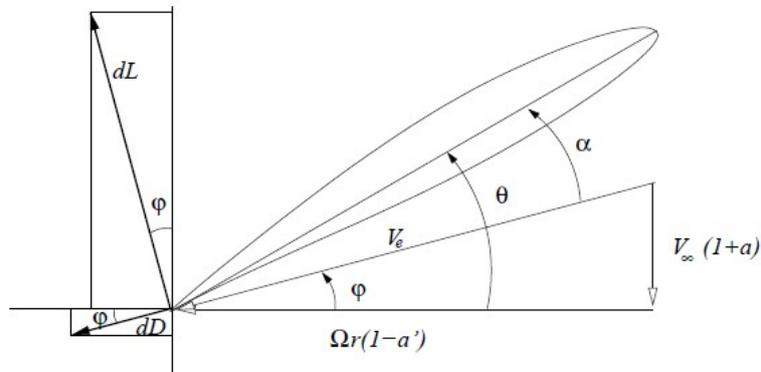


Figura 5.11: Condizioni di funzionamento di un elemento di pala nella teoria generale dell'elemento di pala [11]

5. a questo punto è possibile calcolare il rapporto di funzionamento $J = \pi \bar{r} \frac{1-a'}{1+a} \tan(\varphi)$
6. si torna al punto 2 fino a trovare il valore di α che permette di ottenere il rapporto di funzionamento della pala $J = \frac{V_\infty}{nD}$

Con i valori ottenuti si possono infine calcolare i valori dei coefficienti di spinta e potenza alle varie stazioni tramite le 5.13, 5.14.

$$\frac{dc_T}{d\bar{r}} = \frac{\pi^3}{4} \sigma \lambda_1 \bar{r}^3 \frac{(1-a')^2}{\cos^2(\varphi)} \quad (5.13)$$

$$\frac{dc_P}{d\bar{r}} = \frac{\pi^4}{4} \sigma \lambda_2 \bar{r}^4 \frac{(1-a')^2}{\cos^2(\varphi)} \quad (5.14)$$

I valori ottenuti vanno integrati lungo il raggio per ottenere i coefficienti globali della pala. Tramite la 5.17 si può invece determinare il rendimento della pala.

$$C_T = \int_0^1 \frac{d}{d\bar{r}} C_T(\bar{r}) d\bar{r} \quad (5.15)$$

$$C_P = \int_0^1 \frac{d}{d\bar{r}} C_P(\bar{r}) d\bar{r} \quad (5.16)$$

$$\eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (5.17)$$

Calcolando le prestazioni in questo modo si può quindi procedere al confronto dei risultati ottenuti con quelli presentati al capitolo 4. Questo confronto è visibile nelle figure 5.12 e 5.13.

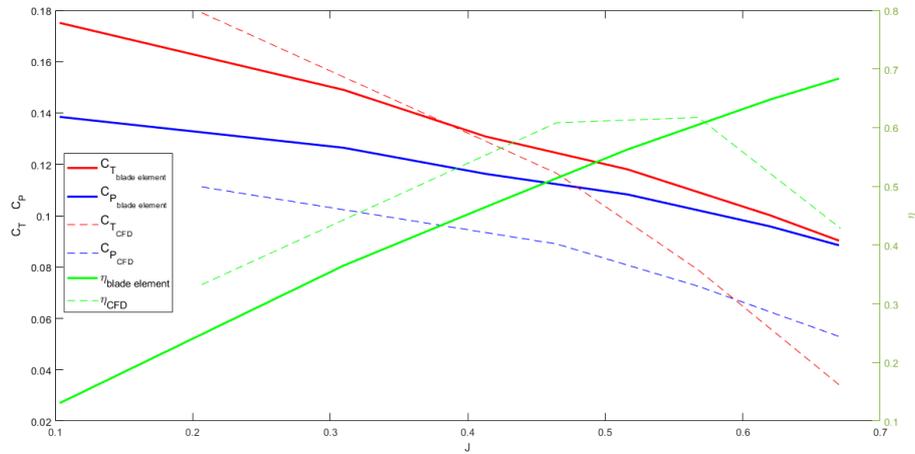


Figura 5.12: Confronto tra le prestazioni ottenute dalla teoria generale dell'elemento di pala e quelle ottenute dall'analisi *CFD* usando il modello di set-up di ottimo per la configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$

