



**Politecnico  
di Torino**



CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

# Progettazione ed Ottimizzazione di un Sistema Propulsivo ad Elica per Droni con Bassi Numeri di Reynolds

STUDENTE

**Davide De Carvalho**  
N. Matricola 301295

RELATORE

**Prof. Domenic D'Ambrosio**  
Politecnico di Torino

CO-RELATORE

**Ing. Raffaele Lugli**  
Alpi Aviation S.r.l.

ANNO ACCADEMICO  
2023/2024



*Ai miei genitori*



## Abstract

La forte espansione del mercato dei droni di piccola e media taglia ha comportato una maggiore richiesta di droni ad alte prestazioni, specialmente per quanto riguarda il sistema propulsivo che spesso è costituito da un turboalbero con elica traente operante, per via delle sue dimensioni ridotte, a bassi numeri di Reynolds. La documentazione in tale campo risulta tuttavia carente, in particolare per quanto concerne l'ottimizzazione delle eliche.

Lo scopo di questa tesi è quindi l'ottimizzazione di un'elica ideata dall'azienda Alpi Aviation, in modo da migliorarne l'efficienza in condizioni di crociera e ottenere una spinta sufficiente a sostenere il drone con dei consumi ridotti.

Per raggiungere questo obiettivo viene utilizzato il software QBlade, che implementa al suo interno sia la teoria BEM, con cui è possibile ottenere una veloce stima delle prestazioni dell'elica, sia gli strumenti con cui modificare la sua geometria per ottimizzarla per uno specifico punto di funzionamento.

La prima operazione consiste quindi nel modellare l'elica originale all'interno di QBlade a partire dal suo disegno CAD fornito dall'azienda, procedimento svolto suddividendo la pala in stazioni ed estraendone i profili ivi presenti. Si procede quindi al processo di ottimizzazione, considerando sia diverse condizioni di flusso sia diverse tecniche di miglioramento, al termine del quale si ottengono quattro eliche ottimizzate; fra queste quella che offre il miglior compromesso tra efficienza e facilità di realizzazione è quella ottenuta aumentando il passo dell'elica originale considerando un flusso più sensibile alla transizione turbolenta.

Sono quindi investigati diversi materiali e tecniche di manifattura con cui realizzare l'elica definita; fra le diverse opzioni esaminate, la formatura per infusione di resina con fibre di carbonio è quella che mostra risultati complessivamente migliori.

Infine sono presentate le procedure e fasi da rispettare per una futura prova di volo con il drone, atta a validare le prestazioni dell'elica ottimizzata e sono date indicazioni circa i passaggi da svolgere per un possibile lavoro futuro di analisi dell'elica tramite software CFD.



# Indice

<b>Lista delle Figure</b>	<b>xi</b>
<b>Lista delle Tabelle</b>	<b>xiii</b>
<b>Lista degli Acronimi</b>	<b>xv</b>
<b>1 Introduzione</b>	<b>1</b>
<b>2 Teoria</b>	<b>5</b>
2.1 Teorie Aerodinamiche Dell'Elica . . . . .	5
2.1.1 Teorie impulsive . . . . .	5
2.1.2 Teorie dell'elemento di pala . . . . .	13
2.1.3 Teoria dei Vortici . . . . .	14
2.1.4 Teoria generale dell'elemento di pala . . . . .	18
2.1.5 Comportamento elica al variare del regime di funzionamento	22
2.2 Correzioni . . . . .	24
2.2.1 Perdite del mozzo . . . . .	24
2.2.2 Effetto del numero di pale finito: perdite di estremità . . . . .	24
2.2.3 Correzione 3D . . . . .	25
<b>3 Ottimizzazione Elica: QBlade</b>	<b>27</b>
3.1 Panoramica del software QBlade . . . . .	27
3.1.1 Estrapolazione della polare . . . . .	28
3.1.2 Metodo di Ottimizzazione . . . . .	28
3.1.3 Analisi BEM . . . . .	32
3.2 Elica APC 19X12E . . . . .	33
3.2.1 Elica APC19X12E in QBlade . . . . .	34
3.3 Elica Alpi Aviation 21x13 . . . . .	41
3.3.1 Strix-DF . . . . .	41

3.3.2	Descrizione elica A.A. 21X13 e divisione in stazioni . . . . .	42
3.3.3	Analisi preliminare con profili alari Clark-Y . . . . .	47
3.3.4	Analisi con veri profili alari . . . . .	48
3.3.5	Ottimizzazione elica Alpi AViation 21X13 . . . . .	51
<b>4</b>	<b>Analisi Risultati</b>	<b>59</b>
4.1	Eliche ottimizzate Adkins Liebeck . . . . .	59
4.1.1	Confronto per $V = 17[m/s]$ . . . . .	59
4.1.2	Confronto per $T = 8.03[N]$ . . . . .	61
4.1.3	Confronto per $P = 0.15[kW]$ . . . . .	62
4.1.4	Condizione di decollo . . . . .	63
4.1.5	Confronto eliche ottimizzate . . . . .	63
4.2	Eliche con passo aumentato . . . . .	66
4.2.1	Confronto per $V = 17[m/s]$ . . . . .	66
4.2.2	Confronto per $T = 8.03[N]$ . . . . .	67
4.2.3	Confronto per $P = 0.15[kW]$ . . . . .	67
4.2.4	Condizione di decollo . . . . .	68
4.2.5	Confronto eliche con passo aumentato . . . . .	68
4.3	Confronto elica con passo aumentato e ottimizzata per $N_{crit} = 6$ .	70
<b>5</b>	<b>Materiali e Manifattura</b>	<b>73</b>
5.1	Materiali . . . . .	73
5.1.1	Legno . . . . .	73
5.1.2	Metallo . . . . .	74
5.1.3	Materiali Compositi . . . . .	74
5.2	Manifattura . . . . .	77
5.2.1	Formatura per infusione di resina (RTM) . . . . .	77
5.2.2	Additive Manufacturing . . . . .	79
<b>6</b>	<b>Prove di Volo</b>	<b>83</b>
6.1	Procedure . . . . .	83
6.1.1	Pianificazione . . . . .	84
6.1.2	Valutazione del Rischio . . . . .	85
6.1.3	Ruoli nella prova di volo . . . . .	85
6.2	Fasi di Volo e Analisi Dati . . . . .	87
6.2.1	Fasi di Volo . . . . .	87
6.2.2	Analisi Dati . . . . .	88

<b>7</b>	<b>Lavori Futuri: Analisi CFD</b>	<b>91</b>
7.1	Teoria CFD . . . . .	91
7.1.1	Equazioni di Governo . . . . .	92
7.1.2	Modelli di Turbolenza . . . . .	92
7.2	Creazione della Mesh . . . . .	94
7.2.1	Modello elica . . . . .	95
7.2.2	Implementazione maglia in OpenFOAM . . . . .	96
7.3	Simulazione . . . . .	101
7.3.1	simpleFoam . . . . .	101
7.3.2	Solutori . . . . .	102
<b>8</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>105</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>107</b>
	<b>Appendice</b>	<b>111</b>
8.1	Tabelle con geometria completa pale delle eliche . . . . .	111
	<b>Ringraziamenti</b>	<b>115</b>



# Lista delle Figure

2.1	Tubo di flusso: modello di disco attuatore nella teoria impulsiva semplice . . . . .	7
2.2	Volume di controllo per il bilancio del momento della quantità di moto. . . . .	10
2.3	Esperimento presso David Taylor Model Basin circa il fenomeno della cavitazione di un'elica in una galleria ad acqua. . . . .	11
2.4	Elemento di pala generico. . . . .	13
2.5	Velocità indotta da filamento vorticoso. . . . .	15
2.6	Modello vortice di Joukoswsky (disegno di Joukowski, 1929). . . . .	16
2.7	Andamento delle velocità rotazionali indotte dal sistema di vortici liberi( $\omega_l r$ ) ed aderenti ( $\omega_a r$ ). . . . .	17
2.8	Condizioni di funzionamento di un elemento di pala. . . . .	18
2.9	Elemento di pala BEM. . . . .	21
2.10	Andamento funzione di correzione del carico di estremità di Prandtl lungo il raggio della pala. . . . .	25
3.1	Definizione velocità di spostamento $v'$ . . . . .	29
3.2	Elica APC 19X12E. . . . .	33
3.3	Geometria pala dell'elica APC 19X12E. . . . .	34
3.4	Numeri di Reynolds dei profili APC 19X12E. . . . .	35
3.5	Modello QBlade APC 19X12E. . . . .	36
3.6	Confronto prestazioni elica APC 19X12E modellata e originali. . . . .	37
3.7	Geometria pala dell'elica ottimizzata A.L. APC 19x12E. . . . .	38
3.8	Elica ottimizzata A.L. APC 19X12E. . . . .	39
3.9	Confronto prestazioni elica ottimizzata A.L. APC 19X12E. . . . .	39
3.10	Strix-DF. . . . .	41
3.11	Decollo CATO Strix-DF. . . . .	42

LISTA DELLE FIGURE

3.12	Esempio elica richiudibile. . . . .	43
3.13	Scansione tridimensionale pala dell'elica A.A. 21x13. . . . .	43
3.14	Piano di riferimento e Asse di Rotazione pala dell'elica A.A. 21x13. . . . .	44
3.15	Proiezione ortogonale pala dell'elica A.A. 21x13. . . . .	45
3.16	Geometria pala dell'elica A.A. 21x13. . . . .	46
3.17	Profilo Alare Clark-Y. . . . .	47
3.18	Prestazioni elica A.A. 21X13 con profili Clark-Y. . . . .	48
3.19	Profilo generico elica A.A. 21X13. . . . .	49
3.20	Confronto impatto $N_{crit}$ per $Re = 68315$ . . . . .	49
3.21	Confronto impatto $N_{crit}$ per $Re = 126708$ . . . . .	50
3.22	Pala A.A. 21X13 modellata con QBlade. . . . .	50
3.23	Confronto prestazioni elica A.A. 21x13 a per diversi $N_{crit}$ . . . . .	51
3.24	Pale A.A. 21X13 ottimizzate A.L. per diverso $N_{crit}$ . . . . .	52
3.25	Geometria pale per eliche A.A. 21X13 ottimizzate A.L. per diverso $N_{crit}$ . . . . .	52
3.26	Confronto prestazione elica A.A. originale e ottimizzata A.L. per $N_{crit} = 6$ . . . . .	53
3.27	Confronto prestazioni elica A.A. originale e ottimizzata A.L. per $N_{crit} = 9$ . . . . .	54
3.28	Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate A.L. diverso $N_{crit}$ . . . . .	55
3.29	Confronto prestazioni elica A.A. originale e ottimizzate P.A. per $N_{crit} = 6$ . . . . .	56
3.30	Confronto prestazioni elica A.A. originale e passo aumentato per $N_{crit} = 9$ . . . . .	57
3.31	Confronto prestazioni eliche A.A. passo aumentato. . . . .	58
4.1	Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate A.L. con $N_{crit} = 6$ per diversi RPM. . . . .	60
4.2	Confronto elica originale (OG) e ottimizzata P.A. $N_{crit} = 6$ per diversi RPM. . . . .	68
4.3	Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate $N_{crit} = 6$ . . . . .	70
5.1	Piston Mold. . . . .	77
5.2	Sezione trasversale del Piston Mold a tre parti. . . . .	78
5.3	Schema dell'infusione a vuoto della resina. . . . .	79
5.4	Schema processo FDM. . . . .	80

6.1	Ruoli prova di volo con coordinamento e flusso informazioni. . . . .	86
6.2	Profilo di missione. . . . .	87
6.3	Modulo Pixhawk 4 con cablaggi. . . . .	88
7.1	Elica Alpi Aviation 21X13 con ogiva . . . . .	96
7.2	Dominio di calcolo . . . . .	97
7.3	Mesh del dominio computazionale . . . . .	99



## Lista delle Tabelle

3.1	Variabili simulazione QBlade. . . . .	33
3.2	Parametri di ottimizzazione. . . . .	38
3.3	Caratteristiche elica A.A. 21X13. . . . .	42
3.4	Stazioni pala dell'elica A.A. 21x13. . . . .	44
3.5	Numero di Reynolds associato al profilo. . . . .	46
3.6	Valori utilizzati nel calcolo del numero di Reynolds. . . . .	47
3.7	Spinta eliche A.A. ottimizzate A.L. per $V = 17[m/s]$ . . . . .	54
4.1	Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate A.L. per $V = 17[m/s]$ . . . . .	59
4.2	Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate A.L. per $T = 8.03[m/s]$ . . . . .	61
4.3	Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate A.L. per $P = 0.15[kW]$ . . . . .	62
4.4	Confronto prestazioni elica A.A. originale e ottimizzata A.L. con $N_{crit} = 6$ per $P = 0.15[kW]$ con velocità ridotta . . . . .	63
4.5	Confronto eliche A.A. ottimizzate A.L. per $V = 17[m/s]$ . . . . .	63
4.6	Confronto eliche A.A. ottimizzate A.L. per $T = 8.03[N]$ . . . . .	64
4.7	Confronto eliche A.A. ottimizzate A.L. per $P = 0.15[kW]$ . . . . .	64
4.8	Confronto eliche A.A. ottimizzate A.L. per $P \simeq 0.15[kW]$ con ve- locità ridotta. . . . .	64
4.9	Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate P.A. per $V = 17[m/s]$ . . . . .	66
4.10	Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate P.A. per $T = 8.03[N]$ . . . . .	67
4.11	Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate P.A. per $P = 0.15[kW]$ . . . . .	67

LISTA DELLE TABELLE

4.12	Confronto eliche A.A. ottimizzate P.A. per $V = 17[m/s]$ . . . . .	69
4.13	Confronto eliche A.A. ottimizzate P.A. per $T = 8.03[N]$ . . . . .	69
4.14	Confronto eliche A.A. ottimizzate P.A. per $P = 0.15[kW]$ . . . . .	69
4.15	Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate $N_{crit} = 6$ per $V = 17[m/s]$ . . . . .	70
4.16	Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate $N_{crit} = 6$ per $T = 8.03[N]$ . . . . .	71
4.17	Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate $N_{crit} = 6$ per $P = 0.15[kW]$ . . . . .	71
4.18	Confronto prestazioni eliche ottimizzate per $V = 17[m/s]$ con diversi RPM. . . . .	72
6.1	Categoria "Open". . . . .	84
7.1	fVSchemes . . . . .	102
7.2	fVSolution . . . . .	103
8.1	Geometria pala per elica APC 19X12E. . . . .	111
8.2	Geometria pala per elica ottimizzata APC 19X12E. . . . .	112
8.3	Geometria pala dell'elica A.A. 21X13. . . . .	113
8.4	Geometria pale per l'elica A.A. 21X13 ottimizzata. . . . .	114

# Lista degli Acronimi

**UAV** Unmanned Aerial Vehicles

**RPM** Revolution Per Minute

**CFD** Computational Fluid Dynamics

**A.A.** Alpi Aviation

**A.L.** Adkins Liebeck

**P.A.** Passo Aumentato

**BEM** Blade Element Momentum

**NACA** National Advisory Committee for Aeronautics

**SIMPLE** Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations

**SRF** Single Reference Method

**MRF** Multiple Reference Frames

**AMI** Arbitrary Mesh Interface

**OpenFOAM** Open Source Field Operation And Manipulation

**AR** Aspect Ratio

**CATO** Catpult Assisted Take Off

**VTOHL** Vertical Take-Off Horizontal Landing

**CTOL** Conventional Take-off and Landing

**CNC** Computerized Numerical Control

LISTA DELLE TABELLE

**DOC** Degree Of Cure

**RTM** Resin Transfer Moulding

**FDM** Fusion Deposition Modelling

**SLS** Selective Laser Sintering

**PLA** Poly Lactic Acid

**CFPLA** Carbon Fiber Reinforced PLA

**PET-G** Polyethylene Terephthalate Glycol

**ARTIS** Autonomous Rotorcraft Testbed for Intelligent Systems

**FDR** Flight Data Recorder

**ROC** Rate of Climb

**EASA** European Aviation Safety Agency

**MTOM** Max Take Off Mass

**NAA** National Aviation Authority

**STS** Standard Scenario

# 1

## Introduzione

Il mercato di droni di piccola e media taglia è esploso negli ultimi anni, trovando applicazioni sia nel campo militare che in quello civile. Questo trend ha accentuato la richiesta di UAV (Unmanned Aerial Vehicles) ad alte prestazioni, in particolare riguardo al sistema propulsivo. Questo, nella maggior parte dei casi, si configura con turboalbero dotato di elica traente di piccolo diametro, che opera quindi a piccoli numeri di Reynolds e ad alti RPM (Revolution Per Minute).

Nonostante la vasta documentazione disponibile sulla progettazione di eliche per aeromobili tradizionali, fondamentali sin dagli inizi dell'aviazione, è evidente una carenza di informazioni per quanto riguarda i propulsori a basso numero di Reynolds. Nell'ultimo decennio gli sforzi di diversi ricercatori, fra quali J. B. Brandt [3] e M.D. F. Haidar [18], hanno contribuito in modo sostanziale a colmare questa lacuna, indagando l'impatto di diverse variabili, quali RPM e angolo d'attacco, sulle prestazioni di tali eliche.

Vi sono diverse tecniche con cui è possibile analizzare le prestazioni di un elica. I metodi analitici sfruttano le teorie che descrivono l'aerodinamica dell'elica, come le teorie impulsive e quelle dell'elemento di pala. Vi sono poi le simulazioni numeriche, ove vengono sfruttati software CFD (Computational Fluid Dynamics) atti alla risoluzione delle equazioni di Navier-Stokes che descrivono il problema aerodinamico dell'elica. Vi è infine l'approccio sperimentale, il quale può essere condotto sia attraverso le gallerie del vento, al cui interno viene inserita l'elica così da simulare le condizioni di volo e poterne misurare le prestazioni, sia attraverso delle prove di volo.

Lo scopo della tesi è quindi l'ottimizzazione dell'elica prodotta dall'azienda Alpi Aviation (A.A.), utilizzata nel drone Strix-DF anch'esso prodotto dall'azienda, in modo da migliorare l'efficienza in condizioni di crociera; in particolare si vuole ottenere un'elica che per una velocità di rotazione  $\Omega = 3000[RPM]$  garantisca una velocità di  $V = 17[m/s]$  e una spinta pari a  $T = 8.03[N]$  con un consumo di potenza prossimo ai  $P = 0.15[kW]$ . All'interno dell'elaborato si procederà anzitutto con una introduzione teorica, nella quale verranno illustrate le teorie legate allo studio delle eliche, attraverso le quali è possibile modellare queste e sviluppare una serie di metodi in grado di prevedere loro prestazioni.

Verrà quindi utilizzato il software QBlade, che implementa al suo interno il metodo BEM (Blade Element Momentum), con cui è possibile modellare l'elica e ottenere delle prime stime sufficientemente accurate delle prestazioni con bassi costi computazionali. In questo modo le modifiche alle caratteristiche dell'elica originale, atte a migliorare le sue prestazioni in regime di crociera, possono essere effettuate velocemente; all'interno del software sono inoltre presenti metodi che permettono di ottenere un'ottimizzazione dell'elica a partire da una geometria definita. L'obiettivo è quindi quello di ottenere attraverso QBlade dei design di eliche dalle prestazioni promettenti a partire dall'elica originale.

Verranno quindi indagati diversi materiali e tecniche di manifattura con cui è possibile realizzare le eliche ottenute, con lo scopo di individuare quale materiale risulta più adatto e quale tecnica è più opportuna per la creazione dell'elica per una produzione in larga scala.

Si procederà quindi ad una analisi circa le prove di volo che l'elica dovrà sostenere una volta prodotta, esaminando le normative europee che definiscono le condizioni per cui il volo con il drone è consentito, oltre a precisare in che modo la prova di volo deve essere condotta per assicurarne la buona riuscita.

Infine verrà fornita un'approfondita descrizione circa un possibile lavoro futuro di analisi delle prestazioni dell'elica, attraverso il software di simulazione fluidodinamica OpenFOAM; infatti l'analisi delle prestazioni effettuata attraverso il metodo BEM ha delle carenze e quindi ulteriori studi sono consigliabili al fine di validare i risultati ottenuti. All'interno del capitolo, a seguito di una breve introduzione circa le teorie alla base dei software CFD, verrà illustrato il procedimento da adottare per importare il modello dell'elica e procedere con delle simulazioni atte a riprodurre il funzionamento dell'elica in condizioni di crociera.

La tesi si struttura è quindi strutturata su 6 diversi capitoli: il capitolo 2 presenta una panoramica delle teorie alla base delle eliche. Il capitolo 3 vede l'utilizzo del

software QBalde ove, a seguito di una panoramica del programma e del metodo di ottimizzazione implementato, verrà prima eseguita una validazione del software con una elica campione dalle dimensioni e prestazioni note e in seguito sarà utilizzato per ottimizzare l'elica fornita dall'azienda Alpi Aviation. Nel capitolo 4 verranno analizzate le eliche ottimizzate ottenute, sia rispetto all'elica originale che attraverso un confronto diretto fra queste nuove eliche, in modo da identificare quelle che offrono complessivamente prestazioni migliori. Nel capitolo 5 verranno presentati e discussi materiali e tecniche produttive con cui realizzare le eliche. Nel capitolo 6 verranno definite le normative, procedure e tecniche che dovranno essere seguite durante le prove di volo. Infine il capitolo 7 vedrà un excursus circa un futuro lavoro di analisi delle eliche attraverso software CFD, ove verranno presentate sia la teoria alla base della simulazione fluidodinamica sia delle indicazioni di massima circa le procedure da eseguire per ottenere una buona simulazione, utilizzando come riferimento il software OpenFOAM.





## Teoria

In questo capitolo verranno discusse le teorie legate all'aerodinamica dell'elica e su cui il software che verrà utilizzato per analizzare le prestazioni e ottimizzare l'elica trova fondamento.

### **2.1** TEORIE AERODINAMICHE DELL'ELICA

In questa sezione verranno trattate le principale teorie che vengono utilizzate per modellare e studiare il comportamento dell'elica libera. Queste sono basate sulla classica trattazione operata da H. Glauert nel 1936 [10]. Per maggiori informazioni è possibile consultare il documento [31].

#### **2.1.1** TEORIE IMPULSIVE

Sono una serie di teorie tutte basate sul modello del disco attuatore.

##### **2.1.1.1** Modello del disco attuatore

Rappresenta una forte semplificazione del problema dell'analisi aerodinamica delle eliche e trova giustificazione matematica nella teoria delle perturbazioni asintotiche. Tale modello però comporta l'impossibilità di conoscere il campo di moto in prossimità dell'elica.

L'elica viene quindi modellata come una superficie di discontinuità, ossia un cilindro di spessore infinitesimo e diametro  $D$  ove le grandezze aerodinamiche subiscono variazioni. Il flusso a monte che investe tale superficie viene ipotizzato:

## 2.1. TEORIE AERODINAMICHE DELL'ELICA

- stazionario e irrotazionale.
- invisicido e incomprimibile.
- di velocità asintotica  $V_\infty$  che investe normalmente il piano dell'elica.

Sulla base di queste ipotesi, il flusso è governato dalle equazioni di Eulero. Si ha quindi che la corrente d'aria, attraversando il disco, subisce una discontinuità di pressione e quindi una variazione di energia che, per la conservazione dell'energia, deve essere uguale alla potenza ivi spesa  $P$ . Di conseguenza l'energia a valle del disco risulta diversa da quella del flusso esterno, comportando una discontinuità di contatto, la scia dell'elica.

Si applica quindi l'equazione di bilancio della quantità di moto attraverso la superficie  $S_\infty$  tale da contenere l'intero campo di moto.

$$\int_{S_\infty} (p\bar{I} + \rho\vec{V}\vec{V}) \cdot \bar{n} dS - \Delta p A \bar{k} = 0 \implies T = \Delta p A = \bar{k} \cdot \int_{S_\infty} (p\bar{I} + \rho\vec{V}\vec{V}) \cdot \bar{n} dS \quad (2.1)$$

Ove  $\vec{V}$  è il vettore della velocità,  $A$  è la superficie del disco attuatore,  $\Delta p$  il salto di pressione attraverso esso,  $\bar{n}$  il versore normale uscente,  $\bar{k}$  il versore dell'asse  $z$  allineato con  $V_\infty$  e  $T$  la spinta che agisce sul disco.

Dall'equazione di continuità, indicando con il pedice  $j$  le quantità nella scia e  $A_c$  la sezione all'infinito a monte, si ha che:

$$\dot{m} = \rho V_\infty A_c = \rho V_j A_j \quad (2.2)$$

Considerando ora la superficie  $S_\infty$  come composta dalla superficie a monte  $A_c$ , a valle  $A_j$  e quelle laterali  $S_{\infty_{ext}}$  è possibile riscrivere la spinta 2.1:

$$T = \bar{k} \cdot \int_{S_{\infty_{ext}}} [(p - p_\infty)\bar{n} + \rho\vec{V}\vec{V} \cdot \bar{n}] dS + \dot{m}(V_j - V_\infty) + A_j(p_j - p_\infty) \quad (2.3)$$

Ove per semplificare si è considerato  $A_c = A_j$ . Il contributo dovuto al flusso che attraversa la superficie laterale, espresso dall'integrale, risulta pari a zero; infatti il flusso di quantità di moto che attraversa la superficie laterale è nullo e il contributo del termine di pressione, essendo di ordine  $1/r^2$ , è trascurabile. Si ottiene quindi la spinta nel modello del disco attuatore:

$$T = \dot{m}(V_j - V_\infty) + A_j(p_j - p_\infty) \quad (2.4)$$

Si osserva che soltanto il contributo dei termini di massa e del salto di pressione

sono presenti. Quest'ultimo non è nullo a causa di possibili termini rotazionali nella scia che comportano un gradiente di pressione radiale.

### 2.1.1.2 Teoria impulsiva semplice

Si tratta di una delle teorie più semplici basata sul modello del disco attuatore. Rispetto a quest'ultimo, vengono aggiunte due ulteriori ipotesi:

- le grandezze fisiche sono solo funzione di  $z$ , ossia variano solo lungo l'asse. Si hanno quindi diverse stazioni lungo l'asse e in ognuna viene considerata la grandezza media.
- il disco attuatore non introduce rotazione del flusso; non si hanno quindi discontinuità della componente tangenziale di velocità attraverso esso.

In virtù di queste ipotesi si ha  $p_j = p_\infty$  annullando quindi salto di pressione della spinta 2.4, la quale risulta ora:

$$T = \dot{m}(V_j - V_\infty) \quad (2.5)$$

Si consideri quindi il tubo di flusso in figura 2.1 ove sono segnate quattro sezioni:

1. Infinitamente a monte dell'elica e rappresenta quindi il flusso indisturbato.
2. Immediatamente davanti al disco.
3. Immediatamente dietro al disco; questa, come la sezione 2, ha una superficie pari ad  $A$ .
4. Infinitamente a valle dell'elica; corrisponde alla sezione  $j$  definita, ossia la scia.

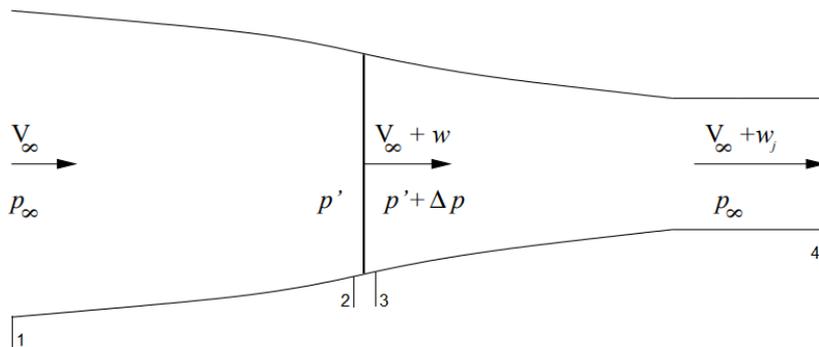


Figure 2.1: Tubo di flusso: modello di disco attuatore nella teoria impulsiva semplice

Per quanto affermato nelle ipotesi si ha che  $p_1 = p_4 = p_\infty$  mentre per le velocità si ha che:

$$V_1 = V_\infty \quad V_2 = V_3 = V_\infty + w \quad V_4 = V_\infty + w_j \quad (2.6)$$

## 2.1. TEORIE AERODINAMICHE DELL'ELICA

Ove la seconda uguaglianza trova giustificazione dall'equazione di continuità applicata in tali sezioni poiché entrambe hanno la stessa superficie e il flusso è incompressibile ( $\rho = \text{costante}$ ).

Si vuole quindi esplicitare il salto di pressione che avviene attraverso il disco; questo è ottenibile applicando il teorema di Bernoulli alle porzioni di tubo di flusso separate dal disco, ossia tra le sezioni 1,2 e 3,4 rispettivamente:

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 = p_2 + \frac{1}{2}\rho(V_\infty + w)^2 \quad p_3 + \frac{1}{2}\rho(V_\infty + w)^2 = p_\infty + \frac{1}{2}\rho(V_\infty + w_j)^2 \quad (2.7)$$

Sottraendo tali relazioni si ottiene:

$$p_3 - p_2 = \Delta p = \rho w_j \left( V_\infty + \frac{1}{2}w_j \right) \quad (2.8)$$

Analogamente è possibile identificare il medesimo salto di pressione uguagliando le espressioni delle spinte 2.1 e 2.5. Esplicitando la portata come quella attraverso il disco, ossia  $\dot{m} = \rho(V_\infty + w)A$  e ricordando che  $V_j = V_4$  si ottiene:

$$\Delta p = \rho w_j (V_\infty + w) \quad (2.9)$$

Uguagliando quindi i salti di pressione 2.8 e 2.9 si ottiene il risultato fondamentale della teoria impulsiva:

$$w = \frac{1}{2}w_j \quad (2.10)$$

Si ha quindi che la velocità assiale indotta all'infinito a valle  $w_j$  è pari al doppio di quella indotta sul disco  $w$ . La spinta risulta quindi:

$$T = 2A\rho w(V_\infty + w) \quad (2.11)$$

Tale risultato giustifica quindi la contrazione del tubo di flusso in figura 2.1 per il caso di elica propulsiva  $T > 0$ , che corrisponde ad una velocità  $V(z)$  crescente e quindi il tubo di flusso deve subire una contrazione assiale.

Si ha quindi che l'energia cinetica subisce una variazione tra monte e valle, ossia fra le stazioni 1,4; attraverso questa è possibile ricavare la potenza necessaria per ottenere la spinta:

$$P = \frac{1}{2}\dot{m} [(V_\infty + w_j)^2 - V_\infty^2] = T(V_\infty + w) \quad (2.12)$$

### Prestazioni

Viene definito il rendimento, chiamato rendimento ideale:

$$\eta = \frac{TV_\infty}{P} = \frac{1}{1+a} \quad (2.13)$$

Ove  $a$  è il fattore di interferenza assiale  $a = w/V_\infty$ .

Dalla 2.13 osserva che per massimizzare il rendimento è necessario minimizzare il fattore di interferenza assiale, il che corrisponde ad utilizzare un'elica dal diametro  $D$  il più grande possibile.

Il regime di funzionamento dell'elica è individuato dal rapporto di funzionamento:

$$J = \frac{V_\infty}{nD} \quad (2.14)$$

Ove  $n$  sono i giri dell'elica nell'unità di tempo.

Si riportano quindi le definizioni delle prestazioni:

$$T = C_T \rho n^2 D^4 \quad Q = C_Q \rho n^2 D^5 \quad P = C_P \rho n^3 D^5 \quad (2.15)$$

Queste sono state scritte sfruttando i coefficienti di spinta  $C_T$ , coppia  $C_Q$  e potenza  $C_P$  i quali sono legati fra loro:

$$C_P = 2\pi C_Q \quad \eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (2.16)$$

### Teoria impulsiva semplice differenziale

La trattazione svolta fin'ora considera che l'induzione assiale sia uniforme sull'elica. Rimuovendo tale ipotesi ( $w = w(r)$ ) e ipotizzando che ogni corona elementare del disco non interagisca con le altre si ottiene la teoria impulsiva semplice differenziale:

$$dT = 4\pi r \rho V_\infty^2 (1+a) a dr \quad dP = 4\pi r \rho V_\infty^3 (1+a)^2 a dr \quad (2.17)$$

Si ha che il rendimento massimo, per una spinta e un diametro fissati, si verifica quando la distribuzione radiale di induzione assiale  $a(r)$  risulta costante; questo corrisponde ad avere un carico uniformemente distribuito sul disco.

Tale criterio progettuale è tuttavia carente, specialmente per eliche con alto carico e intensi effetti rotazionali, poiché l'ipotesi di assenza di interazione fra le corone circolari del disco non ha validi supporti.

### 2.1.1.3 Teoria impulsiva generale

La rotazione dell'elica induce necessariamente una componente rotazionale (o tangenziale) della velocità  $v$  a valle dell'elica. Si vuole quindi generalizzare la teoria impulsiva semplice, mantenendo il modello del disco attuatore ma tenendo conto di tale effetto.

La variazione di velocità radiale  $u$ , che corrisponderebbe ad una contrazione della scia, può continuare ad essere trascurata in quanto di due ordini grandezza inferiore rispetto alla rotazionale  $v$  e assiale  $w$ , che sono invece confrontabili.

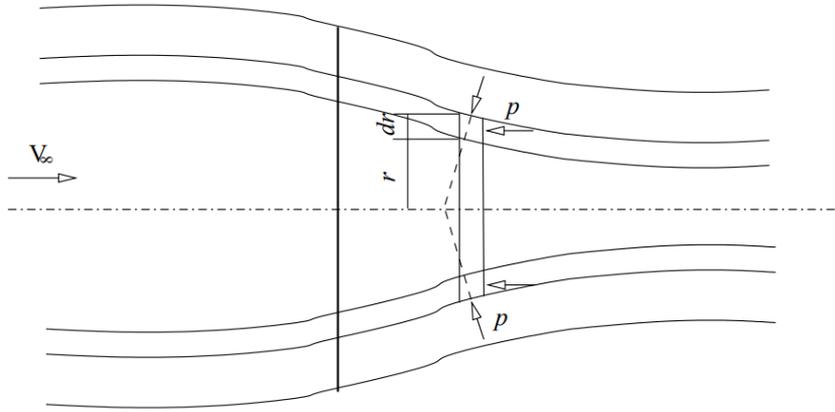


Figure 2.2: Volume di controllo per il bilancio del momento della quantità di moto.

Poiché la velocità varia lungo il raggio, il bilancio di quantità di moto viene svolto nel volume di controllo rappresentato in figura 2.2 ossia tra i tubi di flusso di raggio  $r$  e  $r + dr$  e lungo  $dz$ :

$$\int_S \rho(\vec{r} \times \vec{V})\vec{V} \cdot \vec{n}dS + \int_S \vec{r} \times p\vec{n}dS = 0 \quad (2.18)$$

Il campo di pressioni è simmetrico rispetto all'asse dell'elica, comportando quindi l'annullamento del secondo termine nel bilancio; inoltre le superfici dei tubi di flusso verificano la condizione di impenetrabilità  $\vec{V} \cdot \vec{n} = 0$ .

