



UNIVERSITÀ  
DEGLI STUDI  
DI PADOVA



UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA  
Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

# Progettazione e sviluppo aerodinamico di un drone ad ala fissa e decollo verticale

Relatore: Prof. Francesco Picano

Laureando: Adriano Bizzotto  
2027750

Anno Accademico 2022/2023



# Sommario

---

Il lavoro descritto in questa tesi presenta il processo di sviluppo di un drone ad ala fissa e decollo verticale con struttura prevalentemente in materiale composito. Vengono esposte le varie fasi della progettazione e della costruzione, spiegando di volta in volta le valutazioni che sono state eseguite e i fattori che hanno influenzato ogni scelta. Successivamente viene eseguito un approfondimento sulla progettazione aerodinamica di ala e piani di coda, illustrando i metodi di simulazione utilizzati, le assunzioni eseguite e i risultati ottenuti.



# Indice

---

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>1</b>
1.1	Il settore dei droni . . . . .	1
1.1.1	Sviluppo storico . . . . .	1
1.1.2	Scenario attuale . . . . .	2
<b>2</b>	<b>Fasi di sviluppo</b>	<b>5</b>
2.1	Fase concettuale . . . . .	5
2.1.1	Obiettivi e missione . . . . .	5
2.1.2	Specifiche generiche . . . . .	5
2.1.3	Autopilota . . . . .	6
2.1.4	Sistema di comunicazione . . . . .	6
2.1.5	Ambito normativo . . . . .	7
2.1.6	Propulsione . . . . .	9
2.1.7	Prestazioni . . . . .	10
2.1.8	Metodi di costruzione . . . . .	11
2.1.9	Manutenzione . . . . .	12
2.1.10	Valutazione delle configurazioni . . . . .	12
2.2	Fase di definizione . . . . .	15
2.2.1	Scelta della configurazione . . . . .	15
2.2.2	Scelta delle tecnologie di produzione impiegate . . . . .	15
2.2.3	Obiettivi-Requisiti . . . . .	15
2.3	Fase di progetto . . . . .	16
2.3.1	Progetto preliminare . . . . .	16
2.3.2	Componentistica . . . . .	17
2.3.3	Disposizione dei componenti valutazione della massa . . . . .	20
2.3.4	Progetto dettagliato . . . . .	20
<b>3</b>	<b>Cenni teorici ai metodi di simulazione utilizzati</b>	<b>25</b>
3.1	Metodi basati sul potenziale . . . . .	25
3.1.1	Xfoil . . . . .	27
3.1.2	Xfr5 . . . . .	28
3.2	CFD . . . . .	29
3.2.1	RANS . . . . .	30
3.2.2	Modelli di turbolenza . . . . .	31
3.2.3	Trattamento della parete . . . . .	34
3.2.4	Volumi finiti . . . . .	38
3.2.5	Mesh . . . . .	39
<b>4</b>	<b>Dimensionamento generale</b>	<b>41</b>
4.1	Rapporto spinta-peso e potenza-peso . . . . .	41

4.2	Carico alare . . . . .	43
<b>5</b>	<b>Dimensionamento dell'ala</b>	<b>45</b>
5.1	Geometria dell'ala . . . . .	45
5.1.1	Forma in pianta . . . . .	45
5.1.2	Allungamento alare . . . . .	45
5.1.3	Rapporto di rastremazione . . . . .	46
5.1.4	Svergolamento . . . . .	48
5.1.5	Angolo di freccia . . . . .	48
5.1.6	Angolo di calettamento dell'ala . . . . .	48
5.1.7	Profilo alare . . . . .	48
5.2	Dimensionamento geometrico . . . . .	52
5.2.1	Scelta dell'allungamento alare e del rapporto di rastremazione . . . . .	52
5.2.2	Scelta del profilo alare e dell'angolo di svergolamento . . . . .	53
5.2.3	Scelta dell'angolo di freccia e di calettamento . . . . .	59
5.3	Analisi di verifica cfd . . . . .	62
5.4	Dimensionamento degli alettoni . . . . .	66
5.5	Dimensioni generali . . . . .	66
<b>6</b>	<b>Dimensionamento della coda</b>	<b>69</b>
6.1	Volume di coda . . . . .	69
6.2	Dimensionamento geometrico della coda . . . . .	70
6.2.1	Scelta dell'allungamento alare e del rapporto di rastremazione . . . . .	70
6.2.2	Scelta del profilo alare . . . . .	71
6.2.3	Scelta dell'angolo di freccia . . . . .	74
<b>7</b>	<b>Stabilità e controllabilità</b>	<b>75</b>
7.1	Stabilità statica longitudinale . . . . .	75
7.2	Controllabilità longitudinale . . . . .	78
<b>8</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>81</b>

# 1

## Introduzione

---

Il velivolo MB-22, oggetto di questa tesi, è stato sviluppato nell'ambito del progetto studentesco *Learn to Fly* dell'università di Padova. L'obiettivo principale del progetto è quello di sviluppare e costruire un drone ad ala fissa e decollo verticale di categoria Open-A3.

Nel capitolo 2 è esposto il processo di progettazione, dall'idea iniziale fino al progetto dettagliato. Nel capitolo 3 si esegue una rapida esposizione dei metodi di simulazione utilizzati e delle teorie su cui sono basati. Successivamente, nei capitoli 4, 5 e 6, vengono esposti rispettivamente, il dimensionamento generale del velivolo, dell'ala e della coda. Infine, nel capitolo 7 vengono trattate la stabilità e la controllabilità.

In seguito viene fatta una breve panoramica sul mondo dei droni, dal loro sviluppo storico fino alla situazione attuale.

### 1.1 Il settore dei droni

Con il termine *drone* si intende un velivolo controllato a distanza, in cui il pilota non è a bordo. Tecnicamente vengono definiti Aeromobili a Pilotaggio Remoto (APR), spesso chiamati con il termine inglese Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Data la forte integrazione necessaria tra sistemi di terra, sistemi di comunicazione e velivolo, frequentemente si utilizza il termine più generale di Sistema Aereo a Pilotaggio Remoto SAPR, oppure Unmanned Aerial System (UAS).

#### 1.1.1 Sviluppo storico

Il primo esempio di volo senza pilota risale al 1849, quando una nave austriaca provò a utilizzare dei palloni aerostatici per effettuare un attacco alla città di Venezia. Il tentativo non ebbe molto successo poiché i palloni non erano pilotati ma semplicemente sospinti dal vento e gran parte finirono con l'essere spinti nella direzione sbagliata, mancando il bersaglio. Fin da allora fu ben chiaro come fosse fondamentale una forma di controllo del velivolo.

Uno sviluppo più strutturato dei velivoli senza pilota iniziò durante la prima guerra mondiale, quando le innovazioni nel campo della telecomunicazione e dell'aeronautica permisero la costruzione di aeroplani ad ala fissa radiocomandati. In questi primi tempi, i droni passarono dall'essere semplici dimostratori tecnologici ad avere un utilizzo pratico come bersagli durante le esercitazioni e, successivamente, a essere utilizzati come strumenti di ricognizione e attacco.

I primi modelli destinati al settore civile entrarono nel mercato durante gli anni '70, erano velivoli radiocomandati destinati a un uso ricreativo e sportivo, utilizzati nell'ambito dell'aeromodellismo dinamico. La loro diffusione avvenne grazie all'impiego di transistor e componenti

miniaturizzati dai costi relativamente contenuti. A oggi sono molto diffusi e vengono ancora utilizzati per scopi puramente ricreativi. Generalmente non hanno un payload e il loro controllo avviene senza o con un ridotto utilizzo di sistemi di aumento della stabilità o di autopiloti. La loro costruzione è molto semplice, le componenti fondamentali sono telaio, attuatori per la movimentazione delle superfici di controllo, ricevente, antenne e radiocomando.

La diffusione dei droni a uso commerciale inizia dopo il 2000 ma aumenta significativamente dopo il 2010. Il loro sviluppo è dovuto alla maturità tecnologica raggiunta dai sistemi hardware e software in grado di gestire il volo, il payload ed effettuare l'integrazione dei vari sottosistemi. La loro diffusione è stata spinta dalla riduzione dei costi di sviluppo e produzione di componenti elettroniche, dalla loro miniaturizzazione, e dallo sviluppo di batterie compatte e leggere. Il loro utilizzo ha permesso di abbattere i costi in tutte quelle operazioni in cui l'unica opzione utilizzabile era un elicottero con personale a bordo.

### 1.1.2 Scenario attuale

Attualmente esistono varie tipologie di droni, distinguibili in base al tipo di configurazione o alla loro destinazione d'uso.

#### Configurazioni

I droni si possono suddividere in tre categorie: multirottore, ala fissa e VTOL (Vertical Take-Off and Landing).

In ambito civile la configurazione più diffusa è quella a multirottore. La sua diffusione è dovuta principalmente alla semplicità di utilizzo, alle dimensioni ridotte, alla versatilità data dalla possibilità di decollo e atterraggio verticale e alla capacità di eseguire il volo a punto fisso. Lo svantaggio di questa configurazione è principalmente la ridotta autonomia dovuta all'inefficienza dei rotori. In genere l'autonomia è di circa 30 minuti, con alcuni modelli che arrivano fino a 50 minuti. Le dimensioni di questi droni possono essere molto varie, vanno da modelli che pesano poche decine di grammi e sono utilizzabili solo all'interno fino a modelli che pesano svariati chilogrammi. Generalmente si utilizza un numero pari di rotori per controbilanciare il momento di reazione dei motori, quindi le configurazioni più diffuse sono quelle con quattro, sei e otto motori. Con opportuni accorgimenti, sono possibili anche configurazioni con un numero di rotori dispari; queste sono molto più rare perché aggiungono complessità al sistema a fronte di vantaggi minimi.

Per applicazioni in cui è richiesta un'autonomia elevata, l'alternativa è l'utilizzo di un velivolo ad ala fissa. Grazie all'alta efficienza aerodinamica, questi modelli riescono a raggiungere un'autonomia molto elevata, fino a diverse ore. I modelli più semplici hanno un'architettura classica con ala, coda e fusoliera anche se si stanno diffondendo anche i modelli tuttala. Il loro svantaggio principale è la necessità di una pista per il decollo e l'atterraggio, motivo per cui nel tempo sono stati sviluppati sistemi di lancio e recupero che permettessero decollo e atterraggio anche in assenza di una pista. In genere i sistemi più diffusi sono quelli a catapulta per il lancio e a paracadute per il rientro. L'utilizzo della catapulta non è immediato ed è scomodo poiché richiede il trasporto e il montaggio prima del lancio. Il rientro con paracadute introduce una fase di volo non controllabile, in cui il velivolo potrebbe essere sospinto dal vento fuori dalla zona d'atterraggio prevista. Un altro svantaggio rispetto ai multicotteri è l'impossibilità di eseguire il volo a punto fisso. Questi motivi rendono i droni ad ala fissa poco diffusi in ambito civile, dove le risorse e le infrastrutture sono spesso limitate; sono invece molto diffusi in ambito militare.

I droni VTOL uniscono i vantaggi dei multirotori a quelli dei velivoli ad ala fissa. Hanno la possibilità di decollare verticalmente e in spazi ridotti per poi eseguire un volo ad ala fissa. Possono eseguire il volo a punto fisso ma, data la forte suscettibilità al vento causata dalla presenza



di superfici estese e l'inerzia maggiore dovuta alle dimensioni, non sono molto controllabili e hanno un'efficienza minore rispetto a quella dei elicotteri. Per questo il loro utilizzo è limitato a quelle applicazioni in cui il volo verticale o il volo a punto fisso non è richiesto. La capacità VTOL può essere ottenuta in vari modi il più semplice è quello di aggiungere dei rotori destinati solamente al volo verticale, che rimarranno quindi spenti durante il volo orizzontale. Un modo più raffinato ma più complicato è quello di utilizzare dei motori basculanti che, in base alla condizione di volo, indirizzano la spinta verticalmente o orizzontalmente. Una configurazione meno utilizzata è quella tailsitter, nella quale, in fase di decollo, il velivolo è posto verticalmente e si appoggia sulla coda. Il passaggio a volo orizzontale avviene successivamente ruotando l'intero velivolo. In genere l'implementazione della capacità VTOL comporta un aumento di complessità e peso del sistema. Questo, unito all'inefficienza durante le fasi di volo verticale (usualmente limitate al decollo e atterraggio), riduce l'autonomia massima raggiungibile e la rende minore rispetto a quella dei velivoli ad ala fissa, ma comunque maggiore di quella dei elicotteri. Nonostante ciò, la versatilità di questi sistemi li rende molto più adatti all'uso civile, perciò la loro diffusione sta subendo una forte crescita.

### Utilizzo

La diffusione dei droni in ambito commerciale è dovuta principalmente alla possibilità di effettuare riprese aeree con costi molto ridotti, laddove precedentemente l'unica soluzione possibile era l'utilizzo di elicotteri o aeroplani. Inoltre, le dimensioni ridotte, hanno permesso il volo di questi velivoli in zone dove era altrimenti impossibile, come in prossimità di edifici o in locali chiusi.

Generalmente possono essere adoperati per mappatura, fotogrammetria, ispezioni, sorveglianza, controllo, foto e riprese video. Un altro possibile impiego è quello legato al trasporto di carichi, in particolare nei settori di spedizioni, telecomunicazioni, energia, costruzioni e agricoltura. Un utilizzo molto particolare che sta avendo una rapida diffusione è quello nell'agricoltura di precisione in cui con i droni è possibile valutare lo stato delle coltivazioni tramite riprese aeree nello spettro del visibile, dell'infrarosso e dell'ultravioletto. In base ai dati raccolti è possibile agire con precisione migliorando la produzione del terreno, riducendo l'impatto ambientale dato dall'utilizzo di prodotti chimici e riducendo il consumo di acqua. Inoltre i droni vengono impiegati per seminare e spruzzare i prodotti solo nelle zone dov'è richiesto.

### Volo autonomo

Con volo autonomo si intende la possibilità di far volare il drone senza la presenza di un pilota ai comandi. È una funzione sempre più richiesta ai droni per semplificare le operazioni, soprattutto quando queste sono molto ripetitive. Viene utilizzato in particolare durante le operazioni di mappatura in cui è necessario sorvolare un terreno garantendo la copertura di tutte le zone.

Per effettuare un volo autonomo è necessario un sistema di posizionamento che determini con una precisione adeguata la posizione del drone nello spazio. Solitamente viene utilizzato un sistema GNSS; laddove sia richiesta una precisione maggiore possono essere utilizzati sistemi RTK. Il volo viene programmato da una base di terra che successivamente permette il controllo dello stato di avanzamento della missione. Esistono varie soluzioni per la base di terra, possono essere sia proprietarie che open-source.



# 2

## Fasi di sviluppo

---

È possibile distinguere quattro diverse fasi di sviluppo: fase concettuale, fase di definizione, fase di progettazione e fase di costruzione. Nei seguenti capitoli ognuna di esse verrà approfondita singolarmente, ripercorrendo le considerazioni effettuate e le conseguenti scelte intraprese.

### 2.1 Fase concettuale

È la prima fase che si intraprende nello sviluppo di qualsiasi prodotto. Questa fase è iniziata con l'individuazione degli obiettivi e delle missioni che il velivolo deve essere in grado di svolgere. Successivamente sono state definite le specifiche generiche del velivolo, le funzioni aggiuntive, i requisiti e le prestazioni desiderate. Sulla base di queste informazioni sono state proposte diverse soluzioni progettuali valutandone la fattibilità, le prestazioni, vantaggi e gli svantaggi ed eventuali criticità.

#### 2.1.1 Obiettivi e missione

L'MB-22 nasce da un progetto studentesco per cui, prima degli obiettivi del velivolo in sé, è fondamentale esporre le finalità del progetto. Lo scopo principale è quello di costruire un drone che possieda un certo grado di innovazione rispetto alle soluzioni presenti attualmente nel mercato, sia dal punto di vista operativo che da quello costruttivo.

In un'ottica di innovazione e sviluppo tecnologico il progetto studentesco Learn to fly si è dato l'obiettivo di costruire un drone ad ala fissa e decollo verticale.

Il velivolo non è stato sviluppato per una missione specifica ma piuttosto per le missioni principali destinate a questa categoria di droni, cioè:

- sorveglianza aerea di zone vaste, ricerca di dispersi tramite camera ottica o termica
- fotogrammetria
- trasporto di carichi

#### 2.1.2 Specifiche generiche

In seguito verranno elencate le specifiche generiche di un velivolo di questo tipo, esponendo le varie alternative utilizzabili e valutando di volta in volta i vantaggi di ciascuna, la fattibilità economica e quella manifatturiera.

### 2.1.3 Autopilota

Un velivolo a decollo verticale è intrinsecamente instabile e quindi è fondamentale la presenza di un autopilota che stabilizzi il volo.