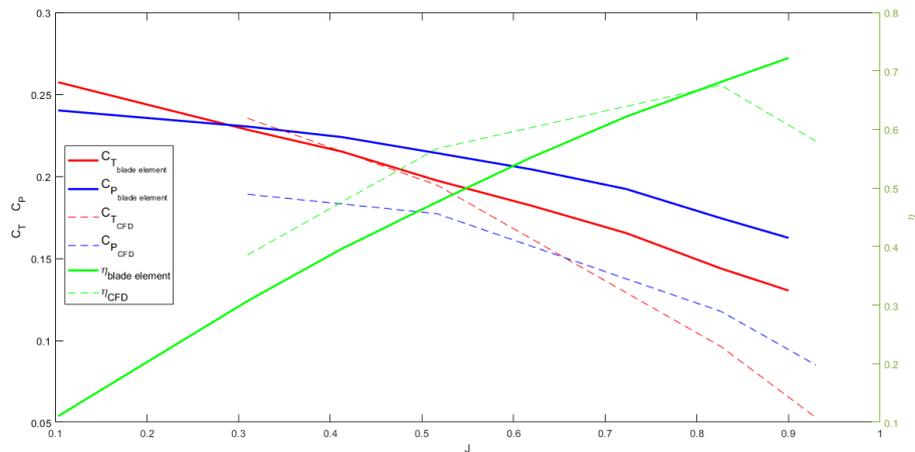


Figura 5.13: Confronto tra le prestazioni ottenute dalla teoria generale dell'elemento di pala e quelle ottenute dall'analisi *CFD* usando il modello di set-up di ottimo per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$

Il range di rapporti di funzionamento analizzati con la teoria generale dell'elemento di pala, comprende solamente quelli che hanno valori dell'incidenza del flusso sui profili contenuto nell'intervallo di α analizzato su *X-Foil*, per questo motivo vengono escluse dal grafico anche le prestazioni ottenute dall'analisi *CFD* al rapporto di funzionamento $J = 1.033$ per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$. Si vede che, come immaginabile visto che *X-Foil* non tiene conto della compressibilità, i valori di spinta e coppia ottenuti dall'analisi *CFD* sono inferiori a quelli della teoria dell'elemento di pala per un ampio intervallo di valori di J , mentre il rendimento resta invece più elevato per bassi valori del rapporto di funzionamento. L'andamento atipico del rendimento può essere attribuito a diverse fonti di errore:

- La scarsa discretizzazione della pala, in termini di numero di profili lungo il raggio
- L'errore che commette *X-Foil* all'aumentare dell'angolo di incidenza sui profili

- Piccoli errori dell'analisi *CFD* perché, visto che le due curve dei rendimenti sono molto vicine tra loro, anche un piccolo errore sulle misure di spinta e coppia potrebbe portare il rendimento ottenuto dall'analisi *CFD* al di sotto di quello calcolato tramite la teoria generale dell'elemento di pala.

5.5 Ricerca della configurazione di ottimo per la pala sperimentale

Seguendo il procedimento fornito al paragrafo 2.8 di [11], è stata effettuata un'analisi fine alla ricerca della configurazione di ottimo, in termini di corda e calettamento dei profili lungo il raggio, a fissato rapporto di funzionamento e spinta desiderata. Questi valori vengono assegnati considerando le condizioni di crociera al livello del mare per calcolare il rapporto di funzionamento, e la spinta ottenuta usando questo rapporto di funzionamento dall'analisi *CFD* al capitolo 4, mediando i valori ottenuti con le due configurazioni studiate. Si ottiene quindi:

- $J = \frac{V_\infty}{nD} = \frac{50 \text{ m/s}}{58.3 \text{ rps} \cdot 1.66 \text{ m}} = 0.517$
- $T = 4500 \text{ N}$
- $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$

Gli step progettuali da seguire sono i seguenti:

1. Si assegna un valore di tentativo per w_0 , costante da cui dipende il valore della spinta assegnata. Una buona stima iniziale può essere effettuata assumendo w_0 uguale al valore della velocità di induzione assiale w calcolata utilizzando la 5.18.