Gli unici termini non nulli del bilancio sono quindi quelli legati al flusso convettivo attraverso le superfici perpendicolari all'asse e per la conservazione della massa la portata elementare  $d\dot{m} = \rho V dA$  è la medesima ovunque, ossia la sua derivata lungo  $z$  è nulla. Il bilancio risulta quindi:

$$\left[ vr + \frac{\partial}{\partial z}(vr)dz \right] d\dot{m} - vrd\dot{m} = 0 \implies \frac{\partial}{\partial z}(vr) = 0 \quad (2.19)$$

Integrando si ottiene la seguente uguaglianza valida in direzione  $z$ :

$$vr = \omega r^2 = \text{costante} \quad (2.20)$$

Ove  $\omega$  rappresenta la velocità angolare della particella fluida nel volume di controllo; essendo che è l'elica che introduce una velocità rotazionale attraverso la coppia,  $\omega$  è diversa da zero solo a valle del disco, ove si mantiene costante assialmente e varia solo radialmente  $\omega = \omega(r)$ . Si ottiene quindi che la velocità rotazionale  $v$  è costante lungo l'asse per un fissato raggio  $r$ , validando quindi i risultati ottenuti con la teoria impulsiva semplice. Infatti la variazione  $(v^2 - v_j^2)$  che compare nell'applicare Bernoulli alla scia (stazioni 3-4) è nulla.

È quindi possibile definire il fattore di interferenza rotazionale, legato alla perdita di energia cinetica relativa alla rotazione delle particella attorno all'asse.

$$a' = \frac{\omega}{2\Omega} \quad (2.21)$$

Ove  $\Omega$  è la velocità angolare dell'elica.

Operando la semplificazione  $w(r) = \text{costante}$  si ottiene che il moto di ciascuna particella è composto da una rotazione e da una traslazione legata alla velocità assiale, ottenendo quindi una traiettoria elicoidale. Tale risultato trova conferma nella visualizzazione del fenomeno della cavitazione delle eliche marine figura 2.3



Figure 2.3: Esperimento presso David Taylor Model Basin circa il fenomeno della cavitazione di un'elica in una galleria ad acqua.

## 2.1. TEORIE AERODINAMICHE DELL'ELICA

Non è possibile trascurare gli effetti rotazionali nella potenza  $P$ , poiché si ha ora anche la variazione della energia cinetica rotazionale  $dP_R$ .

$$P = P_A + P_R = T(V_\infty + \omega) + \int_0^R \frac{1}{2}(\omega r)^2 dm = TV_\infty(1 + a) + \dot{m} \frac{D^2}{4} \Omega^2 a'^2 \quad (2.22)$$

La coppia elementare  $dQ$  esercitata dall'elica risulta:

$$dQ = \omega r^2 dm = 4\pi r^3 \rho V_\infty (1 + a) \Omega a' dr \quad (2.23)$$

É quindi possibile ricavare la potenza totale  $P$  tramite l'integrazione della coppia:

$$P = \int_0^R \Omega dQ = \dot{m} a' \Omega^2 \frac{D^2}{4} \quad (2.24)$$

Combinando le relazioni 2.22 e 2.24 si ottiene:

$$P = TV_\infty(1 + a) + Pa' \quad (2.25)$$

Si definisci quindi il rendimento ideale nella teoria impulsiva generale:

$$\eta = \frac{1 - a'}{1 + a} \quad (2.26)$$

Poiché in questo modello sono state trascurate le perdite viscosse legate all'interazione con l'elica, il rendimento così definito rappresenta un valore limite non superabile indipendentemente dalla forma dell'elica.

### Distribuzione ottima della interferenza

Il fattore di interferenza assiale  $a$ , sebbene induca una perdita di efficienza, deve essere necessariamente non nullo per ottenere una spinta mentre quello di interferenza rotazionale  $a'$  è solo fonte di perdita di energia.

É necessario quindi determinare una distribuzione radiale di tali fattori in modo da massimizzare il rendimento. Questo è possibile sfruttando le relazioni fondamentali della teoria impulsiva generale differenziate:

$$\begin{aligned} dT &= 4\pi\rho V_\infty^2(1 + a)ardr; & dQ &= 4\pi\rho V_\infty\Omega(1 + a)a'r^3dr; \\ dP &= 4\pi\rho[V_\infty^3(1 + a)^2ardr + \Omega^2V_\infty(1 + a)a'^2r^3dr] = \Omega dQ; \end{aligned} \quad (2.27)$$

É quindi possibile trovare una relazione che lega i fattori di interferenza e quindi

la condizioni di ottimo:

$$\frac{V_\infty^2}{\Omega^2 r^2} \frac{(1+a)}{(1-2a') + \frac{a'}{1+2a}} = \text{costante} \quad (2.28)$$

Tale condizione identifica quindi una distribuzione di  $a(r)$  costante lungo la pala con una variazione sul mozzo e dei  $a' \ll a$  se non nella zona del mozzo.

### 2.1.2 TEORIE DELL'ELEMENTO DI PALA

Sebbene le teorie impulsive forniscano dei risultati affidabili, queste sfruttano solamente le condizioni del flusso e il raggio delle pale, ignorando quindi la loro geometria, che deve essere però necessariamente inclusa nell'analisi per poter progettare un'elica. Nella teoria dell'elemento di pala viene fatto questo, dividendo ciascuna pala in più elementi ciascuno investito da un flusso bidimensionale. Queste assunzioni risultano molto accurate nel design preliminare di eliche costituite da massimo 3 pale.

#### 2.1.2.1 Teoria semplice dell'elemento di pala

La spinta prodotta dall'elica è dovuta alla portanza locale prodotta dalle pale della stessa, le quali non sono altro che ali finite investite da corrente la cui velocità è data dalla somma della velocità di traslazione  $V_\infty$  e di rotazione  $\Omega r$ . Gli elementi vicino al tip della pala vedono quindi una velocità maggiore rispetto a quelli vicino al mozzo.

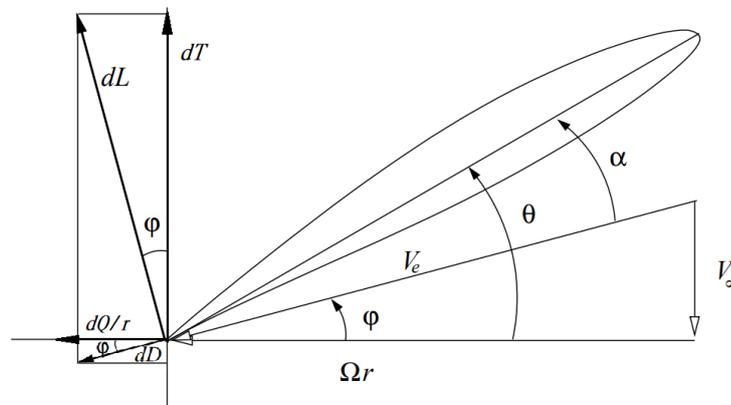


Figure 2.4: Elemento di pala generico.

## 2.1. TEORIE AERODINAMICHE DELL'ELICA

Si suppone quindi che ciascun profilo, ossia ciascun elemento in cui la pala è suddivisa, sia investito dalla velocità:

$$V_e(r) = \sqrt{V_\infty^2 + \Omega^2 r^2} \quad (2.29)$$

Si hanno quindi le seguenti forze aerodinamiche:

$$\begin{aligned} \delta L(r) &= \frac{1}{2} \rho V_e(r)^2 c(r) \delta r C_L(r) \\ \delta D(r) &= \frac{1}{2} \rho V_e(r)^2 c(r) \delta r C_D(r) \end{aligned} \quad (2.30)$$

Ove la corda  $c$ , i coefficienti aerodinamici  $C_L, C_D$  e la velocità  $V_e$  variano lungo il raggio della pala  $r$ . In riferimento alla figura 2.4 si osserva che la portanza e la resistenza risultano ruotate di un angolo  $\varphi = \arctan(V_\infty/\Omega r)$  rispetto alla spinta e alle forze tangenziali, che possono quindi essere espresse come:

$$\begin{aligned} \delta T(r) &= \delta L \cos(\varphi(r)) - \delta D \sin(\varphi(r)) \\ \frac{\delta Q(r)}{r} &= \delta L \sin(\varphi(r)) + \delta D \cos(\varphi(r)) \end{aligned} \quad (2.31)$$

Supponendo nota la geometria della pala, per una  $V_e$  fissata è possibile integrare queste equazioni lungo il raggio e moltiplicando l'integrale per il numero di pale si ottengono la spinta e la potenza assorbita dall'elica:

$$\begin{aligned} T &= N \int_0^R \delta T(r) dr \\ P &= N\omega \int_0^R \delta Q(r) dr \end{aligned} \quad (2.32)$$

### 2.1.3 TEORIA DEI VORTICI

Si consideri il modello di disco attuatore descritto, ma ora questo è caratterizzato da una disposizione radiale di infiniti vortici aderenti disposti radialmente di intensità  $\omega(r)$ ; si ottiene quindi un modello analogo a quello della teoria della linea portante di Prantl.

Per il teorema di Kutta-Joukowski la portanza locale prodotta è quindi legata alla circuitazione totale  $\Gamma$  ad una stazione  $r$ :

$$dL = \rho V_e \int_0^R \Gamma(r) dr \quad \Gamma(r) = 2\pi\gamma(r)r \quad (2.33)$$

$\gamma(r)$  rappresenta l'intensità dei vortici nella stazione  $r$ . La spinta elementare risulta quindi legata alla portanza locale dalla seguente relazione:

$$\frac{dT}{dA} \approx \frac{NdL}{2\pi r dr} \quad (2.34)$$

Nella generica stazione  $r$  si ha che:

$$NdL = \rho V_e \Gamma dr \quad (2.35)$$

Si ottiene quindi la spinta elementare esercitata dalla pala:

$$\frac{dT}{dA} \approx \rho \Gamma n \sqrt{1 + \frac{J^2 R^2}{\pi^2 r^2}} \quad (2.36)$$

Si ha quindi che per  $J \rightarrow 0$  la portanza varia linearmente lungo la pala e si ottiene circolazione costante  $\Gamma(r) = \text{costante}$ ; se si conoscesse quest'ultima si potrebbe quindi ricavare la spinta.

### 2.1.3.1 Sistema vorticoso dell'elica per $\Gamma(r)$ costante

Nota l'intensità  $\gamma(r)$  dei vortici presenti nel campo di moto, è possibile sfruttare la legge di Bio-Savart per risalire al campo di velocità indotto in un punto  $P$  generico:

$$\vec{V}(P) = -\frac{\gamma}{4\pi} \int \frac{\vec{R} \times d\vec{l}}{R^3} \quad (2.37)$$

Con  $\vec{R}$  il vettore posizione da  $d\vec{l}$  a  $P$  come rappresentato in figura figura 2.5.

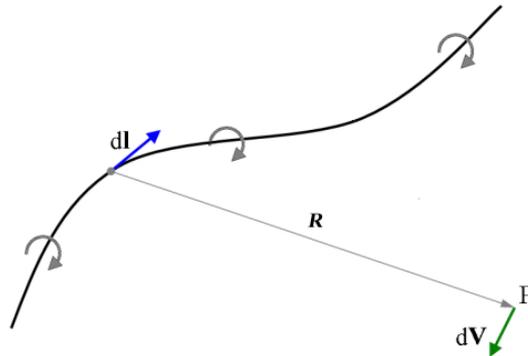


Figure 2.5: Velocità indotta da filamento vorticoso.

Poiché la circuitazione varia di una quantità infinitesima lungo  $r$ , si ottiene che la scia è caratterizzata da superficie vorticoso cilindrica di pari intensità ove i vor-

## 2.1. TEORIE AERODINAMICHE DELL'ELICA

tici liberi che la costituiscono, poiché devono seguire la traiettoria delle particelle fluide, hanno forma elicoidale il cui passo  $p_a$  detto passo aerodinamico si ricava componendo le velocità di traslazione  $V_\infty$  e di rotazione  $\Omega$  dell'elica:

$$\frac{p_a}{D} = \frac{V_\infty t}{D} = \frac{V_\infty}{nD} = J \quad (2.38)$$

É quindi possibile ottenere il rapporto di funzionamento  $J$  geometricamente, ossia adimensionando il passo dell'elicoide.

Il modello di scia vorticoso dell'elica vede quindi i vortici liberi elicoidali sopra descritti partire dall'estremità del disco; inoltre, poiché alla base della teoria vorticoso vige la regola che i vortici non possono iniziare o terminare all'interno del campo, è anche presente un vortice rettilineo che si sviluppa lungo l'asse con ha origine nel centro del disco e che unisce i vortici radiali (figura 2.6).

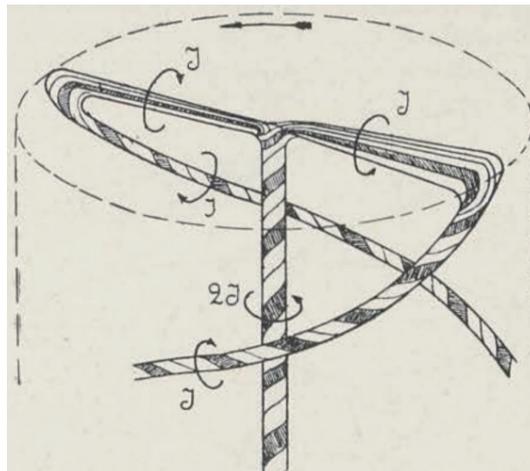


Figure 2.6: Modello vortice di Joukowski (disegno di Joukowski, 1929).

Per quanto riguarda i vortici liberi elicoidali questi sono scomponibili in un sistema di vortici rettilinei e paralleli all'asse più un sistema di vortici ad anelli concentrici distanti  $p_a$  fra loro. Il sistema vorticoso, come indicato dal documento [26], può essere quindi decomposto in 4 elementi:

- un filamento vorticoso allineato con l'asse di intensità  $\Gamma$ , chiamato vortice di radice.
- una distribuzione radiale di filamenti vorticosi sul disco di intensità  $\Gamma = 2\pi\gamma r$ ; questi sono vortici aderenti.
- un tubo composto da una serie di vortici ad anello paralleli al piano del disco.
- un tubo composto da una serie di vortici longitudinali paralleli all'asse e con intensità  $\Gamma = 2\pi\gamma r$ .

Nota ora la distribuzione dei vortici è possibile stimare le velocità indotte da questi

### Velocità assiale

Sul piano dell'elica l'induzione è legata solo al sistema di vortici ad anello ivi sviluppato; infatti, considerando il disco composto da un numero infinito di eliche, il contributo della distribuzione radiale di vortici è nullo poiché due filamenti opposti inducono velocità assiali opposte. Per quanto riguarda la scia dell'elica, occorre considerare il contributo anche dei vortici ad anello che si sviluppano infinitamente a monte dell'elica il cui effetto cumulativo comporta una velocità a valle che risulta doppia a quella sul piano dell'elica  $w_j = 2/w$ . Si ha quindi una perfetta congruenza con quanto affermato dalla teoria impulsiva semplice.

### Velocità rotazionale

Essendo il flusso a monte dell'elica irrotazionale, qui la velocità rotazionale indotta risulta nulla; infatti la velocità indotta dai filamenti radiali viene cancellata da quella del vortice di radice. Spostandosi sul piano dell'elica, si verifica che i vortici aderenti hanno autoinduzione nulla, in accordo alla teoria della linea portante di Prandtl; infatti mentre la velocità indotta immediatamente a valle è concorde alla rotazione dell'elica, immediatamente a monte essa è in verso opposto. Questo comporta che solo i vortici liberi longitudinali (velocità angolare  $\omega_l$ ) inducono una velocità angolare sul disco dell'elica mentre nella scia contribuiscono anche i vortici aderenti (velocità angolare  $\omega_a$ ). Tale andamento delle velocità è evidente in figura 2.7. Si conclude che la velocità angolare indotta valle è doppia rispetto a quella sul disco  $\omega'(r) = \omega(r)/2$ .

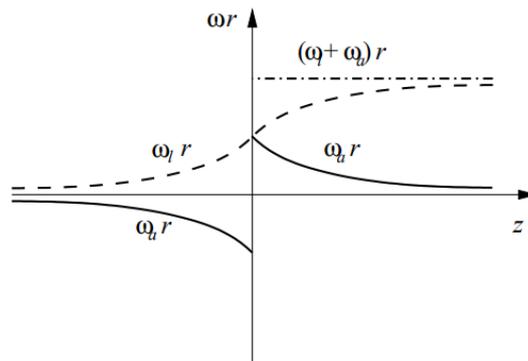


Figure 2.7: Andamento delle velocità rotazionali indotte dal sistema di vortici liberi ( $\omega_l r$ ) ed aderenti ( $\omega_a r$ ).

Si ha quindi che la teoria vorticoso permette di superare le contraddizioni tra

## 2.1. TEORIE AERODINAMICHE DELL'ELICA

la teoria semplice dell'elemento di pala e le teorie impulsive.

### 2.1.4 TEORIA GENERALE DELL'ELEMENTO DI PALA

Il generico profilo della pala è investito da una corrente con la cui velocità effettiva dipende dall'induzione del sistema vorticoso.

$$V_e^2 = V_\infty^2(1+a) + \Omega^2 r^2(1-a')^2 \quad (2.39)$$

In riferimento alla figura 2.8 siano  $\theta$  l'angolo di calettamento e  $\varphi$  l'angolo tra la velocità effettiva e il piano dell'elica, si definisce l'angolo di attacco  $\alpha$ :

$$\alpha = \theta - \varphi \quad \text{ove} \quad \tan \varphi = \frac{V_\infty(1+a)}{\Omega r(1-a')} \quad (2.40)$$

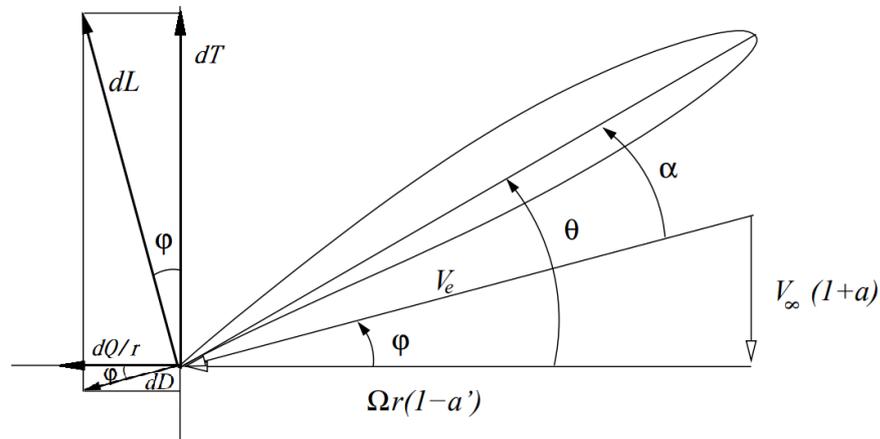


Figure 2.8: Condizioni di funzionamento di un elemento di pala.

Si ha quindi che il generico elemento sviluppa portanza  $dL$  e resistenza  $dD$ :

$$dL = \frac{1}{2}\rho V_e^2 c_{cl} dr \quad dD = \frac{1}{2}\rho V_e^2 c_{cd} dr \quad (2.41)$$

Ove  $c_l, c_d$  sono i coefficienti di portanza e resistenza rispettivamente del generico elemento.

Si definiscono:

$$\begin{aligned}\lambda_1 &= c_l \cos \varphi - c_d \sin \varphi \\ \lambda_2 &= c_l \sin \varphi + c_d \cos \varphi \\ \sigma &= \frac{Nc}{2\pi r}\end{aligned}\quad (2.42)$$

Ove  $\sigma$  è la solidità dell'elica alla stazione  $r$ .

È quindi possibile esprimere la spinta e la coppia agenti sull'intera elica:

$$dT = \sigma\pi\lambda_1 r\rho V_e^2 dr \quad dQ = \sigma\pi\lambda_2 r^2\rho V_e^2 dr \quad (2.43)$$

Sebbene la velocità esterna è stata già definita, questa può essere riscritta osservando la figura 2.8:

$$V_e^2 = \frac{V_\infty^2(1+a)^2}{\sin^2 \varphi} = \frac{\Omega^2 r^2(1-a')^2}{\cos^2 \varphi} \quad (2.44)$$

Sfruttando questa nuova formulazione e uguagliando le espressioni di spinta a coppia 2.43 alle 2.17 e 2.23 rispettivamente si ottiene:

$$\frac{a}{1+a} = \frac{\sigma\lambda_1}{2(1-\cos 2\varphi)} \quad \frac{a'}{1-a'} = \frac{\sigma\lambda_2}{2\sin 2\varphi} \quad (2.45)$$

Sfruttando tali uguaglianze è possibile riscrivere le 2.43 in termini adimensionali:

$$\frac{dc_T}{d\bar{r}} = \frac{\pi^3}{4}\sigma\lambda_1\bar{r}^3\frac{(1-a')^2}{\cos^2 \varphi} \quad \frac{dc_Q}{d\bar{r}} = \frac{\pi^3}{8}\sigma\lambda_2\bar{r}^4\frac{(1-a')^2}{\cos^2 \varphi} \quad \frac{dc_P}{d\bar{r}} = 2\pi\frac{dc_Q}{d\bar{r}} \quad (2.46)$$

Ove  $\bar{r} = r/R$ . È quindi possibile tramite queste relazioni determinare le prestazioni dell'elica a partire dalla loro geometria: noti  $D, N$ , le distribuzioni  $\theta(\bar{r})$ ,  $c(\bar{r})$ , i profili alari utilizzati e i relativi coefficienti aerodinamici  $C_L = C_L(\alpha, Re)$ ,  $C_D = C_D(\alpha, Re)$ . La pala può essere quindi divisa in più stazioni e per ognuna, a partire dalla determinazione dell'angolo d'attacco  $\alpha$ , è possibile ottenere  $\varphi$  dalla 2.40 e quindi  $\lambda_1, \lambda_2, \sigma$  dalle 2.42 e dalle 2.45 si ottengono  $a, a'$ . Noti quindi i dati per ogni elemento di pala è possibile determinare le curve dei termini 2.46 e tramite integrazione si ottengono i coefficienti di spinta e potenza dell'elica:

$$C_T = \int_0^1 \frac{d}{d\bar{r}} c_T(\bar{r}) d\bar{r} \quad C_P = \int_0^1 \frac{d}{d\bar{r}} c_P(\bar{r}) d\bar{r} \quad (2.47)$$

## 2.1. TEORIE AERODINAMICHE DELL'ELICA

Si definiscono quindi il rapporto di funzionamento e il rendimento così da ottenere una conoscenza completa delle caratteristiche dell'elica:

$$J = \pi \bar{r} \frac{1 - a'}{1 + a} \tan(\varphi) \quad \eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (2.48)$$

Come affermato dal documento [31] nel caso di flusso non viscoso i risultati ottenuti dalla teoria d'elemento di pala generale coincidono con quelli ottenuti dalla teoria impulsiva generale. Nel caso di flusso viscoso ed elevati valori di  $J$  si osserva uno scostamento nelle curve di rendimento delle due teorie.

Sempre nel medesimo documento viene indicato che, assegnata una spinta, il rendimento massimo si ottiene quando la scia vorticoso trasla e ruota rigidamente generando una superficie elicoidale a passo costante.

### 2.1.4.1 Blade Element Momentum Theory (BEMT)

Il principale beneficio della teoria generale dell'elemento di pala è che permette di unire i benefici delle teorie impulsive e dell'elemento di pala semplice in un'unica teoria. Infatti, come affermato in precedenza, la teoria impulsiva permette di descrivere egregiamente le velocità indotte dal disco ma non il campo di moto in prossimità dell'elica mentre con la teoria dell'elemento di pala questo è ottenibile tramite l'inclusione della geometria dell'elica ma non è in grado da sola di determinare le velocità indotte dal disco.

Si vuole quindi chiarire in che modo le due teorie vengono unite tramite la teoria generale dell'elemento di pala utilizzando delle notazioni diverse e un nuovo metodo chiamato Blade Element Momentum Theory (BEMT), molto utilizzato nella progettazione e studio delle prestazioni delle eliche per ottenere risultati affidabili con costi computazionali moderati.

Rispetto alla figura 2.8, nella nuova figura 2.9 le velocità indotte assiale e tangenziale  $w_a, w_t$  sono esplicitate, definendo quindi un nuovo angolo  $\alpha_i$  dovuto a tali velocità. Si ha quindi che le velocità risultano:

$$\begin{aligned} V_R^2 &= V_\infty^2 + (\Omega r)^2 \\ V_E^2 &= V_R^2 \cos(\alpha_i)^2 = (V_\infty^2 + (\Omega r)^2) \cos(\alpha_i)^2 \end{aligned} \quad (2.49)$$

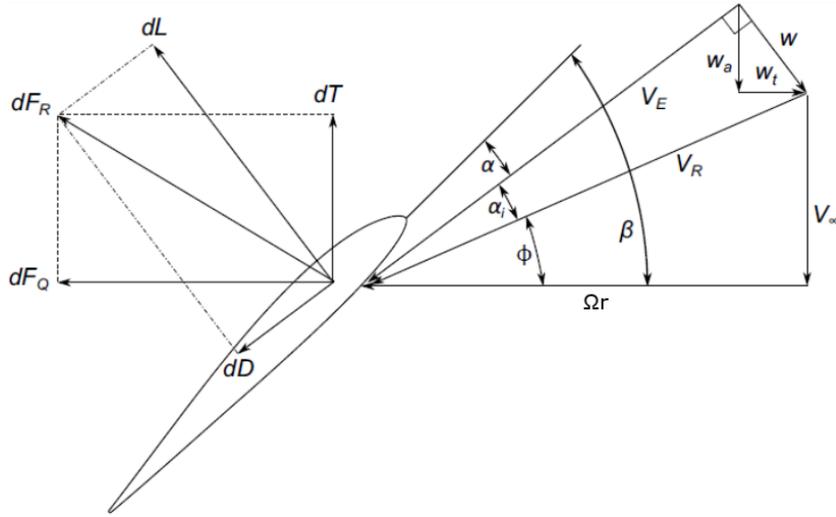


Figure 2.9: Elemento di pala BEM.

Le equazioni di spinta e potenza definite nella teoria semplice dell'elemento di pala 2.31 sono quindi adattate al nuovo problema, ottenendo:

$$\begin{aligned}
 T &= N \int_0^R \left[ \frac{1}{2} \rho V_e^2 C_L c \cos(\varphi + \alpha_i) - \frac{1}{2} \rho V_e^2 C_D c \sin(\varphi + \alpha_i) \right] dr \\
 P &= N \omega \int_0^R \left[ \frac{1}{2} \rho V_e^2 C_L c \sin(\varphi + \alpha_i) + \frac{1}{2} \rho V_e^2 C_D c \cos(\varphi + \alpha_i) \right] dr
 \end{aligned} \tag{2.50}$$

Si definisce quindi il metodo iterativo BEM che prevede una serie di passaggi:

1. Scegliere dei valori di primo tentativo per per i fattori di interferenza  $a, a'$ .
2. Essendo note la velocità di monte  $V_\infty$  e quella di rotazione dell'elica  $\Omega$ , è possibile ricavare le velocità indotte  $w_a, w_t$  sfruttando le definizioni dei fattori di interferenza e la relazione 2.20 (si osservi che  $w_a \equiv w$  e  $w_t \equiv v$ ) della teoria impulsiva.
3. Si definisce l'angolo  $\alpha_i$ .
4. Si ottengono la velocità effettiva  $V_E$  e l'angolo  $\phi$  tramite la relazione 2.49; queste relazioni discendono dalla teoria dell'elemento pala.
5. Poiché la geometria della pala e le sue caratteristiche aerodinamiche sono note, è possibile ottenere la spinta e potenza dell'elica tramite le relazioni 2.50.
6. Si sfruttando le definizioni di spinta 2.11 e potenza 2.25 della teoria impulsiva per ottenere dei nuovi valori dei fattori di interferenza; si ripete quindi il passaggio 1 fino a convergenza.

Ripetendo questo processo per ognuna delle sezioni della pala è possibile ottenere le prestazioni dell'elica.

Risulta quindi evidente il legame fra le due teorie, reso possibile tramite l'angolo  $\alpha_i$  e le definizioni di spinta e potenza.

### 2.1.5 COMPORTAMENTO ELICA AL VARIARE DEL REGIME DI FUNZIONAMENTO

Si discutono come variano le curve caratteristiche dell'elica per diversi valori del regime di funzionamento  $J$  sfruttando si le indicazioni del documento [31] che del [19] il quale fornisce definizioni e spiegazioni strettamente legate all'applicazione reale delle eliche in campo aeronautico.

- Elica a punto fisso  $J = 0$ :  
Si hanno coefficiente di spinta massimo e rendimento nullo (essendo la velocità di avanzamento nulla). Si ha quindi un'elica che esercita spinta e assorbe potenza.
- Elica traente  $0 < J < J_1$ :  
Il rapporto di funzionamento  $J_1$  corrisponde alla condizione di  $\lambda_1 = 0$ , che comporta  $c_l = c_d \tan \varphi$ .  $C_T$  diminuisce con legge quasi lineare poiché diminuisce l'angolo di attacco degli elementi di pala. Il coefficiente di portanza ha un comportamento simile ma diminuisce con legge quasi parabolica vista la sua forte dipendenza dal coefficiente di resistenza, il quale varia con legge quadrata con  $\alpha$ . Questo è il campo di normale impiego delle eliche, con questa che esercita spinta e assorbe potenza.
- Elica a spinta nulla  $J = J_1$ :  
Si ha  $C_T = 0$  mentre  $C_P > 0$ , ossia l'elica non sviluppa spinta comportando rendimento è nullo. L'elica assorbe comunque potenza che viene utilizzata per contrastare la resistenza aerodinamica delle pale.
- Elica frenante  $J_1 < J < J_2$ :  
Il rapporto di funzionamento  $J_2$  corrisponde alla condizione di  $\lambda_2 = 0$ , che comporta  $c_l = -c_d \cot \varphi$ . Si ha  $C_T < 0$ , ossia l'elica sviluppa una spinta negativa e continua ad assorbire potenza per la stessa ragione sopra descritta. Questa situazione si verifica nel volo in discesa.
- Elica auotorotante  $J = J_2$ :  
Si ha  $C_P = 0$  mentre la spinta è negativa. Essendo la potenza assorbita nulla, quella necessaria a contrastare la resistenza delle pale è fornita dal flusso d'aria che attraversa il piano dell'elica.
- Elica a mulinello  $J > J_2$ :  
Si hanno entrambi  $C_P$  e  $C_T$  minori di zero. L'elica si comporta da aeromotore, ossia assorbe potenza dal flusso d'aria indisturbato e la fornisce all'albero. Questa situazione si verifica quando il motore è in avaria, ove l'elica trascina in rotazione il motore e può comportare gravi conseguenze per lo stesso.
- Elica bloccata o a bandiera  $J \rightarrow \infty$ :  
Non si ha rotazione dell'elica, ossia  $\Omega = 0$ .

Dai risultati ottenuti dalla teoria dell'elemento di pala generale, si possono trarre ulteriori conclusioni rilevanti e dei possibili suggerimenti utili nel progettare un'elica:

- Per mantenere un alto valore di rendimento per un intervallo maggiore di  $V_e$  conviene sfruttare eliche a passo variabile, per le quali è possibile modificare l'angolo di calettamento al variare di  $J$ .
- Per eliche progettate per operare con valori di  $J$  elevati si ha che se tale valore risulta basso, allora  $C_T$  presenta un valore debolmente oscillante intorno ad un valore costante; in questo caso un'ampia parte della pale lavora in condizioni di stallo.

## 2.2 CORREZIONI

In questo paragrafo verranno discusse tutte le correzioni che possono essere applicate rispetto alla teoria fin'ora presentata.

### 2.2.1 PERDITE DEL MOZZO

La sezione centrale dell'elica è un corpo tozzo su cui sono montate le pale e viene chiamato mozzo; il suo scopo è fissare l'elica all'albero motore che applica la coppia necessaria alla rotazione. Si ha quindi che in prossimità del mozzo le pale perdono la forma di profilo alare; questo comporta che nell'intervallo di integrazione  $(0, \bar{r}_h)$ , ove  $\bar{r}_h$  è il raggio del mozzo, i coefficienti di spinta e potenza 2.47 cambiano. Inoltre il mozzo esercita una resistenza aerodinamica aggiuntiva:

$$D_h = c_{D_h} \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \pi r_h^2 \quad (2.51)$$

Tale resistenza causa una riduzione della spinta la quale, essendo  $c_{D_h} \approx 1$ , è data da:

$$\Delta C_T = -\frac{1}{2} \pi \frac{r_h^2}{D^2} J^2 \quad (2.52)$$

Si osserva la proporzionalità quadratica rispetto al regime di funzionamento, il che comporta elevate perdite per grandi valori di  $J$ .

### 2.2.2 EFFETTO DEL NUMERO DI PALE FINITO: PERDITE DI ESTREMITÀ

Nella realtà l'elica è costituita da un numero di pale finito e analogamente, adottando il modello di disco vorticoso, di vortici aderenti. Si ha quindi, a differenza di quanto considerato in precedenza, che il carico all'estremità della pala non è nullo a causa della differenza di pressione fra dorso e ventre che ora compare e che comporta velocità radiali rilevanti; questo si traduce in una spinta ridotta nella zona esterna della pala che viene detta perdita di estremità.

Per poter affrontare tale problema Goldestein nel 1929 ha sviluppato un modello presentato nel documento [11] ove, supponendo una distribuzione radiale di induzione assiale e rotazionale, la scia piana di vortici liberi di un'ala viene sostituita con una distribuzione di carico ellittico di  $N$  superfici elicoidali generate dalla rotazione di un'elica ad  $N$  pale. Sulla base di questi risultati Prandtl ha ot-

tenuto una soluzione locale del problema in grado di determinare in modo semplice le perdite di estremità; tale soluzione risulta coincidente a quella proposta dalla teoria esatta di Goldstein per  $N \geq 4$  e per  $\lambda$  piccolo.

Prandtl afferma che la velocità media del fluido nella scia è data da:

$$\bar{\omega} = \omega_j F(\bar{r}) \quad (2.53)$$

Ove  $F(\bar{r})$  è il fattore di correzione di Prandtl e il suo andamento è rappresentato in Fig. 2.10. Si ha quindi che la velocità indotta, in corrispondenza dell'estremità della pala, deve annullarsi a causa della componente di velocità radiale.

Si ha quindi che il fattore di correzione di Prandtl influenza anche il fattore di interferenza assiale  $a$ , modificando quindi la circolazione indotta sulla pala, la quale si annulla all'estremità:

$$\frac{N\Gamma}{\Omega R^2} = F(\bar{r})4\pi\bar{r}^2 a'(\bar{r}) \quad (2.54)$$

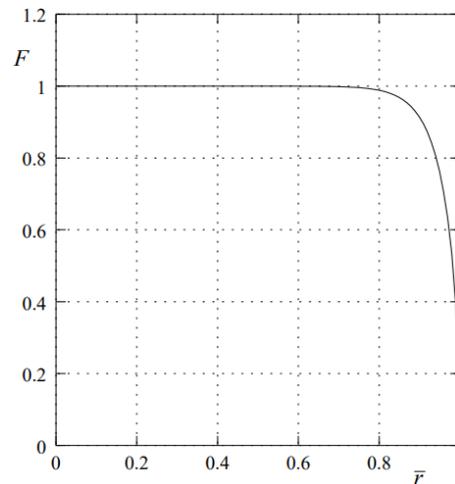


Figure 2.10: Andamento funzione di correzione del carico di estremità di Prandtl lungo il raggio della pala.