Prima di discutere le funzionalità dell'autopilota, è fondamentale fare una distinzione nel tipo di volo che può essere effettuato da un SAPR; nella pratica si differenzia in:

- *pilotaggio remoto*: il pilota comanda direttamente e in tempo reale i movimenti del drone. L'autopilota è necessario solo per effettuare la stabilizzazione del volo. Se il velivolo è stabile il pilota può controllare direttamente le superfici di controllo senza l'assistenza dell'autopilota.
- *volo automatico*: il velivolo segue una traiettoria predeterminata dall'operatore prima del volo. Durante il volo il pilota non comanda direttamente il velivolo ma deve essere pronto a intervenire in caso di imprevisti per il quale il drone non è stato programmato.
- *volo autonomo*: il drone è in grado di eseguire un volo in modo completamente autonomo, senza l'intervento di un pilota. Deve essere in grado di gestire imprevisti ed eventuali situazioni di emergenza in modo sicuro, senza la necessità di intervento di un pilota.

Il pilotaggio remoto è stata la prima forma di controllo a distanza: inizialmente avveniva in modo diretto, cioè con il pilota che controllava direttamente il movimento delle superfici di controllo. Questo richiede un impegno notevole da parte del pilota e una certa abilità, soprattutto per velivoli poco stabili. A oggi questa forma di pilotaggio è utilizzata esclusivamente nel campo dell'aeromodellismo. Normalmente, per controllare i droni si utilizza un pilotaggio remoto in cui il pilota non controlla direttamente le superfici di controllo ma fornisce dei comandi all'autopilota. La quantità di aiuto fornito dall'autopilota è variabile e dipende dalla modalità di volo scelta. Può fornire solo una stabilizzazione tramite l'utilizzo di Stability Augmentation System (SAS) oppure può arrivare a controllare la posizione spaziale, fornendo delle correzioni dai disturbi esterni con l'utilizzo di sistemi di posizionamento satellitari. Questo facilita il pilotaggio, riducendo le abilità richieste al pilota e il carico di lavoro.

L'autopilota, se opportunamente programmato, mette a disposizione alcune manovre che si attivano automaticamente in caso di emergenza, per esempio in seguito alla perdita di segnale radio o in caso la batteria raggiunga un livello critico. Questo aumenta notevolmente il livello di sicurezza del sistema.

L'utilizzo di un autopilota influenza la progettazione a livello di dinamica del volo poiché rende possibile l'utilizzo di configurazioni instabili, sia nell'asse di beccheggio che in quelli di rollio e imbardata. In un velivolo ad ala fissa come quello in esame si può distinguere la stabilità longitudinale, attorno all'asse di beccheggio, da quella latero-direzionale, negli assi di rollio e imbardata. Come vedremo in seguito, nella sezione 7.1, la stabilità longitudinale dipende dalla posizione del centro neutro e del centro di massa. L'autopilota è in grado di gestire un'instabilità longitudinale, ma essa deve essere contenuta e le superfici di controllo in beccheggio devono essere adeguatamente dimensionate. La stabilità latero-direzionale dipende dal posizionamento della coda e dalla presenza di effetti diedro. Se si utilizzano configurazioni standard, la stabilità latero-direzionale è garantita; potrebbe, al più, essere presente un'instabilità dinamica, che però l'autopilota è in grado di gestire. Nel nostro caso, durante la progettazione, è stata valutata solo la stabilità longitudinale, mentre la stabilità laterale non è stata oggetto di studio.

### 2.1.4 Sistema di comunicazione

I sistemi aerei a pilotaggio remoto richiedono un continuo scambio di dati tra pilota, stazione di terra e velivolo. Solitamente è necessario trasferire i seguenti dati, in ordine di importanza:

- Comandi di volo: sono i comandi che il pilota fornisce tramite il radiocomando, in pratica sono le posizioni degli stick, degli switch, la pressione di tasti o schermi touch. Tramite questi comandi il pilota gestisce l'assetto del velivolo, la spinta dei motori, le modalità di volo e stabilizzazione ed eventuali funzioni secondarie (sgancio del carico, carrello retrattile, movimentazione camera etc.).
- Video di navigazione: spesso si utilizza una camera posizionata a bordo del velivolo per aiutare il pilota durante la navigazione.
- Telemetria: vengono trasmessi tutti i dati riguardanti il velivolo come, per esempio, l'assetto, la carica delle batterie, la quantità di carburante residua, la posizione delle superfici di controllo e la temperatura delle apparecchiature elettroniche. È utile per controllare eventuali anomalie e prevenire possibili problemi. Nel caso si esegua una missione autonoma fornisce informazioni fondamentali sul posizionamento del velivolo e sull'avanzamento della missione.
- Informazioni dal payload: queste non sono sempre necessarie e dipendono dal payload utilizzato. Per esempio, se si effettuano missioni di perlustrazione o ricerca a terra sono fondamentali, mentre se si esegue un trasporto di carico non lo sono.

Il sistema di comunicazione deve permettere il trasferimento di questi dati in modo ottimale durante tutte le condizioni operative del velivolo. Il collegamento più importante è quello dei controlli di volo: è utile avere un sistema di ridondanza per ridurre il rischio di una perdita di segnale. Nel malaugurato caso in cui questo succedesse è necessario programmare l'autopilota perché effettui una procedura autonoma che metta in sicurezza il velivolo, per esempio fermando il velivolo in una posizione o facendo ritorno al punto di partenza.

Se si effettua un volo BVLOS (Beyond Visual Lines Of Sight) anche il segnale video è fondamentale per permettere al pilota di capire la posizione e l'orientamento spaziale del velivolo. Come si vedrà nella sezione 2.1.5, la norma da applicare ai droni di uso comune (categoria Open) non permette il volo BVLOS.

### 2.1.5 Ambito normativo

Nello spazio aereo gestito dall'EASA sono validi i regolamenti europei 2019/947 [36] e 2019/945 [11] che definiscono le norme per le operazioni dei droni civili. La classificazione viene effettuata in base al rischio in tre categorie:

- Open: categoria di rischio più bassa. Non sono richieste autorizzazioni e basta rispettare la normativa.
- Specific: categoria a rischio medio. L'operatore deve richiedere un'autorizzazione operativa all'autorità competente, eseguire una valutazione dei rischi e determinare i requisiti necessari per la sicurezza.
- Certified: categoria a rischio alto. Il rischio per la sicurezza è molto elevato e quindi è richiesta una certificazione sia dell'operatore che del drone; inoltre il pilota deve avere una licenza.

Già nella fase concettuale è stata esclusa la progettazione di un drone in categoria specific o certified a causa della complessità e del costo, per questo verrà approfondita solo la categoria open.

La categoria open è a sua volta divisa in tre sottocategorie, le principali caratteristiche sono riportate in figura 2.1.

UAS		Operation		Drone operator/pilot		
Max weight	Subcategory	Operational restrictions		Drone operator registration	Remote pilot competence	Remote pilot minimum age
< 250 g	A1 (can also fly in subcategory A3)	<ul style="list-style-type: none"> <li>— No flight expected over uninvolved people (if it happens, overflight should be minimised)</li> <li>— No flight over assemblies of people</li> </ul>		No, unless camera / sensor on board and the drone is not a toy	— No training required	No minimum age
< 500 g				Yes	<ul style="list-style-type: none"> <li>— Read carefully the user manual</li> <li>— Complete the training and pass the exam defined by your national competent authority or have a 'Proof of completion for online training' for A1/A3 'open' subcategory</li> </ul>	16*
< 2 kg	A2 (can also fly in subcategory A3)	<ul style="list-style-type: none"> <li>— No flying over uninvolved people</li> <li>— Keep a horizontal distance of 50 m from uninvolved people</li> </ul>		Yes	<ul style="list-style-type: none"> <li>— Read carefully the user manual</li> <li>— Complete the training and pass the exam defined by your national competent authority or have a 'Remote pilot certificate of competency' for A2 'open' subcategory</li> </ul>	16*
< 25 kg	A3	<ul style="list-style-type: none"> <li>— Do not fly near or over people</li> <li>— Fly at least 150 m away from residential, commercial or industrial areas</li> </ul>		Yes	<ul style="list-style-type: none"> <li>— Read carefully the user manual</li> <li>— Complete the training and pass the exam defined by your national competent authority or have a 'Proof of completion for online training' for A1/A3 'open' subcategory</li> </ul>	16*

Figura 2.1: Struttura organizzativa della categoria Open. [13]

La categoria di rischio minore è l'A1, la quale comprende droni con massa al decollo minore di 500 g. In questa categoria è permesso il volo vicino alle persone ma è sconsigliato il volo sopra a persone non coinvolte. In caso di guasto o errore del pilota, i possibili danni a cose o persone sono limitati a causa del peso ridotto del velivolo.

La categoria A2 comprende droni con massa minore di 2 kg. In questa categoria è permesso il volo a una distanza minima di 50 m dalle persone non coinvolte mentre è possibile il volo vicino alle persone coinvolte nelle operazioni. La categoria A3 comprende droni con massa fino a 25 kg. In questa categoria il volo deve essere ad almeno 150 m dalle persone o da zone residenziali, commerciali o industriali. Data la massa alta, è la categoria a rischio più elevato.

In tutte le categorie open, il volo deve sempre essere a vista, cioè in VLOS (Visual Lines Of Sight). Si devono sempre prevedere ed evitare le situazioni che potrebbero portare il drone fuori dal campo visivo, come la presenza di ostacoli o di vento forte o il raggiungimento di un basso livello di carica quando il drone è distante dall'operatore. Il volo automatico è permesso mentre il volo autonomo è vietato.

Oltre alla classificazione in categorie esiste anche una divisione in classi, la cui entrata in vigore è prevista per l'anno 2024. Si distinguono cinque classi, dalla C0 alla C4; le caratteristiche di ognuna sono descritte in dettaglio in [13].

Il drone in costruzione può essere considerato un drone costruito privatamente e quindi non richiede la categorizzazione in una di queste classi, tuttavia è stato scelto di seguire comunque le norme previste da questa classificazione. La classe che più si addice al velivolo in oggetto è la C3, le cui principali limitazioni sono il peso al decollo, che deve essere minore di 25 kg, e la grandezza caratteristica massima, che deve essere minore di 3 m. I droni di classe C3 possono volare solo nella categoria Open-A3.

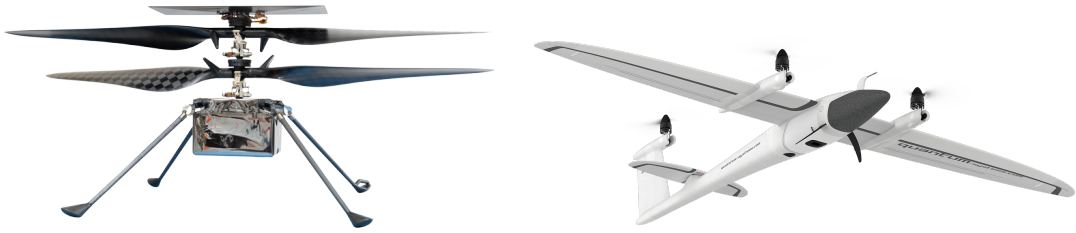
### 2.1.6 Propulsione

In un velivolo VTOL il sistema propulsivo deve essere in grado di generare sia spinta verticale che spinta orizzontale.

La spinta verticale è necessaria durante le fasi di decollo e atterraggio e deve essere superiore al peso del velivolo. Inoltre il sistema propulsivo deve garantire il controllo dell'assetto durante il volo verticale. Il controllo può essere eseguito in due modi:

- piatto oscillante: l'angolo di incidenza delle pale è controllato attraverso un piatto oscillante. Agendo sul comando collettivo si modifica l'angolo di incidenza globale e si può quindi controllare la spinta totale del rotore. Agendo sul comando ciclico si fa variare ciclicamente l'angolo di incidenza delle pale, generando dei momenti che sono utilizzati per variare l'assetto del velivolo. Utilizzando questo sistema è necessaria la presenza di almeno due rotori per compensare la coppia: essi possono essere due rotori controrotanti oppure un rotore principale che genera spinta verticale e un rotore anticoppia.
- multirotori: in questo caso le eliche sono a passo fisso e collegate direttamente ai motori. Per controllare l'assetto del velivolo si agisce differenzialmente sulla spinta dei motori. Generalmente si utilizza un numero pari di rotori, metà dei quali gira in senso orario mentre l'altra metà in senso antiorario. Così facendo si annulla la coppia di reazione dei motori. Con alcuni accorgimenti è possibile utilizzare anche configurazioni con un numero dispari di rotori. Il controllo della spinta viene gestito dall'autopilota: è fondamentale che i motori possano essere controllati accuratamente e che possano avere variazioni repentine della spinta richiesta.

Il primo metodo è quello utilizzato classicamente sugli elicotteri, ha il vantaggio che riduce il numero di rotori necessari e non richiede un controllo istantaneo e preciso del regime di rotazio-



(a) NASA Mars Helicopter - Ingenuity, un esempio di drone che utilizza un sistema a piatto oscillante con due rotori controrotanti. (b) Trinity F90+, un esempio di drone VTOL con tecnologia tilt-rotor.

ne dei motori: permette l'uso sia di motori elettrici che termici. Di contro, il piatto oscillante introduce una complessità elevata nel sistema, richiedendo uno sforzo progettuale non indifferente a fronte di vantaggi minimali. Nei droni questo sistema è utilizzato molto raramente e in applicazioni molto particolari, un esempio è il NASA Mars Helicopter Scout (Ingenuity) visibile in figura 2.2a.

Il secondo metodo è quello utilizzato principalmente nel settore UAS, sia dai multicotteri che dai VTOL. Con questo sistema non è possibile utilizzare motori termici ma solamente elettrici.

Viste queste considerazioni è stato scelto di utilizzare il secondo sistema, optando per una configurazione con tre o quattro motori.

La spinta orizzontale è necessaria durante le fasi di volo ad ala fissa e in genere è minore del peso del velivolo. Non richiede un controllo preciso come per la spinta verticale, per questo è possibile utilizzare sia motori elettrici che motori termici. Se si impiegano motori elettrici è possibile utilizzare gli stessi motori sia per il volo orizzontale che per quello verticale, facendoli ruotare all'occorrenza. In questo caso si parla di velivoli tilt-rotor. Un esempio di velivolo che impiega questa tecnologia è riportato in figura 2.2b. È possibile ruotare tutti i motori o solo alcuni.

### 2.1.7 Prestazioni

Nella fase concettuale è stata data una descrizione qualitativa delle prestazioni richieste al velivolo, sulla base delle missioni descritte in precedenza e valutando le soluzioni già presenti sul mercato. Le prestazioni che il velivolo dovrà soddisfare sono:

- Autonomia chilometrica e oraria: deve essere elevata o comunque maggiore di quella dei droni multirotores.
- Velocità di crociera: deve essere sufficientemente elevata. Una velocità di crociera elevata permette di avere un'autonomia chilometrica elevata. Se è troppo alta potrebbe costituire un problema per i payload di tipo ottico e anche per il pilotaggio remoto.
- Capacità VTOL: il drone deve essere in grado di decollare e atterrare verticalmente in uno spazio ridotto e paragonabile alle dimensioni del drone stesso. Queste operazioni devono avvenire senza alcun sistema ausiliario a terra (es. catapulta).
- Sicurezza: il drone deve essere in grado di gestire automaticamente situazioni di emergenza, come la perdita del segnale radio. Le situazioni di emergenza di questo tipo devono essere limitate utilizzando un adeguato sistema di telecomunicazione.



- Capacità di volo automatico: il sistema di gestione a terra o sul drone deve essere in grado di gestire missioni di volo automatico. Non è richiesta la capacità di volo autonomo a causa dei limiti normativi.

### 2.1.8 Metodi di costruzione

Un fattore determinante per lo sviluppo è stato quello legato alla costruzione del modello stesso. Nella valutazione dei metodi di costruzione bisogna distinguere tra i componenti che sono disponibili in commercio (OTS - Off The Shelf) e i componenti che devono essere costruiti appositamente. Per minimizzare i costi e il tempo di produzione, tutti i componenti OTS sono stati comprati esternamente.

I componenti personalizzati sono principalmente legati alla geometria esterna e sono le ali, la coda e la fusoliera. In seguito sono elencati i materiali e le tecniche più diffuse per la costruzione di aeromodelli:

- **Struttura centinata rivestita con pellicola:** questo metodo è utilizzato per la costruzione delle superfici alari. Si costruisce una struttura interna formata da longheroni e centine, usualmente in legno compensato. Successivamente si applica una pellicola all'esterno e la si tende applicando del calore. È un processo laborioso e che richiede molta manualità. Per velocizzarlo, le centine possono essere tagliate con taglio laser. Il longherone può essere in legno oppure in materiale composito. Siccome la pellicola poggia solidamente solo sulle centine non è possibile ottenere una superficie esterna regolare e con dimensioni costanti. La rigidità delle ali è data principalmente dalla struttura interna, mentre la struttura esterna serve solo a trasferire i carichi aerodinamici alle centine.
- **Struttura interna in polistirene:** la struttura interna viene ricavata tagliando un blocco di polistirene ad alta densità con la tecnica a filo caldo. L'esterno può essere ricoperto con pellicola per ottenere una finitura superficiale migliore e una protezione maggiore. A volte si usa rivestire l'esterno con materiale composito per migliorare le proprietà meccaniche. Successivamente i longheroni vengono infilati all'interno del polistirene. Qualsiasi carico venga applicato al polistirene deve essere adeguatamente distribuito per evitare rotture. La tecnica di taglio a filo caldo permette la creazione di sole forme rettilinee quindi le ali possono essere solamente rettangolari o trapezoidali.
- **Struttura in polistirene espanso:** si ottiene tramite lo stampaggio del polistirene, permette la creazione di una struttura resistente con geometrie complesse. Solitamente sono presenti dei longheroni che trasferiscono il carico alla fusoliera. È necessario produrre degli stampi e avere a disposizione le attrezzature per lo stampaggio a caldo, è quindi un metodo applicabile solamente a produzioni industriali in serie.
- **Struttura centinata e rivestimento in materiale composito:** questo metodo può essere utilizzato sia per le superfici alari che per la fusoliera. Il rivestimento esterno è costituito da un materiale composito, usualmente CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic). Per costruirlo è necessario utilizzare degli stampi appositamente costruiti. Con questa tecnica è possibile creare delle strutture molto rigide e leggere. In base alla tecnica di produzione adottata per gli stampi si possono sviluppare forme anche molto complesse. Questa tecnica può essere utilizzata sia per grandi produzioni che per la creazione di prototipi.