$$T = 2\rho A(V_\infty + w)w \quad (5.18)$$

2. Si può a questo punto determinare la distribuzione di $\varphi(\bar{r})$ dalla 5.19, e di conseguenza le distribuzioni dei fattori di induzione assiale (a) e rotazionale (a') dalle 5.20 e la distribuzione di velocità vera $V_e(\bar{r})$ lungo il raggio dalla 5.21.

$$\tan(\varphi) = \frac{V_\infty + w_0}{\omega r} \quad (5.19)$$

$$a = \frac{w_0}{V_\infty} \frac{\chi^2}{(1 + \frac{w_0}{V_\infty})^2 + \chi^2} \quad ; \quad a' = \frac{w_0}{V_\infty} \frac{(1 + \frac{w_0}{V_\infty})}{(1 + \frac{w_0}{V_\infty})^2 + \chi^2} \quad (5.20)$$

$$V_e = \frac{V_\infty(1 + a)}{\sin(\varphi)} \quad (5.21)$$

3. Si calcola la distribuzione radiale di carico aerodinamico $N\Gamma$ tramite la 5.23, già corretta per le perdite di estremità con la funzione di Prandtl $F(\bar{r})$ (5.22), da cui è possibile ricavare le distribuzioni di spinta e potenza dalle 5.24.

$$F(\bar{r}) = \frac{2}{\pi} \arccos[e^{\frac{N}{2\chi}(\frac{r-R}{R})}] \quad (5.22)$$

$$N\Gamma = F(\bar{r})4\pi\bar{r}^2 a'(\bar{r})\omega R^2 \quad (5.23)$$

$$dT = N\rho\omega r(1 - a')\Gamma dr \quad ; \quad dP = N\Gamma\rho\omega r V_\infty(1 + a)dr \quad (5.24)$$

4. Dai risultati ottenuti dall'analisi 2D dei profili si sceglie, a questo punto, il valore di C_L al quale si vuole far lavorare i profili nelle condizioni prescritte. In questa analisi si è ipotizzato di far lavorare tutti i profili in condizioni di efficienza massima. Si può quindi calcolare la distribuzione di $\sigma(\bar{r})$ tramite la 5.25, da cui è ottenibile la distribuzione di corda lungo il raggio invertendo la formula della solidità riportata al punto 1 del paragrafo 5.4.1. Si può infine assegnare il calettamento dei profili ricordando la relazione $\theta = \varphi + \alpha$.

$$\sigma(\bar{r}) = \frac{N\Gamma}{\pi C_L(\bar{r})V_e(\bar{r})r} \quad (5.25)$$

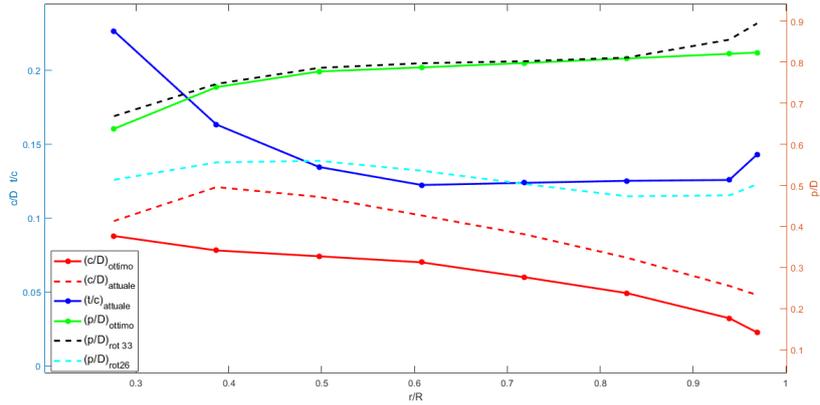


Figura 5.14: Andamento ottimale, calcolato a $J = 0.51$ ed imponendo $T = 4500 N$, di corda e calettamento della pala sperimentale

5. È possibile a questo punto ricalcolare la spinta, usando la teoria generale dell'elemento di pala (illustrata al paragrafo 5.4.1), che risulterà inferiore rispetto a quella stabilita a causa della resistenza del profilo e della variazione di induzione assiale lungo il raggio. Si ripete quindi il ciclo di progetto incrementando il valore di w_0 fino ad ottenere la spinta richiesta.