### 2.2.3 CORREZIONE 3D

La necessità di questa correzione si basa sulle osservazioni di Himmelskamp nel 1945, che scoprì che il coefficiente di portanza massimo nei profili di un'elica posta in rotazione è significativamente maggiore rispetto a quello misurata per un'elica ferma.

## 2.2. CORREZIONI

Infatti la forza centrifuga legata alla rotazione accelera lo strato limite in direzione radiale, che comporta un assottigliamento di questo e quindi uno stallo ritardato. Inoltre il flusso d'aria che si sposta radialmente genera una forza di Coriolis opposta alla direzione di rotazione dell'elica; questa forza permette il ritardo dello stallo, poiché si oppone all'aumento di pressione nel lato del profilo del pressione ove si ha depressione. Queste osservazioni prendono il nome di effetto Himmelskamp e devono essere presi in considerazione modificando il profilo alare dell'elica, spostando la condizione di stallo di questo per angoli d'attacco maggiori.

Una implementazione del metodo attraverso una formula semi-empirica è stata proposta da Snel nel 1993 [4]; secondo questa solo il coefficiente di portanza deve essere modificato mentre quello di resistenza non varia.



## Ottimizzazione Elica: QBlade

In questo capitolo verrà presentato il software QBlade [9], attraverso il quale è possibile il disegno, l'analisi delle prestazioni e l'ottimizzazione dell'elica.

Verrà quindi sfruttata un'elica dalla geometria e prestazioni note in modo da validare il software stesso e poter quindi procedere con l'ottimizzazione dell'elica oggetto di indagine di questa tesi.

### 3.1 PANORAMICA DEL SOFTWARE QBLADE

QBlade è un sofisticato codice multi-fisico per la simulazione di turbine eoliche e rotori aeronautici, sviluppato dal 2010 con efficienti risolutori aerodinamici, strutturali ed idrodinamici in C++. Attraverso la sua interfaccia grafica è possibile:

1. Specificare i vari profili alari che costituiscono le sezioni in cui l'elica è suddivisa. Questi possono essere importati o disegnati all'interno del software stesso.
2. Eseguire l'analisi bidimensionale dei vari profili sfruttando il solutore Xfoil [7] implementato all'interno di QBlade. Si ottengono quindi le polari, ossia grafici riportanti i coefficienti di portanza, resistenza e momento in funzione di un range di angoli di attacco per dei specificati numeri di Reynolds e Mach per ciascuno profilo.
3. Estrapolare la polare per definirla in un range di  $360^\circ$  di angoli di attacco. Questo punto verrà in seguito discusso.
4. Definire l'elica. Questo viene svolto suddividendo la pala in più sezioni e per ognuna sono specificate la posizione lungo l'apertura, la corda, l'inclinazione del profilo ivi collocato e la polare associata.

### 3.1. PANORAMICA DEL SOFTWARE QBLADE

5. Ottenere le prestazioni dell'elica sfruttando il metodo BEM la cui teoria è stata presentata nel capitolo 2.1.4.1. Possono essere inoltre specificate una serie di variabili che saranno discusse in seguito.

#### 3.1.1 ESTRAPOLAZIONE DELLA POLARE

Le polari prodotte tramite Xfoil producono risultati affidabili e ripetibili solamente per un range ristretto di angoli di attacco, producendo quindi delle polari parziali. Tuttavia è possibile che i profili della pala operino al di fuori di tale range a causa di una serie di fattori, come l'architettura dell'elica stessa e le condizioni in cui opera. Si rende quindi necessario estendere la polare agli interi  $360^\circ$ . L'operazione di estrapolazione della polare viene svolta attraverso due possibili modelli; il metodo Viterna, che non verrà trattato in quanto non utilizzato e il metodo Montgomery.

##### 3.1.1.1 Estrapolazione di Montgomery

Il metodo si basa sull'assunzione che, per angoli di attacco elevati, il profilo abbia un comportamento aerodinamico prossimo a quello di una piastra piana. L'estrapolazione condotta con tale metodo può essere quindi ottimizzata modificando una serie di parametri. Per maggiori informazioni riguardo al metodo si rimanda al documento [24].

#### 3.1.2 METODO DI OTTIMIZZAZIONE

QBlade dà l'opportunità all'utente di ottimizzare il design dell'elica per una specifica condizione di funzionamento sfruttando il metodo definito da C.N. Adkins e R.H. Liebeck nel 1994 [1]. Questo si basa su una estensione della teoria dell'aerodinamica del propulsore di Glauert e su una correzione del design di ottimo di un'elica definito da E. Larrabee nel 1979 [16]; in particolare si ha:

1. L'eliminazione dell'assunzione di piccoli angoli operata da Larrabee.
2. Un calcolo più accurato della velocità indotta dai vortici, che tiene conto della resistenza operata dalle sezioni della pala.
3. L'eliminazione dell'assunzione di piccoli angoli nel fattore di correzione di Prandtl.

Resta tuttavia l'approssimazione presentata nella teoria impulsiva secondo la quale la velocità assiale indotta nella scia è il doppio di quella indotta sul disco; tale assunzione risulta corretta per analisi e design condotti nel regime operativo dell'elica mentre può portare a errori nel caso di alto carico, possibile nel caso di condizioni operative off-design.

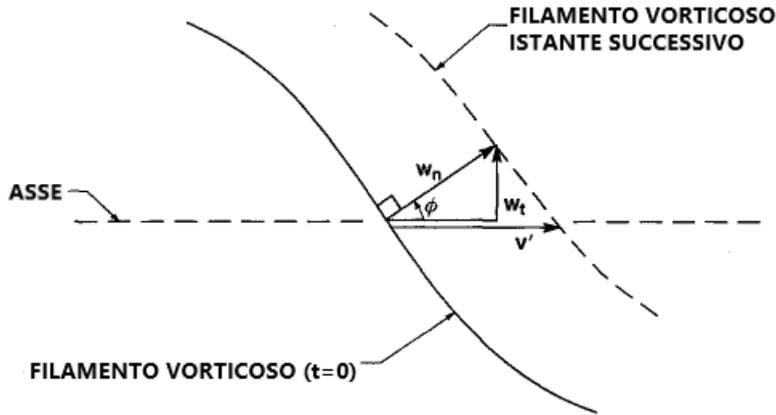


Figure 3.1: Definizione velocità di spostamento  $v'$ .

Prima di procedere con la spiegazione del metodo risulta opportuno definire una serie di parametri; in riferimento alla figura 3.1 si ha che  $w_n$  è la velocità normale del filamento vorticoso che si sviluppa nella scia dell'elica e per un sistema di coordinate solidale al disco dell'elica, la velocità assiale del filamento risulta:

$$v' = \frac{w_n}{\cos \phi} \quad (3.1)$$

Ove l'angolo  $\phi$  coincide con l'angolo  $\varphi$  definito nella figura 2.4 e rappresenta l'angolo del flusso. Si definisce quindi il rateo della velocità di spostamento  $\zeta = v'/V_\infty$ . Il fattore di correzione di Prandtl viene descritto dalla seguente formula:

$$F(r) = \frac{2}{\pi} \arccos e^{-f(r)} \quad (3.2)$$

Ove:

$$f(r) = \frac{N}{2} \frac{1 - \xi}{\sin \phi_t} \quad (3.3)$$

Con  $\xi = r/R$  e  $\phi_t$  l'angolo del flusso al tip della pala ed è definito come:

$$\tan \phi_t = \frac{V_\infty}{R\Omega} \left( 1 + \frac{\zeta}{2} \right) \quad (3.4)$$

### 3.1. PANORAMICA DEL SOFTWARE QBLADE

Si ha quindi che, per una particolare scelta del rateo  $\zeta$  vengono determinati sia il fattore di correzione di Prandtl che l'angolo del flusso tramite la seguente equazione:

$$\tan \phi = \frac{\tan \phi_t}{\zeta} \quad (3.5)$$

La velocità locale totale e il suo prodotto per la corda del profilo sono definite come:

$$\begin{aligned} V_e &= \frac{V_\infty(1+a)}{\sin \phi} \\ V_e c &= \frac{4\pi \frac{V_\infty}{R\Omega} G v'}{C_L N} \end{aligned} \quad (3.6)$$

Ove  $G$  è la funzione di circolazione definita come:

$$G = \frac{F\Omega r \cos \phi \sin \phi}{V_\infty} \quad (3.7)$$

I fattori di interferenza assiale e rotazionale sono definiti come:

$$\begin{aligned} a &= \frac{\zeta}{2} \cos^2 \phi (1 - \epsilon \tan \phi) \\ a' &= \frac{\zeta}{2} \cos \phi \sin \phi \left( 1 - \frac{\epsilon}{\tan \phi} \right) \end{aligned} \quad (3.8)$$

Ove  $\epsilon$  è il rapporto tra resistenza e portanza dell'elemento di pala.

Si definiscono le seguenti derivate rispetto  $\zeta$ :

$$\begin{aligned} I'_1 &= 4\zeta G(1 - \epsilon \tan \phi) \\ I'_2 &= \frac{V_\infty}{\Omega r} \frac{I'_1}{2\zeta} \left( 1 + \frac{\epsilon}{\tan \phi} \right) \sin \phi \cos \phi \\ J'_1 &= 4\zeta G \left( 1 + \frac{\epsilon}{\tan \phi} \right) \\ J'_2 &= \frac{J'_1}{2} (1 - \epsilon \tan \phi) \cos^2 \phi \end{aligned} \quad (3.9)$$

Essendo che per ottenere un design di ottimo  $\zeta$  deve essere costante, si ha che

valgono le seguenti equazioni di vincolo nel caso di una specificata spinta  $T_c$ :

$$\zeta = \frac{I_1}{2I_2} - \sqrt{\left(\frac{I_1}{2I_2}\right)^2 - \frac{T_c}{I_2}} \quad (3.10)$$

$$P_c = J_1\zeta + J_2\zeta^2$$

Oppure nel caso di una specificata potenza  $P_c$ :

$$\zeta = -\frac{J_1}{2J_2} - \sqrt{\left(\frac{J_1}{2J_2}\right)^2 - \frac{P_c}{J_2}} \quad (3.11)$$

$$T_c = I_1\zeta + I_2\zeta^2$$

É quindi possibile procedere col l'ottimizzazione del design, ove si richiede anzitutto la definizione di una serie di condizioni, quali la sopraccennata spinta  $T_c$  (o potenza  $P_c$ ) voluta, il raggio del mozzo  $r_h$ , la velocità di rotazione  $\Omega$  e il raggio  $R$  dell'elica, la velocità di monte  $V_\infty$ , il numero di pale  $N$  e il coefficiente di portanza  $C_L$  di ciascuna delle sezioni in cui la pala è suddivisa. A questo punto è possibile procedere con il design vero e proprio, il quale conta una serie di passaggi:

1. Scegliere di una stima iniziale per  $\zeta$  (è accettabile imporre  $\zeta = 0$ ).
2. Determinare i valori di  $F$  e  $\phi$  per ogni sezione della pala sfruttando le equazioni comprese tra la 3.2 e la 3.5.
3. Determinare il prodotto  $V_e c$  e il numero di Reynolds  $Re = V_e c / \nu$  ( $\nu$  è la viscosità cinematica) tramite l'equazione 3.6.
4. Determinare  $\epsilon$  e  $\alpha$  dai dati del profilo in quella particolare sezione.
5. Se l'obbiettivo del design è la riduzione del fattore  $\epsilon$ , deve essere cambiato il coefficiente  $C_L$  e i passaggi 3 e 4 devono essere ripetuti fino ad ottenere il minimo.
6. Determinare i fattori  $a$  e  $a'$  tramite le equazioni 3.8 e la velocità  $V_e$  con la seconda equazione 3.6.
7. Calcolare la corda  $c$  dal passaggio 3 e lo svergolamento della pala  $\theta = \alpha + \phi$  (figura 2.4 ove  $\phi \equiv \varphi$ ).
8. Determinare le quattro derivate  $I$  e  $J$  dall'equazione 3.9 ed eseguirne l'integrazione numerica da  $\xi_0 = r_h/R$  a  $\xi$ .
9. Determinare  $\zeta$  e  $P_c$  sfruttando le equazioni 3.10 oppure  $\zeta$  e  $T_c$  sfruttando le 3.11.

### 3.1. PANORAMICA DEL SOFTWARE QBLADE

10. Se il valore di  $\zeta$  ottenuto risulta diverso rispetto a quello definito nel punto 1 (sono accettabili differenze inferiori allo 0.1%) è necessario iterare il processo con il nuovo valore di  $\zeta$  a partire dal passaggio 2.

La convergenza viene tipicamente raggiunta dopo 3 o 4 iterazioni del processo, al termine del quale si ottiene il design ottimizzato dell'elica voluto.

#### 3.1.3 ANALISI BEM

La simulazione permette di specificare una serie di variabili:

- Giri dell'elica  $\Omega$ : questi saranno mantenuti costanti per tutta la simulazione.
- Inclinazione complessiva  $\alpha[^\circ]$ : indicando un angolo diverso da zero è possibile cambiare l'inclinazione di tutte le sezioni della pala; questo parametro permette quindi di variare il passo dell'elica.
- Densità  $\rho[kg/m^3]$ : si riferisce alla densità dell'aria ove l'elica opera.
- Livello di discretizzazione pala  $N_{elements}$ : si indicano il numero di stazioni in cui suddividere la pala. Tale valore può essere maggiore rispetto al numero di stazioni con cui la pala è stata definita e un valore maggiore corrisponde ad una analisi più accurata.
- $\epsilon_{max}$  per convergenza: il valore  $\epsilon$  si riferisce alla differenza fra i fattori di interferenza ottenuti ad ogni interazione; quando questa è al di sotto di un determinato valore il processo si blocca. Si ha quindi che un  $\epsilon_{max}$  basso permette un risultato più accurato ma tempi computazionali maggiori.
- Numero massimo di iterazioni  $Iter$ : questo valore, assieme al precedente, permette di definire i criteri di convergenza; soddisfatto uno di questi il processo di iterazione si ferma e procede alla stazione successiva. Un alto numero di iterazioni permette una precisione maggiore ma tempi computazionali maggiori.
- Fattore di rilassamento  $\omega_{relax}$ : questo parametro permette di migliorare la stabilità del problema, riducendo l'oscillazione della soluzione in quanto limita di quanto il fattore di interferenza cambia tra una iterazione e la successiva.

$$a_{k+1} = \omega_{relax}a_{k+1} + (1 - \omega_{relax})a_k \quad 0 < \omega_{relax} < 1 \quad (3.12)$$

Il nuovo valore che verrà utilizzato nell'iterazione successiva è quindi dato da una combinazione fra quello ottenuto dalla attuale iterazione e quello iniziale. In generale un valore di rilassamento minore permette una stabilità maggiore ma tempi computazionali maggiori.

Si riporta nella tabella 3.1 i valori delle variabili che verranno utilizzati in tutte le simulazioni.

Variabile	Valore
$\Omega$	3000[RPM]
$\rho$	1.225[kg/m <sup>3</sup> ]
$N_{elements}$	1000
$\epsilon_{max}$	$1 \cdot 10^{-6}$
$Iter$	500
$\omega_{relax}$	0.01

Table 3.1: Variabili simulazione QBlade.

É inoltre possibile indicare dei fattori di correzioni:

- Di Prandtl per perdite di estremità: viene applicata la correzione di Prandtl definita nel capitolo 2.2.2.
- Effetti 3D: viene applicata la correzione di Snel definita nel capitolo 2.2.3

Queste correzioni verranno utilizzate in tutte le simulazioni.

Per procedere con la simulazione viene quindi indicato un intervallo di rapporti di funzionamento  $J$  e un delta di avanzamento per i quali la simulazione viene eseguita.

## 3.2 ELICA APC 19X12E

Al fine di validare sia il metodo BEM implementato all'interno del software QBlade che il suo metodo di ottimizzazione, si è presa come riferimento l'elica APC 19X12 Thin Electric, ossia caratterizzata da un diametro di  $D = 19[in]$  e da un passo fisso  $p = 12[in]$ ; il passo dell'elica, detto anche passo geometrico, è la distanza che l'elica percorrerebbe in avanti a seguito di una rotazione completa del suo albero se si muovesse all'interno di un corpo solido.



(a) Vista Frontale.



(b) Vista Laterale.

Figure 3.2: Elica APC 19X12E.

### 3.2. ELICA APC 19X12E

Le prestazioni di tale elica al variare del rapporto di avanzamento sono reperibili sia all'interno del database creato da J. B. Brandt [3] sia tramite il produttore dell'elica stesso, APC Propellers [14], il quale fornisce anche una descrizione circa la geometria dell'elica.

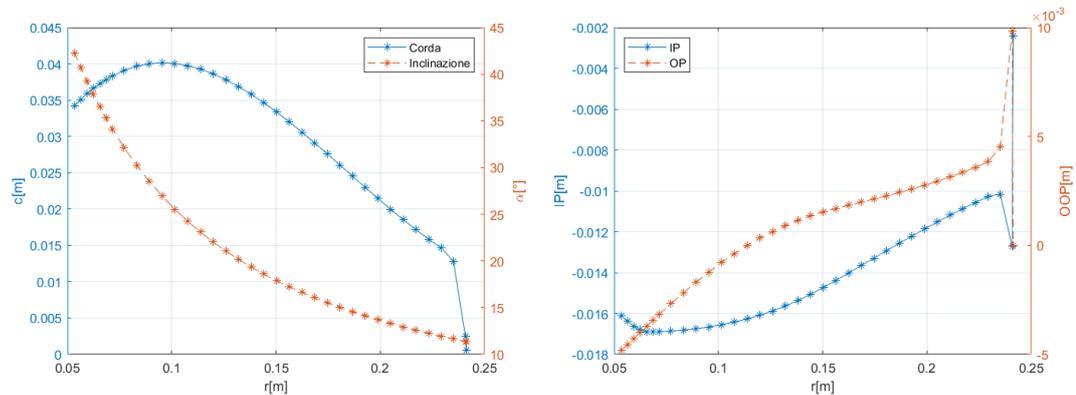


Figure 3.3: Geometria pala dell'elica APC 19X12E.

Si ha che  $r$  indica la posizione della stazione mentre  $c$  ed  $\alpha$  la corda e l'inclinazione del profilo ivi collocato. Il software QBlade realizza inizialmente la pala collocando tutti i bordi d'attacco dei profili allineati lungo un asse; in seguito, tramite i valori  $IP$  e  $OOP$ , è possibile spostare la posizione del bordo d'attacco di ciascuna stazione in direzione  $y$  e  $x$  rispettivamente (l'asse  $z$  è legato all'apertura della pala). Per quanto riguarda i profili, nella prima stazione viene usato il E63 che transiziona gradualmente fino alla ventesima stazione ( $r = 0.15024[m]$ ) ove diventa un NACA 4412 il quale prosegue fino al termine della pala. Per una descrizione più dettagliata della geometria della pala si rimanda alla tabella 8.1 in Appendice.

Si è quindi preceduto con il riprodurre l'elica all'interno del software QBlade e confrontarne le prestazioni per 3000 giri al minuto. Successivamente l'elica è stata ottimizzata e sono state confrontate le prestazioni.

#### 3.2.1 ELICA APC19X12E IN QBLADE

##### 3.2.1.1 Analisi Xfoil

Come accennato sono presenti due profili ben noti e definiti all'interno della pala e una graduale transizione fra questi due:

- E63: fa parte della famiglia dei profili alari Eppler sviluppati e studiati nell'Università di Stoccarda dal Dr. Richard Eppler per lavorare efficientemente a bassi numeri di Reynolds tipici del mondo del modellismo.
- Transizione: per poter passare gradualmente da un profilo all'altro è stata sfruttata una funzione interna al software XFoil che permette di interpolare i due profili specificando una frazione di unione nel range  $(0, 1)$  con cui specificare a quale dei due profili quello risultante dovrà assomigliare maggiormente.
- NACA 4412: profilo della famiglia NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) a quattro cifre; la prima cifra indica la curvatura massima come percentuale della corda, la seconda distanza del punto di massima curvatura dal bordo d'attacco espressa come percentuale della corda e in multipli di 10 e le ultime due il massimo spessore del profilo alare espresso come percentuale della corda[33].

Per quanto riguarda la scelta dei numeri di Reynolds da utilizzare nell'analisi per i vari profili è stata considerata atmosfera standard a livello del mare ( $\nu = 1.45 \cdot 10^{-5} [m/s^2]$ ), le corde dei profili (tabella 8.1) mentre la velocità è stata ottenuta con l'equazione 2.29 ove  $r$  corrisponde alla posizione della stazione e  $\Omega = 3000 [rpm]$ ; per quanto riguarda  $V_\infty$ , essendo le prestazioni calcolate a giri costanti con una velocità variabile, sono stati calcolati più Reynolds per ogni profilo per l'intervallo  $V_\infty = [0; 18.87849] [m/s]$ , ottenendo 30 diversi valori per ogni stazione. Si è poi considerato per ognuno dei profili il valore minimo, medio e massimo ottenendo quindi un range di polari in ogni stazione della pala.

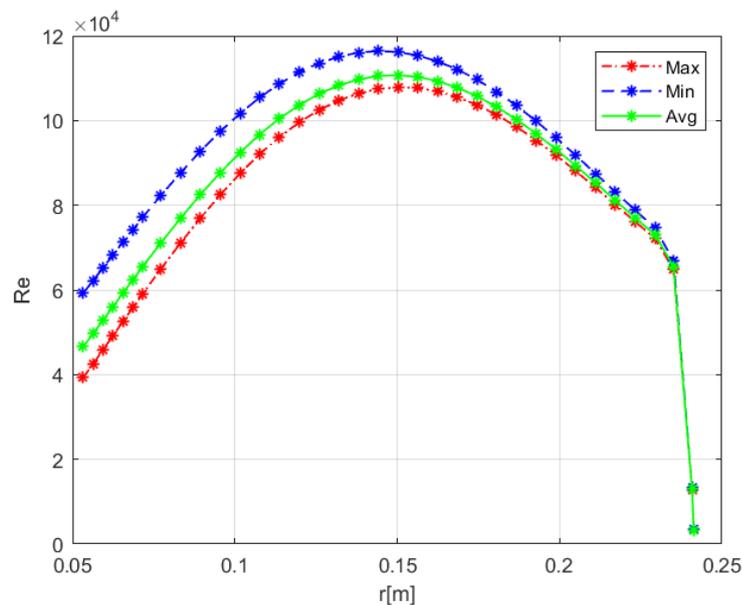


Figure 3.4: Numeri di Reynolds dei profili APC 19X12E.

### 3.2. ELICA APC 19X12E

Infine il fattore di amplificazione, ossia il parametro utilizzato da Xfoil per controllare la transizione da flusso laminare a turbolento sulla superficie del profilo, è stato imposto  $N_{crit} = 9$ , corrispondente ad un flusso relativamente stabile paragonabile a quello presente all'interno di una galleria del vento standard.

#### 3.2.1.2 Confronto prestazioni modello QBlade

Si ottiene quindi il modello della pala all'interno del software QBlade:

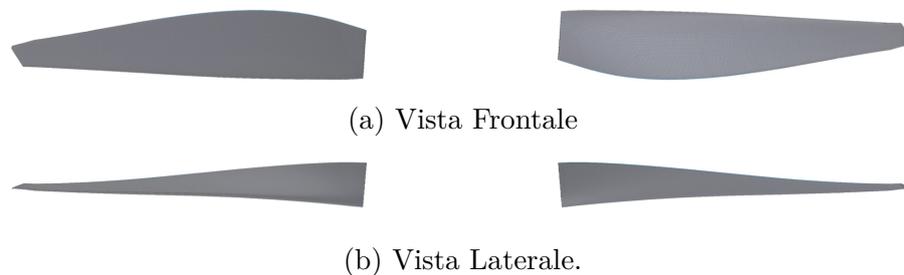
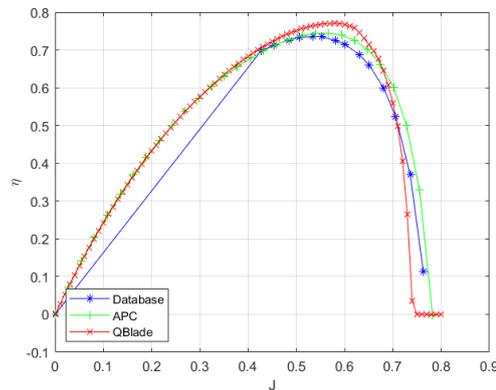


Figure 3.5: Modello QBlade APC 19X12E.

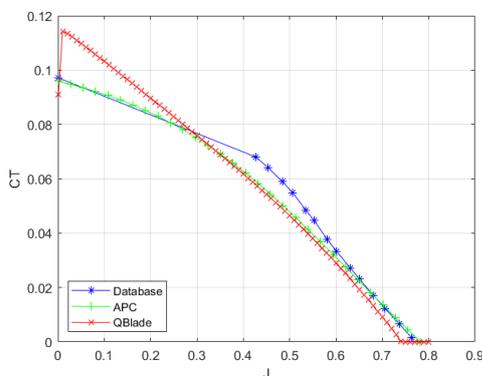
Rispetto all'elica originale si osserva una mancata descrizione rispetto alla zona della radice, oltre ad una scarsa precisione delle zone in prossimità del tip della pala. Si ha quindi un modello dell'elica imperfetto, legato a una non completa descrizione della geometria fornita dal produttore, che avrà sicuramente un impatto sulle prestazioni.

Dai grafici 3.6 si osserva anzitutto che le prestazioni dichiarate dall'azienda (APC) rispetto a quelle misurate da J. B. Brandt (Database) sono diverse; la differenza può essere legata a come queste sono state ottenute poiché l'azienda non fornisce descrizioni riguardo a ciò; in particolare si ha che le prestazioni dichiarate dal fornitore mostrano una efficienza maggiore a parità di rapporto di avanzamento ma sottostimano gli altri due coefficienti.

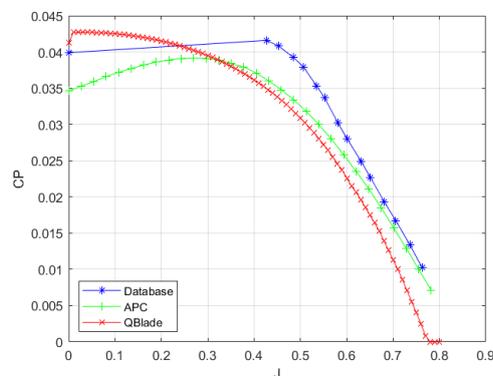
Per quanto riguarda l'elica modellata all'interno del software (QBlade), mostra un andamento dell'efficienza pressoché identico a quello dichiarato del fornitore per  $J < 0.4$  mentre diverge per valori maggiori.



(a) Efficienza elica.



(b) Coefficiente di trazione.



(c) Coefficiente di potenza.

Figure 3.6: Confronto prestazioni elica APC 19X12E modellata e originali.

Per i coefficienti di spinta e potenza, l'elica modellata mostra un trend comune:

- $J < 0.3$ : le prestazioni risultano sovrastimate rispetto entrambe le curve.
- $0.3 < J < 0.6$ : le prestazioni risultano molto prossime rispetto a quelle dichiarate dal produttore dell'elica.
- $J > 0.6$ : le prestazioni risultano sottostimate, in particolare nel caso del coefficiente di potenza.

Tali discrepanze sono riconducibili prevalentemente a una mancata descrizione completa dell'elica. Un'altra possibile fonte di errore è la mancata corrispondenza fra polare del profilo caratterizzato da un definito numero di Reynolds e la corrispondente velocità a cui è sottoposto; infatti il software dà la possibilità di indicare più polari per un profilo, ma fa una interpolazione di queste e utilizza quindi la risultante per tutte le velocità. Tuttavia il metodo implementato mostra una buona corrispondenza con la realtà, specialmente per valori intermedi del rapporto di avanzamento, rendendolo quindi adatto per una analisi preliminare

dell'elica in oggetto d'esame, poiché il punto di funzionamento per il quale vuole essere ottimizzata è prossimo a tale intervallo.

### 3.2.1.3 Ottimizzazione

Si è eseguita l'ottimizzazione dell'elica per un punto di funzionamento coincidente a quello che verrà utilizzato nell'elica oggetto d'esame applicando il metodo d'ottimizzazione di Adkins Liebeck (A.L.):

Parametro	Valore
$\rho[kg/m^3]$	1.225
$V_\infty[m/s]$	17
$\Omega[rpm]$	3000
Ottimizzazione 1	$T = 8.03[N]$
Ottimizzazione 2	$C_L^{3/2}/C_D$

Table 3.2: Parametri di ottimizzazione.

Si ottiene quindi un rapporto di funzionamento  $J = 0.7045$ . Per quanto riguarda il parametro Ottimizzazione 2 rappresenta una piccola variazione rispetto al passo 5 del metodo definito da C.N. Adkins e R.H. Liebeck ove invece di ridurre il coefficiente  $\epsilon$  si massimizza il rapporto indicato in tabella che permette di ottenere una maggiore efficienza aerodinamica, un minore consumo di carburante e una maggiore velocità in condizioni di crociera.

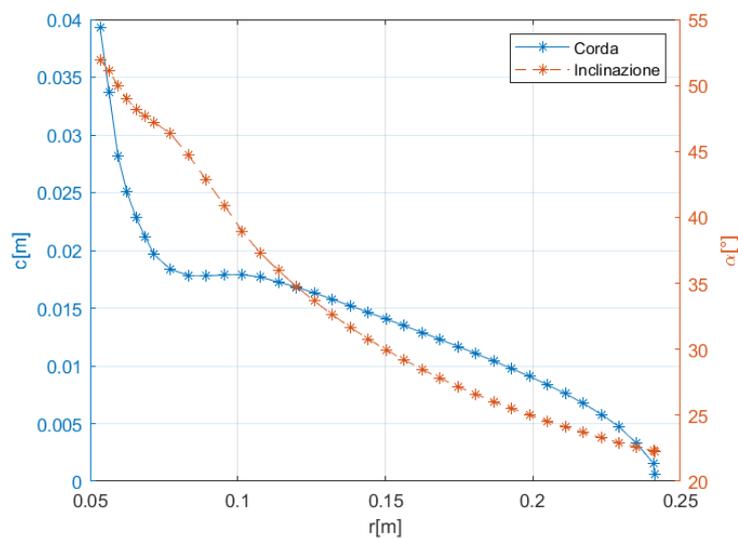


Figure 3.7: Geometria pala dell'elica ottimizzata A.L. APC 19x12E.

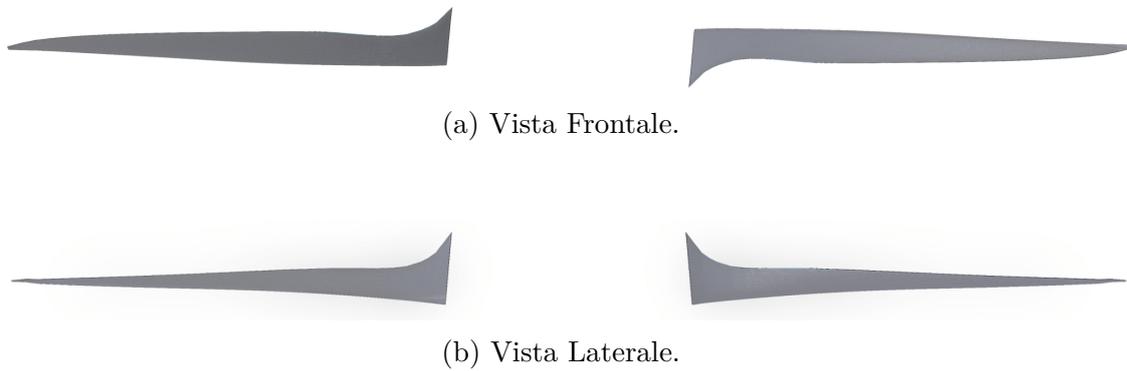
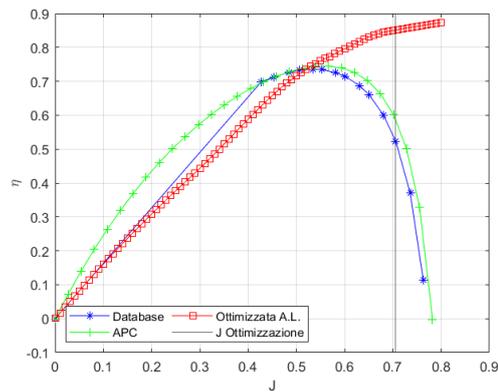
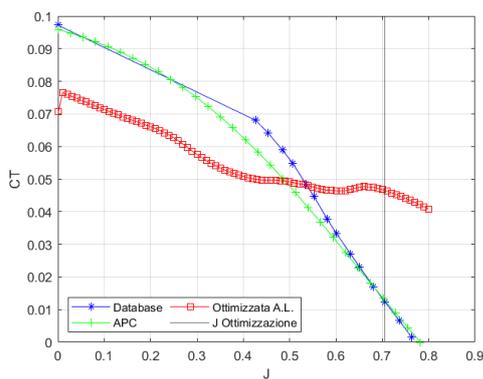


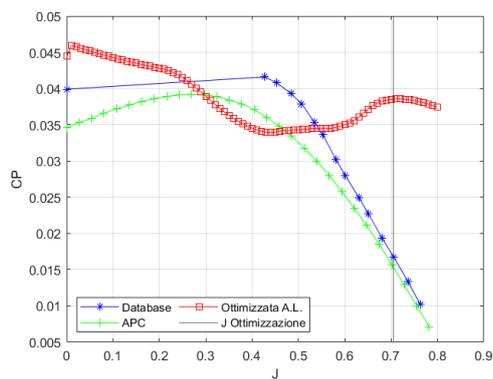
Figure 3.8: Elica ottimizzata A.L. APC 19X12E.



(a) Efficienza elica.



(b) Coefficiente di Trazione.



(c) Coefficiente di Potenza.

Figure 3.9: Confronto prestazioni elica ottimizzata A.L. APC 19X12E.

### 3.2. ELICA APC 19X12E

Dalle figure 3.8 si osserva come l'elica prodotta risulti molto più snella, con una forte riduzione delle corde dei profili lungo tutte le stazioni, in particolare nella zona centrale e più estera della pala. Come si può osservare dalla figura 3.7 (in appendice è riportata la tabella 8.2 con una descrizione dettagliata della geometria) anche gli angoli d'attacco sono variati, i quali risultano ora complessivamente maggiori rispetto a quelli dell'elica originale.

L'eccessiva sottigliezza della pala potrebbe comportare complicazioni nella sua realizzazione, oltre a possibili problemi strutturali.