Ognuna di queste tecniche presenta dei vantaggi e degli svantaggi. Generalmente la prima e seconda tecnica non vengono utilizzate per droni commerciali perché sono laboriose e si ottengono

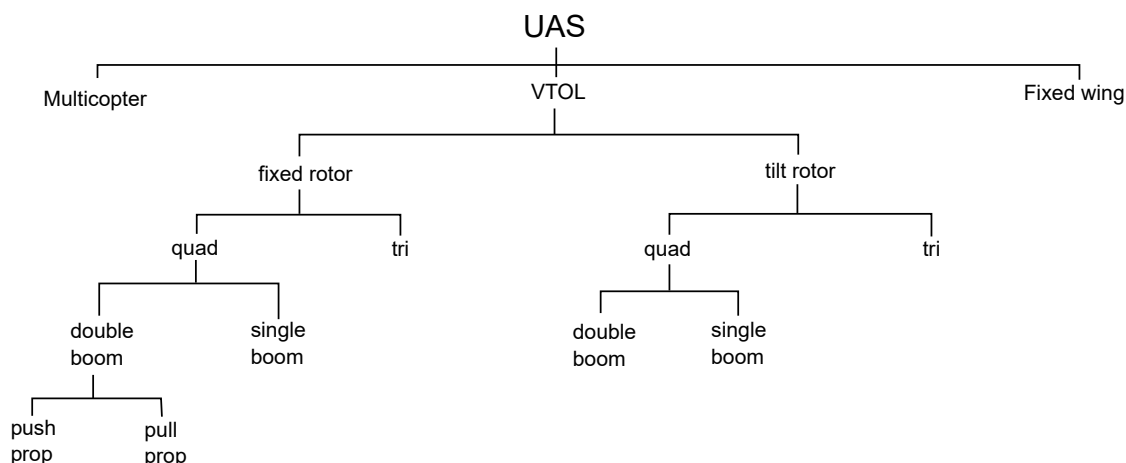


Figura 2.3: Configurazioni prese in esame nella fase concettuale.

risultati non ottimali. Sono più adatte a un applicazione in ambito artigianale come quello dell'aeromodellismo rispetto a un ambito industriale quale quello dei droni.

La terza e quarta opzione sono le più utilizzate dai droni VTOL attualmente in commercio. La terza tecnica richiede l'utilizzo di macchinari per lo stampaggio, non disponibili per questo progetto, quindi è stata scartata. Si è optato dunque per una struttura centinata con rivestimento in materiale composito.

### 2.1.9 Manutenzione

Nonostante l'MB-22 sia un prototipo dimostratore, si è scelto di svilupparlo con un ottica commerciale mantenendo tutti i componenti accessibili e sostituibili per un'eventuale manutenzione. Questo ha aumentato la complessità nella fase di progetto dettagliato, ma ha permesso lo sviluppo di un prodotto con caratteristiche adatte a un ipotetico impiego commerciale.

### 2.1.10 Valutazione delle configurazioni

La fase concettuale è terminata con la proposta delle configurazioni per il velivolo. Sono state analizzate diverse configurazioni valutando vantaggi e svantaggi di ciascuna. In figura 2.3 è rappresentata una catalogazione schematica delle configurazioni proposte.

La scelta tra multirottore, ala fissa e VTOL è già stata effettuata all'inizio della fase concettuale e quindi non verrà discussa ulteriormente. Una distinzione principale tra le possibili configurazioni è quella tra rotore fisso e tilt-rotor.

L'utilizzo di rotori fissi impone la presenza di almeno quattro motori, tre per il decollo verticale e uno per il volo orizzontale. Nel caso si utilizzino solamente tre motori per il decollo verticale (configurazione tri) si ha uno squilibrio sull'asse di imbardata, infatti il momento di reazione di un motore non potrà essere bilanciato. Per risolvere questo problema è necessario inclinare uno dei rotori affinché si generi un momento di imbardata, questa inclinazione deve essere variabile e quindi è necessario utilizzare un meccanismo collegato a un servomotore. Questo introduce una complicazione non indifferente in fase di progetto, e la presenza di meccanismo e servomotore riduce i vantaggi di peso dati dall'assenza del quarto motore. La configurazione con quattro motori (quad) è più semplice e facile da implementare. Un'altra distinzione può essere fatta sulla forma della fusoliera, in particolare è possibile utilizzare una forma classica in cui la coda è collegata

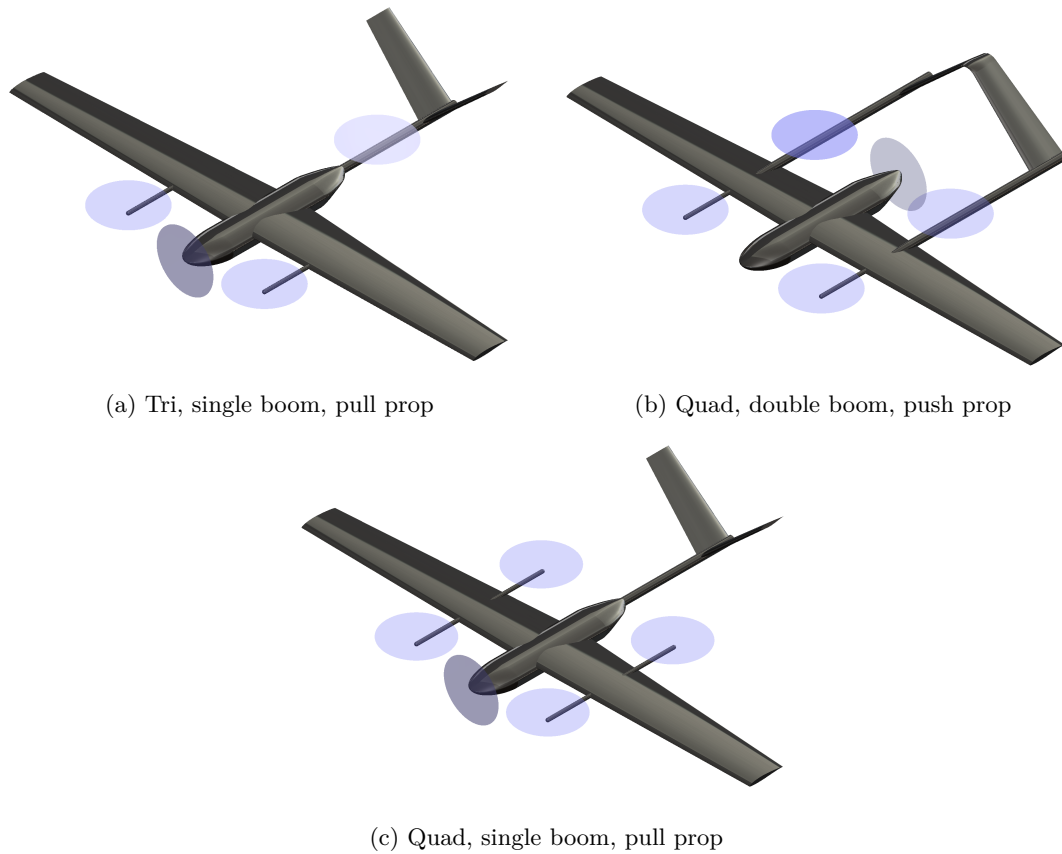


Figura 2.4: Alcune delle configurazioni proposte durante la fase concettuale. Si distinguono per il numero di motori (tri-quad), il tipo di fusoliera (single-double boom) e il posizionamento dell'elica per il volo orizzontale (pull-push prop). Le stesse configurazioni sono state valutate anche con applicazione tilt-rotor.

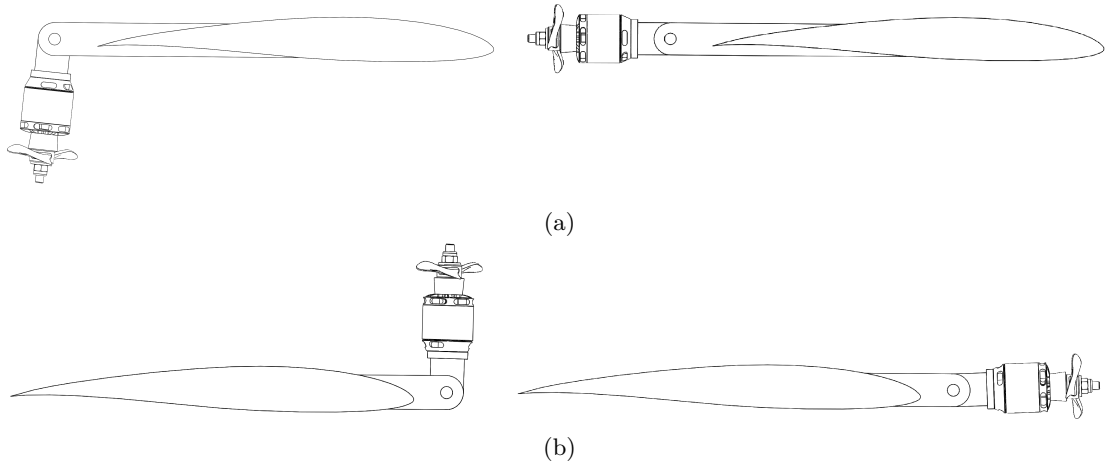


Figura 2.5: Manovra di transizione per elica spingente (a) e elica traente (b).

alla fusoliera da un'unica struttura (single boom), o una configurazione in cui la coda è collegata alla fusoliera da due strutture (double boom). La configurazione single boom è l'unica possibile con tre rotori, perché è necessario che l'elica posteriore sia posizionata simmetricamente. La configurazione double boom quad è vantaggiosa perché integra i supporti dei motori posteriori con la fusoliera. Il motore per il volo orizzontale può essere posto sia anteriormente, in configurazione traente, sia posteriormente, in configurazione spingente; nella configurazione tri è possibile solo l'opzione motore con elica traente.

Queste catalogazioni si applicano anche alle configurazioni tilt-rotor. La posizione che i motori devono assumere durante il volo verticale dipende da quella che hanno in volo orizzontale: in particolare se l'elica è traente in volo orizzontale lo dovrà essere anche in quello verticale e quindi il motore dovrà essere rivolto verso l'alto, viceversa dovrà essere rivolto verso il basso. Se si usano eliche spingenti in configurazione tilt-rotor bisogna prevedere un'altezza da terra adeguata. Utilizzando una configurazione tilt-rotor tri si ha un vantaggio, ossia è possibile utilizzare il movimento di tilt per contrastare il momento di imbardata generato dall'elica spaiata, senza necessità di sistemi aggiuntivi.

Un altro aspetto da valutare è la coda. Le configurazioni proposte sono quella convenzionale, quella a V o quella a V invertito. La coda convenzionale è formata da uno stabilizzatore orizzontale e uno verticale. Su quello orizzontale sono collegati gli equilibratori che permettono il controllo in beccheggio, mentre su quello verticale è montato il timone che permette il controllo in imbardata. Questa configurazione è la più utilizzata sugli aerei tradizionali perché fornisce buone prestazioni, posiziona le superfici in zone in cui il flusso non è disturbato eccessivamente dalle ali o dai motori e il collegamento con i comandi è semplice. Un'altra configurazione possibile è quella a V. La coda a V è formata solamente da due superfici: per ottenere un beccheggio queste ruotano nello stesso verso, mentre per l'imbardata ruotano in direzione opposta. A differenza della coda convenzionale, in questo caso i comandi devono essere miscelati opportunamente. Negli aerei tradizionali questo è effettuato da un apposito meccanismo, per questo è usata molto raramente. Nei droni la miscelazione può essere eseguita elettronicamente dall'autopilota. Solitamente gli attuatori sono posti vicino alla coda e controllano indipendentemente una superficie mobile. Altri vantaggi della coda a V sono la resistenza di interferenza ridotta e la semplicità di costruzione. Se si utilizza una configurazione double boom risulta molto conveniente l'uso di una coda a V invertita.

## 2.2 Fase di definizione

In questa fase sono stati definiti gli aspetti generali del progetto sulla base di quanto visto nella fase concettuale.

### 2.2.1 Scelta della configurazione

La configurazione è stata scelta effettuando un compromesso tra semplicità di costruzione, costo, massa e prestazioni. È stata selezionata la configurazione tilt-rotor con tre motori, dei quali i due anteriori sono in grado di ruotare, mentre il posteriore è fisso. Questa configurazione permette di ottimizzare le strutture, sia dal punto di vista della massa che dei costi. Utilizza il numero minimo di motori tra tutte le configurazioni: i motori e il loro controllori (ESC) sono componenti costosi e con una massa considerevole. Il vantaggio di massa è ridotto dal fatto che la configurazione tilt-rotor richiede l'impiego di due servomotori per la rotazione dei motori. La configurazione single boom è stata scelta perché è l'unica possibile con tre motori. L'utilizzo della configurazione tilt rotor esclude l'impiego di motori a combustione.

È stata scelta una coda a V perché minimizza le componenti da costruire e perché avendo due superfici uguali è possibile utilizzare lo stesso stampo per entrambe.

### 2.2.2 Scelta delle tecnologie di produzione impiegate

Le tecnologie di produzione devono essere conosciute e definite in precedenza, dal momento che influenzano fortemente il processo di progettazione.

Le attrezzature a disposizione hanno permesso un largo impiego di materiali compositi, quindi si è optato per una struttura centinata con rivestimento in materiale composito.

La costruzione degli stampi per i pezzi laminati può avvenire in vari modi: vista la disponibilità di una stampante 3D FDM con un volume di stampa elevato, è stato scelto di costruirli tramite stampa 3D. Data la versatilità e la semplicità d'uso della stampa 3D, è stato previsto che anche le centine, le strutture interne e i vari supporti fossero costruiti tramite questa tecnica. Tuttavia, bisogna sottolineare che la creazione di stampi per composito tramite stampa 3D è un processo innovativo e non documentato, per questo si è scelto di mantenere una geometria esterna semplice, limitando la complessità e gli eventuali problemi che sarebbero potuti insorgere. La creazione degli stampi in questo modo ha delle grandi potenzialità: una volta risolte le criticità, potrà essere utilizzata per creare ali con forme molto complesse con relativa facilità.

L'utilizzo dei materiali compositi, oltre a garantire prestazioni strutturali eccellenti, permette di ottenere una finitura superficiale ottima. In base a questo, si è scelto di utilizzare profili alari che promuovessero lo strato limite laminare. Se fossero state utilizzate altre tecniche di costruzione in cui la forma non riesce a essere replicata fedelmente (come la struttura centinata rivestita con pellicola) o in cui non si riesce a ottenere una finitura superficiale adeguata, l'utilizzo di questi profili sarebbe stato molto probabilmente inutile se non controproducente.

I longheroni sono costituiti da tubi a sezione circolare in CFRP, comprati esternamente. In seguito si vedrà come questa scelta ponga un vincolo alle dimensioni delle ali e alla scelta dei profili alari.

È stato scelto l'utilizzo di un'ala trapezoidale, con profilo alare costante e angolo di svergolamento variabile linearmente.

### 2.2.3 Obiettivi-Requisiti

L'obiettivo principale che deve soddisfare il velivolo riguarda l'autonomia. Da una valutazione delle soluzioni attualmente disponibili in commercio sono stati definiti i valori obiettivo per

l'autonomia oraria  $E = 60 \text{ min}$  e per l'autonomia chilometrica  $R = 100 \text{ km}$ . Nella scelta di questi parametri si è rimasti conservativi, consapevoli della limitata esperienza e capacità produttiva posseduta.

In seguito sono state definite le velocità caratteristiche. Quella più importante è la velocità di crociera: tipicamente questa corrisponde alle condizioni che massimizzano l'autonomia chilometrica o quella oraria, in base alla missione si sceglie se una o l'altra. Date le missioni previste per questo tipo di velivolo, è conveniente massimizzare l'autonomia chilometrica, in modo da massimizzare a sua volta l'area scansionata al suolo. È stato scelto un valore di  $V_c = 25 \text{ m/s}$ .