Applicando il procedimento descritto ai profili della pala sperimentale, si ottiene quanto mostrato in figura 5.14 (valori numerici riportati in tabella 5.4). La distribuzione di corda ottimale è inferiore a quella attuale, in quanto, visto che il calettamento di ottimo ottenuto è quasi coincidente con quello utilizzato per la configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ la superficie di pala necessaria a generare $T = 4500 N$ sarà sicuramente minore di quella attuale che genera circa $6000 N$ di spinta. Si conferma comunque che il calettamento della configurazione $\Delta\beta = 33^\circ$ assicura prestazioni migliori, per la generazione di valori di spinta elevati, rispetto a quello utilizzato nella configurazione $\Delta\beta = 26^\circ$.

Come esposto al punto 5 è possibile calcolare i valori di C_T , C_P ed η per questa nuova configurazione di ottimo tramite la teoria generale dell'elemento di pala ottenendo:

- $C_T = 0.1421$
- $C_P = 0.1033$
- $\eta = 0.7104$

Confrontando questi valori con le prestazioni ottenute in precedenza (figure 5.12 e 5.13) si vede come si ottenga un notevole miglioramento del rendimento.

In una fase successiva di progettazione sarebbe interessante testare la configurazione di ottimo ottenuta in *off-design*, variando cioè il valore del rapporto di funzionamento per valutarne le prestazioni in maniera più completa.

r/R	c/D	p/D	θ
0.2762	0.1455	0.6377	36.3113
0.3867	0.1293	0.7392	31.3209
0.4972	0.1227	0.7774	26.4591
0.6077	0.1159	0.7874	22.4130
0.7182	0.0993	0.7981	19.4790
0.8287	0.0814	0.8091	17.2647
0.9392	0.0531	0.8204	15.5390
0.9691	0.0373	0.8235	15.1360

Tabella 5.4: Valori ottimali di corda e calettamento ottenuti per la pala sperimentale in configurazione di ottimo

Conclusioni

Al termine di questa prima fase di progettazione preliminare si é riusciti ad ottenere informazioni piuttosto dettagliate riguardo il campo di moto che si sviluppa sulle pale dell'elica, aprendo alla possibilitá di poter fare delle considerazioni su eventuali ottimizzazioni geometriche future.

La concezione particolare del profilo utilizzato garantisce buone proprietá per lo sviluppo della spinta, soprattutto grazie alla zona piú curva in prossimitá del bordo di fuga, che previene la separazione ventrale in quella zona. Lo svantaggio é però che ad un incremento di spinta corrisponde anche un incremento nella resistenza che esercita il profilo, la quale a sua volta porta ad una crescita della coppia resistente dell'elica ottenendo valori di rendimento non elevati. L'elevata velocitá di rotazione a cui lavora la pala, porta a valori di velocitá, in prossimitá del *tip*, che raggiungono il regime supersonico generando l'urto sul dorso che sicuramente incrementa la resistenza dei profili, e quindi la potenza necessaria alla rotazione, peggiorando anche la spinta a causa della separazione del flusso a valle dell'urto. Soluzioni immediate a questo problema, possono essere ovviamente quella di ridurre il diametro dell'elica o diminuire la velocitá di rotazione, ma si puó anche pensare di modificare i profili in prossimitá del *tip* in modo che il numero di *Mach* critico (cioé il minimo numero di *Mach* della corrente a monte che genera un urto su un punto del profilo) di quest'ultimi sia superiore al numero di *Mach* ottenuto dalla composizione della velocitá di rotazione e della velocitá di volo. In queste condizioni, inoltre, l'urto si posiziona anche sul dorso della *winglet* rendendola fonte di resistenza aggiuntiva; per una valutazione piú appropriata dell'efficienza di quest'ultima andrebbero quindi eseguiti dei test in condizioni che non portino alla generazione di un urto.

Una fase successiva dell'iter di progettazione, potrebbe riguardare l'esecuzione di test in galleria del vento, al fine di poter ottenere un confronto con i risultati dell'analisi *CFD*. Questo potrebbe essere utile anche al fine di validare ulteriormente i risultati ottenuti, e capire se il modello di set-up utilizzato é effettivamente valido per l'esecuzione di analisi *CFD* su eliche che lavorano ad alti numeri di *Reynolds*, come sembra si sia ottenuto dai test di validazione sulla pala di riferimento.