Non sono stati riportati i valori di IP e OOP poiché non vengono modificati.

Nei grafici 3.9 ove sono confrontate le prestazioni dell'elica ottimizzata (Ottimizzata A.L.) con quelle dichiarate dall'azienda (APC) e quelle presenti all'interno del database pubblico dell'Università dell'Illinois, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (Database). Con una linea nera ( $J$  Ottimizzazione) si evidenzia il rapporto di avanzamento per il quale l'elica è stata ottimizzata.

Si osserva che l'elica ottimizzata fornisca un forte aumento di prestazioni in corrispondenza della condizioni di funzionamento di design, mentre si ha un peggioramento per valori di  $J$  minori.

Nel complesso è corretto affermare che l'elica prodotta tramite il metodo di ottimizzazione definito da C.N. Adkins e R.H. Liebeck ed implementato all'interno del software QBlade produce i risultati voluti e può essere quindi utilizzato per l'ottimizzazione dell'elica in oggetto di studio; tuttavia l'elica così prodotta potrebbe essere non realizzabile a causa della sua geometria molto sottile, richiedendo quindi un'analisi qualitativa preventiva prima di procedere con ulteriori studi.

### 3.3 ELICA ALPI AVIATION 21X13

Prima di procedere con la descrizione e ottimizzazione dell'elica, verrà brevemente illustrato il drone in cui questa verrà utilizzata.

#### 3.3.1 STRIX-DF

Si tratta di un UAV sviluppato e prodotto, così come l'elica, dall'azienda Alpi Aviation idea per supportare operazioni tattiche e forze speciali; è in grado di fornire sorveglianza aerea e dati di intelligence negli ambienti urbani in tutte le condizioni di luce [29].



Figure 3.10: Strix-DF.

Il drone offre una MTOM (Max Take Off Mass) di  $10[kg]$ , può trasportare un carico utile massimo di  $1.5[kg]$  e il decollo è tipo CATO (Catpult Assisted Take Off), ossia avviene lanciato da una catapulta elastica (figura 3.11). Come visibile in figura 3.10, presenta una configurazione tuttala a freccia, con una apertura di  $3[m]$  che presenta delle winglet atte a migliorare le prestazioni di volo. L'elica, montata sul retro del drone, viene messa in rotazione da un motore alimentato da due batterie ai polimeri di litio installate nei vani dedicati sotto l'ala.

### 3.3. ELICA ALPI AVIATION 21X13

Lo Strike-DF è equipaggiato con:

- una fotocamera con zoom ottico  $30x$  in grado di generare video e immagini standard in formato HD ( $1280 \times 720$  pixel).
- una fotocamera ad infrarossa con zoom digitale  $4x$  con cui acquisire immagini e video ad alta risoluzione.
- uno spotter laser a infrarossi e un telemetro laser.

Infine, per quanto concerne l'avionica d bordo, questa è alloggiata al centro del vano anteriore della fusoliera ed include un autopilota con un sistema GPS integrato, un'unità di misura inerziale e sensori. Il velivolo è di facile trasporto poiché può essere smontato e inserito all'interno di uno zaino.



Figure 3.11: Decollo CATO Strix-DF.

#### 3.3.2 DESCRIZIONE ELICA A.A. 21X13 E DIVISIONE IN STAZIONI

Le caratteristiche dell'elica oggetto della tesi sono riportate nella tabella tabella 3.3.

Dimensione	Valore
Diametro	$21[inch] = 0.5334[m]$
Passo	$13[inch] = 0.3302[m]$

Table 3.3: Caratteristiche elica A.A. 21X13.

Il passo è di tipo fisso e l'elica è di tipo richiudibile, ossia le due palette possono essere richiuse in modo che il loro asse risulti pressoché parallelo a quello del mozzo; in figura 3.12 viene riportato un esempio di questo tipo di elica.



Figure 3.12: Esempio elica richiudibile.

L'elica richiudibile permette una riduzione dello spazio occupato quando questa non viene utilizzata. In questo caso la paletta non è quindi attaccate direttamente al mozzo, ma la connessione avviene attraverso un perno.

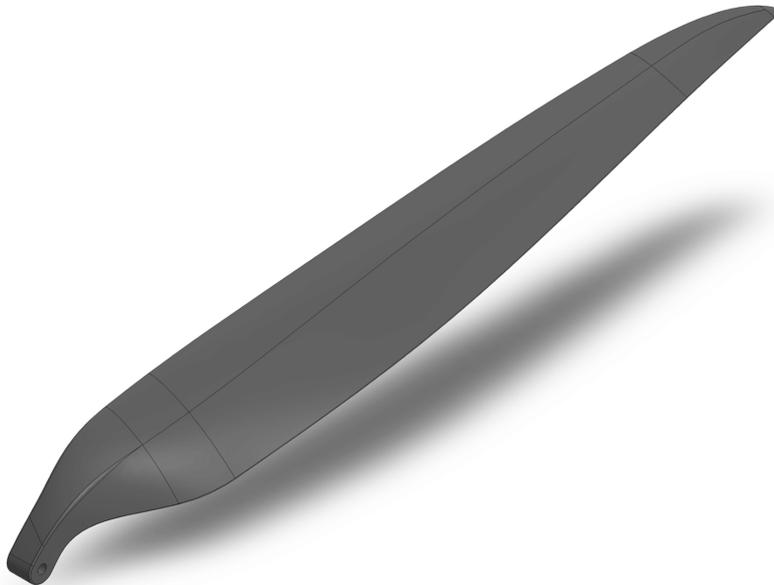


Figure 3.13: Scansione tridimensionale pala dell'elica A.A. 21x13.

L'azienda Alpi Aviation (A.A.) ha fornito la scansione tridimensionale di una pala dell'elica oggetto di studio; come si può osservare dalle figura 3.13 e 3.15 questa è suddivisibile in 5 zone principali, dalla radice al tip:

1. Radice: non si hanno dei veri e propri profili alari ed è la zona che permette la connessione tra la pala e il mozzo.
2. Connessione radice-corpo centrale: è una zona di transizione fra le due zone, in cui si hanno i primi veri e propri profili alari.
3. Corpo centrale: è la zona più grande della pala ed è costituita da una estrusione fra due profili alari che la delimitano.

### 3.3. ELICA ALPI AVIATION 21X13

4. Connessione corpo centrale-tip: zona di transazione in cui la corda dei profili diminuisce progressivamente.
5. Tip: è la zona terminale della pala in cui profili hanno forme prossime ad un'ellisse e sono caratterizzati da una corda estremamente ridotta.

Sfruttando il software SOLIDWORKS [30] sono quindi state definite una serie di stazioni lungo la pala; non sono definite stazioni in corrispondenza della radice poiché qui non si hanno dei profili alari da poter estrarre e analizzare, mentre per quanto riguarda le altre zone le stazioni sono ravvicinate in corrispondenza delle zone di connessione e in particolare nel tip, poiché qui si ha una repentina variazione nella geometria della pala, mentre nella zona centrale le stazioni hanno una distanza maggiore poiché si ha una variazione più graduale.

Sono quindi state definite 19 stazioni in totale lungo la pala, suddivise come:

Zona	Stazioni	Distanza [m]
Radice-Corpo Centrale	2	0.0070
Corpo Centrale	12	0.0150
Corpo Centrale-Tip	3	0.0083
Tip	2	0.0041

Table 3.4: Stazioni pala dell'elica A.A. 21x13.

Si sono quindi definiti l'asse di rotazione come perpendicolare al bordo d'attacco del corpo centrale (quando l'elica viene posta in rotazione questo bordo risulta parallelo al piano di rotazione) e un piano di riferimento tale da contenere il bordo d'attacco del corpo centrale dell'elica e perpendicolare all'asse di rotazione.

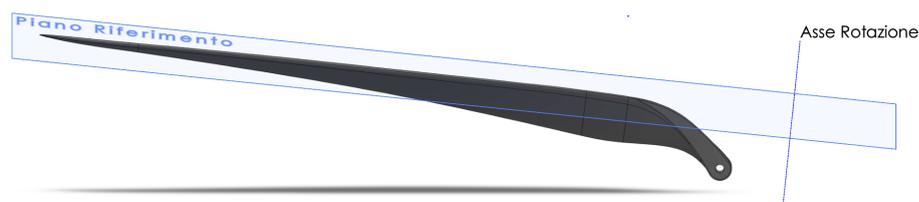


Figure 3.14: Piano di riferimento e Asse di Rotazione pala dell'elica A.A. 21x13.

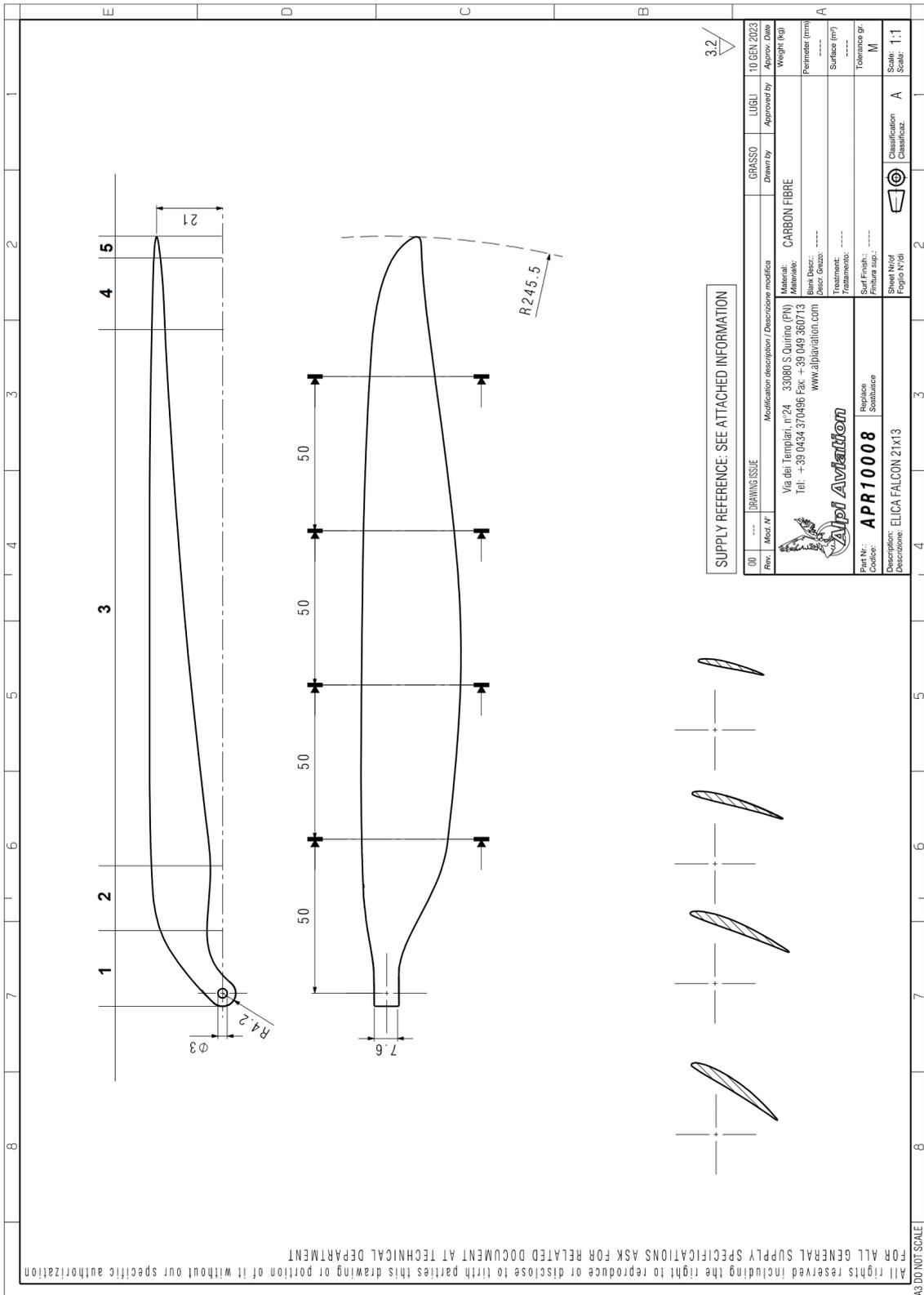


Figure 3.15: Proiezione ortogonale pala dell'elica A.A. 21x13.

### 3.3. ELICA ALPI AVIATION 21X13

Per poter quindi estrarre i profili associati ad ogni stazione la pala è stata tagliata con dei piani perpendicolari alla pala attraverso cui è possibile identificare il contorno del profilo alare. Per ciascun di questi profili sono stati identificati il bordo d'attacco e di fuga e sono stati quindi misurate la corda, l'inclinazione e la posizione nello spazio del bordo d'attacco rispetto al piano di riferimento. La posizione del bordo d'attacco è necessaria per identificare la distanza della stazione dall'asse di rotazione è determinare i valori di  $IP$  e  $OOP$  necessari per poter correttamente ricreare l'elica nel software QBlade e per poter definire la distanza della stazione rispetto all'asse di rotazione.

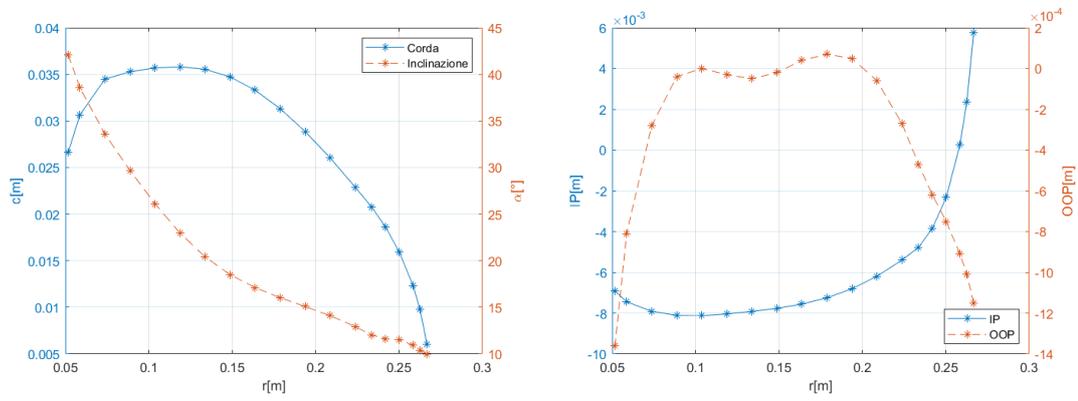


Figure 3.16: Geometria pala dell'elica A.A. 21x13.

Posizione [m]	Re	Posizione [m]	Re
0.0517	43207	0.1937	125786
0.0587	53033	0.2087	121576
0.0737	68315	0.2237	114161
0.0887	79410	0.2337	107750
0.1037	90441	0.24195	99857
0.1187	101216	0.2502	88137
0.1337	111070	0.25845	70233
0.1487	119054	0.26257	56609
0.1637	124406	0.2667	35500

Table 3.5: Numero di Reynolds associato al profilo.

Il numero di Reynolds utilizzato nei vari profili è stato calcolato sfruttando la velocità definita nella 2.29 e considerando atmosfera standard a livello del mare.

Variabile	Valore
$V_\infty$	$17[m/s]$
$\Omega$	$3000[rpm]$
$\nu$	$1.45 * 10^{-5}[m/s^2]$

Table 3.6: Valori utilizzati nel calcolo del numero di Reynolds.

A differenza di quanto fatto con l'elica APC 19X12E, in questo caso verrà utilizzato solo questo numero di Reynolds per la generazione delle polari associati ai vari profili; infatti l'interesse primario di questa analisi è associato all'ottimizzazione della condizione di crociera dell'elica a cui corrispondono questi  $Re$ .

### 3.3.3 ANALISI PRELIMINARE CON PROFILI ALARI CLARK-Y

I profili alari presenti nelle varie stazioni sono dei profili Clark-Y modificati. Questo è stato sviluppato nel 1922 da Virginius E. Clark e la sua geometria, in relazione alle dimensioni della corda  $c$ , presenta uno spessore massimo pari al 11.7% collocato al 28% e una curvatura massima pari a 3.4% collocata al 42%.

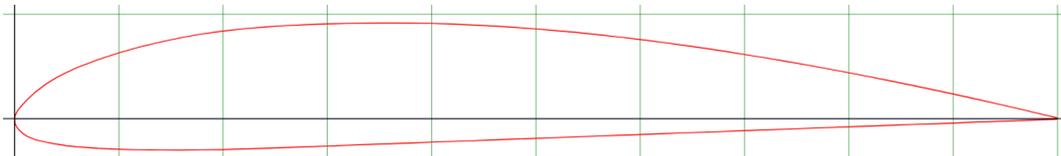


Figure 3.17: Profilo Alare Clark-Y.

Prima di procedere con i veri profili alari presenti nell'elica si è optato per un'analisi preliminare sfruttando i profili Clark-Y. Tale operazione è stata svolta al fine di garantire che il modello dell'elica importato all'interno del software QBlade fosse corretto e sufficientemente definito per poter essere analizzato; solo in seguito verranno estratti i profili alari veri dall'elica, operazione che richiede un tempo maggiore. L'analisi è stata svolta per  $N_{crit} = 9$ .

Dai grafici 3.18 prestazioni ottenute sono congrue per l'elica in analisi. Si può quindi concludere che il modello importato è corretto e si può quindi procedere ad una analisi più approfondita utilizzando i veri profili alari utilizzati nelle varie stazioni dell'elica.

### 3.3. ELICA ALPI AVIATION 21X13

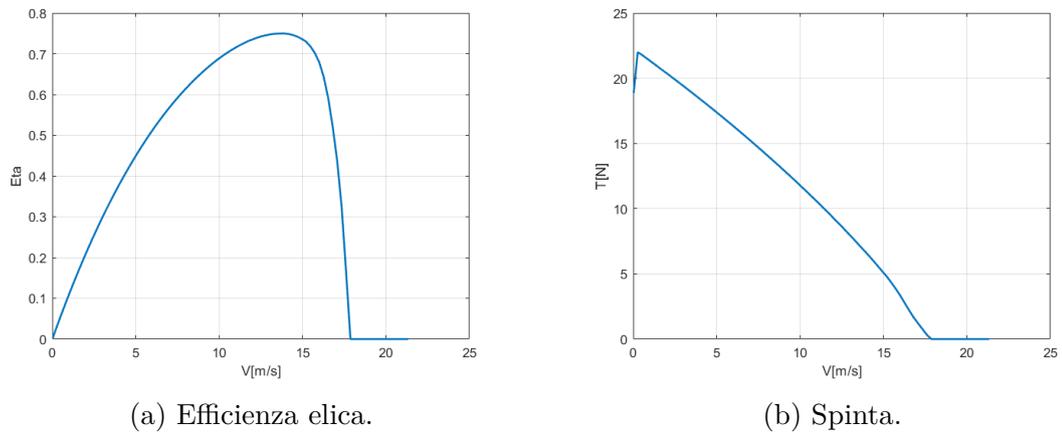


Figure 3.18: Prestazioni elica A.A. 21X13 con profili Clark-Y.

#### 3.3.4 ANALISI CON VERI PROFILI ALARI

##### 3.3.4.1 Estrazione profili e analisi XFoil

Per poter analizzare un profilo su XFoil è necessario discretizzarne il bordo con una serie di punti, ottenendo quindi una serie di coordinate cartesiane  $(x, y)$  che devono partire dal bordo di fuga, arrivare a quello d'attacco per poi tornare al punto iniziale. Il profilo deve trovarsi ad inclinazione nulla, con il bordo d'attacco coincidente con l'origine del sistema di riferimento cartesiano. Per questo motivo ognuno dei profili estratti dall'elica è stato copiato in un nuovo file e spostato in modo tale da soddisfare questi requisiti.

Prima di procedere con la discretizzazione del bordo tramite punti, si è resa necessaria la modifica del bordo di fuga del profilo. Infatti i profili estratti sono caratterizzati da un bordo di fuga curvo ma Xfoil non è ottimizzato per gestire correttamente questo tipo di forme, preferendo un bordo più appuntito. I bordi di fuga sono stati quindi modificati per soddisfare queste necessità; questi cambiamenti sono illustrati nelle figure 3.19.

Lungo il bordo del profilo sono stati quindi collocati 400 punti, con una concentrazione maggiore in corrispondenza del bordo d'attacco e di fuga al fine di meglio definire queste zone critiche del profilo. Attraverso il software XFoil, i profili sono stati normalizzati, ossia sono stati scalati in modo tale che la loro corda risulti pari all'unità.



(a) Profilo Originale.

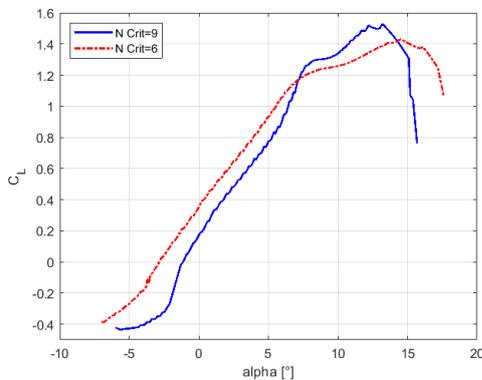


(b) Profilo Modificato.

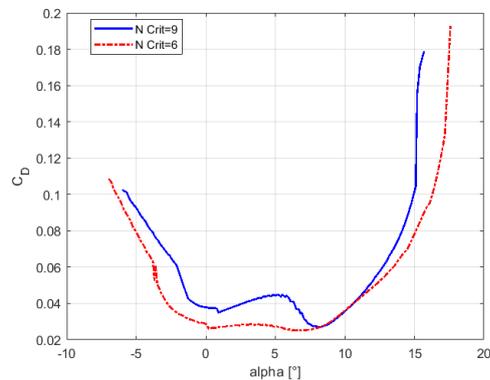
Figure 3.19: Profilo generico elica A.A. 21X13.

Prima di procedere con l'analisi, si è resa necessaria una ripannelizzazione dei profili, cambiando quindi il numero e la distribuzione dei punti che lo definiscono; infatti, sebbene la discretizzazione iniziale descriva egregiamente il bordo, questa non risulta ottimale per Xfoil, il quale preferisce una particolare pannelizzazione. Il profilo è quindi ora definito da 160 punti, con una fortissima concentrazione in corrispondenza del bordo d'attacco.

I numeri di Reynolds utilizzati sono quelli definiti nella tabella 3.5 mentre per quanto riguarda il fattore di amplificazione, è stato inizialmente utilizzato il valore standard  $N_{crit} = 9$ . Per rappresentare delle condizioni più simili a quelle di utilizzo, ossia di flusso più instabile, è stata eseguita una nuova simulazione con  $N_{crit} = 6$ .



(a) Coefficiente Portanza.



(b) Coefficiente Resistenza.

Figure 3.20: Confronto impatto  $N_{crit}$  per  $Re = 68315$ .

### 3.3. ELICA ALPI AVIATION 21X13

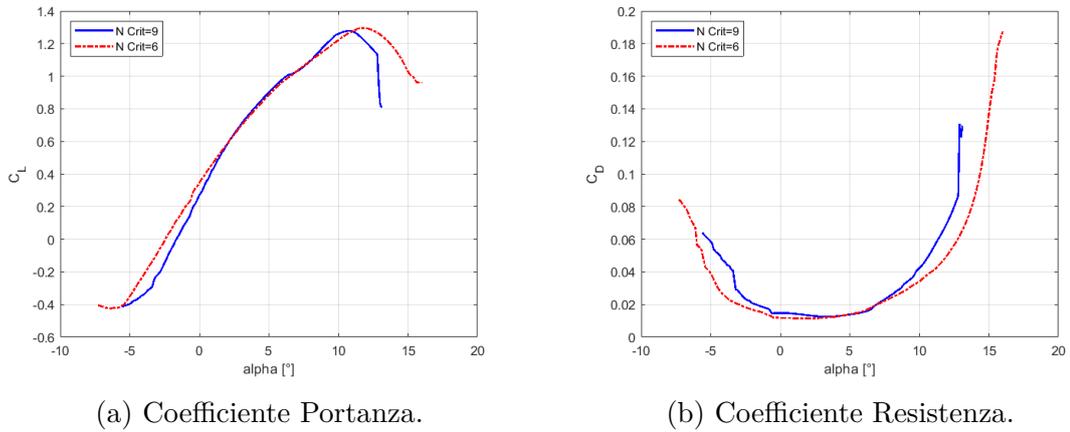


Figure 3.21: Confronto impatto  $N_{crit}$  per  $Re = 126708$ .

Dalle polari emerge che per un numero di Reynolds maggiore la differenza fra le curve con diverso fattore di amplificazione si riduce. In generale però si ha che un  $N_{crit}$  minore corrisponde a delle migliori prestazioni, comportando uno stallo ritardato e una minore resistenza a parità di angolo d'attacco; una possibile giustificazione a questo comportamento è che la transizione anticipata del flusso da laminare a turbolento, caratteristico di  $N_{crit} = 6$ , ritarda lo stallo completo del profilo [2].

Sulla base di questi risultati è utile investigare come le due diverse polari impattino le prestazioni dell'elica.

#### 3.3.4.2 Risultati Elica Originale

Si ottiene quindi il modello della pala all'interno del software QBlade figura 3.22.

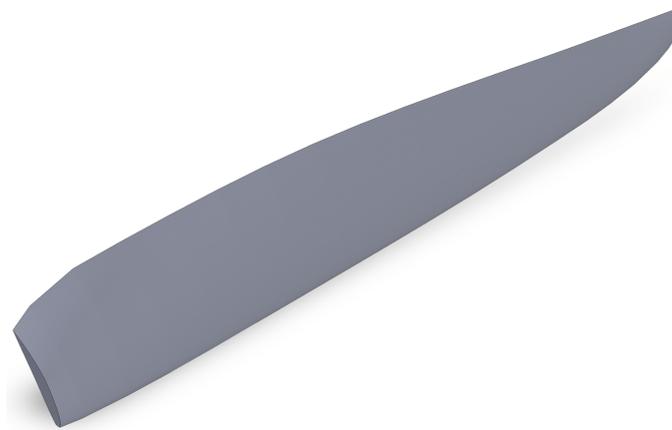


Figure 3.22: Pala A.A. 21X13 modellata con QBlade.

Purtroppo non è possibile descrivere in modo più dettagliato la zona in prossimità della radice del profilo poiché le sezioni corrispondenti sono eccessivamente lontane da un profilo canonico, provocando forti errori nelle analisi tramite XFoil e rendendole quindi inadatte all'inclusione nel modello.

Si riportano quindi le prestazioni e la spinta prodotta dall'elica per i due diversi fattori di amplificazioni utilizzati nelle polari dei profili.

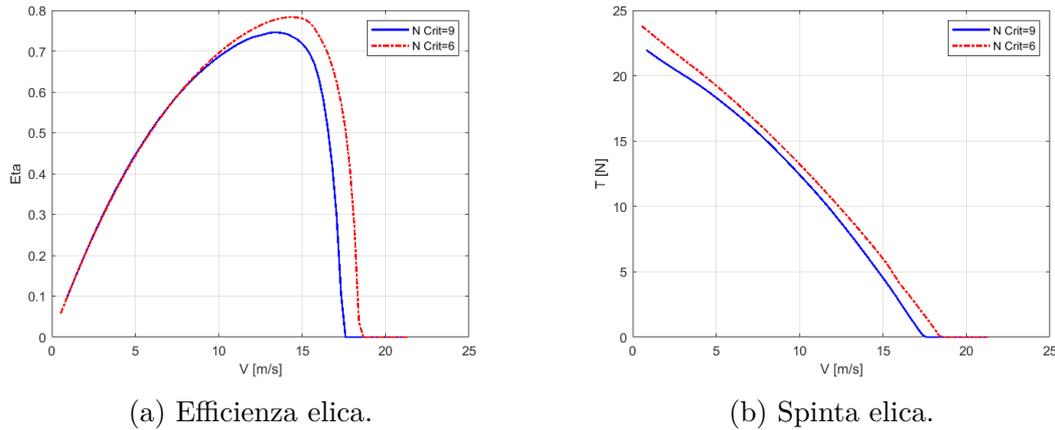


Figure 3.23: Confronto prestazioni elica A.A. 21x13 a per diversi  $N_{crit}$ .

Si osserva come, per una medesima velocità, l'elica con le polari dei profili ottenute per  $N_{crit} = 6$  produce prestazioni migliori; tale risultato è in pieno accordo con i confronti delle polari, le quali mostravano delle prestazioni migliori per un minore fattore di amplificazione. Paragonando queste prestazioni rispetto a quelle ottenute approssimando i profili alari dell'elica con profili Clark-Y, figure 3.18a e 3.18b, queste sono molto prossime fra loro, dimostrando quindi la somiglianza fra i due profili.

### 3.3.5 OTTIMIZZAZIONE ELICA ALPI AVIATION 21X13

Si procede ora all'ottimizzazione dell'elica il cui obiettivo è ottenere la massima efficienza possibile per le condizioni definite nella tabella 3.6 e in modo tale che garantisca una spinta  $T = 8.03[N]$ , necessaria a contrastare la resistenza a cui il drone in cui l'elica verrà utilizzata è soggetto in condizioni di crociera.

#### 3.3.5.1 Ottimizzazione Adkins Liebeck

Si sfrutta quindi il metodo di ottimizzazione definito da C.N. Adkins e R.H. Liebeck i cui parametri sono quelli definiti in tabella 3.2. Tale operazione viene

### 3.3. ELICA ALPI AVIATION 21X13

eseguita per entrambe le eliche caratterizzate da diverso  $N_{crit}$ .

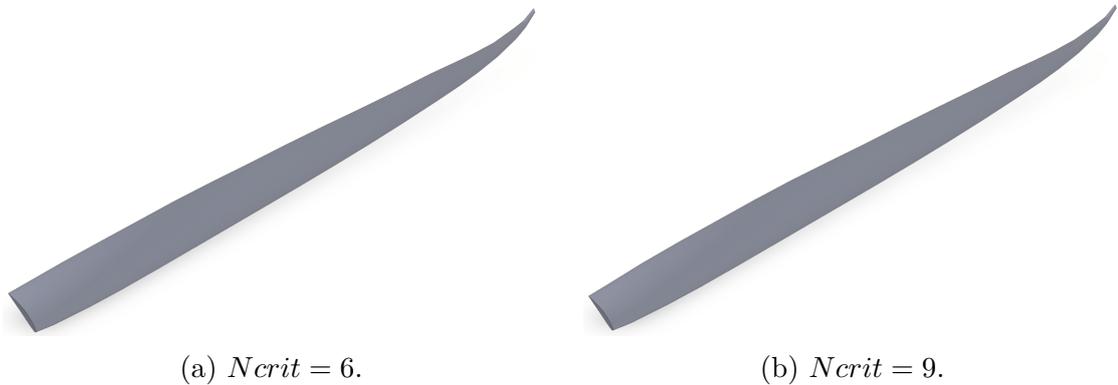


Figure 3.24: Pale A.A. 21X13 ottimizzate A.L. per diverso  $N_{crit}$ .

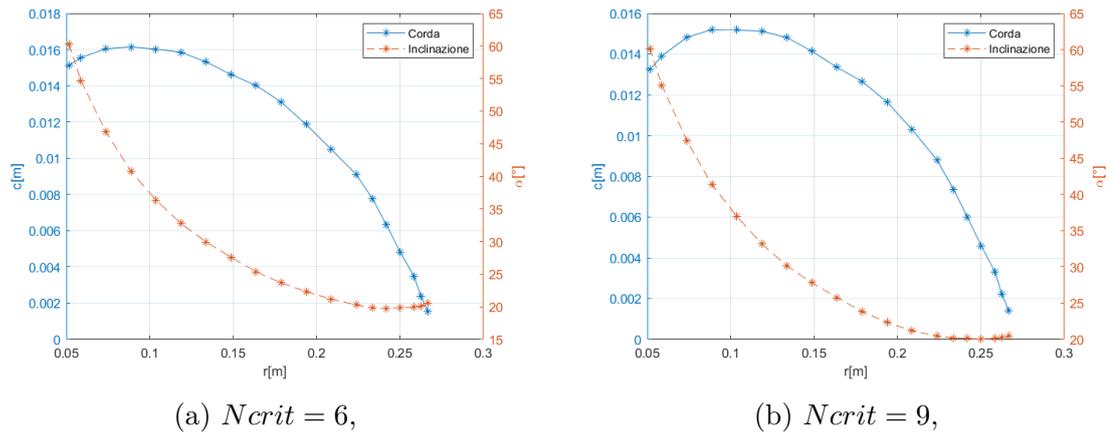


Figure 3.25: Geometria pale per eliche A.A. 21X13 ottimizzate A.L. per diverso  $N_{crit}$ .

Non sono stati riportati i valori di  $IP$  e  $OOP$  poiché non vengono modificati dal processo di ottimizzazione.

Le pale ottenute risultano molto prossime fra loro in termini di geometria; la differenza più rilevante sono le corde complessivamente minori della pala  $N_{crit} = 9$ , mentre le inclinazioni sono pressoché identiche (figura 3.25, oppure per una descrizione più dettagliata si rimanda alla tabella 8.4 in appendice).

Rispetto alla pala originale si hanno inclinazioni maggiori e corde minori, in particolare in prossimità del tip esterno; tale geometria risulta quindi di difficile realizzazione e potrebbe comportare problematicità circa l'integrità strutturale dell'elica stessa, la quale risulta più prona alla flessione e ad una eventuale rottura.

Si riportano ora le prestazioni delle due eliche ottimizzate rispetto a quelle originali.

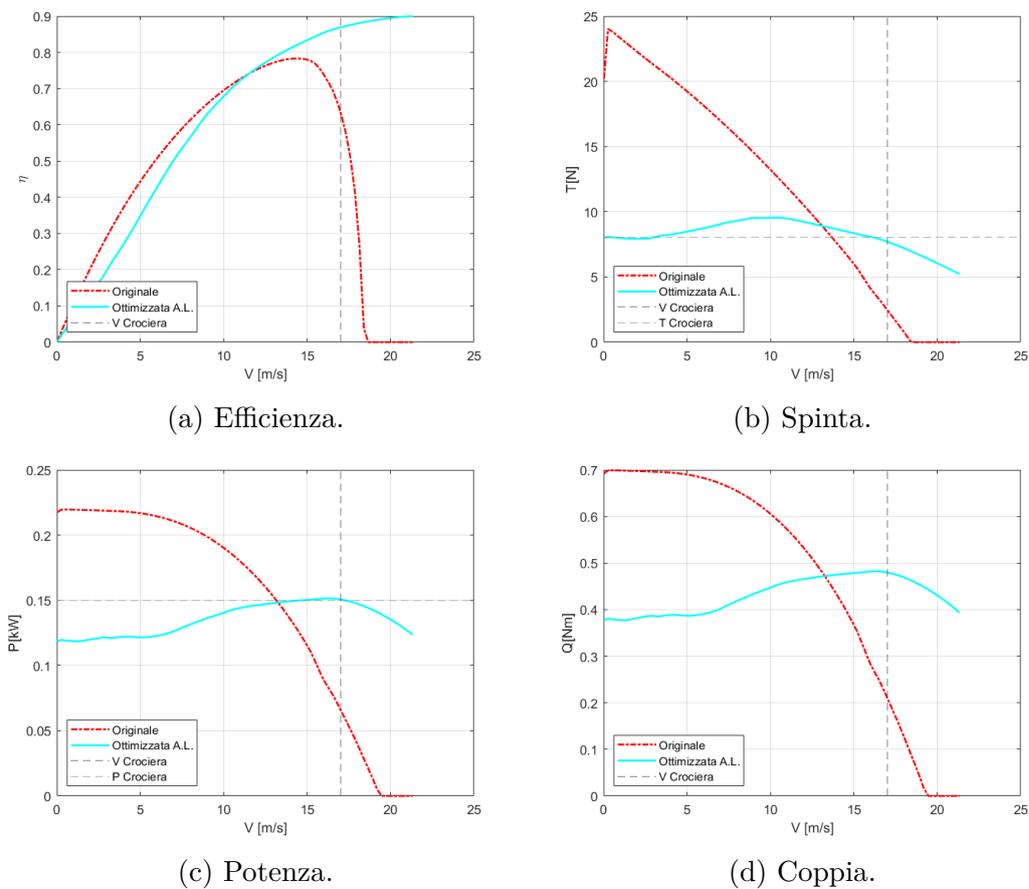


Figure 3.26: Confronto prestazione elica A.A. originale e ottimizzata A.L. per  $N_{crit} = 6$ .