La velocità di transizione è la velocità alla quale è previsto che il volo sia completamente ad ala fissa; deve essere minore della velocità di crociera e maggiore della velocità di stallo, è stato scelto un valore di  $V_t = 30 \text{ m/s}$ .

La velocità massima non è importante per questo tipo di velivolo, quindi non è stata definita.

Dati i limiti di quota molto bassi imposti dalla norma (120 m), non è stata definita una quota di tangenza minima e, per semplicità, tutti i calcoli sono stati eseguiti a una quota nulla.

Dati i limiti costruttivi e la variabilità dei risultati ottenibili con i metodi di costruzione a disposizione, eseguire una stima precisa della massa risulta difficile. Si è scelto di procedere scegliendo un budget di massa, cioè un valore massimo del velivolo con associato payload. In questo modo il peso resta costante durante le varie fasi, viene solamente controllato con l'avanzare del progetto e con l'aumentare delle informazioni a disposizione per verificare che sia congruente con quello scelto. Una volta finita la progettazione preliminare delle strutture e dell'avionica, è stata verificata la presenza di un margine di massa adeguato per un payload generico. È stata scelta una massa di  $m_{tot} = 7 \text{ kg}$ , valutando il peso dei componenti già a disposizione e stimando il peso della struttura tramite un confronto con altri modelli.

## 2.3 Fase di progetto

Con i dati dalla fase di definizione si è passati alla progettazione preliminare e poi alla progettazione dettagliata.

### 2.3.1 Progetto preliminare

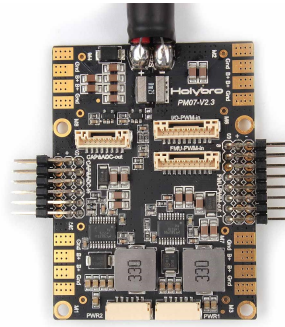
L'obiettivo del progetto preliminare è quello di ottenere le dimensioni generali del velivolo a partire dai requisiti individuati nella fase di definizione. Sono state definite le superfici esterne tramite un dimensionamento aerodinamico e le strutture interne tramite un dimensionamento strutturale. In particolare, sul piano aerodinamico sono state calcolate tutte le dimensioni riguardanti l'ala e i piani di coda, mentre sul piano strutturale sono state definite le dimensioni dei longheroni e della fusoliera. Nelle superfici alari si è fatta particolare attenzione all'aspetto aerodinamico mentre nella fusoliera si è dato maggior peso alla gestione degli ingombri, del carico e alla facilità di costruzione e assemblaggio. Il dimensionamento aerodinamico è stato eseguito con l'ausilio di simulazioni con metodo a pannelli (Xfr5) e CFD (Ansys Fluent) che verranno discusse più approfonditamente nei capitoli 5 e 6. Le analisi strutturali e aeroelastiche sono state eseguite con l'ausilio di analisi FEM effettuate con il software MSC-Nastran e sono espone in dettaglio in [29].

Gli aspetti aerodinamico e strutturale sono tra loro molto correlati dunque è stato necessario utilizzare un approccio iterativo per ottenere un risultato che soddisfacesse entrambi gli ambiti

Successivamente, sono stati scelti i componenti interni e il loro posizionamento in base al volume occupato, alla funzionalità e alla distribuzione del peso. Contemporaneamente, sono state eseguite le analisi di stabilità statica per valutare il posizionamento più appropriato dei componenti.



(a) Holybro Pixhawk 4 [22]



(b) Holybro Power Module 07 [23]

Figura 2.6

In questa fase sono stati prodotti dei modelli CAD semplificati in cui i corpi sono rappresentati come superfici e i componenti interni sono rappresentati dal loro ingombro massimo. Con il modello CAD è stato possibile stimare accuratamente la massa dei componenti e della struttura e la posizione del centro di massa.

### 2.3.2 Componentistica

#### Flight controller e sensori

Il flight controller è il dispositivo che gestisce tutti i dispositivi elettrici di bordo, quali sensori, attuatori e motori, ed effettua le elaborazioni software necessarie al volo. Riceve in ingresso i segnali dalla ricevente e dai sensori, li elabora e restituisce i segnali per i motori e i servomotori. Al suo interno contiene un'unità di elaborazione in grado di eseguire le funzioni di autopilota per garantire la stabilità del velivolo, per il pilotaggio remoto e per il volo automatico. Per assolvere alle sue funzioni, il flight controller necessita di molte informazioni riguardanti il velivolo: le principali sono assetto, posizione spaziale, velocità e altezza da terra. Sono necessari molti sensori per fornire queste informazioni, a oggi in commercio esistono delle soluzioni che integrano il flight controller a gran parte dei sensori necessari per il suo funzionamento.

Per l'MB-22 è stata scelta la *Holybro Pixhawk 4* [22] visibile in figura 2.6a, un flight controller che contiene giroscopi, accelerometri, barometro e magnetometro. L'antenna GPS e il tubo di Pitot sono esterni e sono collegabili direttamente al flight controller.

#### Sistema di comunicazione

Il collegamento principale è formato da una ricevente *FrSky R9 900 MHz* [15] che riceve gli input del pilota dal radiocomando *FrSky Horus X10S* [14]. Attraverso questo collegamento, il pilota può effettuare il pilotaggio da remoto. Il collegamento secondario o di telemetria è effettuato tramite la coppia ricevente-trasmittente *Holybro SiK Telemetry Radio V3 433 MHz* [24]. Essa permette uno scambio di dati bidirezionale con la stazione di terra. È utilizzata per l'invio della telemetria dal drone a terra e l'invio delle missioni programmate dalla stazione di terra al drone. Il collegamento video è effettuato con una camera analogica che trasmette, con la sua trasmittente, a uno schermo da 7". Il collegamento principale è garantito per 10 km in condizioni ideali, mentre il collegamento secondario e video sono efficaci per qualche centinaio di metri.

## Sistema propulsivo

Il sistema propulsivo è formato dalle eliche, dai motori e da eventuali controllori per i motori. Usualmente nei droni si utilizzano motori brushless perché hanno un'efficienza alta, prestazioni dinamiche ottime e bassa usura (non sono presenti contatti striscianti). I motori brushless richiedono la presenza dell'ESC (Electronic Speed Controller), che trasforma la corrente continua proveniente dalle batterie in una corrente trifase che alimenta i poli del motore. I calcoli per la potenza necessaria verranno presentati successivamente, nella sezione 4.1. In base a questi calcoli, sono state scelte le seguenti combinazioni motore-elica:

	Motore	P [W]	m [g]	ESC	m [g]	Elica
ant.	Hacker A30-10XL V4 [20]	700	177	Hacker X-70-SB-Pro [19]	54	14x6
post.	Hacker A30-12L V4 [21]	500	143	Hacker X-55-SB-Pro [18]	45	14x6

## Attuatori

Gli attuatori sono necessari a movimentare le superfici di controllo e i motori anteriori. In totale sono state utilizzate tre coppie di attuatori, le cui caratteristiche sono le seguenti

posizione	modello	momento [ $Ncm$ ]	m [g]
motori	Savox SV1254 MG [39]	117.72	46
coda	Savox SV1270 TG [40]	343.35	56
alettoni	FullPower DM4082M [16]	80.44	29

Tutti questi servocomandi vengono controllati digitalmente: questo garantisce una velocità maggiore, un posizionamento più preciso e una coppia più elevata. Gli ingranaggi sono in metallo, per garantire una resistenza elevata alle sollecitazioni.

## Sistema di potenza

Questo sistema deve fornire la potenza al drone, che viene richiesta in particolare per il funzionamento dei sistemi di bordo, quali flight controller, sensori, motori, camera ed eventualmente payload.

L'energia viene immagazzinata nelle batterie, ne esistono di diverso tipo ma quelle più adatte all'utilizzo nei droni sono le batterie ai polimeri di Litio, grazie alla loro densità energetica e capacità di scarica elevata.

Sono state scelte due batterie Gens Ace Bashing 3S da 8000 mAh [17] con una massa di 0.524 kg, per un totale di 1.048 kg.

La distribuzione della potenza alle utenze viene effettuata dalla scheda di distribuzione della potenza (PDB - Power Distribution Board).

È stata scelta la Holybro Power Module 07 [23], visibile in figura 2.6b. Questa ha un doppio canale di alimentazione per il flight controller, in modo da garantire la ridondanza sull'alimentazione. Permette il collegamento di quattro motori e otto servocomandi.

## Software

Nel flight controller deve essere presente un software autopilota, nella PixHawk 4 è disponibile la suite di software ArduPilot [5]. Essa fornisce un sistema di autopilota per vari veicoli, sia aerei che terrestri. Per questa configurazione è necessario utilizzare la variante ArduPlane, scegliendo la tipologia di telaio QuadPlane.



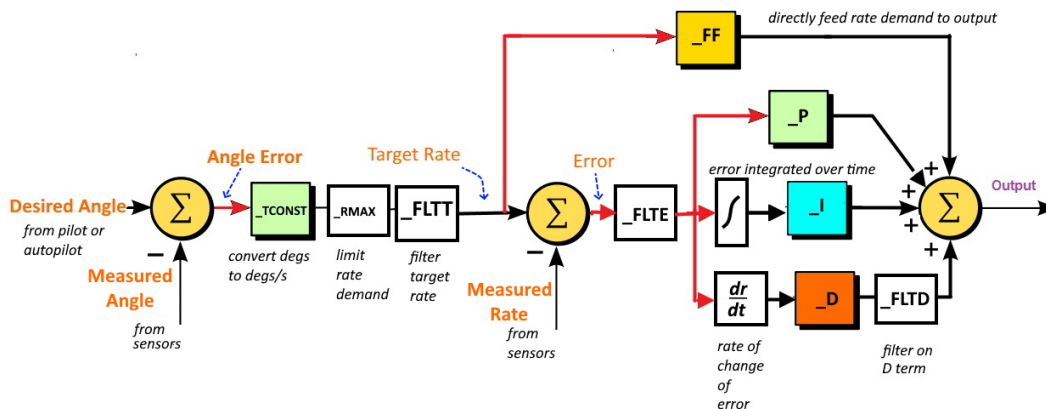


Figura 2.7: Schema esempio di un controllo PID-FF implementato in ArduPilot. [7]

ArduPilot dispone di molte tipologie di controllo (*Flight Modes*) con varie funzionalità e livelli di assistenza al volo. Queste sono descritte nella documentazione e sono divise in modalità di volo ad ala fissa [6] e modalità di volo per VTOL [8]. Queste modalità variano in base al tipo di controllo che eseguono, in particolare si può avere:

- Controllo completamente manuale delle superfici di controllo
- Controllo manuale con assistenza semplice; quando l'input torna in posizione neutra viene ristabilito un assetto neutro. Non sono presenti limiti massimi per gli angoli di assetto.
- Controllo stabilizzato con limiti, il pilota fornisce in input l'assetto desiderato, senza superare mai i limiti prescritti.
- Controllo automatico; il controllo è eseguito direttamente dall'autopilota senza intervento del pilota.

Le modalità di volo che si prevede verranno utilizzate sono quelle in cui l'autopilota fornisce un controllo completamente stabilizzato almeno in rollio e beccheggio, cioè FBWA, FBWB e CRUISE. Nelle prime due si ha il controllo stabilizzato dell'assetto, mentre nella seconda si controlla solamente direzione e altitudine. Tra le modalità di volo verticale, quelle che si prevede di utilizzare sono QHOVER e QLOITER. La prima mantiene un'altitudine costante permettendo di manovrare rollio, beccheggio e imbardata, mentre nella seconda il controllo avviene sulla posizione.

Tutti i controlli di ArduPilot vengono eseguiti tramite un controllo PID-FF (Proporzionale Integrativo Derivativo - Feed Forward); uno schema esempio è riportato in figura 2.7. L'input del pilota o dell'autopilota viene fornito sotto forma di un angolo di assetto, che viene poi convertito in un rateo effettuando la comparazione con l'angolo attuale. Il rateo viene mandato all'uscita tramite il ramo feed forward. Il controllo PID agisce sull'errore del rateo, andando a stabilizzare l'uscita e riducendo gli errori dovuti a disturbi, come raffiche o turbolenza. Nel controllo PID sono presenti tre azioni:

- Proporzionale: fornisce una risposta proporzionale all'errore e quindi immediata.
- Integrativo: è proporzionale all'integrale dell'errore nel tempo e cioè ai valori passati. Serve a compensare i disturbi esterni costanti.

- Derivativo: è proporzionale alla derivata dell'errore. Serve a smorzare le variazioni rapide dell'uscita generate dall'azione proporzionale.

Inoltre sono presenti dei filtri passa basso che riducono il rumore e migliorano la risposta ai disturbi.

Il guadagno dei controlli e la frequenza dei filtri possono essere configurati per ottenere un controllo ottimale del velivolo.

Per la stazione di terra (GCS - Ground Control Station) si utilizza Mission Planner [32]. Tramite questo software è possibile effettuare la programmazione iniziale dell'autopilota e la gestione della telemetria e delle missioni automatiche.

### 2.3.3 Disposizione dei componenti valutazione della massa

La disposizione dei componenti interni è stata eseguita valutando

- Funzionalità: alcuni componenti necessitano un posizionamento specifico in base alla loro funzionalità, per esempio il tubo di Pitot deve essere posto in una zona dove il flusso è indisturbato oppure i servomotori devono essere vicini alle superfici da movimentare.
- Ingombro: il posizionamento deve avvenire in una zona in cui c'è sufficiente spazio. Alcuni componenti elettronici, come gli ESC o la scheda di potenza, possono arrivare ad alte temperature durante l'uso. Devono essere posti in zone con un adeguato ricambio d'aria per permettere il raffreddamento.
- Bilanciamento: come si vedrà nel capitolo 7.1, la posizione del centro di massa è fondamentale per ottenere la stabilità longitudinale. Nel posizionare i componenti più pesanti bisogna valutare attentamente la posizione del centro di massa; inoltre è necessario prevedere un certo margine di spostamento del centro di massa per effettuare delle correzioni successive. La disposizione dei motori deve garantire che la risultante della spinta sia passante per il centro di massa. Per evitare sbilanciamenti laterali, è necessario disporre i componenti più pesanti in modo simmetrico.
- Requisiti dei componenti: alcuni componenti hanno dei requisiti specifici, per esempio le antenne devono essere in vista e non schermate da componenti in metallo o fibra di carbonio, oppure il Flight controller deve essere posizionato vicino al centro di massa del velivolo.

Inizialmente sono stati disposti i componenti più pesanti, cioè le batterie, i motori e i servomotori, e solo successivamente quelli più leggeri.

In seguito è stata valutata la massa totale del velivolo per verificare che corrispondesse alle stime effettuate in precedenza. Nella tabella 2.8 è riportata la massa della struttura e dei componenti principali. È stato ipotizzato l'impiego di un carico utile di massa 1 kg. In questo caso si ha il 32% di massa dovuto alla struttura, il 14% al payload e il 30% dovuto ai componenti. La percentuale di massa delle batterie è di 15%.

### 2.3.4 Progetto dettagliato

Nel progetto dettagliato è stata eseguita l'integrazione dei vari sottosistemi.

Il primo passaggio è stato quello di definire con esattezza le superfici esterne. In particolare è stato effettuato un raccordo tra ala e fusoliera, come visibile in figura 2.9. Questo permette di ridurre la resistenza di interferenza e facilita la costruzione del rivestimento della fusoliera in materiale composito.