Appendice A

RISULTATI TABELLATI PER IL CONFRONTO DEI MODELLI DI SET-UP *CFD* CON I DATI SPERIMENTALI DELLA PALA DI RIFERIMENTO

J	0.1332	0.413	0.51	0.585	0.69
C_{TCFD}	0.1053	0.0741	0.0607	0.0460	0.0191
C_{PCFD}	0.0459	0.0444	0.0416	0.0359	0.0199
η_{CFD}	0.305465	0.688528	0.744068	0.7503	0.66223
C_{Texp}	0.1004	0.0685	0.0588	0.0479	0.031
C_{Pexp}	0.0484	0.0457	0.0428	0.0382	0.0312
η_{exp}	0.2763	0.6190	0.7007	0.7335	0.6856
ϵ_{CT}	4.88%	8.13%	3.24%	3.90%	38.25%
ϵ_{CP}	5.13%	2.78%	2.79%	6.05%	36.07%
ϵ_{η}	10.55%	11.22%	6.20%	2.28%	3.41%

Tabella A.1: Modello di set-up con transizione

J	0.413	0.51	0.585	0.69	0.792
C_{TCFD}	0.0712	0.0578	0.0438	0.0203	0.0048
C_{PCFD}	0.0433	0.0401	0.0351	0.0235	0.0149
η_{CFD}	0.6784	0.7339	0.7316	0.5968	0.2578
C_{Texp}	0.0685	0.0588	0.0479	0.031	0.0162
C_{Pexp}	0.0457	0.0428	0.0382	0.0312	0.0232
η_{exp}	0.6190	0.7007	0.7335	0.6856	0.551
ϵ_{CT}	3.95%	1.78%	8.48%	34.43%	70.37%
ϵ_{CP}	5.14%	6.24%	8.23%	24.68%	35.78%
ϵ_{η}	9.58%	4.75%	0.27%	12.95%	53.21%

Tabella A.2: Modello di set-up turbolento

Appendice B

RISULTATI *X-Foil* PER PROFILO ALARE *NA-CA 2412*

α [°]	C_l	C_d	C_{d_p}	C_m	$Top_{X_{tr}}$	$Bottom_{X_{tr}}$
-15	-1.3792	0.01858	0.01446	-0.0573	1	0.0101
-14	-1.3066	0.01645	0.0122	-0.0519	1	0.0109
-13	-1.2225	0.01487	0.01049	-0.0479	0.9993	0.0115
-12	-1.1049	0.01301	0.00854	-0.0507	0.9965	0.013
-11	-0.9838	0.01156	0.00702	-0.0538	0.9931	0.0144
-10	-0.8629	0.01037	0.00579	-0.0564	0.9865	0.0163
-9	-0.7577	0.00938	0.00475	-0.0552	0.9675	0.0187
-8	-0.6523	0.00851	0.00381	-0.0538	0.9395	0.0226
-7	-0.543	0.00781	0.00306	-0.0532	0.91	0.0278
-6	-0.4321	0.00723	0.00242	-0.0529	0.8735	0.0361
-5	-0.3206	0.00675	0.00188	-0.0526	0.828	0.0506
-4	-0.2083	0.00637	0.00146	-0.0525	0.7743	0.0749
-3	-0.0957	0.00607	0.00114	-0.0525	0.7133	0.1166
-2	0.0169	0.00582	0.00093	-0.0525	0.6485	0.1825
-1	0.1297	0.00564	0.00082	-0.0526	0.5841	0.27
0	0.2423	0.00548	0.0008	-0.0527	0.5245	0.3877
1	0.3541	0.00521	0.00087	-0.0528	0.4723	0.573
2	0.4657	0.0051	0.00104	-0.0527	0.4229	0.7357
3	0.5742	0.00517	0.00131	-0.0518	0.3616	0.8875
4	0.677	0.00571	0.00172	-0.0496	0.2819	0.977
5	0.8045	0.00675	0.00232	-0.0535	0.1838	0.9977
6	0.9111	0.00788	0.00305	-0.0529	0.1056	1
7	1.0089	0.00892	0.00384	-0.0504	0.0628	1
8	1.1098	0.00995	0.00472	-0.0486	0.0406	1
9	1.2099	0.01103	0.00571	-0.0469	0.0288	1
10	1.3077	0.01218	0.00682	-0.0449	0.0222	1
11	1.4012	0.0135	0.00814	-0.0424	0.0179	1
12	1.4893	0.01495	0.00962	-0.0391	0.0151	1
13	1.5649	0.01667	0.0114	-0.0339	0.0131	1
14	1.6263	0.01876	0.01358	-0.027	0.0116	1
15	1.6798	0.02158	0.01654	-0.0205	0.0106	1
16	1.721	0.02569	0.02081	-0.0144	0.0096	1
17	1.7509	0.03146	0.02679	-0.0099	0.009	1
18	1.7685	0.03936	0.03492	-0.0075	0.0085	1
19	1.7615	0.05115	0.04699	-0.0077	0.008	1
20	1.7253	0.06814	0.06435	-0.0114	0.0076	1