### 3.3. ELICA ALPI AVIATION 21X13

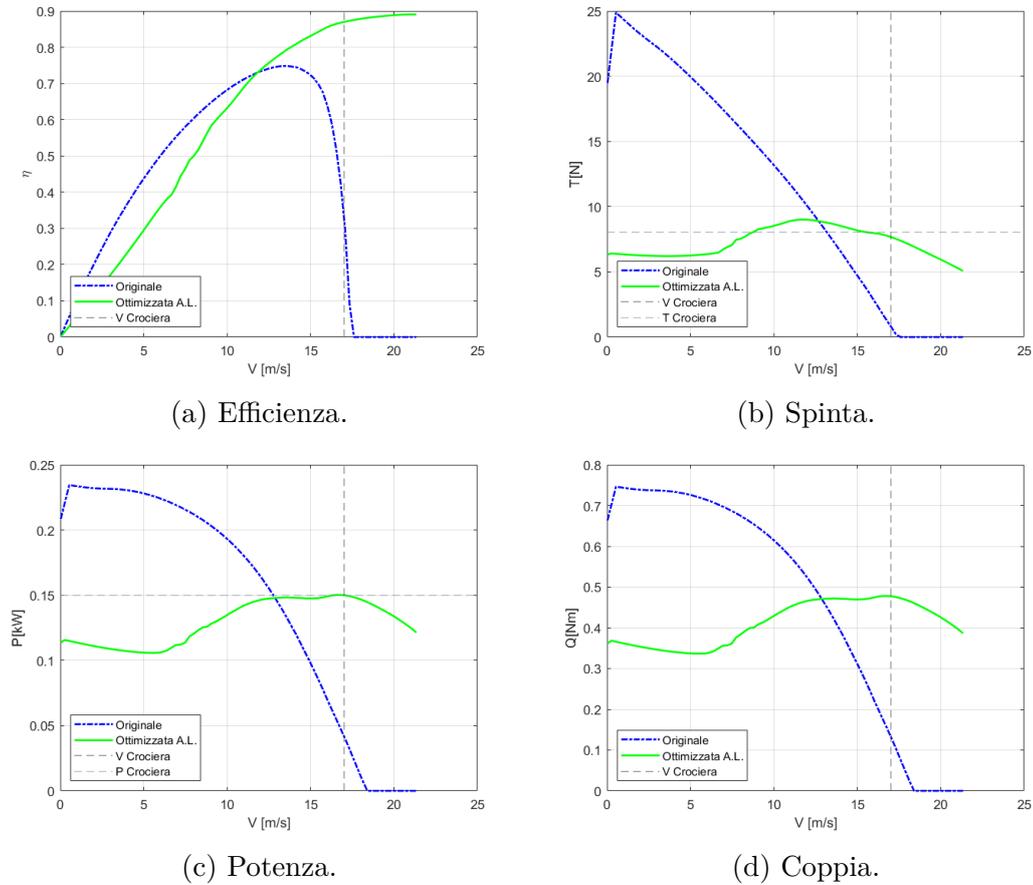


Figure 3.27: Confronto prestazioni elica A.A. originale e ottimizzata A.L. per  $N_{crit} = 9$ .

Sebbene l'analisi dei risultati ottenuti verrà eseguita nel capitolo successivo, è immediato osservare che in entrambe le eliche la spinta esercitata per  $V = 17[m/s]$  risulta inferiori rispetto a quella necessaria di  $T = 8.03[N]$  sebbene questo valore sia stato inserito come parametro di ottimizzazione. In tabella 3.7 si riporta l'effettiva spinta fornita dalle due eliche e la differenza in percentuale rispetto a quella richiesta:

Elica Ottimizzata	$T[N]$	Differenza %
$N_{crit} = 6$	7.70	4.11
$N_{crit} = 9$	7.67	4.48

Table 3.7: Spinta eliche A.A. ottimizzate A.L. per  $V = 17[m/s]$ .

Una possibile spiegazione di può essere legata al secondo parametro di ottimizzazione, il cui soddisfacimento comporta un'elica che fornisce una spinta di poco

inferiori a quella cercata.

Si riporta ora un confronto diretto fra le due eliche ottimizzate per diverso  $N_{crit}$ :

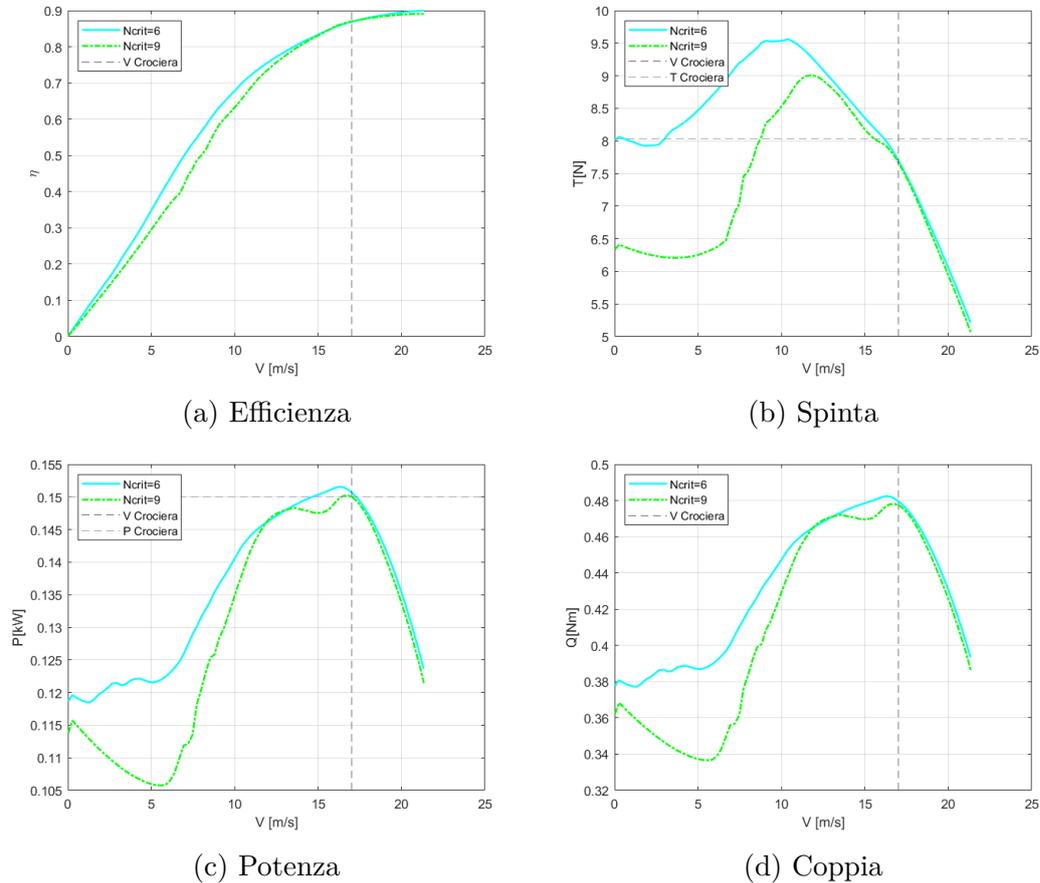


Figure 3.28: Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate A.L. diverso  $N_{crit}$

Si osserva che le due eliche ottimizzate hanno prestazioni molto simili per velocità  $V \geq 17$  [m/s] mentre per valori inferiori, come era prevedibile a partire dalle eliche originali, quella ottimizzata per  $N_{crit} = 6$  presenta prestazioni migliori.

### 3.3.5.2 Aumento Passo

Sfruttando il metodo di ottimizzazione proposto da C.N. Adkins e R.H. Liebeck si sono ottenute delle eliche caratterizzate da ottime prestazioni ma eccessivamente fine e non in grado di fornire la spinta voluta per le condizioni di crociera.

Si è quindi optato per un diverso approccio all'ottimizzazione dell'elica, ossia aumentando il passo (P.A.); questa operazione corrisponde ad un aumento

### 3.3. ELICA ALPI AVIATION 21X13

dell'angolo di calettamento della pala sul mozzo ed è eseguibile tramite l'opzione "Inclinazione complessiva" descritta nel capitolo 3.1.3.

Tale operazione è stata svolta sia per l'elica modellata con  $N_{crit} = 6$  che quella con  $N_{crit} = 9$ , aumentando progressivamente l'angolo di calettamento fino ad ottenere la spinta desiderata nelle condizioni di crociera. Si ottiene quindi che per l'elica con  $N_{crit} = 9$  l'angolo d'attacco dei profili deve essere incrementato di  $\alpha = +3.56^\circ$  mentre per l'elica con  $N_{crit} = 6$  sono sufficienti  $\alpha = +3.07^\circ$ .

Si riportano quindi le prestazioni di tale eliche rispetto a quelle originali

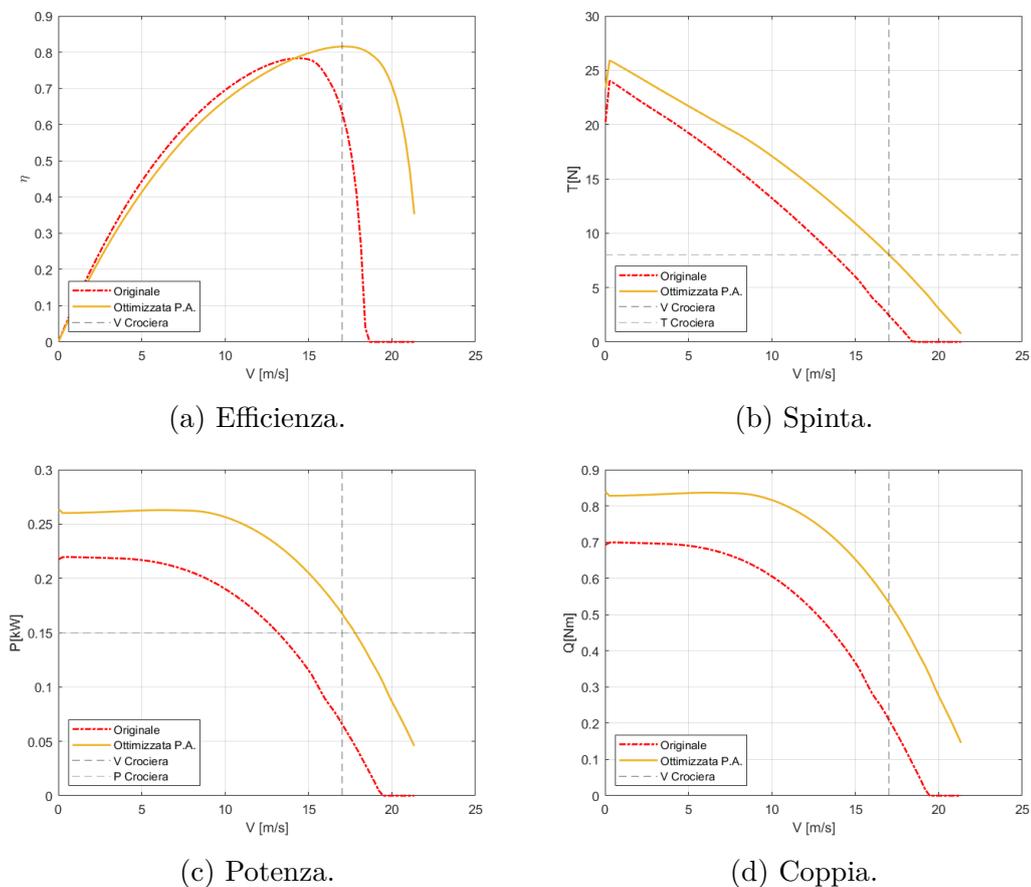
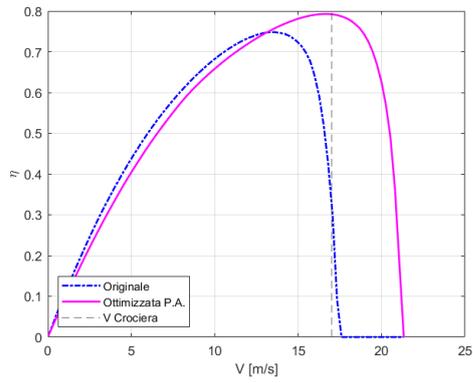
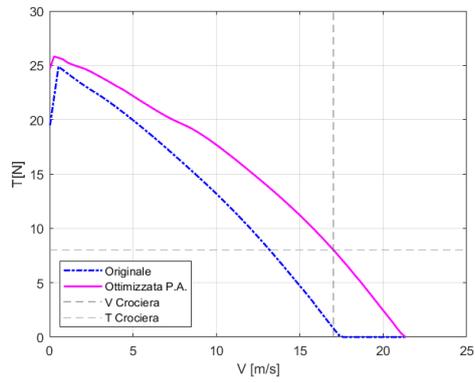


Figure 3.29: Confronto prestazioni elica A.A. originale e ottimizzate P.A. per  $N_{crit} = 6$ .

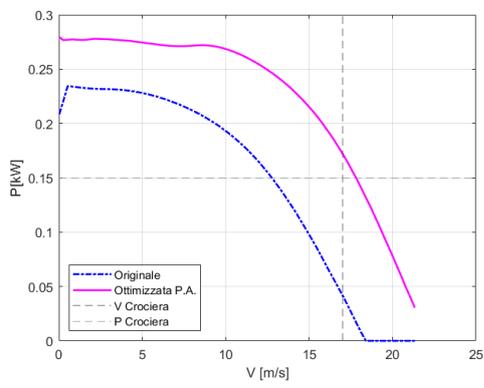
Si osserva che per entrambe le eliche con passo aumentato, rispetto a quelle originali, l'aumento delle prestazioni in condizioni di crociera non è significativo come per le eliche ottimizzate ma tale aumento è presente ad ogni valore di velocità; quelle ottimizzati infatti presentano una riduzione delle prestazioni rispetto alle eliche originali per valori di velocità  $V < 13[m/s]$ .



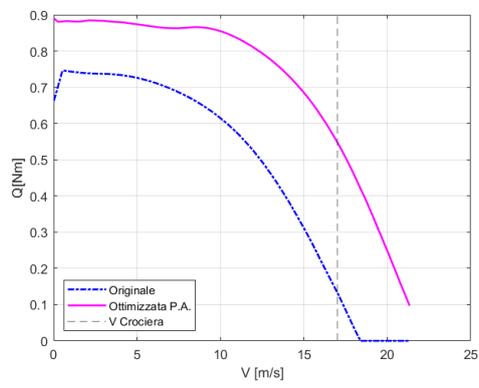
(a) Efficienza.



(b) Spinta.



(c) Potenza.



(d) Coppia.

Figure 3.30: Confronto prestazioni elica A.A. originale e passo aumentato per  $N_{crit} = 9$ .

### 3.3. ELICA ALPI AVIATION 21X13

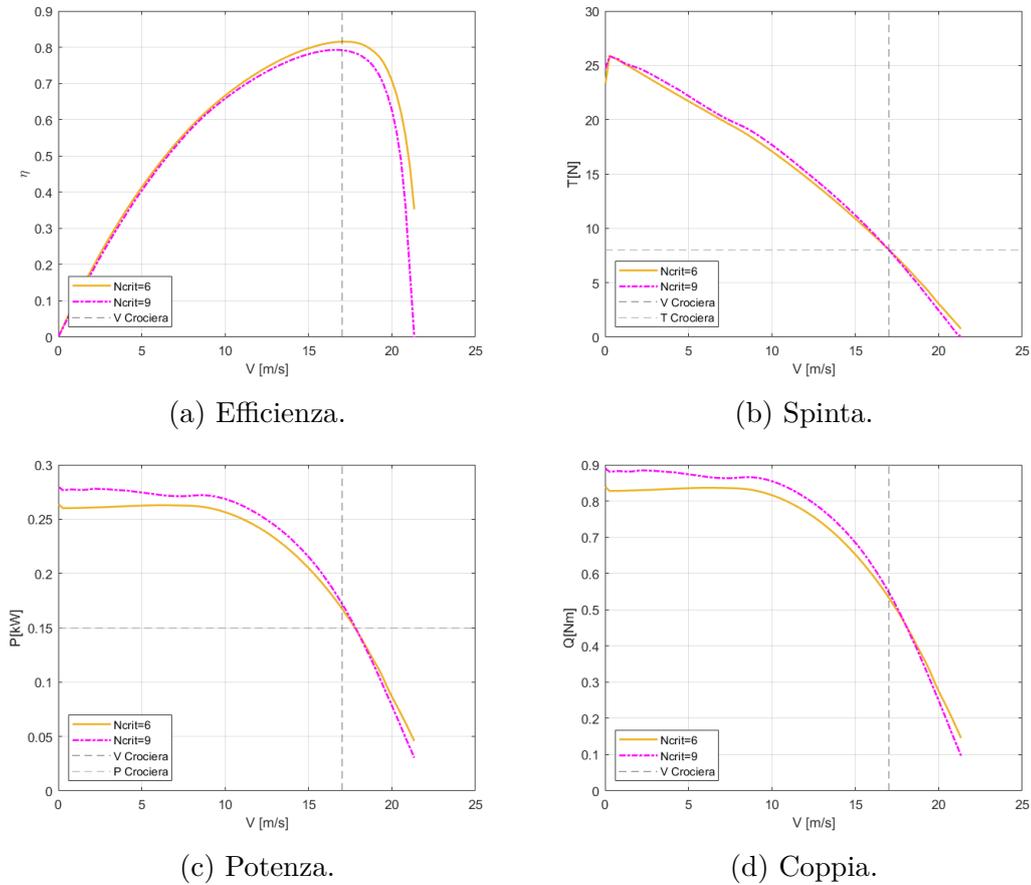


Figure 3.31: Confronto prestazioni eliche A.A. passo aumentato.

Rispetto alle eliche ottimizzate, quelle con passo aumentato non presentano problemi di spinta in condizioni di crociera, ma sono caratterizzate da un consumo di potenza maggiore rispetto a  $P = 0.15[kW]$ . Tale aspetto verrà discusso in modo più approfondito nel successivo capitolo di analisi.

Si osserva inoltre che, sempre rispetto alle eliche ottimizzate, la differenza di prestazioni fra le eliche con passo aumentato per diverso  $N_{crit}$  risulta inferiore per ogni valore di velocità.

# 4

## Analisi Risultati

In questo capitolo verranno discussi i risultati ottenuti dal lavoro di ottimizzazione svolto nel capitolo precedente

### 4.1 ELICHE OTTIMIZZATE ADKINS LIEBECK

In questo paragrafo saranno analizzate le prestazioni delle eliche ottenute applicando il metodo di ottimizzazione proposto da C.N Adkins e H.R. Liebeck rispetto alle eliche originali.

#### 4.1.1 CONFRONTO PER $V = 17[m/s]$

Si riporta in tabella 4.1 il confronto delle prestazioni fra le eliche originali e quelle ottimizzate per  $V = 17[m/s]$

	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{P}[kW]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Originale</b> $N_{crit} = 6$	0.63416	2.47282	0.06617	0.21063
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 6$	0.86883	7.70177	0.15069	0.47966
<b>Aumento</b> % $N_{crit} = 6$	27.01	67.89	56.09	56.09
<b>Originale</b> $N_{crit} = 9$	0.33062	0.82791	0.04194	0.13351
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 9$	0.86978	7.67386	0.14998	0.47741
<b>Aumento</b> % $N_{crit} = 9$	61.99	89.21	72.03	72.03

Table 4.1: Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate A.L. per  $V = 17[m/s]$ .

#### 4.1. ELICHE OTTIMIZZATE ADKINS LIEBECK

Si osserva che l'aumento di maggiore di efficienza e spinta si verifica per l'elica con  $N_{crit} = 9$ . Entrambe le eliche ottimizzate mostrano degli ottimi rendimenti ma richiedono una potenza e una coppia significativamente maggiore, comportando quindi consumi maggiori rispetto a quelli dell'elica originale; tuttavia la potenza richiesta risulta  $P \simeq 0.15[kW]$ , quindi prossima a quella che vuol essere richiesta dal motore del drone in cui l'elica vuole essere utilizzata in condizione di crociera.

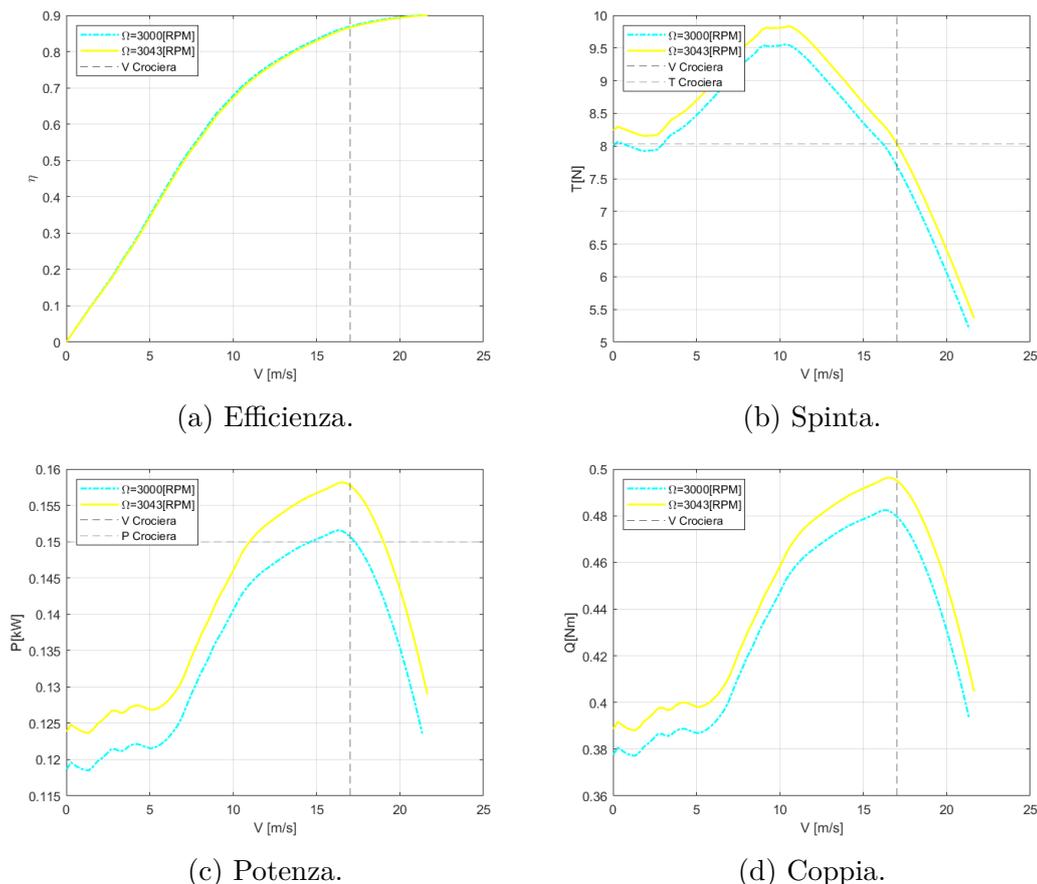


Figure 4.1: Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate A.L. con  $N_{crit} = 6$  per diversi RPM.

Come discusso in precedenza la spinta fornita dall'elica ottimizzata, sebbene sia maggiore di quella dell'elica originale, risulta inferiore rispetto  $T = 8.03[N]$  necessaria al mantenimento della condizione di crociera. Una possibile soluzione a questo problema è l'aumento degli RPM dell'elica, in particolare con  $\Omega = 3043[RPM]$  per l'elica ottimizzata per  $N_{crit} = 6$  e con  $\Omega = 3048[RPM]$  per  $N_{crit} = 9$  si ottiene la spinta voluta ma comporta, in condizioni di crociera, una richiesta di potenza maggiore del 4.5% e coppia maggiore del 3% rispetto a quelle

necessarie per la rotazione a  $\Omega = 3000[RPM]$ , mentre l'efficienza risulta pressoché invariata con una riduzione inferiore allo 0.3%.

Questo trend è evidente anche per velocità  $V < 17[m/s]$ , come mostrato dai grafici 4.1 ove si riportano le prestazioni per l'elica ottimizzata  $N_{crit} = 6$  per i due valori di velocità di rotazione.

È corretto evidenziare che, sebbene il metodo BEM fornisca risultati affidabili, è consigliabile l'utilizzo di metodi più precisi al fine di indagare le prestazioni dell'elica, come le analisi CFD o prove di volo. Tramite questi è possibile confermare l'esatto valore della spinta e se questa è in grado di mantenere la condizione di crociera.

#### 4.1.2 CONFRONTO PER $T = 8.03[N]$

Si confrontano ora le prestazioni per un medesimo valore della spinta prodotta, necessaria per sostenere il volo del drone, per  $\Omega = 3000[RPM]$ . Come osservabile dal grafico 3.28, le eliche ottimizzate forniscono la spinta  $T = 8.03[N]$  per diversi valori di velocità; nel confronto verrà considerata la velocità massima che fornisce questa spinta, poiché più si avvicina alle condizioni di crociera che si vuole raggiungere. Scegliere una velocità inferiore comporterebbe una riduzione dell'efficienza e della potenza richiesta.

	$V[m/s]$	$\eta$	$P[kW]$	$Q[Nm]$
<b>Originale</b> $N_{crit} = 6$	13.69018	0.77993	0.14092	0.44858
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 6$	16.17401	0.85724	0.15150	0.48224
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 6$	15.36	9.02	6.98	6.98
<b>Originale</b> $N_{crit} = 9$	13.17511	0.74739	0.14152	0.45046
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 9$	15.58483	0.84550	0.14801	0.47113
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 9$	15.46	11.60	4.39	4.39

Table 4.2: Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate A.L. per  $T = 8.03[m/s]$ .

Dal confronto emerge che entrambe le eliche con passo aumentato permettono di raggiungere velocità maggiori con una migliore efficienza, richiedendo però maggior potenza ma che risulta comunque  $P \simeq 0.15[kW]$  (nel caso dell'elica con passo aumentato per  $N_{crit} = 6$  la potenza richiesta è maggiore dell'1% rispetto a tale valore). Fra le due quella che offre prestazioni migliori rispetto all'originale è

quella con  $N_{crit} = 9$ .

Prevedibilmente, la spinta di  $T = 8.03[N]$  è associata a una velocità inferiore rispetto ai  $V = 17[m/s]$  che si vogliono mantenere in condizione di crociera. Per raggiungere tale velocità è necessario incrementare la velocità di rotazione  $\Omega$  delle due eliche ottimizzate come discusso nel capitolo 4.1, con le medesime conseguenze sopra discusse.

### 4.1.3 CONFRONTO PER $P = 0.15[kW]$

Si confrontano ora le prestazioni per un medesimo valore della potenza fornita dal motore del drone in cui l'elica vuole essere utilizzata. Anche in questo caso la potenza  $P = 0.15[kW]$  si ha per diversi valori di velocità, ma questa volta accade solo per l'elica con  $N_{crit} = 6$ ; per le medesime ragioni espresse nel capitolo 4.1.2 verrà considerata solo la velocità maggiore. La scelta di una velocità inferiore comporterebbe in questo caso una spinta maggiore.

	$V[m/s]$	$\eta$	$T[N]$	$Q[Nm]$
<b>Originale</b> $N_{crit} = 6$	13.15729	0.77396	8.82502	0.47746
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 6$	17.27653	0.87206	7.57181	0.47746
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 6$	23.84	11.25	-16.55	0.00
<b>Originale</b> $N_{crit} = 9$	12.76584	0.74430	8.74654	0.47746
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 9$	16.88323	0.86837	7.71650	0.47746
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 9$	24.39	14.29	-13.35	0.00

Table 4.3: Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate A.L. per  $P = 0.15[kW]$ .

Sebbene vi sia un incremento di velocità e di efficienza, la spinta prodotta dalle eliche ottimizzate risulta inferiore rispetto a quelle originali; in particolare, considerando la condizione di crociera, la spinta risulta eccessivamente ridotta. Volando ad una velocità  $V$  minore con una potenza  $P \simeq 0.15[kW]$  sarebbe possibile ottenere la spinta di  $T = 8.03[N]$ , ma comporterebbe sia una velocità di crociera  $V < 17[m/s]$  sia un calo dell'efficienza, come evidenziato nella tabella 4.2. A giustificazione di ciò si riporta in tabella 4.4 il confronto fra l'elica originale e quella ottimizzata per  $N_{crit} = 6$  entrambe a  $P = 0.15[kW]$ , ove ora si considera una velocità minore per la quale l'elica ottimizzata richiede quella potenza.

	$\mathbf{V}[m/s]$	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Originale</b> $N_{crit} = 6$	13.15729	0.77396	8.82502	0.47746
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 6$	14.65465	0.82599	8.45465	0.47746
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 6$	10.22	6.30	-4.38	0.00

Table 4.4: Confronto prestazioni elica A.A. originale e ottimizzata A.L. con  $N_{crit} = 6$  per  $P = 0.15[kW]$  con velocità ridotta

#### 4.1.4 CONDIZIONE DI DECOLLO

Come è osservabile dai grafici 3.26 e 3.27 la spinta fornita dalle eliche ottimizzate al decollo, corrispondente alla condizione di punto fisso (velocità di avanzamento nulla), risulta di molto inferiore rispetto alle eliche originali. Questo potrebbe precludere la possibilità del decollo del UAV Srix-DF, richiedendo quindi:

- un sistema di decollo tramite catapulta elastica CATO che, rispetto a quello originale, sia in grado di fornire una velocità iniziale al drone maggiore, in grado di sopperire alla spinta mancante.
- lo studio di un nuovo sistema di decollo, come ad esempio un decollo verticale VTOHL (Vertical Take-Off Horizontal Landing), in cui il drone è posto verticalmente al momento del decollo, comportandosi quindi come un elicottero, in modo da sfruttare al massimo la spinta generata dall'elica fino a raggiungere un quota sufficiente, per poi ritornare alla configurazione di volo standard.

Entrambe queste soluzioni, sebbene già utilizzate in droni commerciali, richiedono tuttavia una serie di prove di volo per verificarne la fattibilità.

#### 4.1.5 CONFRONTO ELICHE OTTIMIZZATE

Si procede ora al confronto diretto fra le due eliche ottimizzate per scegliere quale fra le due presenta complessivamente prestazioni migliori.

	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{P}[kW]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 6$	0.86883	7.70177	0.15069	0.47966
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 9$	0.86978	7.67386	0.14998	0.47741
<b>Differenza %</b>	0.11	-0.36	-0.47	-0.47

Table 4.5: Confronto eliche A.A. ottimizzate A.L. per  $V = 17[m/s]$ .

#### 4.1. ELICHE OTTIMIZZATE ADKINS LIEBECK

	$V[m/s]$	$\eta$	$\mathbf{P}[kW]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 6$	16.17401	0.85724	0.15150	0.48224
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 9$	15.58483	0.84550	0.14801	0.47113
<b>Differenza</b> %	-3.78	-1.39	-2.36	-2.36

Table 4.6: Confronto eliche A.A. ottimizzate A.L. per  $T = 8.03[N]$ .

	$\mathbf{V}[m/s]$	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 6$	17.27653	0.87206	7.57181	0.47746
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 9$	16.88323	0.86837	7.71650	0.47746
<b>Differenza</b> %	-2.33	-0.43	1.88	0.00

Table 4.7: Confronto eliche A.A. ottimizzate A.L. per  $P = 0.15[kW]$ .

Si osserva dalla tabella 4.5 che le prestazioni fornite dalle due eliche per  $V = 17[m/s]$  sono pressoché identiche mentre dalla tabella 4.6 si osserva che, sebbene i valori sia molto prossimi, l'elica ottimizzata per  $N_{crit} = 6$  offre maggiori velocità ad efficienza per  $T = 8.03[N]$  ma richiede anche una maggiore potenza, la quale è maggiore dell'1% rispetto a  $P = 0.15[kW]$ . Infine dalla tabella 4.7 si ha che, anche se con differenze  $< 4\%$ , l'elica ottimizzata per  $N_{crit} = 6$  presenta una maggiore velocità ed efficienza ma una spinta inferiore, sebbene in entrambi i casi questa risulta  $T < 8.03[N]$ ; come discusso nel capitolo 4.1.3 volando ad una velocità inferiore è possibile, pena un calo di efficienza, ottenere la spinta voluta e in questo caso, osservando i grafici 3.28 e la tabella 4.8, l'elica ottimizzata per  $N_{crit} = 6$  mostra delle prestazioni complessivamente migliori.

	$\mathbf{V}[m/s]$	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 6$	14.65465	0.82599	8.45465	0.47746
<b>Ottimizzata</b> $N_{crit} = 9$	13.58820	0.79349	8.66010	0.47205
<b>Differenza</b> %	-7.85	-4.10	2.37	-1.15

Table 4.8: Confronto eliche A.A. ottimizzate A.L. per  $P \simeq 0.15[kW]$  con velocità ridotta.

La ragione per cui si ha una differente coppia e una potenza di circa  $15[kW]$  è che per velocità inferiori l'elica con passo aumentato per  $N_{crit} = 9$  richiede al massimo  $P = 0.148[kW]$ , che corrisponde ad una differenza dello 0.01%.

Dai grafici 3.28 si osserva che per valori di velocità inferiori le prestazioni dell'elica ottimizzata per  $N_{crit} = 6$  sono migliori, specialmente la spinta a punto fisso; inoltre dalla figura 3.25 si osserva che le corde dei profili dell'elica ottimizzata per  $N_{crit} = 6$  risultano maggiori, il che è di grande beneficio per la fabbricazione dell'elica.

Infine è corretto osservare che l'elica ottimizzata per  $N_{crit} = 6$  prevede un flusso più tendente alla transizione turbolenta rispetto a quello per  $N_{crit} = 9$ , con il flusso più instabile che è più prossimo alle condizioni operative reali che l'elica potrebbe incontrare durante il volo.