	Massa componente singolo g	n	Massa totale g	% su totale
<b>coda</b>				
rivestimento	73.09	2	146	2.1%
longherone	16.53	2	33	0.5%
centine	25	2	50	0.7%
servo Savox 1270TG	56	2	112	1.6%
supporto piani di coda	165.23	1	165	2.4%
totale coda			506	7.2%
<b>ala</b>				
longheroni	107.18	2	214	3.1%
rivestimento	223.92	2	448	6.4%
centine	130.59	2	261	3.7%
alettone	52.34	2	105	1.5%
gruppo centina tilt	84.7	2	169	2.4%
motore Hacker 10XL+elica	216.6	2	433	6.2%
servo Savox 1254MG	46	2	92	1.3%
servo Fullpower DM4082M	29	2	58	0.8%
alloggio servo alettone	30.02	2	60	0.9%
totale ala			1841	26.4%
<b>fusoliera</b>				
rivestimento	305.85	1	306	4.4%
longherone	102.04	1	102	1.5%
centine	100.49	1	100	1.4%
supporti ala	50.57	1	51	0.7%
batterie	507	2	1014	14.5%
pixhawk+PM	82.5	1	83	1.2%
motore Hacker 12L+elica	182.6	1	183	2.6%
supporto motore	63.04	1	63	0.9%
esc x77-sb	54	2	108	1.6%
esc x55-sb	45	1	45	0.6%
totale fusoliera			2054	29.4%
<b>payload</b>				
	1000	1	1000	14.3%
<b>totale</b>			6987.42	
<b>totale no payload</b>			4341.22	

Figura 2.8: Valutazione della massa dei componenti e della struttura

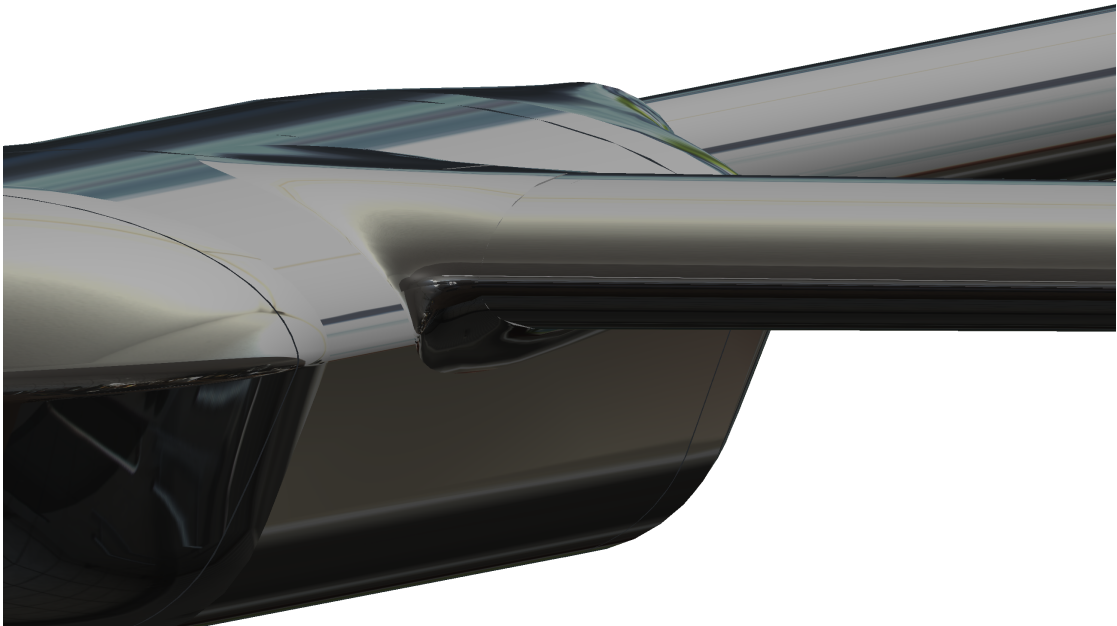


Figura 2.9: Dettaglio del raccordo tra ala e fusoliera

Successivamente è stata definita la struttura principale interna, ossia il posizionamento esatto dei longheroni e delle centine. Si è passati poi al disegno dei dettagli interni, come i supporti per i servomotori, per le cerniere degli alettoni e per la componentistica.

Una parte molto importante è stata quella dello sviluppo del sistema di rotazione dei motori anteriori. Questo deve garantire ai motori di passare agevolmente dalla configurazione per il volo verticale a quella per il volo orizzontale, essendo al contempo robusto, rigido e affidabile. Il motore deve essere libero di muoversi attorno alla posizione verticale per poter garantire la generazione di un momento di imbardata, sono stati considerati necessari  $30^\circ$  di escursione.

Durante il volo orizzontale è possibile utilizzare il movimento dei motori per creare una spinta vettoriale che aumenta le capacità di rollio. Questa funzionalità non è essenziale, poiché gli alettoni sono stati dimensionati per garantire un momento di rollio adeguato. Nonostante ciò, è stato scelto di predisporre il meccanismo di rotazione dei motori con un certo margine di manovra attorno alla posizione orizzontale, in modo da poterla comunque impiegare. È stata scelta un'escursione di  $20^\circ$  attorno alla posizione orizzontale. In totale l'escursione richiesta al motore è di  $\phi = 5^\circ + 90^\circ + 15^\circ = 110^\circ$ .

Il sistema sviluppato è visibile in figura 2.11.

In tutto questo si è fatta particolare attenzione a mantenere i componenti facilmente accessibili e sostituibili, anche dopo il montaggio finale.

Il risultato del progetto dettagliato è riportato in figura

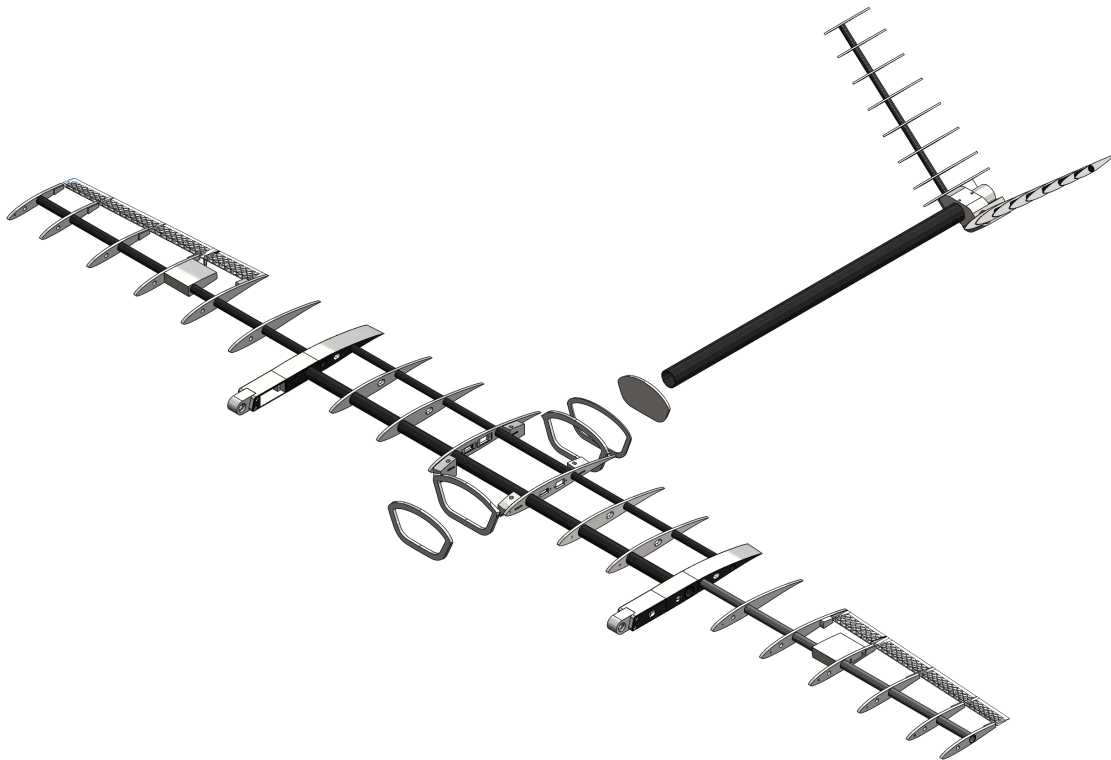


Figura 2.10: Struttura portante interna



Figura 2.11: Dettaglio del meccanismo di rotazione dei motori

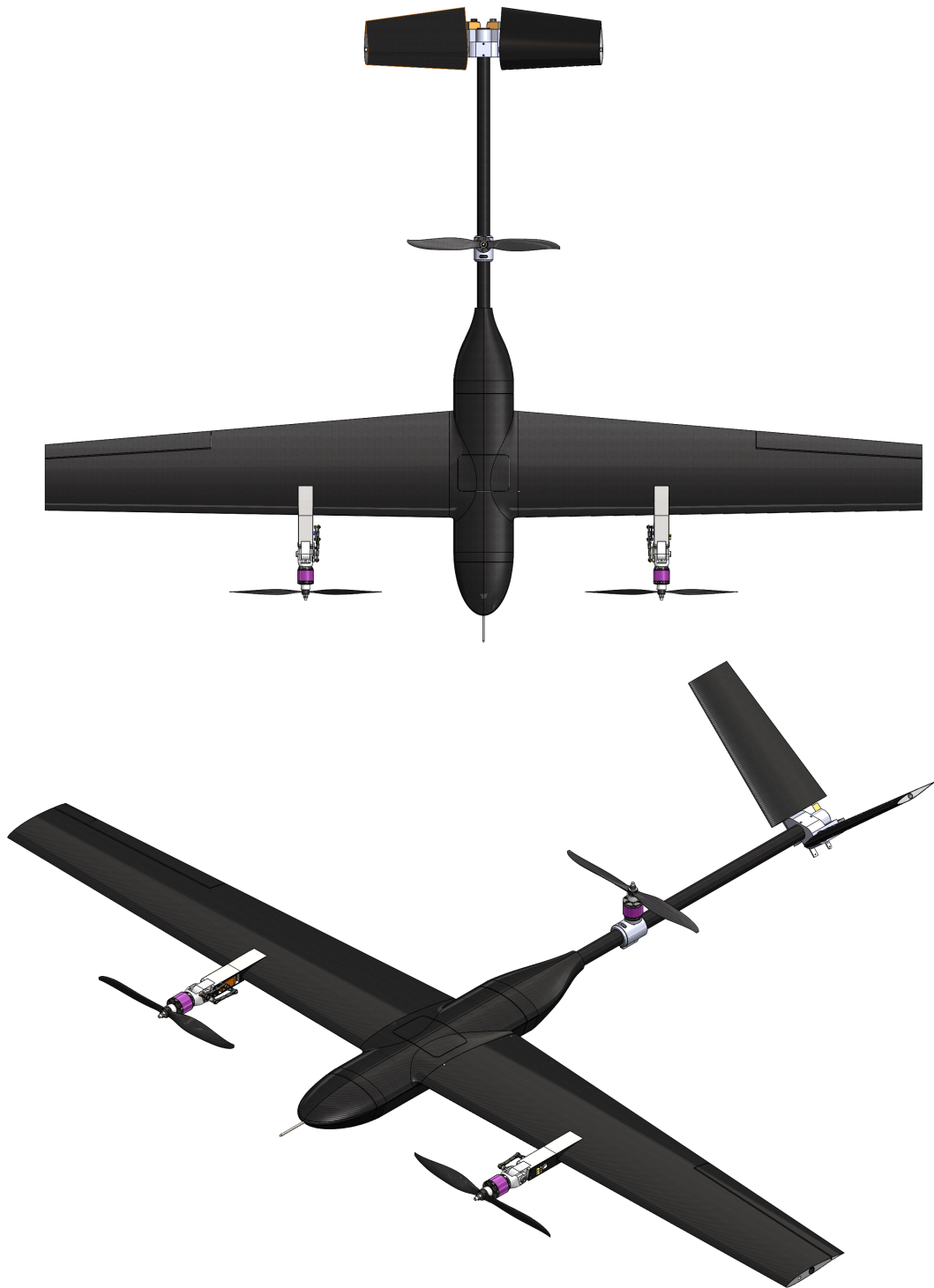


Figura 2.12: Viste del modello

# 3

## Cenni teorici ai metodi di simulazione utilizzati

---

Lo sviluppo aerodinamico può essere effettuato tramite l'utilizzo di formule teoriche o empiriche oppure con l'utilizzo di simulazioni numeriche. Il primo approccio è ha il vantaggio di avere un uso abbastanza veloce; tuttavia la precisione dei risultati è spesso bassa a causa delle correlazioni empiriche effettuate o delle semplificazioni eseguite nel derivare la teoria. Questi metodi sono utili soprattutto nelle fasi iniziali della progettazione, durante le quali è necessario eseguire rapidamente confronti tra le varie configurazioni senza avere bisogno di una precisione elevata.

I metodi di simulazione si basano su algoritmi numerici per simulare il comportamento aerodinamico. Riescono a fornire risultati accurati ma possono richiedere molto tempo, a seconda del calcolatore a disposizione. Data la natura numerica di queste simulazioni, è necessario avere un calcolatore con prestazioni adeguate, sia per quanto riguarda la potenza di calcolo che la memoria disponibile.

I metodi di simulazione aerodinamica si dividono principalmente in due famiglie: i metodi a potenziale e i metodi CFD. In seguito verranno descritti entrambi, sia da un punto di vista teorico che da un punto di vista pratico, ripercorrendo il processo di studio che è stato eseguito durante la scelta dei metodi di simulazione e analizzando le peculiarità e le limitazioni dei software a disposizione.

### 3.1 Metodi basati sul potenziale

Consideriamo un flusso incomprimibile: valgono le equazioni di Navier-Stokes, qui riportate in forma adimensionale

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{D}{Dt} \vec{V} = -\vec{\nabla} p + \frac{1}{Re} \nabla^2 \vec{V} \quad (3.2)$$

in cui  $Re$  è il numero di Reynolds

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (3.3)$$

Per ottenere un'approssimazione per il flusso inviscido possiamo considerare il limite per  $Re \rightarrow \infty$ : si ottengono le equazioni di Eulero

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (3.4)$$

$$\frac{D}{Dt} \vec{V} = -\vec{\nabla} p \quad (3.5)$$

Dal teorema di Kelvin, se un flusso è inviscido, barotropico e con forze di massa conservative, la circolazione lungo qualsiasi linea chiusa è costante nel tempo. Ciò implica che, se il flusso è inizialmente irrotazionale ( $\zeta = \vec{\nabla} \times \vec{V} = 0$ ), esso sarà irrotazionale per tutti gli istanti successivi, in tutti i punti. In un campo irrotazionale è possibile definire una funzione potenziale

$$\vec{\nabla} \varphi = \vec{V} \quad (3.6)$$

Questa soddisfa in ogni punto la condizione di irrotazionalità per l'identità vettoriale

$$\zeta = \vec{\nabla} \times (\vec{\nabla} \varphi) \equiv 0 \quad (3.7)$$

Applicando la funzione potenziale all'equazione di continuità, si ottiene l'equazione di Laplace:

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (3.8)$$

a cui si applica la condizione al contorno di impermeabilità sul corpo

$$\vec{V} \cdot \vec{n}|_{\partial c} = \frac{\partial \varphi}{\partial n}|_{\partial c} = 0 \quad (3.9)$$

e congruenza con il flusso indisturbato

$$\vec{\nabla} \varphi|_{\infty} = \vec{V}_{\infty} \quad (3.10)$$

In alternativa alla funzione potenziale è possibile utilizzare la funzione di corrente che, per un campo bidimensionale, corrisponde a

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y}, \quad v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (3.11)$$

Questa soddisfa in ogni punto l'equazione di continuità 3.4 e di irrotazionalità. La condizione di impermeabilità per la funzione di corrente è

$$\psi|_{\partial c} = \text{const} \quad (3.12)$$

Nei flussi a potenziale non è possibile applicare la condizione di aderenza, perciò si avrà una velocità tangenziale non nulla in prossimità della parete. Questo dà origine al paradosso di D'Alambert, secondo il quale per  $Re \rightarrow \infty$ , la resistenza di un corpo tende a zero. Nella pratica questo non avviene, perché sono presenti due effetti aggiuntivi che la teoria a potenziale non può tenere conto: la presenza degli effetti viscosi in prossimità della parete che genera una resistenza d'attrito e la separazione dello strato limite che genera la resistenza di profilo.

Quindi, in un flusso irrotazionale che soddisfa le ipotesi del teorema di Kelvin, per conoscere il campo di velocità è sufficiente calcolare il potenziale risolvendo l'equazione di Laplace 3.8. La pressione può essere calcolata tramite l'equazione di Bernoulli che, per un flusso irrotazionale, è

$$\frac{V^2}{2} + G + \frac{p}{\rho} = \text{const} \quad (3.13)$$

La soluzione di questa equazione è molto più semplice rispetto alla soluzione del sistema di Navier-Stokes; data la sua linearità vale il principio di sovrapposizione degli effetti, per cui è



possibile calcolare la soluzione generale come somma di soluzioni particolari. Un altro vantaggio è che non è necessario risolvere tutto il campo di moto, ma ci si può limitare a risolvere solo le zone di interesse. Per questo le simulazioni con metodi a potenziale richiedono molte meno risorse rispetto ai metodi cfd.

Il principale limite di questi metodi risiede nell'impossibilità di simulare il flusso nelle zone in cui è presente vorticità, in pratica quindi nelle zone dove è presente lo strato limite.

L'effetto dello strato limite è tanto più evidente quanto più il corpo è tozzo, quindi la teoria a potenziale può dare risultati ottimi per corpi affusolati o profili alari a bassa incidenza, mentre da risultati scarsi o totalmente sbagliati per corpi tozzi e profili alari in prossimità dello stallo.

### 3.1.1 Xfoil

Xfoil [46] utilizza un metodo a pannelli per la simulazione di profili alari bidimensionali. La sua implementazione è descritta in dettaglio in [12], di seguito vengono riportati solo gli aspetti principali. Utilizza un metodo di accoppiamento tra soluzione esterna a potenziale e strato limite, per ottenere risultati validi anche a Reynolds bassi. Permette di valutare portanza, resistenza, momento, coefficiente di pressione, comportamento dello strato limite e transizione da laminare a turbolento.

Xfoil utilizza il metodo delle singolarità, il quale non richiede la soluzione del campo di moto su un dominio esteso ma solo al bordo del profilo e lungo la scia, riducendo i calcoli necessari.

Il profilo alare è discretizzato da  $N$  pannelli piani: a ogni pannello è associata una vorticità  $\gamma$  e una intensità della sorgente  $\sigma$ . Inoltre, è necessario rappresentare la scia con uno strato di pannelli.