Bibliografia

- [1] CCM+ Star. *User Guide*. 2020.
- [2] Domenic D’Ambrosio e Manuel Carreño Ruiz. “CFD Simulation of Propellers: Best Practices Analysis”. In: (2019).
- [3] Domenico Caridi. “Industrial CFD simulation of aerodynamic noise”. Tesi di dott. Università degli Studi di Napoli Federico II, 2008.
- [4] Domenico Caridi et al. “Ffowcs Williams-Hawkings Acoustic Analogy for Simulation of NACA 4-(3)(08)-03 Propeller Noise in Take-off Condition”. In: *ASMEATI-UIT 2010 Conference on Thermal and Environmental Issues in Energy Systems*. 2010, pp. 1183–1188.
- [5] Jason Hambrey. “Computational Aeroacoustic Prediction of Propeller Noise Using Grid-Based and Grid-Free CFD Methods”. Tesi di dott. Carleton University, 2017.
- [6] Filomena Cariglino, Nicola Ceresola e Renzo Arina. “External aerodynamics simulations in a rotating frame of reference”. In: *International Journal of Aerospace Engineering* 2014 (2014).
- [7] Ana Cristina Avelar et al. “Experimental study of shock wave patterns over an airfoil”. In: *46th AIAA Fluid Dynamics Conference*. 2016, p. 3935.
- [8] Fred E Weick. *Full scale tests of wood propellers on a VE-7 Airplane in the propeller research tunnel*. US Government Printing Office, 1928.
- [9] Fred E Weick e Donald H Wood. “The Twenty-Foot Propeller Research Tunnel of the National Advisory Committee for Aeronautics”. In: *Annual Report-National Advisory Committee for Aeronautics* 14 (1928), p. 429.
- [10] Sathish Krishnan PS e Sarith P Sathian. “Numerical Investigation of VE-7 Airplane Propeller through CFD”. In: ()
- [11] R Tognaccini. “Aerodinamica dell’Ala Rotante”. In: *University of Naples-Federico II* (2004).
- [12] A Salih. “Streamfunction-vorticity formulation”. In: *Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Space Science and Technology, Thiruvananthapuram-Mach* (2013), p. 10.
- [13] TE Tezduyar et al. “Solution techniques for the vorticity–streamfunction formulation of two-dimensional unsteady incompressible flows”. In: *International Journal for Numerical Methods in Fluids* 11.5 (1990), pp. 515–539.
- [14] John L Hess. “A higher order panel method for three-dimensional potential flow”. In: *Final Report Douglas Aircraft Co* (1979).
- [15] William Devenport. *Panel Method Applet*. 1998. URL: <https://www.engapplets.vt.edu/fluids/vpm/vpminfo.html>.
- [16] Mark Drela e Michael B Giles. “Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils”. In: *AIAA journal* 25.10 (1987), pp. 1347–1355.
- [17] D Silva, Mila R Avelino e Marcelo JS De-Lemos. “Numerical Study of the Airflow around the Airfoil Selig 1223”. In: *II Congress of Mechanical Engineering*. 2002.
- [18] M Drela e H Youngren. “XFOIL 6.9 User Primer, XFOIL Documentation”. In: *Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, accessed Oct 6* (2001), p. 2017.

- [19] Ira H Abbott e Albert E Von Doenhoff. *Theory of wing sections: including a summary of airfoil data*. Courier Corporation, 2012.
- [20] Domenic D'AMBROSIO, PhD Manuel CARREÑO RUIZ e Andrea MANAVELLA. "Validazione delle prestazioni di eliche a bassi numeri di Reynolds tramite analisi CFD e modelli di ordine ridotto". In: (2021).