Si ha quindi che l'elica ottimizzata per  $N_{crit} = 9$  presenta complessivamente un aumento più significativo di prestazioni rispetto a quella originale mentre, dal confronto diretto fra le due eliche ottimizzate, quella con  $N_{crit} = 6$  è la migliore, poiché offre velocità e efficienza migliori a fronte di una equilibrata maggiore richiesta di potenza e coppia (che risultano comunque prossime a quelle fornite dal motore che si vorrebbe utilizzare nel drone), oltre a tutti i vantaggi circa la sua geometria, prestazioni a punto fisso e condizione di flusso più aderenti alla realtà sopra discussi.

## 4.2 ELICHE CON PASSO AUMENTATO

In questo paragrafo saranno analizzate le prestazioni delle eliche ottenute aumentando il passo delle eliche originali rispetto alle eliche originali.

### 4.2.1 CONFRONTO PER $V = 17[m/s]$

Si riportano in tabella 4.9 il confronto delle prestazioni fra le eliche originali e quelle con passo aumentato per  $V = 17[m/s]$ . Si ricorda che per l'elica con  $N_{crit} = 6$  l'angolo di calettamento della è stato aumentato di  $\alpha = 3.07^\circ$  mentre per quella con  $N_{crit} = 9$  di  $\alpha = 3.56^\circ$ .

	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{P}[kW]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Originale</b> $N_{crit} = 6$	0.63416	2.47282	0.06617	0.21063
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 6$	0.81546	8.04256	0.16764	0.53362
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 6$	22.23	69.25	60.53	60.53
<b>Originale</b> $N_{crit} = 9$	0.33062	0.82791	0.04194	0.13351
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 9$	0.79206	8.03054	0.17233	0.54854
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 9$	58.26	89.69	75.66	75.66

Table 4.9: Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate P.A. per  $V = 17[m/s]$ .

Come per le eliche ottimizzate con metodo proposto da C.N Adkins e H.R. Liebeck, anche in questo caso si ha che l'aumento di efficienza e spinta maggiore si verifica per l'elica con  $N_{crit} = 9$  e che entrambe le eliche presentano un consumo maggiore in condizione di crociera vista la maggior richiesta di potenza e coppia. In questo caso non si hanno problemi circa la spinta, la quale risulta sufficiente a sostenere la condizione di crociera, tuttavia entrambe le eliche richiedono una potenza maggiore a  $P = 0.15[kW]$ , il che impatta significativamente i consumi. Riducendo la velocità di rotazione dell'elica si ridurrebbe la potenza richiesta, ma anche la spinta prodotta, la quale risulterebbe  $T < 8.03[N]$  e quindi l'elica non sarebbe più in grado di sostenere il drone; si tratta quindi di un problema non risolvibile ma va sottolineato che, sebbene il consumo sia maggiore, lo è anche l'efficienza, quindi nel complesso le prestazioni sono migliori rispetto all'elica originale.

### 4.2.2 CONFRONTO PER $T = 8.03[N]$

Si confrontano ora le prestazioni per un medesimo valore della spinta prodotta, necessaria per sostenere il volo del drone.

	$V[m/s]$	$\eta$	$P[kW]$	$Q[Nm]$
<b>Originale</b> $N_{crit} = 6$	13.69018	0.77993	0.14092	0.44858
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 6$	17.00847	0.81548	0.16746	0.53304
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 6$	19.51	4.36	15.85	15.85
<b>Originale</b> $N_{crit} = 9$	13.17511	0.74739	0.14152	0.45046
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 9$	17.00032	0.79206	0.17232	0.54852
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 9$	22.50	5.64	17.88	17.88

Table 4.10: Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate P.A. per  $T = 8.03[N]$ .

Come era prevedibile dal confronto precedente, entrambe le eliche garantiscono una velocità di  $V = 17[m/s]$  che risulta maggiore rispetto a quelle delle eliche originali, tuttavia l'aumento di efficienza è meno significativo. La potenza richiesta dalle due eliche con passo aumentato è maggiore rispetto a quelle delle eliche originali, in particolare è maggiore di  $P = 0.15[kW]$ .

### 4.2.3 CONFRONTO PER $P = 0.15[kW]$

Si confrontano ora le prestazioni per un medesimo valore della potenza fornita dal motore del drone in cui l'elica vuole essere utilizzata.

	$V[m/s]$	$\eta$	$T[N]$	$Q[Nm]$
<b>Originale</b> $N_{crit} = 6$	13.15729	0.77396	8.82502	0.47746
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 6$	17.77475	0.81326	6.86467	0.47746
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 6$	25.98	4.83	-28.56	0.00
<b>Originale</b> $N_{crit} = 9$	12.76584	0.74430	8.74654	0.47746
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 9$	17.81250	0.78363	6.60047	0.47746
<b>Aumento %</b> $N_{crit} = 9$	28.33	5.02	-32.51	0.00

Table 4.11: Confronto prestazioni eliche A.A. originali e ottimizzate P.A. per  $P = 0.15[kW]$ .

Come era prevedibile, le eliche con passo aumentato presentano una maggiore

## 4.2. ELICHE CON PASSO AUMENTATO

velocità ed efficienza, in particolare quella per  $N_{crit} = 9$ , ma forniscono una spinta sensibilmente inferiore, in particolare rispetto alla  $T = 8.03[N]$  necessaria per la condizione di crociera.

### 4.2.4 CONDIZIONE DI DECOLLO

Si osserva dai grafici 3.29 e 3.30 che l'aumento di prestazioni è pressoché uniforme per ogni valore della velocità.

In particolare nella condizione di punto fisso la spinta fornita è maggiore rispetto a quella dell'elica originale che garantisce la possibilità di un decollo con le medesime procedure adottate per il drone Strix-DF; tuttavia la maggior richiesta di potenza al decollo rispetto all'elica originale richiederebbe l'utilizzo di motori più potenti, che a loro volta inciderebbero sul peso dell'intero drone.

Una soluzione per ridurre l'entità del problema è effettuare il decollo ad una velocità di rotazione dell'elica minore; infatti, come mostrato in figura 4.2 nel caso dell'elica con passo aumentato per  $N_{crit} = 6$ , mantenendo  $\Omega = 2850[RPM]$  si ottengono una spinta e potenza al decollo prossime a quelle dell'elica originale.

In alternativa è possibile esplorare la possibilità di aumentare la forza esercitata dalla catapulta già adottata nella procedura di decollo del UAV.

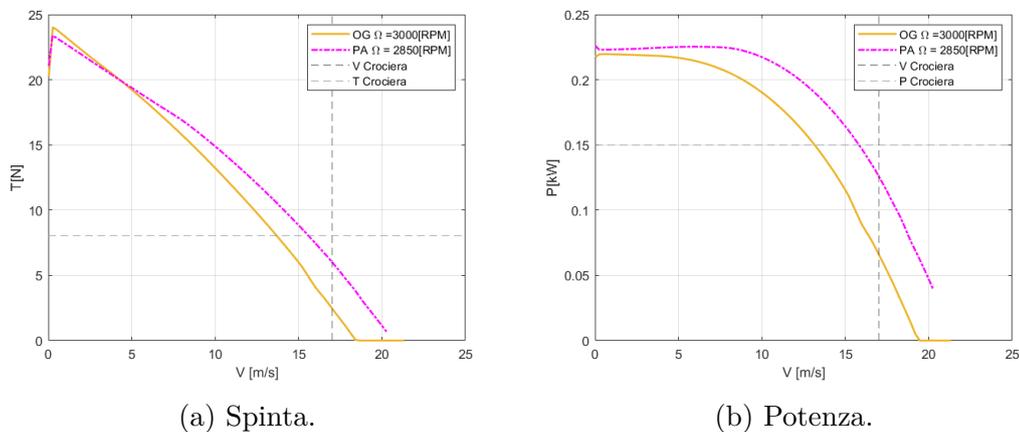


Figure 4.2: Confronto elica originale (OG) e ottimizzata P.A.  $N_{crit} = 6$  per diversi RPM.

### 4.2.5 CONFRONTO ELICHE CON PASSO AUMENTATO

Si procede ora al confronto diretto fra le due eliche con passo aumentato per scegliere quale fra le due presenta complessivamente prestazioni migliori.

	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{P}[kW]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 6$	0.81546	8.04256	0.16764	0.53362
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 9$	0.79206	8.03054	0.17233	0.54854
<b>Differenza %</b>	-2.95	-0.15	2.72	2.72

Table 4.12: Confronto eliche A.A. ottimizzate P.A. per  $V = 17[m/s]$ .

	$\mathbf{V}[m/s]$	$\eta$	$\mathbf{P}[kW]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 6$	17.00847	0.81548	0.16746	0.53304
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 9$	17.00032	0.79206	0.17232	0.54852
<b>Differenza %</b>	-0.05	-2.96	2.82	2.82

Table 4.13: Confronto eliche A.A. ottimizzate P.A. per  $T = 8.03[N]$ .

	$\mathbf{V}[m/s]$	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 6$	17.77475	0.81326	6.86467	0.47746
<b>Passo Aumentato</b> $N_{crit} = 9$	17.81250	0.78363	6.60047	0.47746
<b>Differenza %</b>	0.21	-3.78	-4.00	0.00

Table 4.14: Confronto eliche A.A. ottimizzate P.A. per  $P = 0.15[kW]$ .

Dalle tabelle 4.12 e 4.13 si osserva che l'elica con passo aumentato per  $N_{crit} = 6$ , sebbene con differenze  $< 3\%$ , offre delle prestazioni migliori, mostrando una maggiore efficienza e richiedendo una minore potenza e coppia; per quanto riguarda il confronto alla medesima potenza (tabella 4.14), come discusso nel capitolo 4.2.3, è pressoché irrilevante, poiché entrambe le eliche non sono in grado di fornire la spinta necessaria di  $T = 8.03[N]$ , in particolare l'elica con passo aumentato per  $N_{crit} = 9$ .

Osservando i grafici 3.31 si osserva che l'elica con passo aumentato per  $N_{crit} = 9$  richiede una maggiore potenza e coppia per  $V < 17[m/s]$  mostrando inoltre un'efficienza leggermente inferiore.

Sulla base di queste osservazione e considerano inoltre che l'elica con passo aumentato per  $N_{crit} = 6$  simula delle condizioni di flusso più prossime alla realtà, è corretto affermare che questa elica è la migliore.

## 4.3 CONFRONTO ELICA CON PASSO AUMENTATO E OTTIMIZZATA PER $Ncrit = 6$

In questo paragrafo verranno confrontate le due che dalle analisi precedente sono risultate le migliori in termini di prestazioni.

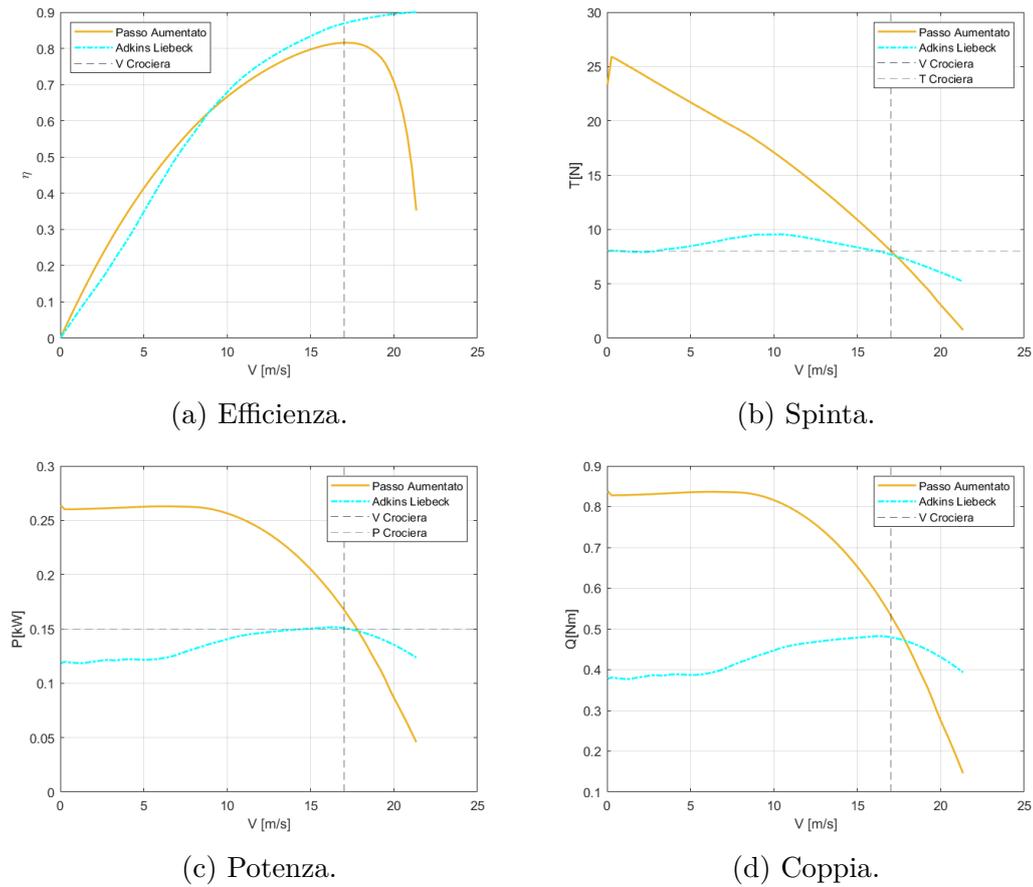


Figure 4.3: Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate  $Ncrit = 6$ .

	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{P}[kW]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Adkins Liebeck</b>	0.86883	7.70177	0.15069	0.47966
<b>Passo Aumentato</b>	0.81546	8.04256	0.16764	0.53362
<b>Differenza %</b>	-6.54	4.24	10.11	10.11

Table 4.15: Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate  $Ncrit = 6$  per  $V = 17[m/s]$ .

	$\mathbf{V}[m/s]$	$\eta$	$\mathbf{P}[kW]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Adkins Liebeck</b>	16.17401	0.85724	0.15150	0.48224
<b>Passo Aumentato</b>	17.00847	0.81548	0.16746	0.53304
<b>Differenza %</b>	4.91	-5.12	9.53	9.53

Table 4.16: Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate  $N_{crit} = 6$  per  $T = 8.03[N]$ .

	$\mathbf{V}[m/s]$	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Adkins Liebeck</b>	17.27653	0.87206	7.57181	0.47746
<b>Passo Aumentato</b>	17.77475	0.81326	6.86467	0.47746
<b>Differenza %</b>	2.80	-7.23	-10.30	0.00

Table 4.17: Confronto prestazioni eliche A.A. ottimizzate  $N_{crit} = 6$  per  $P = 0.15[kW]$ .

Come si può osservare dalle tabelle, l'elica ottimizzata A.L. offre sempre una migliore efficienza e richiede una potenza minore per una stessa spinta o velocità; tuttavia l'elica ottimizzata P.A. riesce a fornire la spinta necessaria di  $T = 8.03[N]$  per la medesima velocità e garantisce una velocità maggiore per per una stessa spinta o potenza.

Entrambe le eliche presentano quindi un problema, ossia l'elica ottimizzata A.L. non è in grado di fornire la spinta necessaria per sostenere la condizione di crociera con  $V = 17[m/s]$  mentre quella ottimizzata P.A., per mantenere la velocità e spinta volute, necessita di una potenza maggiore e quindi consumi maggiori; il problema legato all'elica con passo aumentato non preclude la possibilità del volo in condizioni di crociera con drone e motore scelti, ma riduce l'autonomia del velivolo, mentre nel caso dell'elica ottimizzata non è possibile mantenere la condizione di crociera.

Come discusso in precedenza, facendo ruotare l'elica ottimizzata con il metodo di Adkins Liebeck a  $\Omega = 3043[RPM]$  è possibile ottenere la spinta di  $T = 8.03$  mantenendo la velocità di  $V = 17[m/s]$  ma la maggiore velocità di rotazione provoca un calo delle prestazioni come mostrato nei grafici 4.1. Confrontando le prestazioni dell'elica ottimizzata A.L. con RPM maggiori rispetto all'elica ottimizzata P.A. agli usuali  $\Omega = 3000[RPM]$  in condizioni di crociera si ha che:

4.3. CONFRONTO ELICA CON PASSO AUMENTATO E OTTIMIZZATA PER  
 $NCRIT = 6$

	$\eta$	$\mathbf{T}[N]$	$\mathbf{P}[kW]$	$\mathbf{Q}[Nm]$
<b>Adkins Liebeck</b> $\Omega = 3043$	0.86585	8.03467	0.15775	0.49503
<b>Passo Aumentato</b> $\Omega = 3000[RPM]$	0.81546	8.04256	0.16764	0.53362
<b>Differenza</b> %	-6.18	0.10	5.90	7.23

Table 4.18: Confronto prestazioni eliche ottimizzate per  $V = 17[m/s]$  con diversi RPM.

Come si osserva dalla tabella 4.18 l'elica ottimizzata A.L. mostra ancora delle prestazioni complessivamente migliori anche se il vantaggio, specialmente in termini di consumo, risulta peggiore rispetto a alla condizione canonica di  $\Omega = 3000[RPM]$ .

Per quanto riguarda il decollo, con l'elica ottimizzata P.A. è possibile eseguire un decollo con le medesime procedure adottate per il drone Strix-DF con l'elica originale, ossia sfruttando una catapulta, semplicemente riducendo la velocità di rotazione  $\Omega$ . Nel caso dell'elica ottimizzata A.L. risulta necessario adottare delle procedure diverse, quali l'aumento della forza impressa dalla catapulta o tramite la tecnica VTHOL, il che richiede una serie di prove di volo per verificarne la fattibilità.

Infine, da un punto di vista produttivo, la realizzazione dell'elica ottenuta aumentando il passo dell'elica originale è molto più facile rispetto a quella ottimizzata con il metodo Adkins Liebeck.

Infatti con la prima è sufficiente cambiare il calettamento della pala, con la geometria dell'elica che resta completamente invariata, permettendo quindi di utilizzare i medesimi materiali e tecniche di manifattura sfruttate per la realizzazione dell'elica originale.

Nel caso dell'elica ottimizzata A.L. si richiede la realizzazione di una pala completamente nuova, caratterizzata da una geometria complessa con corde estremamente ridotte. Questo comporta costi maggiori, dettati dai maggiori test maggiori necessari per assicurarsi che il prodotto finito risulti utilizzabile anche per molte ore di volo; inoltre potrebbe essere necessario l'utilizzo di materiale a tecniche produttive più costose rispetto a quelle dell'elica originale o con passo aumentato.

# 5

## Materiali e Manifattura

In questo capitolo verranno illustrati i materiali e le tecniche di manifattura utilizzati nella produzione delle eliche, indagando quali sono più adatti per la produzione delle eliche ottenute dal processo di ottimizzazione.

### 5.1 MATERIALI

#### 5.1.1 LEGNO

Materiale utilizzato fin dagli albori dell'aviazione grazie alla sua facile reperibilità e facilità di lavorazione. È tutt'oggi impiegato nella produzione di eliche a passo fisso grazie a delle ottime caratteristiche quali:

- ottimo rapporto fra solidità e peso.
- grande tolleranza alla fatica grazie all'attrito interno delle sue fibre, che lo rende un' ottimo smorzatore di vibrazioni[34, p.213].
- facile e veloce manifattura attraverso fresatrici CNC (Computerized Numerical Control).

È importante sottolineare che al termine del processo di manifattura descritto le pale devono essere levigate a mano da un operatore e quindi bilanciate al fine di garantire le migliori prestazioni possibili; questa interazione umana influisce sia sui costi che sulla ripetibilità delle eliche.

Il legno presenta anche dei difetti, primo fra tutti il forte deterioramento legato alle condizioni atmosferiche; infatti le eliche in legno tendono a cambiare forma a

## 5.1. MATERIALI

causa della temperatura e dell'umidità e sono inoltre facilmente danneggiabili se colpite da corpi esterni. In particolare le eliche in legno mostrano un alto grado di erosione quando operano durante precipitazioni, ove le gocce di pioggia possono completamente distruggere le pale in pochi minuti[27].

È possibile ridurre l'impatto di queste problematiche, senza però risolverle completamente, attraverso:

- l'uso di strisce di legno incollate fra loro, invece che un blocco di legno unico, in modo da ridurre la deformazione legata ad agenti atmosferici.
- l'utilizzo di guardie in materiali metallici o composito sul bordo d'attacco atte a prevenire l'erosione.
- l'implementazione di una struttura interna in materiale composito.

Tuttavia il principale difetto del legno è l'impossibilità di ottenere profili fini. Infatti un'elica in legno caratterizzata da uno spessore eccessivamente ridotto non è sufficientemente resistente, comportando la rottura della stessa.

A causa di questi forti difetti il legno non risulta quindi un materiale adatto alla produzione delle eliche ottenute.

### 5.1.2 METALLO

Le eliche in metallo sono state sviluppate dal 1920 come un'alternativa a quelle in legno[34, p.218]. Sono ottenute attraverso processi di forgiatura e lavorazione di blocchi di alluminio oppure dall'estrusione e saldatura di tubi in acciaio.

Il metallo, sebbene meno soggetto al deterioramento a causa di agenti atmosferici rispetto al legno, risulta eccessivamente pesante per essere utilizzato nelle eliche oggetto di studio. Infatti il maggior peso che caratterizza le eliche in metallo provoca una riduzione nella risposta del motore alle variazioni di velocità desiderate, oltre a provocare un aumento significativo al peso complessivo del drone.

### 5.1.3 MATERIALI COMPOSITI

Nascono dall'unione di più materiali, chiamati fasi, che restano separati a livello macroscopico; si ottiene quindi il materiale composito, le cui proprietà sono migliori rispetto a quello delle singole fasi.

I materiali compositi sono caratterizzati dal peso ridotto e possono essere suddivisi in:

- Particolati: si ha la dispersione di particelle dentro una matrice; è il meno usato.

- Laminati: si hanno più strati di fasi diverse; per questa ragione sono anche chiamate "sandwich".
- Fibrosi: le fasi sono delle fibre le quali vengono immerse all'interno di una matrice polimerica che viene in seguito polimerizzata. Questi sono i più utilizzati per la produzione di eliche e saranno quindi discusso in modo approfondito.

### 5.1.3.1 Fibre

Hanno il compito di supportare il carico applicato nel materiale; si ha quindi che il materiale composito è ortotropo, ossia rigido e resistente solo nella direzione delle fibre.

Le fibre possono essere di diversi materiali:

- Carbonio: molto resistente e rigido ed è generalmente il più utilizzato. L'unico problema rilevante del carbonio è la sua bassa conduttività che, unita alla non conduttività della matrice, provoca un accumulo di cariche nell'elica se questa entra in contatto con fulmini che possono quindi causarne la rottura; una possibile soluzione al problema è la dispersione all'interno della matrice di materiali conduttivi.
- Vetro: è il più economico fra i materiali ma anche quello con le peggiori prestazioni.
- Kevlar: è caratterizzato da una eccellente resistenza agli impatti ma tende ad assorbire umidità, che provoca un deterioramento delle sue prestazioni.
- Boro: presenta le migliori prestazioni fra tutti i materiali ma è contraddistinto da costi elevati e tossicità.

Il carbonio è quindi la fibra migliore per la realizzazione dell'elica.

Le fibre possono essere quindi disposte all'interno della matrice con diverse architetture:

- Unidirezionali: rappresenta la forma standard, ove si hanno matasse contenenti più fibre tutte orientate lungo la stessa direzione; è una soluzione dalla facile realizzazione e dai costi contenuti.
- Bidirezionali: le fibre sono disposte lungo 2 direzioni, garantendo quindi una maggiore flessibilità e permettendo forme più complesse.
- Woven Fabrics: le fibre sono intrecciate tra loro, garantendo proprietà diverse a seconda della trama.
- Nonwoven Fabrics: le fibre vengono impilate e cucite fra loro.
- Dispersione: si hanno fibre molto corte sparse nella resina; è la soluzione più semplice.

## 5.1. MATERIALI

Per le eliche oggetto di studio risulta opportuno l'uso di una architettura unidirezionale, con le fibre orientate lungo l'apertura dell'elica; questo permette di ottenere un pala più rigida, in grado di reggere alle vibrazioni dei motori o effetti aeroelastici, oltre a permettere una migliore distribuzione del carico verso il mozzo[25].

### 5.1.3.2 Matrice

Ha il compito di supportare le fibre, mantenendole nella posizione desiderata e di trasferire il carico. Possono essere di due tipi:

- Termoidurenti: il processo di polimerizzazione è irreversibile; questo comporta costi maggiori poiché non vi è possibilità di riciclo. Un esempio è la resina 105 Epoxy prodotta da West System, una resina epossidica caratterizzata da un'ottima resistenza all'umidità e quindi particolarmente adatta per le eliche.
- Termoplastiche: in questo caso la matrice può essere nuovamente fusa e riutilizzata. Un esempio è la ULTEM 9085, è caratterizzata da un elevato rapporto resistenza-peso e eccellente resistenza agli urti; per queste ragioni viene ampiamente impiegata nel settore aerospaziale [28]

La matrice in materiale termoidurente nasce come un liquido viscoso che viene versato nello stampo e deve penetrare ovunque, al fine di garantire l'assenza di vuoti nel materiale, mentre quella in materiale termoplastico è spesso conservata sotto forma di filamenti avvolti attorno ad un rocchetto. A questo punto si ha il processo di polimerizzazione ove, aumentando la temperatura, le molecole della matrice si legano fra loro formando inizialmente un gel gommoso e in seguito una matrice rigida. Il grado di polimerizzazione del materiale viene definito DOC (Degree Of Cure) e in generale maggiore è questo, migliori sono le proprietà del materiale composito ottenuto.

## 5.2 MANIFATTURA

In questo paragrafo verranno illustrati le tecniche con cui è possibile produrre l'elica

### 5.2.1 FORMATURA PER INFUSIONE DI RESINA (RTM)

Un efficace metodo per produrre eliche con materiale compositi è la RTM (Resin Transfer Moulding), in particolare quella presentata nel documento[12]. Il processo si basa sulla produzione di uno stampo costituito da tre parti al cui interno vengono inserite prima le fibre di carbonio e in seguito la matrice attraverso una infusione a vuoto di resina termoindurente.

#### 5.2.1.1 Stampo

Creare un classico stampo a conchiglia costituito da due parti che si uniscono risulta inadatto per i materiali compositi poichè rende molto difficile l'inclusione delle fibre di carbonio al suo interno. Una soluzione efficace per utilizzare uno stampo chiuso è il "*Piston Mold*", in cui le due parti sono un maschio-femmina, con il maschio che permette quindi di comprimere le fibre di carbonio nel momento in cui lo stampo viene chiuso.

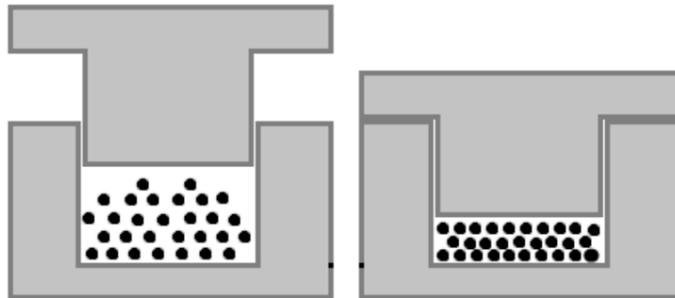


Figure 5.1: Piston Mold.

Per determinare il numero esatto di fibre e il grado di compressione è necessario eseguire una serie di test, in cui si deve garantire che lo stampo una volta chiuso non risulti bloccato.

Nel caso dell'elica, la sua peculiare geometria crea diverse difficoltà nella creazione dello stampo, specialmente la zona in corrispondenza del bordo d'attacco, la cui creazione richiederebbe punti di trapano eccessivamente fine. Per questa ragione la sezione femmina dello stampo viene divisa in due in corrispondenza del bordo

## 5.2. MANIFATTURA

d'attacco così da facilitare la lavorazione (figura 5.3). Questo tipo di stampo permette inoltre una facile rimozione dell'elica dallo stesso.

Lo stampo è fatto in alluminio, materiale scelto per la facilità di lavorazione, basso costo e peso ridotto ed è prodotto tramite macchinari CNC. Dopo essere stato levigato e lucidato, sono applicati degli strati di cera e uno strato di alcool poli-vinilico che permettono di separare l'elica dallo stampo una volta prodotta.

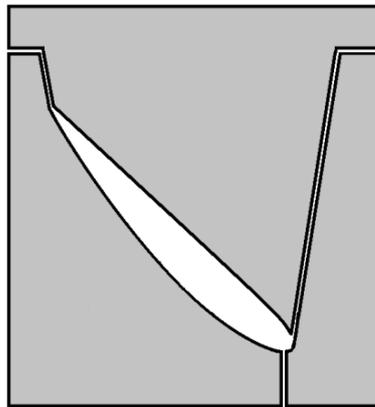


Figure 5.2: Sezione trasversale del Piston Mold a tre parti.

### 5.2.1.2 Infusione a vuoto

Dopo aver unito le due parti femmine dello stampo, sono collocate le fibre di carbonio in modo unidirezionale dalla radice al tip della pala; lo stampo viene quindi chiuso comprimendo assieme le fibre.

Per inserire la resina all'interno dello stampo viene quindi usata un'infusione vuoto, ove tramite una pompa l'aria viene estratta dall'interno dello stampo permettendo quindi alla resina di fluire al suo interno. La creazione del vuoto permette inoltre di sigillare ulteriormente lo stampo grazie alla forza esercitata dalla pressione atmosferica.

In figura 5.3 è possibile vedere uno schema dell'operazione (si ha un'elica invece che la pala poichè il metodo è concepito per eliche intere, sebbene possa essere facilmente adatto per le singole pale dell'elica dispiegabile).

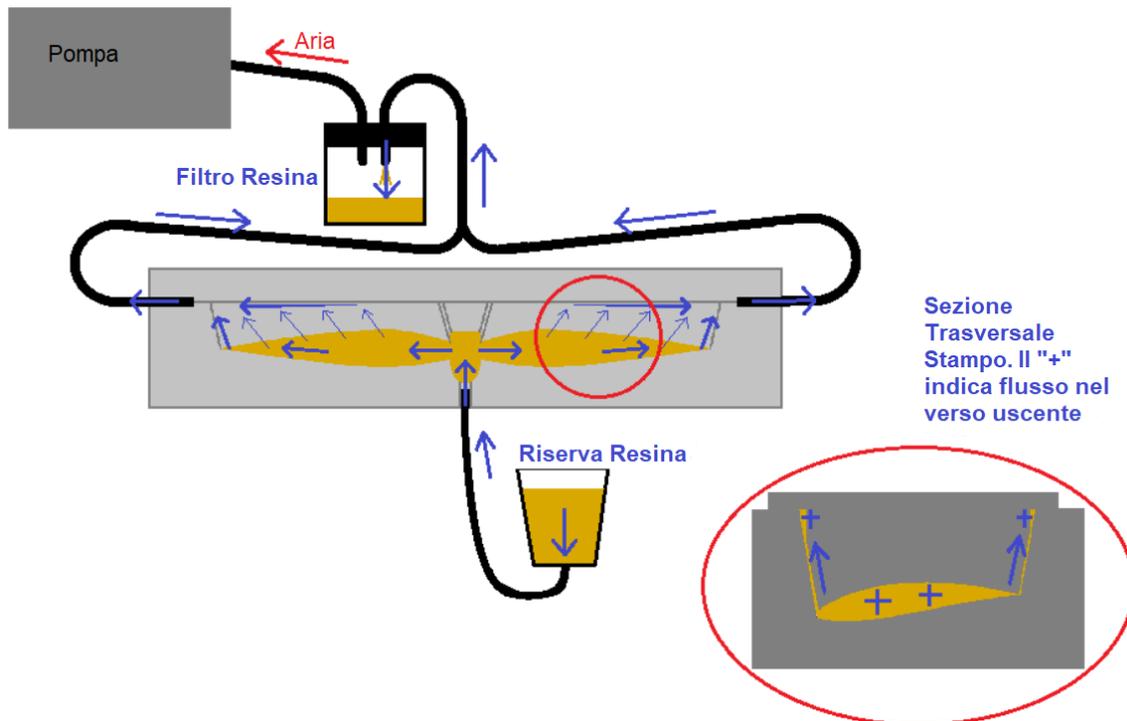


Figure 5.3: Schema dell'infusione a vuoto della resina.

La resina fluisce dal suo contenitore (Riserva Resina) verso il mozzo (o alla radice nel caso della singola pala) e quindi lungo la pala fino al suo tip; lungo il percorso vi è un flusso secondario nell'interstizio fra la femmina e il maschio dello stampo, evidenziato nella sezione trasversale, che poi procedere nella stessa direzione del flusso primario. Il suo scopo è assicurarsi che la resina possa raggiungere efficacemente le zone del bordo d'attacco e di fuga, così che eventuali bolle d'aria ivi presenti non producano vuoti ma si spostino negli interstizi. La resina in eccesso si accumula quindi in un filtro che garantisce che la pompa risucchi solo aria.

## 5.2.2 ADDITIVE MANUFACTURING

Oggi sinonimo di "stampa 3D" l'Additive Manufacturing è una tecnica produttiva che permette di creare oggetti attraverso l'aggiunta incrementale di materiale, ossia il macchinario seguendo un percorso definito aggiunge strati di materiale al di sopra di quelli precedentemente depositati fino ad ottenere l'oggetto voluto [15].

I vantaggi rispetto al metodo RTM sono il minor materiale richiesto per ottenere l'oggetto voluto e i minori tempi di produzione, poichè non sono necessari stampi e gli oggetti possono essere prodotti direttamente dal loro disegno CAD.

## 5.2. MANIFATTURA

Il principale svantaggio dell'Additive Manufacturing rispetto alle tecniche di produzione convenzionali è la non scalabilità, che lo rende quindi inadatto per produrre multiple copie dello stesso oggetto; inoltre le prestazioni a lungo termine degli oggetti prodotti risultano inferiori

Esistono varie tecniche di Additive Manufacturing:

- SLS (Selective Laser Sintering): usa un raggio laser guidato che traccia la forma dell'oggetto voluto su uno strato di polvere, plastica o metallica, la quale sintetizza assieme in una massa solida; è quindi possibile aggiungere strati di polvere e ripetere il processo fino ad ottenere l'oggetto voluto.
- FDM (Fusion Deposition Modelling): una testa mobile riscaldata estrude un filamento in materiale termoplastico che viene applicato sullo strato precedente.

Di seguito verrà quindi indagato il metodo FDM, poichè presenta costi più contenuti e una maggiore semplicità rispetto al SLS.

### 5.2.2.1 FDM (Fusion Deposition Modelling)

In figura 5.4 viene riportato lo schema di funzionamento di un generico macchinario basato sulla tecnica FDM.