Xfoil si basa sulla soluzione della funzione di corrente nella superficie del profilo. La funzione di corrente si ottiene sommando il flusso indisturbato

$$\psi_\infty = V_\infty \cos \alpha y - V_\infty \sin \alpha x = u_\infty y - v_\infty x \quad (3.14)$$

con la vorticità

$$\psi_v = \frac{\gamma}{2\pi} \ln r \quad (3.15)$$

e la sorgente

$$\psi_s = \frac{\sigma}{2\pi} \theta \quad (3.16)$$

in cui  $r$  e  $\theta$  sono rispettivamente la distanza e l'angolo rispetto al punto considerato. Vorticità e sorgente sono distribuite sulla superficie del profilo; il campo sorgente serve a rappresentare il comportamento dello strato limite.

È possibile calcolare la funzione di corrente in ogni punto, sommando gli effetti di ciascun termine

$$\psi(x, y) = u_\infty y - v_\infty x + \frac{1}{2\pi} \int \gamma(s) \ln r(s; x, y) ds + \frac{1}{2\pi} \int \sigma(s) \theta(s; x, y) ds \quad (3.17)$$

in cui  $s$  è la coordinata lungo il profilo e la scia.

Il profilo alare e la scia sono discretizzati in pannelli; ogni pannello ha una distribuzione lineare di vorticità, definita ai nodi, e una costante di sorgente. L'equazione 3.17 può essere discretizzata lungo i pannelli.

Richiedendo che la funzione di corrente 3.17 sia uguale a un valore costante su ogni nodo del profilo alare, si ottiene un sistema lineare. Combinando questo sistema con la condizione di Kutta  $\gamma_{TE} = 0$ , si ottiene un sistema di  $N+1$  equazioni in  $N+1$  incognite che può essere risolto

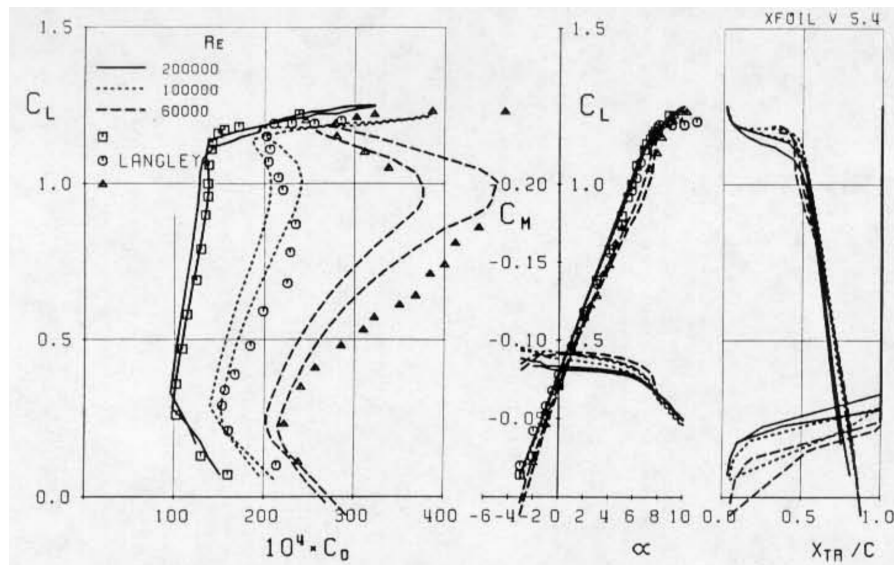


Figura 3.1: Confronto tra le simulazioni Xfoil e i dati sperimentali su un profilo Eppler 387 presenti in [31]. Le simulazioni con  $C_D$  minore sono state eseguite con  $\tilde{n}_{crit} = 9$  mentre quelle con  $C_D$  maggiore sono state eseguite con  $\tilde{n}_{crit} = 12$ . [12]

per trovare i valori di circolazione  $\gamma_i$  in ogni pannello. La soluzione inviscida si ottiene ponendo tutti i termini  $\sigma$  nulli e scegliendo un angolo di attacco.

Per la soluzione viscosa è necessario risolvere le equazioni integrali dello strato limite per la quantità di moto e l'energia cinetica e associare i risultati ottenuti ai valori di  $\sigma$ . Xfoil è in grado di predire la transizione utilizzando il metodo  $e^9$ , perciò la transizione avviene quando il rapporto di amplificazione  $\tilde{n}$  raggiunge il valore critico  $\tilde{n}_{crit}$  (usualmente pari a 9). Il valore di  $\tilde{n}_{crit}$  influisce fortemente sul punto di transizione, soprattutto per le simulazioni a basso numero di Reynolds. L'accoppiamento tra strato limite e soluzione a potenziale avviene tramite l'utilizzo dei termini sorgente  $\sigma$ , che devono essere calcolati sulla base dello spessore di spostamento  $\delta^*$ .

Tramite un processo iterativo si ottiene una soluzione in cui il flusso a potenziale viene modificato per tenere conto della presenza dello strato limite. Questa tecnica riesce a predire con buona precisione la transizione turbolenta e la formazione di bolle di separazione, mentre non riesce a calcolare accuratamente la separazione dello strato limite e quindi anche le prestazioni in prossimità dello stallo. Grazie a queste caratteristiche, con Xfoil è possibile effettuare lo studio di profili alari a basso numero di Reynolds. In figura 3.1 è visibile il confronto tra delle simulazioni Xfoil e dei risultati sperimentali. Al diminuire del numero di Reynolds la precisione diminuisce, a causa degli effetti viscosi che diventano sempre più importanti. La simulazione a  $Re = 200000$  è molto accurata per angoli di incidenza non troppo elevati.

Xfoil è stato utilizzato per la simulazione dei profili di ala e coda.

### 3.1.2 Xfr5

Uno dei limiti maggiori di Xfoil è l'impossibilità di studiare problemi tridimensionali. Per questo è stato necessario integrarlo con Xfr5 [45]. I risultati tridimensionali di Xfr5 sono basati su risultati bidimensionali di Xfoil, per questo è possibile utilizzare Xfr5 come interfaccia grafica per Xfoil.

Xfvr5 mette a disposizione varie tecniche tridimensionali:

- *LLT (Lifting Line Theory)*: il metodo è descritto dettagliatamente in [42]. L'ala è rappresentata da un vortice a staffa che rilascia progressivamente la sua intensità nella scia. Portanza e resistenza sono calcolate sommando i valori in ogni sezione. Siccome l'angolo d'attacco di una sezione dipende dall'angolo indotto e l'angolo indotto dipende a sua volta dalla portanza nelle varie sezioni, è necessario un processo iterativo. I valori di portanza nelle singole sezioni sono ottenuti interpolando i valori calcolati da Xfoil. Questo metodo può simulare solo una superficie alare; non tiene conto dell'angolo diedro e dell'angolo di freccia.
- *VLM (Vortex Lattice Method)*: è un metodo in cui la superficie portante è rappresentata da un solo strato di pannelli: lo spessore non è considerato. È disponibile in due tipologie: VLM1 utilizza un vortice ad anello per ogni pannello e un vortice a staffa per la scia, mentre VLM2 utilizza vortici a staffa sia per i pannelli che per la scia. È utilizzabile anche con superfici multiple, a condizione che i vortici della scia non intersechino i pannelli di una superficie.
- *Metodo a Pannelli*: il metodo è descritto dettagliatamente in [30]. La superficie dell'ala e la scia sono modellate con pannelli rettangolari. Su ogni pannello è posizionata una singolarità di tipo sorgente e una di tipo doppietta. È un metodo molto versatile che permette anche la simulazione di ali spesse. Ha le stesse limitazioni del metodo VLM per quanto riguarda l'intersezione della scia con le superfici.

Per calcolare la resistenza viscosa, i metodi VLM e a pannelli interpolano i dati 2D ottenuti da Xfoil, corrispondenti alla portanza locale, così facendo non si tiene conto della transizione dovuta ai flussi trasversali. Il valore di portanza globale e di momento sono abbastanza precisi, mentre la resistenza è molto imprecisa e solitamente viene sottostimata. Altre mancanze di questi metodi sono l'impossibilità di simulare l'interazione ala-fusoliera e l'assunzione di una scia piatta.

## 3.2 CFD

I metodi CFD (*Computational Fluid Dynamics*) permettono di risolvere il campo di moto di un fluido in un dominio, date le condizioni al contorno. Si basano sulla soluzione delle equazioni di Navier-Stokes o su equazioni derivate da queste. A oggi esistono tre possibili approcci:

- *DNS (Direct Numerical Simulation)*: si risolvono direttamente le equazioni di Navier-Stokes. Il costo computazionale di queste simulazioni scala con  $Re^3$ , quindi, nel caso di flussi ad alto numero di Reynolds, non sono praticabili. Attualmente non sono mai utilizzate in ambito industriale, ma solo a scopo di ricerca: i loro risultati sono equivalenti a un esperimento virtuale.
- *RANS (Reynolds Averaged Numerical Simulation)*: al posto di risolvere le equazioni di Navier-Stokes, si risolvono le equazioni RANS. È il metodo più utilizzato in ambito industriale perché permette di ottenere risultati validi in tempi brevi, anche per geometrie complesse. Si basa sull'utilizzo di un modello di turbolenza. La scelta del modello di turbolenza va valutata in base al problema in esame ed è fondamentale per l'accuratezza e l'affidabilità dei risultati. In ogni caso è sempre bene validare i risultati, soprattutto se l'analisi effettuata non è tra quelle convenzionali. In queste simulazioni, il problema può essere considerato stazionario e bidimensionale

- *LES (Large Eddy Simulation)*: si risolvono solo le grandi strutture vorticosi che dipendono dalla geometria, mentre quelle di dimensione inferiore vengono modellate. Le simulazioni devono essere sempre tridimensionali e tempo varianti. Questa tecnica ha un costo computazionale più alto della RANS, ma molto più basso della DNS. A oggi è utilizzata sia in ambito industriale che in ambito di ricerca.

Per le simulazioni del nostro velivolo la tecnica più adatta è la RANS, perché permette di ottenere risultati buoni senza richiedere troppe risorse. L'utilizzo di una LES non è giustificato perché non porta vantaggi considerevoli e aumenta di molto risorse necessarie e tempo di simulazione. L'unico caso in cui potrebbe essere utile una LES è in prossimità dello stallo in cui si creano delle strutture vorticosi in seguito alla separazione dello strato limite. Siccome in queste analisi non siamo interessati allo studio dello stallo, le simulazioni LES sono ancora meno necessarie.

Il software a disposizione è Ansys Fluent [2], perciò in seguito verranno descritte le principali caratteristiche delle simulazioni cfd, facendo sempre riferimento ai metodi messi a disposizione da questo software.

### 3.2.1 RANS

Le variabili delle equazioni di Navier-Stokes possono essere scomposte tramite la decomposizione di Reynolds

$$u_i = U_i + u'_i \quad (3.18)$$

in cui  $U_i$  è la quantità media, mentre  $u'_i$  è la quantità fluttuante.

I valori medi si ottengono tramite la media di Reynolds o di insieme

$$\langle u(x, t) \rangle = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^{N \gg 1} u^{(k)}(x, t) = U(x, t) \quad (3.19)$$

Da ciò si deduce che la media di insieme dei valori fluttuanti è nulla.

Tramite queste operazioni, è possibile ricavare le equazioni RANS a partire dalle equazioni di Navier-Stokes incomprimibili.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.20)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i u_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\nu e_{ij}) \quad (3.21)$$

Applicando la media di Reynolds all'equazione di massa 3.20, si ottiene

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.22)$$

che corrisponde all'equazione di massa RANS. Applicando la decomposizione di Reynolds alla 3.20, si dimostra che la velocità fluttuante è solenoidale

$$\frac{\partial u'_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.23)$$

Applicando all'equazione della quantità di moto 3.21 la decomposizione di Reynolds e la media

di Reynolds, si ottiene

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i U_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\nu E_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \langle u'_i u'_j \rangle \quad (3.24)$$

cioè l'equazione della quantità di moto RANS. Rispetto a Navier-Stokes incomprimibile, compare il termine aggiuntivo  $\langle u'_i u'_j \rangle$ , chiamato tensore degli sforzi di Reynolds.

$$\langle u'_i u'_j \rangle = \begin{bmatrix} \langle u'^2 \rangle & \langle u'v' \rangle & \langle u'w' \rangle \\ \langle u'v' \rangle & \langle v'^2 \rangle & \langle v'w' \rangle \\ \langle u'w' \rangle & \langle v'w' \rangle & \langle w'^2 \rangle \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

È simmetrico, quindi ha sei componenti indipendenti. La traccia di questo tensore corrisponde all'energia cinetica turbolenta

$$k = \frac{\langle u'_i u'_i \rangle}{2} \quad (3.26)$$

Le variabili delle equazioni RANS sono le tre velocità, la pressione e le sei componenti del tensore degli sforzi di Reynolds (il tensore è simmetrico), mentre le equazioni sono quattro, una di massa e tre della quantità di moto. Il sistema così formato non è chiuso, quindi non può essere risolto; se invece si trascura il termine degli sforzi di Reynolds, si torna a Navier-Stokes incomprimibile, con tutti i problemi a esso associati.

### 3.2.2 Modelli di turbolenza

Per poter utilizzare le equazioni RANS è necessario utilizzare una formulazione matematica che vada a modellare il comportamento del tensore degli sforzi di Reynolds.

L'ipotesi di Boussinesq sostiene che gli sforzi di Reynolds possano essere espressi come gli sforzi di Newton  $T_{ij} = -p\delta_{ij} + 2\nu e_{ij}$ . A questo proposito, separiamo gli sforzi di Reynolds in una parte sferica e una deviatorica.

$$-\langle u'_i u'_j \rangle = -\frac{2}{3}k\delta_{ij} + b_{ij} \quad (3.27)$$

in cui la parte sferica dipende dall'energia cinetica turbolenta tramite la relazione 3.26, mentre la parte deviatorica può essere espressa, per analogia con gli sforzi molecolari, tramite una viscosità turbolenta

$$-\langle u'_i u'_j \rangle = -\frac{2}{3}k\delta_{ij} + 2\nu_T E_{ij} \quad (3.28)$$

Sostituendo questo nelle equazioni RANS, si ottiene

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.29)$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left( \frac{P_i}{\rho} + \frac{2}{3}k \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} [2(\nu + \nu_T)E_{ij}] \quad (3.30)$$

cioè un sistema di quattro equazioni in cinque incognite: è necessario aggiungere una o più equazioni per risolvere il problema; queste equazioni aggiuntive sono fornite dai modelli di turbolenza.

Questa assunzione implica che il tensore degli sforzi di Reynolds sia sempre parallelo al tensore  $E_{ij}$ : questa proprietà potrebbe non essere sempre verificata.

Esistono altre tipologie di modelli, chiamati *Reynolds Stress Models*, che non utilizzano l'ipotesi di Bousinesq ma risolvono le equazioni di trasporto per ogni termine del tensore degli sforzi di Reynolds più un'equazione aggiuntiva per  $\varepsilon$  o  $\omega$ . In totale richiedono la soluzione di cinque equazioni addizionali per i flussi bidimensionali e sette equazioni addizionali per i flussi tridimensionali. Questi modelli sono più precisi perché considerano l'effetto dell'anisotropia della turbolenza sul flusso medio, tuttavia sono molto più onerosi dal punto di vista computazionale. Normalmente i modelli basati sull'ipotesi di Bousinesq danno risultati ottimi.

In seguito verranno discussi brevemente i principali modelli a una o due equazioni, soffermandosi sul modello utilizzato nelle simulazioni.

### Modello Spalart-Allmaras

È un modello a un'equazione, sviluppato appositamente per applicazioni aerospaziali di flussi aerodinamici [44]. Originariamente il modello richiede che la regione dello strato limite sia opportunamente risolta con  $y^+ \sim 1$ , tuttavia la sua implementazione in Ansys Fluent contiene un'equazione di parete che permette di utilizzare  $y^+ > 1$ , a condizione che lo strato limite sia risolto almeno da 10-15 celle. Avendo solo un'equazione da risolvere, è il modello con il costo computazionale minore.

### Modelli $k - \varepsilon$

Ansys Fluent mette a disposizione tre tipologie di questo modello: Standard, RNG e Realizable. Nella derivazione di questi modelli si assume che il flusso sia completamente turbolento e che gli effetti della viscosità molecolare siano trascurabili.

Il modello standard [27] è basato sulle equazioni di trasporto dell'energia cinetica turbolenta  $k$  e della dissipazione turbolenta  $\varepsilon$ . L'equazione di  $k$  è derivata matematicamente dalle equazioni RANS

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P - \rho \varepsilon \quad (3.31)$$

A destra dell'uguale ci sono il termine di diffusione spaziale di energia cinetica turbolenta, il termine di produzione di energia cinetica turbolenta e il termine di dissipazione di energia cinetica turbolenta. Il termine di produzione

$$P = -\langle u'_i u'_j \rangle \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (3.32)$$

può essere espresso in funzione della viscosità turbolenta, utilizzando l'ipotesi di Bousinesq.