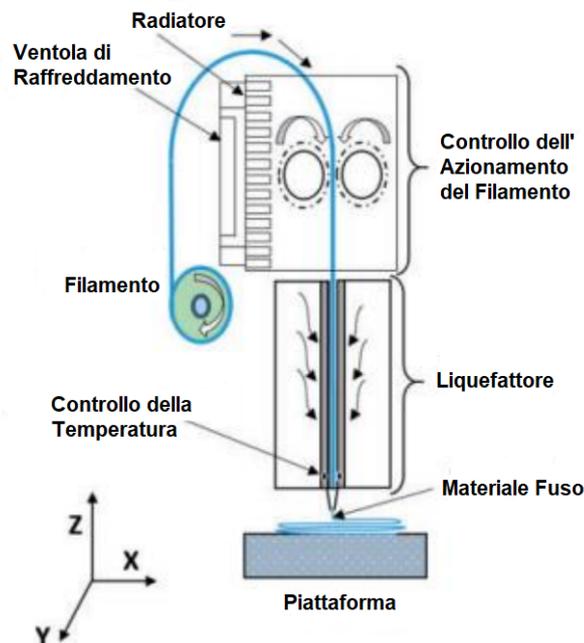


Figure 5.4: Schema processo FDM.

Il filamento in materiale termoplastico viene inserito all'interno del liquefattore con un meccanismo a rullo di pressa; il filamento è quindi sciolto ad una

temperatura costante e viene estruso attraverso un ugello mobile sul piano x-y. Il materiale fuso viene quindi depositato sulla piattaforma che può muoversi lungo l'asse z.

I materiali termoplastici utilizzabili sono molteplici e si distinguono per proprietà e costo[13]:

- PLA (Poly Lactic Acid): è la termoplastica più comunemente utilizzata per lo stampaggio 3D grazie al suo basso costo e al suo basso fattore di ritiro, che le permette di non deformarsi una volta raffreddata.
- CFPLA (Carbon Fiber Reinforced PLA): l'aggiunta di fibre di carbonio al PLA permette di migliorare in modo considerevole la rigidità dell'oggetto prodotto ed è stato usato con successo per la creazione di eliche; l'aggiunta di fibre di carbonio al PLA aumenta però del 40% il costo del materiale e causa una maggiore abrasione dell'ugello.
- PET-G (Polyethylene Terephthalate Glycol): presenta un'eccellente resistenza agli impatti, ottima flessibilità, una maggiore resistenza rispetto al PLA ed è resistente all'acqua. PET-G costa circa il 25% in più rispetto al PLA.
- CARBON-P: è un filamento basato sul PET-G con l'aggiunta di fibre di carbonio, le quali permettono di raddoppiare la rigidità rispetto al PET-G. L'aggiunta di carbonio aumenta però significativamente i costi del materiale, più costoso del 28% rispetto al PET-G.

L'articolo [32] mostra come il PLA risulti inadatto alla produzione di eliche per uso commerciale a causa della ridotta resistenza del materiale; possono essere tuttavia prodotte per un uso limitato al fine di indagare se le prestazioni al vero coincidono con quelle ottenute con il metodo BEM.

Solo i filamenti rinforzati con fibre di carbonio possono essere utilizzati per la realizzazione commerciale dell'elica oggetto di studio.

Il CARBON -P e il CFPLA presentano proprietà simili e fra i due il secondo è preferibile sia per il suo costo ridotto sia per il minor impatto che l'angolo con cui il materiale viene estruso ha sulla resistenza dell'oggetto prodotto.



# 6

## Prove di Volo

In questo capitolo verranno presentate le procedure e operazioni da eseguire in preparazione e durante una prova di volo dell'elica, necessarie al fine di validare le prestazioni della stessa.

### 6.1 PROCEDURE

In questo paragrafo saranno presentate la pianificazione e procedure adottate da ARTIS ( Autonomous Rotorcraft Testbed for Intelligent Systems) che, grazie ad una esperienza decennale, permettono di effettuare test standardizzati con grande successo [6]. Sebbene il progetto sia nato con lo scopo di testare piccoli elicotteri autonomi, ben si adatta alle prove di volo per il drone in cui verrà usata l'elica oggetto di studio.

Nel contesto delle prove di volo con ARTIS, la missione di test dell'elica ricade in queste due categorie:

- **Volo di Validazione:** è incentrato su uno specifico aspetto o componente del volo, in questo caso l'elica. Viene imposto quindi un obiettivo che questa deve soddisfare, in questo caso che fornisca la spinta e velocità volute in condizioni di crociera.
- **Volo di Documentazione:** sono così definite prove di volo molteplici atte a generare altrettanti dati per poter documentare accuratamente le prestazioni dell'elica. Infatti, data la forte variabilità dettata dalle condizioni atmosferiche che caratterizza le prove di volo, sono necessari molteplici test al fine di verificare correttamente le prestazioni dell'elica.

## 6.1. PROCEDURE

### 6.1.1 PIANIFICAZIONE

Dopo aver definito gli obiettivi della prova di volo (sopra discussi), è necessario definire i vincoli di volo che sono fortemente legati alle legislazioni nazionali e locali in merito; a tal proposito la EASA (European Aviation Safety Agency) suddivide i droni in diverse categorie in base al loro MTOM (Max Take Off Mass) o al livello di rischio connesso all'operazione che il drone effettua [23]. La più comune è quella "Open" ove in tabella 6.1 si riporta la suddivisione interna in classi:

Classe	MTOM	Sotto-categoria
C0	$< 250[g]$	A1
C1	$< 900[g]$	Può volare sopra persone ma non assembramenti
C2	$< 4[kg]$	
C3	$< 25[kg]$	A2 Può volare vicino alle persone
C4		A3 Deve volare lontano dalle persone

Table 6.1: Categoria "Open".

Tutti i droni della categoria "Open" devono inoltre mantenere una quota inferiore a  $120[m]$  e deve essere mantenuto il contatto visivo diretto per l'intera durata dell'operazione.

Se il drone eccede i limiti MTOM, di quota, oppure è operato senza contatto visivo diretto, rientra allora nella categoria "Specific" ed è necessario ottenere una autorizzazione dalla NAA (National Aviation Authority). Questa non è richiesta qualora le operazioni eseguite con il drone sono in accordo con il STS (European Standard Scenario) oppure previo ottenimento di un certificato particolare da parte della NAA.

Vi è infine la categoria "Certified", la quale viene applicata solo per le operazioni ad alto rischio come ad esempio voli internazionali di droni cargo e droni atti al trasporto passeggeri o cargo in un contesto urbano; in questo caso l'operatore deve essere un pilota certificato e l'UAV deve possedere una certificazione di idoneità al volo.

Identificata la categoria di appartenenza del drone, è possibile individuare lo spazio aereo ove effettuare la prova di volo; si hanno quindi tre geo-zone:

- Facilitate: è possibile far volare il drone liberamente.

- Ristrette: è necessaria un'autorizzazione preventiva per far volare il drone; queste zone sono tipicamente quelle vicine ad aeroporti, parchi nazionali, installazioni militari, ospedali o siti industriali di primaria importanza.
- Escluse: non è consentito il volo del drone.

In base alla categoria o classe del drone la suddivisione sarà diversa, ad esempio per uno medesimo spazio aereo per il drone di classe C1 potrebbe corrispondere ad una geo-zona Facilitata mentre per un drone "Specific" questa potrebbe essere Ristretta.

Oltre ai vincoli legali, vi sono anche quelli tecnici, che sono legati alle prestazioni del drone stesso, come ad esempio la sua autonomia, la distanza massima che può avere dall'operatore e lo spazio di decollo e atterraggio

### 6.1.2 VALUTAZIONE DEL RISCHIO

Nel caso di prove di volo per velivoli tradizionali con pilota a bordo, ogni possibile rischio viene classificato in base alla sua probabilità e il suo impatto. È possibile applicare la procedura di valutazione del rischio anche agli UAV, tuttavia questo comporta due aspetti rilevanti:

- non esiste la distinzione fra il personale di volo e quello di terra.
- la mancata esperienza circa le probabilità di un determinato evento pericoloso, particolarmente rilevante nel caso di voli sperimentale.

Si ha quindi che la valutazione del rischio viene documentata sotto forma di una tabella, che riassume tutti i possibili pericoli in base al loro impatto (catastrofico, critico, minore, trascurabile) e alla loro probabilità (frequente, probabile, occasionale, remota, improbabile); la combinazione di questi due elementi fornisce quindi un indice di rischio.

Chiaramente la completa valutazione del rischio viene effettuata solamente se la prova di volo coinvolge un alto grado di innovazione. Nel caso del test dell'elica oggetto di studio, essendo la prova di volo ad essa connessa comune, i rischi associati sono ben noti e documentati ed ulteriori possibili rischi vengono discussi durante un incontro del personale prima della prova di volo.

### 6.1.3 RUOLI NELLA PROVA DI VOLO

All'interno della squadra che si occupa della prova di volo sono definiti sei distinti ruoli, ognuno caratterizzato da delle responsabilità

## 6.1. PROCEDURE

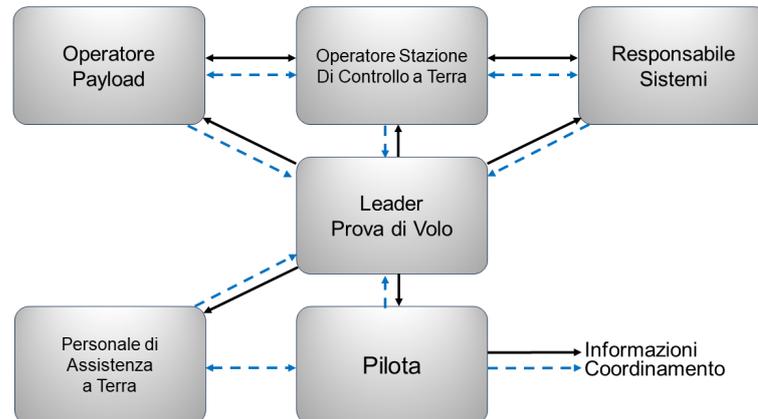


Figure 6.1: Ruoli prova di volo con coordinamento e flusso informazioni.

- **Leader Prova di Volo:** è il coordinatore del test; è responsabile della corretta riuscita della prova e fa in modo tale che gli altri ruoli ricevano le informazioni adeguate. È inoltre il responsabile della sicurezza di tutto il personale e definisce l'inizio del test ed eventuali aborti.
- **Operatore Stazione di Controllo a Terra:** pianifica la prova di volo; deve supervisionare lo stato dei vari sistemi e dà indicazioni circa le manovre da compiere. L'Operatore deve mantenere aggiornato il Leader circa lo stato dell'operazione e deve comunicare sia con l'Operatore Payload circa lo stato e la sincronizzazione di questo che con il Responsabile Sistemi circa il risultato dei test e le ispezioni e regolazioni hardware da effettuare.
- **Operatore Payload:** si assicura il corretto funzionamento del payload durante la prova di volo; in particolare il carico trasportato dal velivolo comprende una serie di sensori atti a raccogliere le informazioni necessarie al raggiungimento dell'obiettivo del test.
- **Responsabile Sistemi:** assicura il corretto funzionamento del drone e della sua avionica; è costantemente interfacciato con il payload e esegue le ispezioni. Deve costantemente osservare il comportamento del drone ed avvisare il Leader di eventuali rischi o ritardi.
- **Pilota:** è responsabile del volo; nel caso di volo autonomo, ha il compito di intervenire prendendo il controllo del drone in caso di emergenza. Cura l'ispezione del drone dal punto di vista meccanico e ha la possibilità di abortire la prova senza autorizzazione dal Leader.
- **Personale di Assistenza a Terra:** include i cameramen e a provvede ad aiuti ulteriori in modo da migliorare la riuscita della prova. Mantiene continui contatti con Pilota e Leader per informarli circa la loro posizione al fine di evitare incidenti, poiché analisi statistiche hanno mostrato che i cameraman sono i soggetti più a rischio fra tutto il personale a causa del loro posizionamento atto a meglio registrare la prova di volo

Nel caso di prove di volo particolarmente complesse è presente anche una linea diretta di comunicazione fra Pilota e l'Operatore della Stazione di Controllo a Terra.

## 6.2 FASI DI VOLO E ANALISI DATI

In questo paragrafo verranno discusse le fasi di volo che caratterizzano la prova e in che modo i dati possono essere raccolti per essere in seguito analizzati

### 6.2.1 FASI DI VOLO

La prova di volo e in generale i voli aerei si dividono in una serie di fasi che assieme costituiscono il profilo di missione.

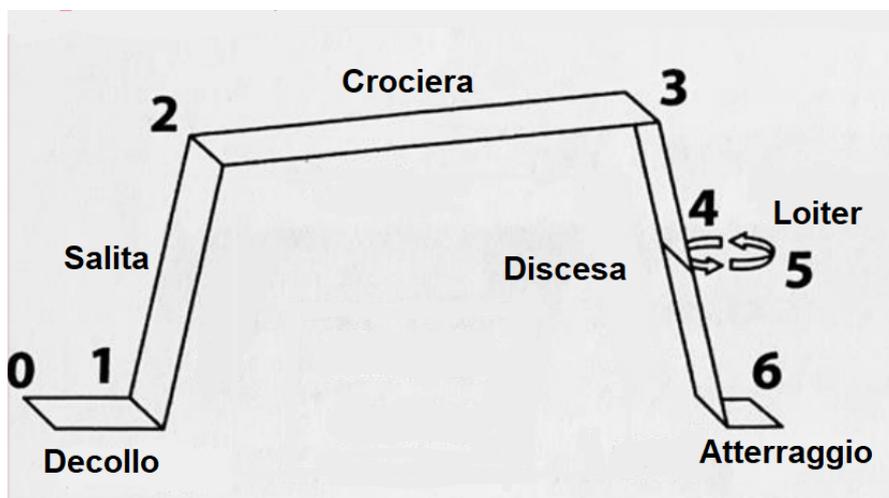


Figure 6.2: Profilo di missione.

Nel caso del test da condurre sulle eliche prodotte le fasi sono:

1. Decollo: come discusso nel capitolo 4.1.4 questo può di diverso tipo, ossia tradizionale CTOL, assistito CATO o verticale VTOHL. Questa fase della missione è fondamentale sia perchè è l'inizio della prova di volo, sia perchè permette di determinare quale procedura di decollo è la più adatta, in particolare per l'elica ottimizzata ottenuta con il metodo di C.N. Ad-kins e R.H. Liebeck.
2. Salita: permette di determinare il ROC (Rate of Climb) massimo del drone.
3. Crociera: in questa fase è quindi possibile determinare se la elica ottimizzata prodotta è in grado di fornire la spinta necessaria per sostenere il volo alla velocità voluta con una efficienza migliore rispetto all'elica originale. La quota alla quale viene indagata questa fase ha un grande impatto sulle prestazioni ed è quindi opportuno eseguire i primi test a quote basse, prossime al livello del mare, in modo da replicare le condizioni per cui l'elica è stata ottimizzata; in seguito è convenite eseguire le prove anche a quote maggiori così da verificare l'impatto dell'altitudine sulle prestazioni.

## 6.2. FASI DI VOLO E ANALISI DATI

4. Loiter: questa fase consiste nel sorvolare costantemente una specifica regione. Nel caso dell'aviazione commerciale questa pratica è comune prima dell'atterraggio, ove il pilota aspetta la conferma della torre di controllo aeroportuale prima di procedere; nel caso dei droni il Loiter è spesso parte integrante della fase di crociera, durante la quale l'UAV sorvola una regione per poter raccogliere informazioni su di essa.
5. Discesa: si riduce la quota e si prepara la manovra di atterraggio.
6. Atterraggio: è l'ultima fase del profilo di missione e permette di determinare lo spazio necessario al drone per fermarsi completamente. L'arresto può avvenire o attraverso dei freni installati nel carrello oppure invertendo la direzione di rotazione dell'elica così da fornire una spinta negativa che rallenta l'UAV.

### 6.2.2 ANALISI DATI

Esistono diversi tipi di FDR (Flight Data Recorder) che permettono di conservare lo storico della prova di volo; uno dei più popolari è Pixhawk 4 (figura 6.3), il quale attraverso una serie di sensori all'interno del sistema stesso permette di monitorare i vari parametri di volo.

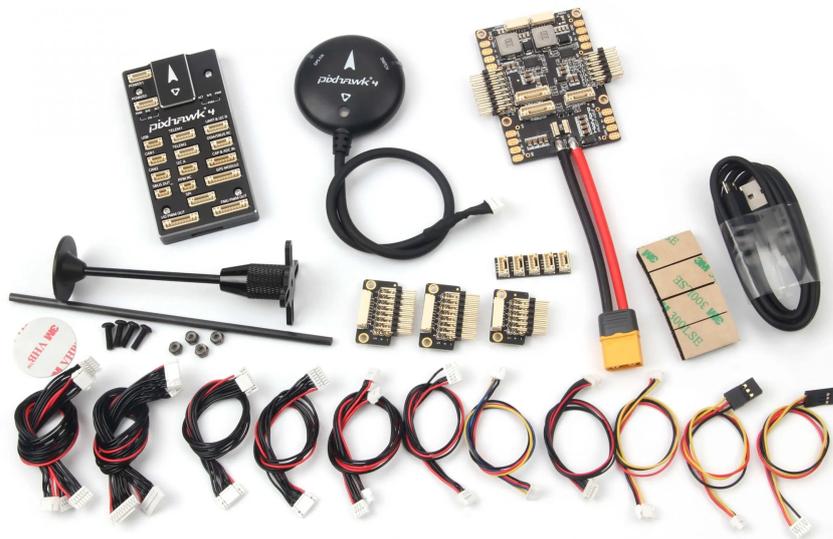


Figure 6.3: Modulo Pixhawk 4 con cablaggi.

I parametri di volo possono essere salvati in due modi, a cui sono correlati due diversi formati:

- ulog: sono salvati all'interno di una scheda SD contenuta nel modulo e quindi a bordo del drone
- tlog: attraverso un protocollo MAV-link permette il salvataggio dei dati, i quali sono resi immediatamente disponibili all'operatore. Sebbene questo metodo possa causare la perdita di dati a causa di possibili perdite di segnale tra il modulo di bordo e la stazione di bordo, nel caso di incidenti questo è l'unico metodo che garantisce che i dati vengano recuperati correttamente.

I file prodotti sono quindi analizzati attraverso programmi open-source come QGroundControl e Mission Planner.

Si ottengono quindi i dati che possono essere analizzati per conoscere le prestazioni. Ad esempio, per misurare la velocità alla quale avviene il decollo, deve essere monitorata l'evoluzione temporale di una serie di parametri quali altitudine, velocità, angolo d'attacco, ratio del cambio dell'angolo d'attacco e livello dell'acceleratore. Si ha che la velocità di decollo viene definita come la velocità alla quale si ha un aumento dell'altitudine.





## Lavori Futuri: Analisi CFD

Sebbene la teoria BEM offra una stima accurata circa le prestazioni delle eliche, risulta opportuna un'analisi più approfondita di queste al fine di validare i risultati ottenuti, in particolare tramite simulazioni fluidodinamiche, comunemente chiamate CFD (Computational Fluid Dynamics).

Tale analisi non rientra tuttavia nello scopo di questa tesi e questo capitolo si limiterà, dopo una breve introduzione alla fluidodinamica computazionale, a fornire una serie di indicazioni circa i metodi e accortezze necessarie per seguire con successo un'analisi CFD, prendendo come riferimento il software OpenFOAM (Open Source Field Operation And Manipulation).

Questa è una piattaforma open-source basata sul linguaggio di programmazione C++ il cui sviluppo è iniziato nel 2004 [17]. Essa offre un'ampia gamma di funzione ma è prevalentemente nota per le sue capacità CFD, grazie alle quali è oggi uno dei software più utilizzati in ambito accademico e industriale nell'ambito della simulazione fluidodinamica; ad alimentarne il successo sono state sia l'alto grado di personalizzazione che l'utente ha sulle simulazione che la natura gratuita del software.

### **7.1** TEORIA CFD

In questo paragrafo verranno illustrate le equazioni e le loro soluzioni che verranno sfruttati nelle simulazioni CFD.

### 7.1.1 EQUAZIONI DI GOVERNO

Le equazioni che definiscono il comportamento di un fluido e su cui ogni software CFD si basa sono dette Equazioni di Governo la cui forma fondamentale sono le equazioni di Boltzmann; queste possono essere derivate in modo da ottenere le equazioni di Navier-Stokes. Nel caso specifico dell'analisi dell'elica, poiché questa opera a numeri di Mach  $M < 0.3$ , è ragionevole introdurre l'ipotesi di flusso incompressibile, ossia  $\rho = \text{costante}$ , ottenendo quindi le equazioni di Navier-Stokes incompressibili:

$$\begin{cases} \nabla \cdot \vec{V} = 0 \\ \rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \nabla p + \rho \nabla \cdot (\vec{V}\vec{V}) - \nabla \bar{\tau} = 0 \end{cases} \quad (7.1)$$

Ove  $\bar{\tau}$  è tensore degli sforzi e per le ipotesi adottate risulta:

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (7.2)$$

### 7.1.2 MODELLI DI TURBOLENZA

Le equazioni di Navier Stokes per flusso incompressibile 7.2 non hanno generalmente soluzione analitica e la loro simulazione numerica diretta (DNS) ha costi computazionali molto alti. Si rende quindi necessaria una semplificazione di queste equazioni, operazione svolta creando dei modelli per descrivere le caratteristiche turbolente del flusso.

I modelli di turbolenza si dividono in due macro categorie:

- *Large Eddy Simulations* (LES): Si basano sull'applicazione di un filtro allo spettro delle turbolenze, che quindi separa le grandi scale della turbolenza che vengono risolte da quelle piccole che vengono trattate con dei modelli di sottogriglia. Le LES danno ottimi risultati nelle regioni ove si ha il mescolamento di flussi con diverse caratteristiche oppure attorno a corpi tozzi ma richiedono grandi costi computazionali in prossimità di pareti ove si hanno numeri di Reynolds molto bassi; non sono quindi adatte alla simulazione del caso di studio.
- *Reynolds Average Navier-Stokes* (RANS): Si basano sulla decomposizione di Reynolds, ove le varie quantità del flusso sono separate  $x = \bar{x} + x'$  in un valore medio nel tempo  $\bar{x}$  e un valore fluttuante  $x'$  la cui media temporale è nulla.

Applicando la decomposizione di Reynolds alle equazioni di Navier-Stokes incompressibili si ha:

$$\begin{cases} \nabla \cdot \bar{V} = 0 \\ \tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \end{cases} \quad (7.3)$$

Ove  $\bar{V}$  è il vettore della velocità mediato nel tempo e il tensore degli sforzi risulta ora diverso:

$$\bar{V} = -\frac{1}{\tau} \int_{t_0}^{t_0+\tau} \vec{V} dt \quad \tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (7.4)$$

Il termine  $-\overline{\rho u'_i u'_j}$  presente nella seconda equazione è chiamato tensore degli sforzi di Reynolds, che può essere calcolato tramite l'ipotesi di Boussinesq, la quale lega termini di stress di Reynolds con il ratio medio di deformazione:

$$-\overline{\rho u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (7.5)$$

Ove  $\mu_t$  è la viscosità turbolenta mentre  $k$  è l'energia cinetica turbolenta per unità di massa.

Per poter chiudere il problema si rendono quindi necessarie due ulteriori equazioni, le quali sono generalmente delle equazioni di trasporto legate agli effetti convettivi e diffusivi dell'energia turbolenta. I modelli con questa forma sono detti Modelli a Due Equazioni e per il caso di studio quello più adatto è il Modello  $k - \omega$  SST.

### 7.1.2.1 Modello $k - \omega$ SST

In questo questo modello, proposto da Menter [22], si ha una combinazione dei modelli  $k - \omega$  (teorizzato da Launder e Spalding [5]) e  $k - \epsilon$  (teorizzato da Wilcox [35]) con lo scopo di unire l'efficacia dei due.

Il modello  $k - \epsilon$ , sebbene sia stabile, di facile implementazione e in grado di produrre ottimi risultati per flussi turbolenti in campo libero, risultata instabile in presenza di campi rotazionali e forti curvature delle linee di flusso; è quindi inadatto per lo studio dell'elica. Il modello  $k - \omega$  SST è invece ottimo per simulazioni a bassi numeri di Reynolds tipiche dello strato limite vicino a parete, risultando quindi ideale per il caso di studio.

Oltre alla già definita variabile  $k$ , le altre due presenti nel nome dei due metodi sono il rateo di dissipazione dell'energia turbolenta  $\epsilon$  e il rateo di dissipazione

## 7.2. CREAZIONE DELLA MESH

specifica  $\omega$ :

$$\epsilon = \rho C_\mu \frac{k^2}{\mu_t} \quad \omega = \frac{\epsilon}{k} \quad (7.6)$$

Si riportano quindi le due equazioni di trasporto del metodo  $k - \omega$  SST:

$$\begin{cases} \rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial k \bar{u}_j}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \\ \rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \frac{\partial \omega \bar{u}_j}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_t} P_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{cases} \quad (7.7)$$

Il termine  $F_1$  che compare nella seconda equazione è legato alla distanza dalla parete; in prossimità di questa tende ad uno, ottenendo quindi il modello  $k - \omega$ , mentre allontanandosi tende a zero, ottenendo il modello  $k - \epsilon$ . La viscosità turbolenta è ora definita come:

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad \text{ove} \quad \begin{cases} \Omega = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}} \\ W_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \end{cases} \quad (7.8)$$

Con  $\Omega$  che rappresenta ora il modulo della vorticità e  $W_{ij}$  il tensore della vorticità;  $F_2$  ha lo stesso comportamento di  $F_1$  e queste funzioni peso sono definite come:

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad \arg_1 = \min \left[ \max \left[ \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega} \right], \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} l}{C D_{k\omega} d^2} \right] \quad (7.9)$$

$$C D_{k\omega} = \max \left[ 2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right] \quad (7.10)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad \arg_2 = \max \left[ 2 \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right] \quad (7.11)$$

I vari  $\sigma, \gamma, \beta, a_1$  presenti all'interno delle equazioni sono delle costanti il cui valore è scelto sperimentalmente in base alle necessità.

## 7.2 CREAZIONE DELLA MESH

L'operazione prerogativa ad ogni simulazione CFD è discretizzazione del dominio computazionale all'interno del quale la simulazione viene svolta, ossia questo viene suddiviso in celle all'interno di ognuna delle quali vengono risolte le equazioni di Navier-Stokes. Il risultato dell'operazione della discretizzazione del dominio è

la creazione di una maglia detta mesh che nel caso di studio è preferibile sia di tipo strutturato, ossia le varie celle tridimensionali esaedriche vengono costruite e collocato secondo uno schema definito.

La buona qualità della mesh è fondamentale per ottenere delle simulazioni attendibili e stabili; per controllare il pregio della mesh una serie di parametri devono essere tenuti sotto controllo:

- Non-ortogonalità: è legato ad un angolo eccessivo fra la normale della faccia della cella e il segmento che unisce il punto centrale della cella e la faccia. Per il caso di studio è consigliabile imporre un valore limite di  $65^\circ$ , oltre al quale le celle verranno segnalate ed escluse dall mesh.
- Proporzioni (AR *Aspect Ratio*): è un valore legato alla forma della cella, ottenuto dal rapporto fra la faccia della cella con area maggiore e quella minore. Si ha quindi che per una cella cubica risulta  $AR = 1$  ed è consigliabile porre come valore limite  $AR = 1000$  oltre al quale le celle verranno segnalate ed escluse.
- Asimmetria (*Skewness*): viene definita come la differenza nella forma di una cella rispetto ad una cella adiacente con ugual volume. Per il caso di studio è consigliabile imporre come limite percentuale  $6\%$  per le celle interne ad una superficie e  $20\%$  per quelle di confine fra superfici diverse; infatti la presenza di una geometria complessa come quella dell'elica introduce necessariamente dell'asimmetria e per questo il valore limite deve essere maggiore rispetto alle celle interne.

### 7.2.1 MODELLO ELICA

Prima di procedere con la creazione della mesh è necessario produrre un modello di elica a partire dalle pale. È raccomandabile l'uso di un modello semplificato, con mozzo costituito da una doppia ogiva centrale di forma ellittica; l'ogiva viene modellata attraverso un curva generatrice di equazione:

$$y = R\sqrt{1 - \frac{x^2}{L^2}} \quad (7.12)$$

Ove  $R$  è il raggio e  $L$  la lunghezza dell'ogiva. Attraverso la rivoluzione della curva attorno l'asse e la seguente specchiatura della superficie così ottenuta è possibile ottenere la doppia ogiva. Tale forma risulta ottimale poichè garantisce la minore resistenza in regime subsonico, riducendo quindi al minimo le interferenze con le prestazioni dell'elica [20].

Per quanto concerne la lunghezza del mozzo, deve essere significativamente maggiore del diametro in modo che il flusso che investe l'elica sia il sia quasi

## 7.2. CREAZIONE DELLA MESH

indisturbato dalla presenza dell'ogiva, in modo da non influenzare le prestazioni in modo considerevole; inoltre in corrispondenza della zona di attacco della pala con la struttura conviene inserire una forma piana, al fine di garantire sia una connessione efficace fra i due elementi sia eliminare ulteriormente possibili gradienti dettati dalla forma dell'ogiva.

L'elica ottenuta deve quindi essere prossima a quella in figura 7.1, che presenta un mozzo di raggio  $R = 0.0517[m]$  e lungo  $L = 1.551[M]$

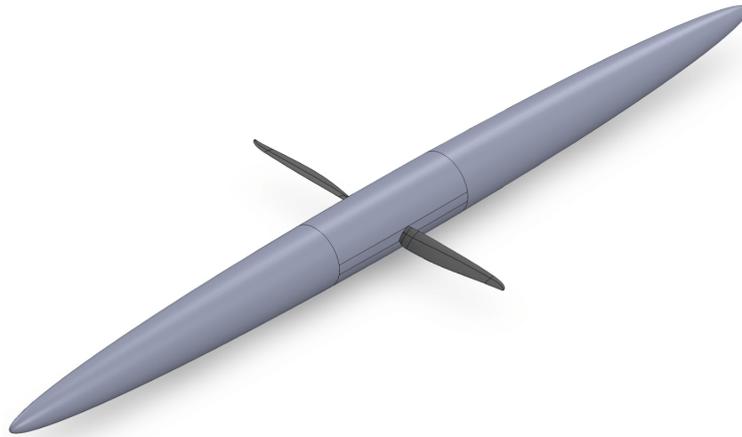


Figure 7.1: Elica Alpi Aviation 21X13 con ogiva

### 7.2.2 IMPLEMENTAZIONE MAGLIA IN OPENFOAM

Per poter importare la geometria dell'elica all'interno del software ed eseguire la mesh del dominio computazionale vengono utilizzati due file che verranno ora discussi.

#### 7.2.2.1 blockMesh

Permette di definire dominio all'interno del quale la simulazione verrà svolta e vien specificato attraverso il file *blockMeshDict*; all'interno è possibile impostare una serie di parametri attraverso i quali si definisce una mesh che caratterizza l'intero dominio di calcolo:

- *vertices*: sono definiti i vertici attraverso coordinate cartesiane che delimitano il dominio di calcolo.
- *blocks*: vengono definite la forma della mesh e il numero di celle presenti; inoltre è possibile specificare il rateo di espansione delle celle lungo i 3 assi
- *boundary*: permette di suddividere la mesh in superfici specificando per ognuna i vertici che la delimitano e il tipo di superficie, ad esempio *wall* per una parete e *patch* per una superficie generica.

Il dominio deve essere sufficientemente largo affinché le pareti non influiscano sul flusso e sufficientemente lungo per permettere lo sviluppo completo della scia. Per quanto concerne il numero di celle, in generale si ha che una maggiore raffinatezza comporta risultati più accurati ma dei tempi di calcolo maggiori; è quindi consigliabile la creazione di una mesh che presenti una grande raffinatezza in prossimità dell'elica e a valle di questa, così da catturare i complessi flussi ivi sviluppati, mentre è accettabile una maglia più grossolana nelle zone più lontane. Questa suddivisione della mesh può essere svolta, oltre che con il file sopra descritto, tramite il file *snappyHexMeshDict* che verrà a breve discusso.

In figura 7.2 viene proposto un possibile dominio computazionale, un parallelepipedo a base quadrata lungo  $L = 15.408[m]$  e largo  $l = 5[m]$ , con l'elica posta nel primo quinto della lunghezza.



Figure 7.2: Dominio di calcolo

### 7.2.2.2 snappyHexMesh

A partire dalla mesh creata attraverso *blockMesh* è possibile attraverso lo strumento *snappyHexMesh* inserire la geometria voluta all'interno del dominio. Questa operazione è svolta tagliando la mesh pre-esistente con il corpo inserito, per poi raffinare la mesh attorno ai bordi del corpo suddividendo le celle in elementi sempre più piccole fino a far coinciderne il bordo con quello della geometria utilizzata. Attraverso il file è inoltre possibile importare geometrie con cui indicare delle regioni all'interno delle quali si vuole una maglia più raffinata.

Le operazioni descritte sono svolte attraverso due funzioni all'interno del file.

**castellatedMesh**

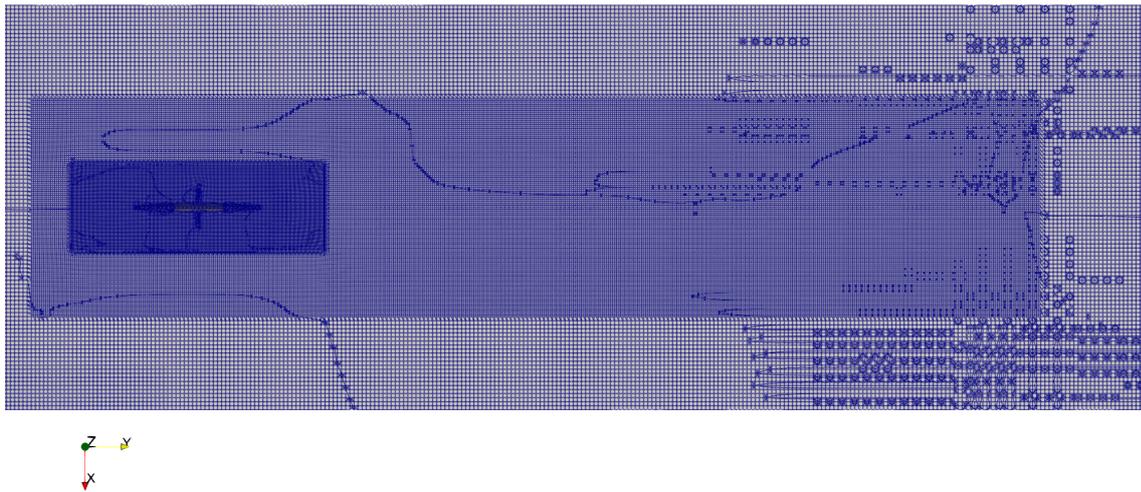
Attraverso questa funzione le geometrie, definite come file *.stl*, vengono importate e collocate all'interno del dominio. La funzione offre quindi la possibilità di impostare una serie di parametri con cui regolare la divisione delle celle; questi possono essere raggruppati in delle macro categorie:

- *Refinement parameters*: permette di indicare il numero massimo di celle globali o locali che possono essere prodotte.
- *Explicit feature edge refinement*: l'utilizzo di questa funzione è fondamentale per poter correttamente importare l'elica; la sua geometria viene pre-analizzata, così da individuare le diverse superfici il cui angolo di connessione è inferiore ad un determinato valore; le celle della mesh che sono intersecate da questi bordi sono quindi caratterizzate da una raffinatezza superiore.
- *Surface based refinement*: permette di indicare due livelli di raffinamento delle celle attorno l'elica, uno minimo che viene utilizzato ovunque e uno massimo usato quando la cella vede che il bordo della superficie ivi collocato presenta un angolo maggiore di un valore soglia.
- *Region wise refinement*: permette di specificare il livello di raffinato delle celle in relazione ad una superficie, in particolare con il comando "inside" le celle all'interno della superficie vengono raffinate.