L'equazione per  $\varepsilon$  è ottenuta tramite un ragionamento empirico e non corrisponde all'equazione matematicamente esatta.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} P \frac{\varepsilon}{k} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3.33)$$

È possibile trovare una relazione tra  $k$ ,  $\varepsilon$  e la viscosità turbolenta eseguendo un'analisi dimensionale. Si ottiene

$$\nu_T \propto \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.34)$$

per cui la viscosità turbolenta viene calcolata con

$$\nu_T = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.35)$$

Questo modello contiene cinque costanti che sono state determinate tramite confronto con i dati sperimentali.

Il modello  $k - \varepsilon$  RNG, sviluppato per migliorare le prestazioni del modello standard, si basa su una tecnica statistica chiamata *renormalization group theory*. Le migliorie rispetto al modello standard riguardano l'effetto della vorticità, della presenza di numeri di Reynolds bassi e del numero di Prandtl sulla turbolenza. Utilizza delle equazioni per  $k$  e  $\varepsilon$  simili a quelle del modello standard, mentre la viscosità turbolenta è calcolata risolvendo un'equazione differenziale. Questo permette di valutare accuratamente come la turbolenza varia con il numero di Reynolds, essendo quindi un modello più accurato a numeri di Reynolds bassi o vicino alla parete.

Il modello *realizable* è stato sviluppato per correggere alcuni problemi dei modelli precedenti. In particolare, nei modelli precedenti, se la deformazione è abbastanza elevata, si ottiene un valore negativo di  $U^2$ , che, per definizione, dovrebbe essere sempre positivo. Questo problema può essere risolto variando  $C_\mu$  in base al flusso medio e alla turbolenza.

Il modello implementato in Fluent utilizza una definizione della viscosità turbolenta con  $C_\mu$  variabile e una equazione per la dissipazione turbolenta diversa. Questo modello è stato validato per varie tipologie di flusso e generalmente ha dato risultati migliori del modello standard.

### Modelli $k - \omega$

Il modello  $k - \omega$  è un modello empirico basato sulla soluzione di due equazioni aggiuntive, una per l'energia cinetica turbolenta e una per la dissipazione specifica. Ne esistono diverse varianti; Fluent mette a disposizione il modello Standard, BLS e SST.

Le equazioni del modello standard sono

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - Y_k \quad (3.36)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - Y_\omega \quad (3.37)$$

in cui i termini  $P_k$  e  $P_\omega$  rappresentano la produzione di  $k$  e  $\omega$ , mentre i termini  $Y_k$  e  $Y_\omega$  rappresentano la dissipazione.  $P_k$  può essere espresso tramite l'ipotesi di Boussinesq, mentre  $P_\omega$  è derivato in funzione di  $P_k$ . La viscosità turbolenta è calcolata come

$$\nu_T = C_\mu \frac{k}{\omega} \quad (3.38)$$

Il modello  $k - \omega$  standard presenta un'elevata sensibilità alle condizioni di  $\omega$  all'ingresso. Per migliorare questo aspetto è stato sviluppato il modello Baseline (BSL)  $k - \omega$ , che unisce le potenzialità del metodo  $k - \omega$  nei flussi di parete alla formulazione accurata del modello  $k - \varepsilon$  nei flussi esterni. Per ottenere questo, le equazioni del modello  $k - \varepsilon$  standard sono state espresse in funzione di  $k$  e  $\omega$ .

L'equazione di  $k$  è uguale a quella del modello standard 3.36, mentre l'equazione di  $\omega$  è

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (3.39)$$

Rispetto al modello standard, compare il termine aggiuntivo  $D_\omega$ , che può essere considerato come il termine di diffusione legata al modello  $k - \varepsilon$ . I termini  $\sigma_k$ ,  $\sigma_\omega$ ,  $G_\omega$ ,  $Y_\omega$  e  $D_\omega$  sono moltiplicati per la funzione di miscelazione  $F_1$ . Tramite questa funzione è controllato il passaggio dal modello  $k - \omega$  vicino alla parete al modello  $k - \varepsilon$  nel flusso libero. Questo modello incorpora molti

miglioramenti rispetto al modello standard ma non riesce a predire accuratamente la separazione dello strato limite.

Questo accade perché non viene tenuto conto del trasporto degli sforzi turbolenti, causando quindi una sovrastima della viscosità turbolenta.

Il modello *Shear Stress Transport* (SST)  $k-\omega$  corregge questo comportamento introducendo un limitatore nella formulazione della viscosità turbolenta ed è perciò il modello  $k-\omega$  più accurato.

### 3.2.3 Trattamento della parete

L'accuratezza del modello dipende fortemente dal comportamento in prossimità delle pareti, perché è qui che si verifica un'elevata produzione di energia cinetica turbolenta, a causa dei gradienti di velocità intensi.

Il flusso a parete può essere diviso in una regione interna, dove dominano gli effetti della viscosità, e una regione esterna, dove dominano gli effetti cinetici della turbolenza. Per trattare il flusso a parete è necessario utilizzare delle unità adimensionali. Definiamo quindi una velocità caratteristica comune a entrambe le regioni, chiamata velocità di attrito

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}, \quad \tau_w = -\frac{\partial P_w}{\partial x} h \quad (3.40)$$

e una lunghezza caratteristica per la regione interna

$$\delta_\nu = \frac{\nu}{U_\tau} \quad (3.41)$$

La distanza dalla parete in unità adimensionali è

$$y^+ = \frac{y}{\delta_\nu} \quad (3.42)$$

È possibile trovare delle relazioni tra la velocità  $u^+$  e la distanza da parete  $y^+$ . Non esiste una legge universale, ma, per i flussi tipici in cui la turbolenza è completamente sviluppata e non c'è separazione, si distinguono diverse zone, descritte graficamente nella figura 3.2.

La regione interna è a sua volta suddivisa in

- substrato viscoso: è dominato dagli effetti viscosi; la velocità è proporzionale alla distanza dalla parete

$$U^+ = y^+ \quad (3.43)$$

È compreso tra  $y^+ = 0$  e  $y^+ = 5$ .

- buffer layer: è una zona di raccordo tra il substrato viscoso e la zona logaritmica. Sono presenti sia effetti viscosi che turbolenti. Non esiste una legge semplice che descrive l'andamento di  $u^+$  in questa zona. È compreso tra  $y^+ = 5$  e  $y^+ = 30$ .

- log-law: in questa zona la velocità segue un andamento logaritmico, secondo la legge

$$U^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + B, \quad k = 0.41, \quad B = 5.2 \quad (3.44)$$

L'andamento del profilo di velocità è mostrato in figura 3.3.

Nelle simulazioni CFD è possibile risolvere interamente la regione interna (near-wall model), oppure è possibile utilizzare una relazione semi-empirica, detta funzione di parete (wall function)



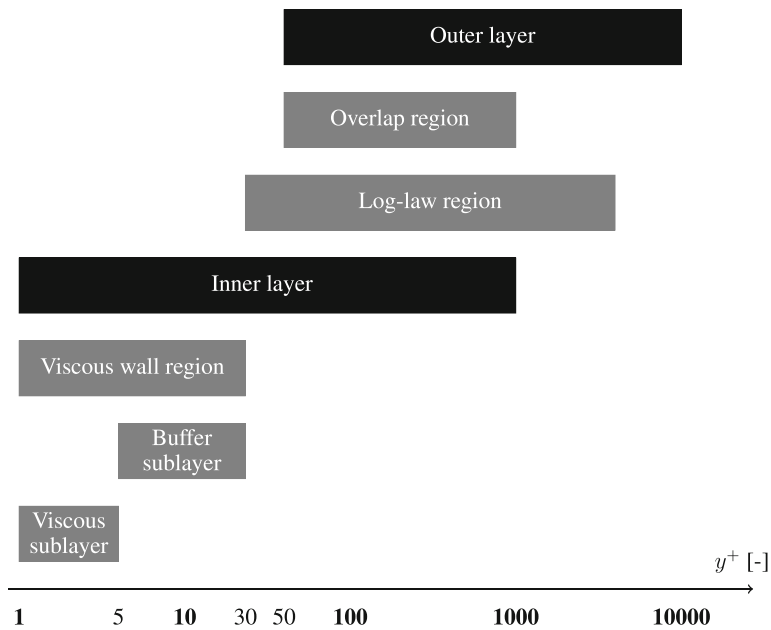


Figura 3.2: Suddivisione delle zone dello strato limite. [1]

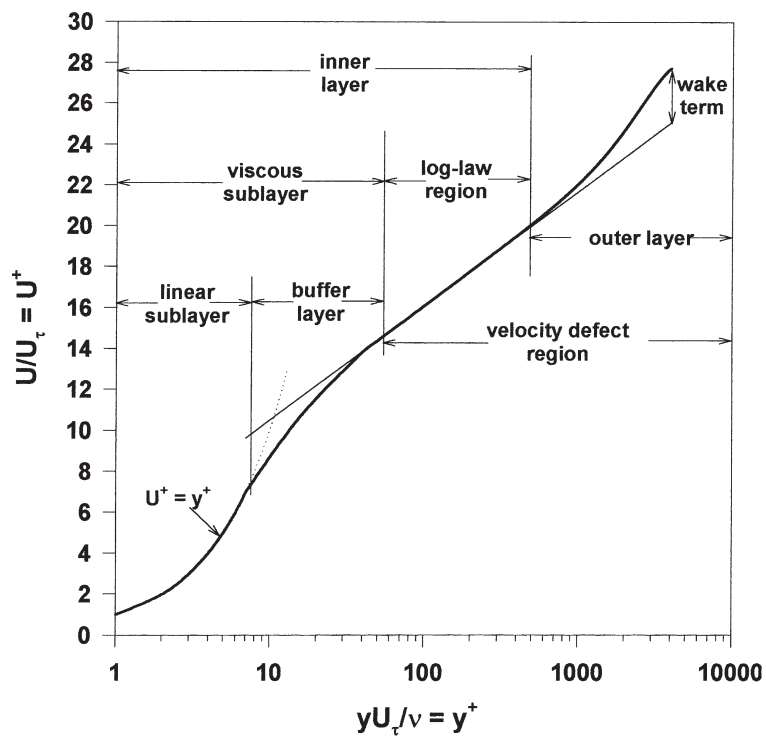


Figura 3.3: Andamento del profilo di velocità per uno strato limite turbolento. [41]

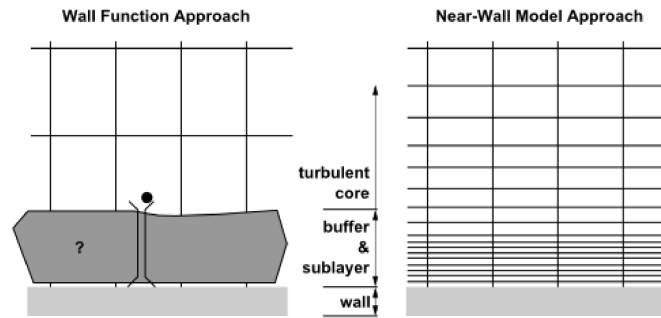


Figura 3.4: Caratteristica della mesh in prossimità dello strato limite nel caso in cui si utilizzino le funzioni di parete (a sinistra) o in cui si risolva lo strato limite (a destra). [3]

approach), che modella la regione interna. Se si utilizza il primo approccio, è necessario utilizzare una mesh che riesca a rappresentare adeguatamente lo strato limite, ciò significa avere il centro della prima cella a un'altezza  $y^+ \sim 1$  e un numero adeguato di celle all'interno della regione interna dello strato limite. Inoltre, il modello di turbolenza deve essere modificato per garantire un comportamento adeguato nella zona a basso Reynolds in cui sono presenti gli effetti della viscosità. Utilizzando le funzioni di parete, è possibile utilizzare mesh meno fitte, tuttavia è necessario garantire che il centro della prima cella sia al di fuori della regione interna, altrimenti si generano degli errori sullo sforzo a parete. In figura 3.4 è mostrata la differenza tra la mesh richiesta per entrambi i casi.

L'accuratezza dei risultati dipende soprattutto dalla risoluzione della mesh nello strato limite: per ottenere risultati accettabili sono necessarie almeno dieci celle, mentre il numero ideale è di venti. Se si utilizzano mesh non strutturate è raccomandato l'uso di elementi prismatici per lo strato limite. Lo spessore totale degli elementi prismatici deve essere maggiore dello spessore dello strato limite, altrimenti c'è il rischio che le celle non strutturate limitino la crescita dello strato limite.

Il trattamento della parete differisce in base al modello utilizzato, in seguito verranno brevemente esposti i metodi disponibili in Ansys Fluent.

### Modelli $k-\epsilon$

Wall function approach:

- Standard wall function: Utilizzano la legge logaritmica 3.44 per calcolare la velocità nello strato limite. Il limite inferiore di applicabilità è  $y^+ \sim 15$ , mentre quello superiore dipende dal numero di Reynolds; per bassi  $Re$  può arrivare fino a  $y^+ = 100$ . Le condizioni al contorno per  $k$  e  $\epsilon$  sono calcolate tramite la funzione di parete. Oltre alle limitazioni sui valori di  $y^+$ , questo metodo non è accurato in presenza di forti gradienti di pressione o situazioni di non-equilibrio del flusso.
- Scalable wall function: Evitano il peggioramento della soluzione per  $y^+ < 11$  imponendo un limite inferiore al valore di  $y^+$  da utilizzare nella funzione di parete.
- Non-Equilibrium wall function: Nella funzione di parete viene tenuto conto della presenza di un gradiente di pressione che modifica il profilo di velocità. Inoltre viene utilizzato un approccio a due zone per valutare l'energia cinetica turbolenta nelle celle adiacenti alla parete. Questo approccio assume la presenza di un substrato viscoso e di un strato

completamente turbolento, calcola i valori di  $k$  e  $\varepsilon$  facendo la media tra quelli nel substrato viscoso e quelli nello strato turbolento. Questo approccio riesce a simulare fenomeni di separazione e fenomeni in cui sono presenti rapidi cambi di velocità.

Near-wall model:

- Enhanced wall treatment  $\varepsilon$  equation (EWT- $\varepsilon$ ): Questo modello combina un approccio a due zone con le funzioni di parete migliorate (enhanced wall functions). Questo permette di avere un trattamento della parete adatto sia a mesh fini con  $y^+ \sim 1$  che a mesh più grossolane, mantenendo l'accuratezza anche se  $y^+$  ricade nel buffer layer. L'approccio a due zone è utilizzato per specificare sia  $\varepsilon$  che  $\mu_T$  in prossimità della parete. Il dominio fluido viene suddiviso in una zona dominata dalla viscosità e in una dominata dalla turbolenza. La zona di separazione è definita in base a un numero di Reynolds calcolato con la distanza dalla parete. Nella zona turbolenta viene utilizzato il modello  $k - \varepsilon$ , mentre nella zona viscosa viene utilizzato un modello diverso, a una equazione. Il passaggio tra le due zone avviene gradualmente ed è controllato da una funzione di miscelazione. La velocità è calcolata tramite una funzione di parete unica, la quale comprende sia la zona lineare che quella logaritmica. Tuttavia, l'utilizzo di un approccio a due zone, in cui il numero di Reynolds gestisce la separazione tra zona viscosa e turbolenta, comporta dei problemi: le zone con valori bassi di energia cinetica turbolenta vengono trattate come zone di parete, anche se non lo sono; il modello non è adatto ai gradienti di pressione e possono verificarsi problemi di oscillazione se una cella è vicino alla zona di separazione generando problemi di convergenza.
- Menter-Lechner  $\varepsilon$ -equation (ML- $\varepsilon$ ): è un metodo adatto a qualsiasi valore di  $y^+$ ; a differenza del metodo precedente, non utilizza un approccio a due zone ma una formulazione che passa gradualmente dalle funzioni di parete a una formulazione a basso Reynolds quando la mesh viene raffinata.

### Modelli $k - \omega$

L'equazione di  $\omega$  può essere integrata anche nel substrato viscoso, quindi non è richiesto l'uso di un approccio a due zone. La velocità viene calcolata usando la funzione lineare associata al substrato viscoso con quella logaritmica in base al valore di  $y^+$ . Questo permette di avere un trattamento alla parete che non dipende dai valori di  $y^+$ .