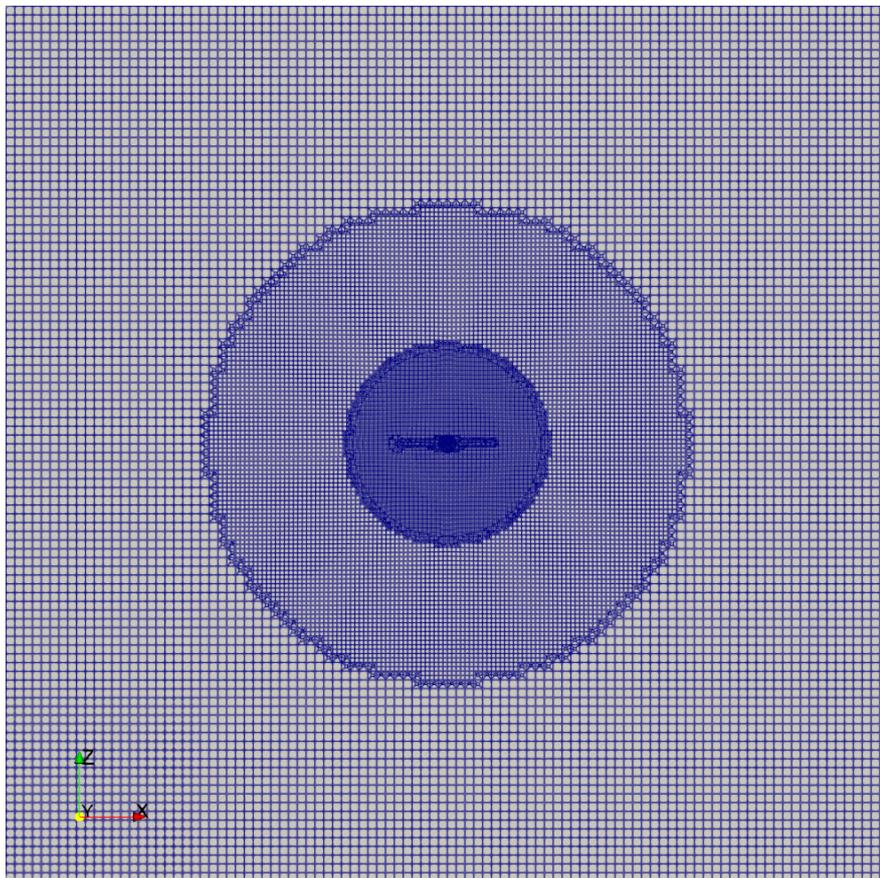
Per quanto concerne i valori da utilizzare in queste funzioni, vale quanto detto in precedenza, ossia dei valori maggiori permettono di ottenere una maggiore raffinatezza della maglia e quindi un'analisi più accurata ma comportano dei maggiori tempi computazionali.

Risulta inoltre utile importare all'interno del software due superfici cilindriche, la prima tale da contenere al suo interno l'elica con un piccolo margine e la seconda di dimensioni maggiori e tale da raccogliere la scia dell'elica; lo scopo di tali superfici è, come suggerito in precedenza, quello di definire al loro interno delle regioni con una raffinatezza maggiore rispetto al resto della mesh, in particolare nel primo cilindro.

Un possibile esempio della mesh risultante è riportato in figura 7.3, ove i due cilindri hanno raggio  $R_1 = 0.5334[m]$ ,  $R_2 = 1.3335[m]$  e lunghezza  $L_1 = 3.1020[m]$ ,  $L_2 = 12.4080[m]$ , con il secondo cilindro posto in modo tale  $L_2/6$  sia collocato davanti all'elica e il restante dietro.



(a) Mesh laterale



(b) Mesh frontale

Figure 7.3: Mesh del dominio computazionale

## 7.2. CREAZIONE DELLA MESH

### **snap**

Attraverso questa funzione i vertici delle celle contenenti la superficie sono spostati in modo da coincidere con la superficie stessa in modo da correggere la superficie irregolare prodotta con *castelletedMesh*. Il processo prevede:

- i vertici delle celle delimitanti la superficie vengono spostati sulla stessa.
- viene svolto il rilassamento della mesh interna rispetto ai vertici spostati.
- sono identificati i vertici che violano i parametri di qualità della mesh.
- per tali vertici ne viene ridotto lo spostamento in modo iterativo fino al soddisfacimento dei parametri di qualità.

Vi sono quindi una serie di controlli attraverso quali è possibile l'operazione di *snapping*, come ad esempio la tolleranza per cui un punto viene attirato sulla superficie e il numero massimo di iterazioni eseguibili per il rilassamento della mesh interna e lo spostamento dei vertici.

### **7.2.2.3 Mesh Rotanti**

Al fine di simulare la rotazione dell'elica si rende necessario l'introduzione di un modello atto alla rotazione delle geometrie. OpenFOAM offre diversi metodi:

- SRF (Single Reference Method): è il più semplice fra i vari metodi, in cui viene definita una velocità in corrispondenza dell'inlet al fine di indurre una rotazione.
- MRF (Multiple Reference Frames): si basa sulla definizione di una cornice stazionaria e una rotante più piccola collocata in corrispondenza dell'elica; attraverso la rotazione del dominio più piccolo viene simulata la rotazione che il fluido subisce in corrispondenza dell'elica.
- AMI (Arbitrary Mesh Interface): Ruota la geometria desiderata senza alterarne la forma all'interno di una regione. Il metodo opera mappando la mesh del corpo in rotazione su una superficie adiacente ad esso e queste vengono a loro volta proiettate su una superficie intermedia.

Fra i tre modelli presentati, AMI è quello che fornisce risultati più attendibili [21] ed è quindi consigliabile il suo utilizzo all'interno della simulazione. Nel paragrafo successivo verrà illustrata una possibile implementazione del metodo.

### **AMI (Arbitrary Mesh Interface)**

Per implementare questo metodo è necessario inserire il file *dynamicMeshDict*, ove caratterizzare il moto dell'elica, che deve essere di tipo solido con una rotazione attorno all'asse  $y$  di  $\Omega = 314[\text{rad/s}]$ . Attraverso il file *createPatchDict*, con cui

è possibile anche definire i confini del dominio e la loro tipologia, si specifica la regione nella mesh ove la rotazione è voluta, ossia quella contenuta all'interno del cilindro più piccolo. Occorre quindi definire una nuova superficie a partire da quella del cilindro, che risulta coincidere con questo a meno di una tolleranza ed entrambe sono definite come *cyclicAMI*. Questa seconda superficie è schiava della prima e rappresenta la superficie fissa attorno la quale quella mobile ruota.

## 7.3 SIMULAZIONE

Definita la mesh è quindi possibile procedere con la simulazione. Quest'ultima deve essere di tipo stazionario in cui l'elica, mantenuta ad una velocità di rotazione costante, viene inserita in diversi campi di velocità ove l'atmosfera è quella standard a livello del mare. I campi velocità che devono essere analizzati sono:

- $\vec{V} = (0, 17, 0)[m/s]$ : in questo modo è possibile simulare la condizione di crociera per la quale l'elica è stata ottimizzata; per questa ragione la velocità deve essere così definita anche all'interno del dominio oltre che all'inlet.
- $\vec{V} = (0, 0, 0)[m/s]$ : tale condizione corrisponde a quella di decollo con cui è possibile capire se la spinta sviluppata è tale da poterlo permettere.

È inoltre utile simulare l'elica per velocità intermedie a queste, con lo scopo di costruire al termine una serie di grafici analoghi a quelli ottenuti tramite QBlade.

Nei paragrafi successivi verranno indicati i solutori con cui è possibile effettuare l'analisi descritta all'interno di OpenFOAM.

### 7.3.1 SIMPLEFOAM

Si tratta di un solutore per flusso incompressibile e turbolento per casi stazionari basato sull'algoritmo SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations) [8] che attraverso una serie di passaggi permette di risolvere le equazioni di Navier-Stokes incompressibili 7.2. A partire dalla definizione delle condizioni al contorno di pressione e velocità:

1. Viene risolta l'equazione di momento attraverso cui si ricava il vettore di velocità intermedio  $\vec{V}^*$  che però non soddisfa l'equazione di continuità.
2. Le due equazioni di Navier-Stokes vengono quindi utilizzate per costruire l'equazione di Poisson per la pressione la quale permette di ottenere il campo di pressione  $p^*$ . Si riporta l'espressione dell'equazione di Poisson:

$$\nabla^2 p + \rho \frac{\partial(\vec{V} \cdot \nabla u_i)}{\partial x} + \rho \frac{\partial(\vec{V} \cdot \nabla u_j)}{\partial y} + \rho \frac{\partial(\vec{V} \cdot \nabla u_k)}{\partial z} = 0 \quad (7.13)$$

### 7.3. SIMULAZIONE

3. Sfruttando  $p^*$  è possibile calcolare la velocità  $\vec{V}$  che soddisfa l'equazione di continuità; tuttavia tale velocità non soddisfa più l'equazione di momento.

Si esegue quindi un'iterazione dei tre passi mostrati fino ad arrivare a convergenza.

#### 7.3.2 SOLUTORI

Attraverso 3 file contenuti all'interno di OpenFOAM è possibile specificare gli schemi numerici da utilizzare nella soluzione e ulteriori caratteristiche di questa.

##### 7.3.2.1 fvSchemes

Al suo interno sono definiti gli schemi numerici che vengono utilizzati nelle equazioni, come ad esempio per la risoluzione delle derivate. Gli schemi che devono essere specificati sono:

- Interpolazione (*interpolationSchemes*): definiscono l'interpolazione che avviene fra il valore all'interno della cella e la sua faccia.
- Gradienti normali alla superficie (*snGradSchemes*): valutano il valore che una quantità assume in corrispondenza della normale alla faccia di connessione fra due celle adiacenti.
- Gradienti (*gradSchemes*): indicano la discretizzazione operata per le variabili
- Laplaciano (*laplacianSchemes*): definisce la discretizzazione del termine laplaciano  $\nabla \cdot (\nu \nabla \vec{V})$  che compare nelle equazioni.
- Divergenza (*divSchemes*): definisce il calcolo dei termini di divergenza delle equazioni, come ad esempio  $\rho \nabla \cdot (\vec{V} \vec{V})$
- Temporale (*ddtSchemes*): indica lo schema con cui sono calcolate le derivate temporali  $\partial/\partial t$ .

Nella tabella 7.1 si riportano delle scelte opportune per ciascuno di questi schemi

Schema	Tipo
ddtSchemes	Steady state
gradSchemes	Gauss linear
divSchemes	bounded Gauss upwind
laplacianSchemes	Gauss linear corrected
interpolationSchemes	linear
snGradSchemes	limited corrected

Table 7.1: fvSchemes

### 7.3.2.2 fVSolution

All'interno di questo file sono specificati i solutori utilizzati nelle equazioni, le tolleranze e gli algoritmi implementati. Come accennato in precedenza il solutore utilizzato è SimpleFOAM con modello di turbolenza  $k - \omega$  e per ognuna delle variabili deve essere specificato il solutore necessario per trattare le matrici sparse ad esse legate. In tabella 7.2 sono riportati dei solutori raccomandabili per la simulazione dell'elica.

Variabile	Solutore	Smoother
p	PCG	DIC
U	smoothSolver	symGauss Siedel
epsilon	smoothSolver	symGauss Siedel
k	smoothSolver	symGauss Siedel
omega	smoothSolver	symGauss Siedel

Table 7.2: fVSolution

### 7.3.2.3 ControlDict

Permette di indicare il tipo di solutore utilizzato, ossia simpleFOAM, il numero di interazioni svolte per ottenere la soluzione, oltre il grado di precisione che questa deve possedere. Permette inoltre di definire ogni quante iterazioni i dati legati alla simulazione, quali residui e valori all'interno del campo, devono essere salvati.

Come nella definizione della maglia, anche in questo caso la scelta circa i valori da utilizzare è strettamente legata alla potenza di calcolo a disposizione. Infatti se un numero maggiore di iterazioni e delle basse tolleranza forniscono un risultato più preciso, comporta anche dei tempi computazionali maggiori.





## Conclusioni

Al termine del processo di ottimizzazione e in seguito all'analisi dei dati si sono ottenute due possibili geometrie distinte di elica ottimizzata; entrambe che mostrano un significativo aumento di efficienza rispetto a quella originale, che permette di affermare che il processo di ottimizzazione è stato fruttuoso. Fra le due eliche ottenute dal processo di ottimizzazione non esiste un chiaro vincitore:

L'elica ottenuta con il metodo di ottimizzazione di C.N Adkins e H.R. Liebeck mostra eccellenti prestazioni ma d'altro canto presenta diverse problematiche, quali: una geometria complessa caratterizzata da corde molto ridotte, che richiede un complesso e costoso lavoro di analisi per individuare i materiale e le tecniche di manifattura adatte alla realizzazione; una spinta ridotta a punto fisso, che necessita l'introduzione una procedura più complessa per il decollo; una spinta ridotta per  $V = 17[m/s]$ , che impone l'aumento della velocità di rotazione  $\Omega$ .

L'elica ottenuta aumentando il passo dell'elica originale mostra un guadagno di prestazioni più contenuto rispetto a quella ottimizzata e non presenta tutte le problematiche sopra discusse; tuttavia si ha un consumo di potenza maggiore in condizione di crociera, che comporta una riduzione di autonomia del drone con cui verrà utilizzata.

Sono quindi stati indagati possibili materiale e tecniche di manifattura con cui produrre le eliche ottenute. Fra quelli presentati il metodo più adatto, specialmente per una produzione su larga scala, è la formatura per infusione di resina; la sua scelta è dovuta sia alla grande esperienza legato al metodo, ampiamente utilizzato da svariati anni per produrre eliche di questo tipo, sia alla ottime proprietà che le eliche prodotte manifestano.

L'Additive Manufacturing può comunque essere utilizzato per produrre in modo veloce ed economico un numero ristretto di pale che verranno utilizzate validare attraverso prove di volo le prestazioni ottenute con la teoria BEM.

Per quanto concerne le prove di volo, queste sono strettamente connesse al drone su cui l'elica verrà montata. Definito ciò, queste dovranno essere effettuate con le indicazioni presenti nell'omonimo capitolo.

In conclusione fra le due eliche ottenute dal processo di ottimizzazione, quella ricavata aumentando il passo dell'elica originale è preferibile, perché permette di ottenere un aumento di prestazioni con dei minimi costi di ricerca e il decollo può essere effettuato con le medesime tecniche già adottate per lo Strix-DF.

Se tuttavia i maggiori costi di ricerca legati alle tecniche di manifattura necessarie per la realizzazione dell'elica non rappresentano uno scoglio, allora l'elica ottenuta con il metodo di ottimizzazione di C.N Adkins e H.R. Liebeck risulta molto appetibile per le eccellenti prestazioni mostrate.

Per poter tuttavia avere un verdetto più completo sarebbe un'analisi più approfondita di entrambe le eliche, sia attraverso software CFD (Computational Fluid Dynamics) che con prove di volo.

# Bibliografia

- [1] Charles N. Adkins, Falls Church, and Robert H. Liebeck. *Design of optimum propellers*. Journal of Propulsion and Power 1994 10:5, 676-682.
- [2] S. ARUNVINTHAN and S. NADARAJA PILLAI. “Aerodynamic characteristics of unsymmetrical aerofoil at various turbulence intensities”. In: *Chinese Journal of Aeronautics* 32.11 (2019), pp. 2395–2407. ISSN: 1000-9361. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.05.014>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936119302481>.
- [3] John B. Brandt and Michael S. Selig. *Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers*. University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, IL 61801, USA, 2011.
- [4] H. Snel; R. Houwink; G.J.W. Van Bussel; A. Bruining. *Sectional Prediction of 3D Effects for Separated Flow on Rotating Blades and Comparison with Measurements*. Proc. European Community Wind Energy Conference, H.S. Stevens and Associates, 1993.
- [5] B. Launder e D. Spalding. *Lectures in Mathematical Models of Turbulence*. London: Academic Press, 1972.
- [6] Johann C Dauer, Florian-Michael Adolf, and Sven Lorenz. “Flight Testing of an Unmanned Aircraft System-A Research Perspective”. In: *STO Meeting Proceedings STO-MP-SCI-269*. 2015.
- [7] M. Drela. *Xfoil: an analysis and design system for low reynolds number airfoils*. Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics. Notre Dame, Ind (USA), 1989.
- [8] M. Darwish F. Moukalled L. Mangani. *the finite volume method in computational fluid dynamics*. An Advanced Introduction with OpenFOAM and Matlab (2016).

## BIBLIOGRAFIA

- [9] Chair of Fluid Dynamics; Technical University of Berlin. *QBlade*. URL: <https://qblade.org/>.
- [10] H. Glauert. *Airplane Propellers*. In: *Aerodynamic Theory*. Springer, Berlin, Heidelberg, 1935.
- [11] Sydney Goldstein. *On the vortex theory of screw propellers*. Proceedings of the Royal Society of London, 1929.
- [12] Andy Gunkler and Dr. C. Mark Archibald. *Composite Propeller Construction*. Grove City College.
- [13] Damir Hodzic and Adi Pandzic. “Influence of carbon fibers on mechanical properties of materials in FDM technology”. In: *Proceedings of the 30th DAAAM International Symposium on Intelligent Manufacturing and Automation, Zadar, ISSN*. 2019, pp. 1726–9679.
- [14] Landing Products Inc. *APC Propellers*. URL: <https://www.apcprop.com>.
- [15] S. Kalpakjian and S. R. Schmid. *Manufacturing Engineering and Technology*. Upper Saddle River, NJ: Pearson - Prentice Hal, 5th edition, 2006.
- [16] E. Larrabee. *Design of optimum propellers*. Society of Automotive Engineers, Business Aircraft Meeting and Exposition, Wichita, KS, April 1979.
- [17] OpenCFD Ltd. *OpenFOAM*. URL: <https://www.openfoam.com/>.
- [18] M. A. Moelyadi M. D. F. Haidar and F. Hartono. *Design and Performance Analysis of Low Reynolds Number Propeller using Analytical Methods by Varying Blades Alpha Design*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2019.
- [19] Giuseppe Mangialomini. *L’elica-The Propeller, Principi di funzionamento e caratteristiche delle eliche*. 2011.
- [20] B. Chempalayil Mathewa et al. *A review on computational drag analysis of rocket nose cone*. School of Mechanical Engineering, Lovely Professional University Jalandhar, India.
- [21] Reza Mehdipour. *Simulating propeller and Propeller-Hull Interaction in OpenFOAM*. Master’s Thesis at Centre for Naval Architecture Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, Autumn 2013.
- [22] F. R. Menter. *Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications*. Vol. 32. 8. 1994.

- [23] EASA Drones & Air Mobility. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/civil-drones>.
- [24] B. Montgomerie. *Methods for Root Effects, Tip Effects and Extending the Angle of Attack Range to 6180, With Application to Aerodynamics for Blades on Wind Turbines and Propellers*. Technical Report, FOI, Swedish Defence Research Agency, 2004.
- [25] APC Propellers. *APC Propellers Manufacturing Process used by Landing Products*. URL: <https://www.apcprop.com/v/Research/research.html/#materials>.
- [26] Manuel Carreño Ruiz. *CFD Simulation of Propellers: Best Practices Analysis*. Politecnico di Torino, 2019.
- [27] Office of the Secretary of Defense. *UAV Reliability Study*. Office of the Secretary of Defense, Washington, 2003.
- [28] Stratasy. *Resina ULTEM 9085*. URL: <https://www.stratasy.com/it/materials/materials-catalog/fdm-materials/ultem-9085/>.
- [29] Alpi Aviation Strix-DF. URL: <https://alpiaviation.com/strix-df/>.
- [30] Dassault Systèmes. *SOLIDWORKS*. URL: <https://www.solidworks.com/it>.
- [31] Renato Tognacci. *Lezioni di aerodinamica dell'ala rotante*. Università degli Studi di Napoli Federico II, 2010.
- [32] Lorenz R Toleos Jr et al. “Feasibility study for Fused Deposition Modeling (FDM) 3D-printed propellers for unmanned aerial vehicles”. In: *Int. J. Mech. Eng. Robot. Res* 9 (2020), pp. 548–558.
- [33] Stanford University. *The NACA airfoil series*. Università privata a Stanford, California.
- [34] F. E. Weick. *Aircraft Propeller Design*. New York: McGraw-Hill Book Company Inc, 1930.
- [35] D. C. Wilcox. *Turbulence Modeling for CFD, 2nd edition*. La Canada, CA: DCW Industries, Inc., 1998.



# Appendice

## 8.1 TABELLE CON GEOMETRIA COMPLETA PALE DELLE ELICHE

Si riportano le tabelle ove è contenuta la geometria dettagliata della pala delle varie eliche:

$r[m]$	$c[m]$	$\alpha[^\circ]$	$IP[m]$	$OOP[m]$	$r[m]$	$c[m]$	$\alpha[^\circ]$	$IP[m]$	$OOP[m]$
0.05334	0.03426	42.28	-0.01611	-0.00482	0.14416	0.03464	18.60	-0.01506	0.00136
0.05639	0.03509	40.71	-0.01639	-0.00455	0.15024	0.03337	17.89	-0.01473	0.00154
0.05944	0.03587	39.22	-0.01662	-0.00427	0.15633	0.03201	17.24	-0.01438	0.00169
0.06248	0.03659	37.82	-0.01678	-0.00399	0.16242	0.03059	16.63	-0.01402	0.00184
0.06553	0.03724	36.51	-0.01688	-0.00371	0.16850	0.02911	16.06	-0.01365	0.00198
0.06858	0.03782	35.27	-0.01691	-0.00344	0.17459	0.02760	15.53	-0.01329	0.00213
0.07163	0.03833	34.11	-0.01689	-0.00316	0.18068	0.02606	15.03	-0.01292	0.00227
0.07721	0.03909	32.14	-0.01686	-0.00268	0.18676	0.02451	14.56	-0.01256	0.00243
0.08329	0.03967	30.22	-0.01681	-0.00217	0.19285	0.02297	14.12	-0.01221	0.00259
0.08938	0.04002	28.49	-0.01675	-0.00168	0.19894	0.02145	13.70	-0.01186	0.00276
0.09547	0.04013	26.94	-0.01666	-0.00122	0.20502	0.01996	13.31	-0.01152	0.00294
0.10155	0.04004	25.53	-0.01655	-0.00078	0.21111	0.01852	12.94	-0.01119	0.00314
0.10764	0.03974	24.26	-0.01642	-0.00038	0.21719	0.01714	12.59	-0.01087	0.00335
0.11373	0.03927	23.10	-0.01627	-0.00001	0.22328	0.01584	12.26	-0.01057	0.00358
0.11981	0.03862	22.04	-0.01609	0.00033	0.22937	0.01463	11.94	-0.01027	0.00384
0.12590	0.03782	21.07	-0.01588	0.00064	0.23510	0.01281	11.66	-0.01016	0.00451
0.13199	0.03688	20.18	-0.01564	0.00091	0.24082	0.00248	11.39	-0.01271	0.00984
0.13807	0.03581	19.36	-0.01537	0.00115	0.24130	0.00063	11.39	-0.00243	0.00000

Table 8.1: Geometria pala per elica APC 19X12E.

8.1. TABELLE CON GEOMETRIA COMPLETA PALE DELLE ELICHE

$r[m]$	$c[m]$	$\alpha[^\circ]$	$r[m]$	$c[m]$	$\alpha[^\circ]$
0.05334	0.03927	51.95	0.14416	0.01464	30.79
0.05639	0.03366	51.09	0.15024	0.01407	29.97
0.05944	0.02814	49.98	0.15633	0.01348	29.2
0.06248	0.02505	48.95	0.16242	0.01289	28.49
0.06553	0.02283	48.19	0.1685	0.01229	27.82
0.06858	0.0212	47.69	0.17459	0.01168	27.19
0.07163	0.01964	47.22	0.18068	0.01106	26.6
0.07721	0.01835	46.34	0.18676	0.01042	26.04
0.08329	0.01785	44.71	0.19285	0.00976	25.52
0.08938	0.01781	42.82	0.19894	0.00908	25.02
0.09547	0.01786	40.9	0.20502	0.00835	24.55
0.10155	0.0179	38.93	0.21111	0.00758	24.11
0.10764	0.01768	37.3	0.21719	0.00674	23.69
0.11373	0.01726	35.98	0.22328	0.00579	23.29
0.11981	0.01682	34.77	0.22937	0.00469	22.92
0.1259	0.01632	33.66	0.2351	0.00329	22.58
0.13199	0.01577	32.63	0.24082	0.00157	22.32
0.13807	0.01521	31.68	0.2413	0.00059	22.23

Table 8.2: Geometria pala per elica ottimizzata APC 19X12E.

$r[m]$	$c[m]$	$\alpha[^\circ]$	$IP[m]$	$OOP[m]$	Reynolds
0.05170	0.02665	42.066	-0.00691	-0.00136	43207
0.05870	0.03066	38.562	-0.00745	-0.00081	53033
0.07370	0.03449	33.582	-0.00791	-0.00028	68315
0.08870	0.03528	29.685	-0.00811	-0.00004	79410
0.10370	0.03569	26.104	-0.00813	0.00000	90441
0.11870	0.03581	22.963	-0.00804	-0.00003	101216
0.13370	0.03554	20.413	-0.00792	-0.00005	111070
0.14870	0.03473	18.500	-0.00777	-0.00002	119054
0.16370	0.03330	17.105	-0.00756	0.00004	124406
0.17870	0.03132	16.027	-0.00725	0.00007	126708
0.19370	0.02887	15.077	-0.00681	0.00005	125786
0.20870	0.02603	14.092	-0.00619	-0.00006	121576
0.22370	0.02289	12.930	-0.00540	-0.00027	114161
0.23370	0.02073	12.010	-0.00477	-0.00047	107750
0.24195	0.01859	11.615	-0.00384	-0.00062	99857
0.25020	0.01589	11.478	-0.00233	-0.00075	88137
0.25845	0.01228	10.934	0.00025	-0.00091	70233
0.26257	0.00975	10.383	0.00236	-0.00101	56609
0.26670	0.00602	10.000	0.00575	-0.00115	35500

Table 8.3: Geometria pala dell'elica A.A. 21X13.

8.1. TABELLE CON GEOMETRIA COMPLETA PALE DELLE ELICHE

<i>Ncrit = 6</i>			<i>Ncrit = 9</i>		
$r[m]$	$c[m]$	$\alpha[^\circ]$	$r[m]$	$c[m]$	$\alpha[^\circ]$
0.0517	0.01512	60.22	0.0517	0.01324	60.09
0.0587	0.01556	54.68	0.0587	0.0139	55.08
0.0737	0.01604	46.84	0.0737	0.01482	47.44
0.0887	0.01614	40.77	0.0887	0.0152	41.37
0.1037	0.01602	36.37	0.1037	0.01518	36.97
0.1187	0.01585	32.77	0.1187	0.01512	33.16
0.1337	0.01532	29.95	0.1337	0.01481	30.15
0.1487	0.01462	27.59	0.1487	0.01414	27.79
0.1637	0.01402	25.38	0.1637	0.01335	25.78
0.1787	0.01311	23.65	0.1787	0.01266	23.85
0.1937	0.01186	22.33	0.1937	0.01165	22.33
0.2087	0.01049	21.18	0.2087	0.0103	21.18
0.2237	0.00911	20.26	0.2237	0.0088	20.46
0.2337	0.00774	19.8	0.2337	0.00735	20.2
0.24195	0.00631	19.71	0.24195	0.00599	20.11
0.2502	0.0048	19.88	0.2502	0.00459	20.08
0.25845	0.00348	19.93	0.25845	0.00331	20.13
0.26257	0.00237	20.08	0.26257	0.00221	20.28
0.2667	0.00154	20.54	0.2667	0.00141	20.44

Table 8.4: Geometria pale per l'elica A.A. 21X13 ottimizzata.

## Ringraziamenti

Vorrei utilizzare questo breve spazio nella mia tesi per esprimere la mia gratitudine a tutti coloro che sono stati vicini a me in tutti questi anni, seguendomi e influenzando positivamente il mio percorso di crescita, contribuendo così a plasmare la persona che sono diventata oggi. Senza di voi, non sarei nessuno e non avrei mai potuto raggiungere questo traguardo.

Elga, donna, insegnate ma più di ogni altra mia madre, hai seguito da vicino tutto il mio percorso scolastico, offrendomi un costante aiuto e supporto. Dai compiti delle elementari a questa stessa tesi, ti sei prodigata affinché potessi esprimere il meglio di me, festeggiando i miei successi e sostenendomi nei miei fallimenti. Non hai mai perso la speranza in me e non hai mai dubitato delle mie capacità, anche quando io stesso non ci credevo; senza di te non avrei mai e poi mai aver raggiunto questo traguardo.

Candido, uomo e padre, da quando sono nato ti sei sempre e completamente dedicato a garantire a me, così come a mio fratello, il meglio. Attraverso semplici gesti quotidiani ci ha trasmesso il tuo amore e grazie ai tuoi piccoli e grandi sacrifici mi hai permesso di studiare e raggiungere questo grande traguardo, il tutto chiedendo in cambio una sola cosa: la mia serenità.

Antonio, fratello, così diverso ma anche così simile a me, sei sempre presente in un modo o nell'altro durante ogni passo della mia vita. Sei riuscito ad accettare le mie debolezze e difetti, le mie passioni e i miei interessi, senza giudicarmi ma condividendo le miei gioie e i miei fallimenti, anche se lontani dalla tua vita. Ti sei sempre messo in prima linea per darmi un aiuto, anche quando testardamente volevo fare tutto da solo, senza mai aspettarti niente in cambio, ma solo per amore.

I non voglio scrivere le cose, dalle superiori abbiamo pian piano formato un legame indissolubile nel tempo, nonostante le distanze e le scelte di vita diverse. Con voi

## 8.1. TABELLE CON GEOMETRIA COMPLETA PALE DELLE ELICHE

mi sento sempre a mio agio e la complicità che ci lega si rafforza di giorno in giorno. Siete una parte fondamentale della mia vita, tanto quanto la mia famiglia, e insieme a voi ho imparato il vero significato dell'amicizia.

Mattia, Gis, Moro, Carlo e Lore, avete assistito ad un ragazzino delle superiori crescere a maturare, anche se sapete e credo speriate che non cambi mai davvero, conservando in me il fanciullo spensierato che avete conosciuto. Le vacanze, le grandi feste, così come le semplici serate al parchetto sono ricordi e momenti che conserverò per sempre in me e che hanno reso memorabili i miei anni di crescita.

Giorgia, Alice R. e Alice B., mi avete sempre supportato e in particolare sopportato negli anni, dalle mie pantofole ai miei eccessi più stravaganti. Mi siete stati vicine nei momenti più bui, anche quando non vi dicevo nulla ma vi bastava uno sguardo per capirmi. La vostra presenza è stata una costante fonte di conforto per me.

I membri della casa degli amici, che qualche anno fa mi accolsero nel server e che con il tempo sono diventati parte integrante della mia quotidianità. Film, partite di calcio, videogiochi, ogni serata ha un sapore diverso, che mi permette dimenticare i problemi e ansie della giornata, donandomi un momento di gioia e spensieratezza.

Ringrazio tutti i miei compagni di corso e le amicizie sbocciate a Padova e Torino, avete reso le lezioni più dure sopportabili, sempre disposti a darmi un aiuto quando ne avevo bisogno e sempre pronti per festeggiare quando l'occasione lo chiamava. Grazie di aver reso questi anni universitari il più bel periodo della mia vita.

Ringrazio tutti gli amici conosciuti durante il mio intero percorso, sia dentro che fuori le mura scolastiche, per avermi accompagnato lungo la strada da me intrapresa, condividendo con me fallimenti e successi, con cui ho potuto sia affrontare discussioni importanti ma anche momenti spensierati che mi hanno permesso di vivermi questi anni nel migliore dei modi possibili.

Desidero esprimere il mio più sincero ringraziamento all'Alpi Aviation, e in particolare all'Ing. Lugli, per il loro contributo fondamentale alla realizzazione di questa tesi. Sin dall'inizio, l'Ing. Lugli ha dimostrato una grande fiducia nelle mie capacità, affrontando con determinazione le sfide iniziali e supportandomi con generosità lungo tutto il percorso; la sua disponibilità e il suo sostegno costante hanno reso possibile il completamento di questo progetto in modo eccellente. È

grazie alla collaborazione con l'Ing. Lugli che ho avuto l'opportunità di esplorare un ambito completamente nuovo per me, quello delle eliche, arricchendo significativamente il mio bagaglio formativo e rinnovando il mio interesse per l'aviazione. Sono profondamente grato per la chance di contribuire, anche se in modo modesto, a un progetto così importante, e spero che i risultati ottenuti possano essere utili per gli sviluppi futuri. Ancora una volta, grazie di cuore all'Ing. Lugli e all'Alpi Aviation per aver reso possibile questo percorso di crescita e apprendimento.

Voglio quindi ringraziare il prof. D'Ambrosio. I suoi corsi sono stati un'esperienza eccezionale, caratterizzati da un'organizzazione meticolosa e una chiarezza esemplare. Seguire i suoi insegnamenti è stato un autentico piacere e gli argomenti trattati rappresentano la principale motivazione alla base della mia scelta di questo percorso di studi. Il suo contributo come relatore per questa tesi è stato fondamentale. Fin dall'inizio, ha dimostrato un notevole interesse per il progetto proposto da me e dall'Alpi Aviation. Grazie ai suoi preziosi consigli e indicazioni, sono riuscito a trasformare questa tesi in un lavoro completo, di cui sono stato felice e fiero di scrivere. La sua guida e il suo sostegno hanno fatto la differenza, e sarò sempre grato per il suo contributo al mio percorso accademico.

Infine, desidero dedicare un ringraziamento speciale a Marco, il mio faro, certezza e guida in ogni mia scelta, senza di te non avrei mai potuto raggiungere questo traguardo e senza di te non lo avrei mai potuto fare con un sorriso stampato in faccia. Dai messaggi il giorno prima della verifica alle superiori alle chiamate a tarda notte negli ultimi anni di università, sei sempre stato al mio fianco, dissipando i miei dubbi e infondendomi fiducia anche nei momenti più difficili. Nonostante le nostre differenze mi sei stato accanto in tutti questi anni e anche oggi, sebbene separati da una grande distanza, non posso fare a meno sentirti sempre vicino a me, come se convivessimo ancora assieme. Grazie di essere mio amico.