### Stima di $y^+$

Abbiamo visto come la scelta del valore di  $y^+$  sia fondamentale per l'ottenimento di una simulazione accurata in base al trattamento della parete scelto.  $y^+$  non è noto a priori, perché dipende dal campo di moto, quindi per creare una mesh adeguata è necessario effettuarne una stima. Per i corpi affusolati come i profili alari, il metodo più conveniente è l'utilizzo di un'analogia con lo strato limite su una lastra piana. Prima di tutto è necessario conoscere il numero di Reynolds

$$Re_x = \frac{\rho V_\infty l}{\mu} \quad (3.45)$$

in cui  $l$  è la distanza percorsa dallo strato limite: per l'analisi dei profili alari consideriamo la corda. Successivamente si stima il coefficiente di attrito viscoso tramite una delle numerose correlazioni disponibili in letteratura. In seguito è riportata la correlazione di Schlichting

$$C_f = [2 \log_{10}(Re_x) - 0.65]^{-2.3} \quad Re_x < 10^9 \quad (3.46)$$

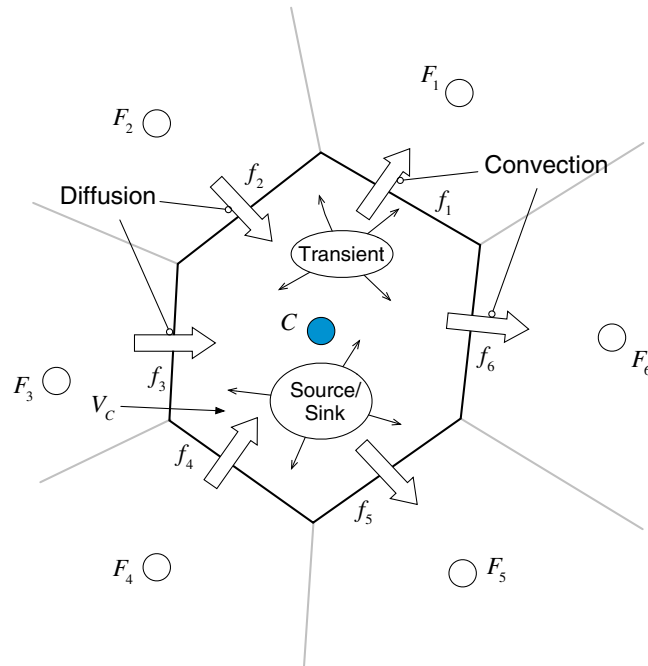


Figura 3.5: Conservazione all'interno di un elemento. [33]

Si calcola lo sforzo a parete

$$\tau_w = C_f \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 \quad (3.47)$$

e quindi la velocità d'attrito con la 3.40 e poi il valore di  $y^+$  con 3.42.

### 3.2.4 Volumi finiti

Alla base di tutte le simulazioni numeriche c'è il metodo di discretizzazione. Questo permette di trasformare un sistema di equazioni differenziali alle derivate parziali, come quello di Navier-Stokes, in un sistema algebrico lineare, facilmente risolvibile dal calcolatore. Ne esistono vari, ma il software Ansys Fluent mette a disposizione solamente il metodo dei volumi finiti.

Con il metodo dei volumi finiti il dominio viene diviso in volumi di controllo, comunemente definiti celle o elementi. I valori di interesse sono posizionati al centro delle celle. La procedura di discretizzazione avviene in due passaggi: inizialmente le equazioni differenziali vengono integrate in ogni elemento. Applicando il teorema di Gauss si possono convertire il termine convettivo e diffusivo da integrali di volume a integrali di superficie. L'equazione si trasforma in un'equazione di bilancio in cui sono presenti integrali di superficie per il flusso convettivo e diffusivo e integrali di volume per i termini sorgente (vedi figura 3.5). Gli integrali vengono valutati tramite uno schema numerico utilizzando  $i$  punti di integrazione. Successivamente, è necessario esprimere i flussi in termini delle variabili al centro delle celle adiacenti, eseguendo una linearizzazione dei flussi.

In seguito viene utilizzata un'interpolazione per approssimare la variazione delle quantità di interesse tra le celle ed eventualmente per calcolare i valori al bordo delle celle.

Fluent utilizza questo metodo perché è flessibile e permette di risolvere il flusso in geometrie complesse. Un altro vantaggio di questo metodo è che rispetta il bilancio delle quantità discretizzate.

### 3.2.5 Mesh

Come visto nella sezione 3.2.4, per poter applicare il metodo degli elementi finiti, il dominio fluido deve essere suddiviso in elementi; quindi è necessario creare una mesh. La mesh deve rispettare alcune caratteristiche per poter garantire che i risultati siano adeguati; normalmente, più gli elementi sono piccoli e più la mesh è fitta, quindi i risultati più sono precisi. Tuttavia, le risorse computazionali necessarie aumentano all'aumentare del numero di elementi. È necessario trovare un valore di compromesso che fornisca risultati accurati ma che permetta un'esecuzione delle simulazioni nel minor tempo possibile. Il processo di creazione della mesh richiede molte risorse computazionali e quindi potrebbe richiedere un tempo elevato.

Le mesh utilizzabili in una simulazione cfd si distinguono in tre tipologie:

- **Strutturata:** è formata da elementi che seguono un pattern ben definito. Gli elementi sono ordinati tramite l'utilizzo di indici, la connettività tra elementi non deve essere salvata in memoria perché è data dalla successione di indici. Questo aspetto permette di ottimizzare l'utilizzo della memoria perché le variabili di elementi vicini vengono salvate in posizione vicine, riducendo il tempo di accesso ai dati. Nelle simulazioni fluidodinamiche permette di allineare gli elementi al flusso, riducendo l'effetto della diffusione numerica e ottenendo risultati più accurati con un numero minore di elementi nella direzione del flusso. Anche i tempi di creazione della mesh possono essere minori rispetto a quelli necessari per una mesh non strutturata. In presenza di geometrie molto complesse risulta impossibile utilizzare una mesh strutturata. Un altro svantaggio è che, qualora si volesse rifinire una zona particolare del dominio, anche altre zone dovrebbero essere rifinite, portando a un aumento inutile degli elementi. Nel caso bidimensionale sono formate da elementi quadrilaterali, mentre nel caso tridimensionale da elementi esaedrici.
- **Non strutturata:** gli elementi non seguono un pattern predefinito. Siccome gli elementi non sono ordinati, è necessario salvare anche le informazioni riguardanti la connettività degli elementi. Inoltre, non è garantito che elementi vicini salvino i dati in posizioni di memoria vicine, aumentando i tempi di calcolo. Il tempo di creazione della mesh è più alto di quello necessario per mesh strutturate, ma è più facile. Sono molto flessibili perché permettono di descrivere qualsiasi geometria, raffinando la mesh solo dove necessario. È possibile utilizzarle con qualsiasi tipo di elemento.
- **Ibrida:** parte del dominio è formato da una mesh strutturata mentre un'altra parte è formata da una mesh non strutturata. Spesso questo tipo di mesh viene utilizzata per le simulazioni fluidodinamiche. Nelle zone in prossimità delle pareti si usa una mesh strutturata, mentre nelle zone di flusso esterno si utilizza una mesh non strutturata. La mesh strutturata nello strato limite crea degli elementi allineati al flusso: questo riduce fortemente la diffusione numerica. Inoltre, permette un controllo preciso del numero di elementi all'interno dello strato limite e dello spessore del primo elemento, necessario a ottenere un valore di  $y^+$  adeguato. Il passaggio da mesh strutturata a mesh non strutturata deve avvenire senza variazioni improvvise della dimensione degli elementi.

Un altro aspetto fondamentale della mesh è la sua qualità; questa può essere definita attraverso vari fattori. Se la qualità non è adeguata si possono incorrere in problemi di stabilità della simulazione o di imprecisione dei risultati. I principali parametri di qualità sono i seguenti.

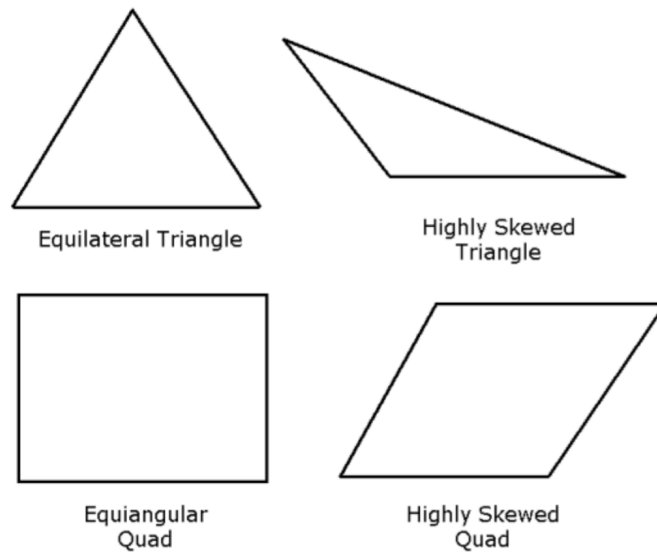


Figura 3.6: Skewness per elementi triangolari e quadrilaterali. [4]

- Skewness: determina quanto gli elementi si discostano dagli elementi ideali equilateri, come visibile in figura 3.6. Va da 0 a 1: a 0 si ha la qualità massima, mentre a 1 si ha la qualità minima. È raccomandato un valore massimo di 0.95, con un valore medio molto più basso.
- Aspect ratio: è una misura della distorsione della cella. È il rapporto tra la distanza normale che intercorre tra il baricentro e una delle facce e la distanza che separa il baricentro e uno dei nodi. Più è alto, maggiore è la distorsione della cella. In flussi fortemente anisotropici è possibile ottenere risultati accurati con un basso numero di celle, utilizzando elementi quad/hexa con un aspect ratio molto elevato. Non è possibile fare la stessa cosa con elementi triangolari o tetraedrici, perché l'aspect ratio elevato causerebbe anche una skewness molto elevata, con conseguenti problemi di convergenza. Se sono presenti forti cambiamenti del flusso o gradienti di pressione è bene che l'aspect ratio sia basso.
- qualità ortogonale: va da 0, per gli elementi con qualità bassa, a 1, per quelli con qualità elevata. La qualità ortogonale minima deve essere maggiore di 0.01, con un valore medio significativamente più alto.

Per creare una mesh di ottima qualità bisogna considerare il problema in esame, valutando le zone più problematiche. In genere le zone a cui prestare maggiore attenzione sono quelle in cui si hanno brusche variazioni del flusso e forti gradienti di pressione. In queste zone è bene che la mesh abbia una qualità molto elevata e che sia adeguatamente fitta, per limitare la diffusione numerica ed evitare problemi di convergenza. Dove si sviluppa lo strato limite è necessario creare una mesh adeguata al trattamento di parete utilizzato (vedi sezione 3.2.3). Invece, nelle zone in cui il flusso è regolare e non ci sono gradienti di pressione, è bene utilizzare una mesh meno fitta per minimizzare le risorse richieste e, possibilmente, con gli elementi allineati al flusso per ridurre la diffusione numerica.

Nella simulazione di profili alari, le zone più problematiche sono sull'estradosso, dove è presente un gradiente di pressione avverso che potrebbe portare a separazione, e sulla scia. Queste zone andranno discretizzate utilizzando una mesh molto fitta.

# 4

## Dimensionamento generale

---

Le situazioni che il velivolo si troverà ad affrontare in volo sono svariate: nel dimensionamento è necessario analizzarle tutte e considerare sempre quella più gravosa. Nei casi in cui la situazione peggiore non è evidente, sono stati eseguiti dei dimensionamenti o delle verifiche multiple prestando attenzione sempre al caso peggiore.

I primi valori da stimare sono il rapporto spinta-peso  $T/W$  e il carico alare  $W/S$ . Questi sono molto importanti perché determinano molti aspetti del velivolo; in particolare il carico alare definisce le dimensioni che dovranno avere le superfici portanti, mentre il rapporto spinta-peso è legato maggiormente alle prestazioni del velivolo e al comparto propulsivo.

### 4.1 Rapporto spinta-peso e potenza-peso

Il rapporto spinta-peso e il rapporto potenza-peso esprimono lo stesso concetto, tuttavia il rapporto potenza-peso è più conveniente quando si trattano velivoli a elica mentre il rapporto spinta-peso conviene per velivoli a getto o a decollo verticale. Sono stati utilizzati entrambi, il  $T/W$  per l'analisi del volo verticale, mentre il  $P/W$  per il volo orizzontale. Il legame tra i due coefficienti è

$$\frac{T}{W} = \frac{P}{W} \frac{\eta_p}{V} \quad (4.1)$$

in cui  $\eta_p$  è il rendimento dell'elica e  $V$  è la velocità di volo.

Con la configurazione scelta, si hanno tre motori attivi in volo verticale e due in volo orizzontale, quindi i rapporti  $T/W$  e  $P/W$  cambieranno in base alla configurazione di volo. Il rapporto spinta-peso in configurazione VTOL deve essere sempre maggiore di 1 per garantire la possibilità di avere una salita. Invece, la spinta necessaria in volo orizzontale è molto più bassa di quella in volo verticale. Nel dimensionamento dei motori è stata analizzata solamente la situazione più gravosa, cioè quella di volo verticale. Una volta definite le dimensioni generali del velivolo ed effettuate le simulazioni aerodinamiche, è stata eseguita una verifica della potenza necessaria al volo orizzontale.

Per avere un volo stabilizzato, la risultante della spinta deve passare per il centro di massa del velivolo, questa condizione può essere ottenuta in fase di progetto spostando la posizione dei motori o modificando i valori di spinta. Inizialmente è stato assunto che la potenza richiesta sia equamente distribuita tra i motori e quindi che il vettore di spinta passi per il baricentro del triangolo che essi formano.

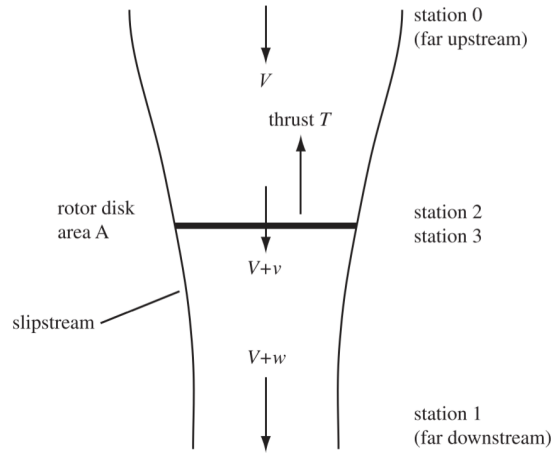


Figura 4.1: Ipotesi della teoria del disco attuatore. Tramite un salto di pressione, il disco attuatore genera una velocità indotta  $v$  che si somma alla velocità del flusso  $V$ . La spinta è data dalla differenza di quantità di moto tra il fluido entrante e quello uscente. [26]

In hover, la spinta controbilancia la forza peso, quindi il rapporto spinta peso è  $T/W = 1$ . La spinta richiesta al singolo motore è

$$T = \frac{mg}{3} = 22.8N \quad (4.2)$$

Per scegliere i motori è necessario conoscere la potenza assorbita, cioè la potenza al netto del rendimento dell'elica e del motore.

Il calcolo della potenza può essere eseguito con la teoria del disco attuatore: l'elica è immaginata come un disco di area  $A$  che genera una spinta  $T$  tramite un salto di pressione applicato al fluido (vedi figura 4.1). Questa teoria utilizza le ipotesi di fluido ideale incompressibile e trascura l'energia rotazionale della scia e le perdite di profilo delle pale. Applicando il principio di conservazione dell'energia tra un punto a monte, in cui il fluido è fermo, e uno a valle, in cui il fluido è stato accelerato, si può ottenere la potenza indotta

$$P_{i_{hover}} = T \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (4.3)$$

in cui  $A$  è la superficie del disco descritto dall'elica.

Le dimensioni dell'elica non sono note, sono state stimate sulla base di modelli simili a quello in costruzione. Scegliendo eliche di diametro 14", cioè 355.6 mm, la potenza indotta per il singolo motore è  $P_{i_{hover}} = 220.7W$ .

Allo stesso modo, si può calcolare la potenza indotta richiesta durante una salita

$$P_{i_{salita}} = T \left( \frac{V}{2} + \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + \frac{T}{2\rho A}} \right) \quad (4.4)$$

Per una velocità di salita di  $V_{salita} = 5 m/s$  si ha  $P_{i_{salita}} = 284.9W$ .

La potenza indotta corrisponde a quella ideale, per ottenere la potenza disponibile è necessario



Tabella 4.1: Distribuzione della potenza in un rotore, le perdite vanno dal 22% al 35%. [26]

Componenti di potenza	Efficienza massima	Altro condizioni
Potenza indotta	74% ÷ 78%	65%
Potenza di profilo	10% ÷ 19%	25%
Flusso non uniforme	5% ÷ 7%	6%
Vortici nella scia	< 1%	< 1%
Perdite di estremità	2% ÷ 4%	3%

aggiungere tutte le perdite relative all'elica, che sono riassunte con dei valori di riferimento nella tabella 4.1. Per stimare la potenza necessaria, è stato assunto un valore conservativo per il rendimento dell'elica pari a  $\eta_p = 0.6$ . La potenza richiesta ai singoli motori e la potenza totale sono

	$P_{motore}[W]$	$P_{totale}[W]$	$P/W [W/N]$
hover	367.8	1103.5	16.1
$V_{salita} = 5 m/s$	474.8	1424.5	20.7

Nella scelta dei motori bisognerà considerare la situazione più gravosa, cioè quella di salita verticale, e verificare successivamente che la potenza disponibile in volo orizzontale sia adeguata.

## 4.2 Carico alare

Il carico alare è il rapporto tra il peso del velivolo e la superficie dell'ala. È un valore fondamentale, perché da esso dipendono le velocità caratteristiche, come quella di stallo e di crociera, le dimensioni generali del velivolo e di conseguenza, anche il peso della struttura. Avendo già un peso di primo tentativo, si può calcolare direttamente la superficie; è stato calcolato anche il carico alare per avere un valore di riferimento da confrontare con quelli di altri modelli.

Il carico alare e la superficie sono ricavabili dalla formula della portanza

$$W = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \quad (4.5)$$

Fissati il peso e la velocità e assunto  $\rho = 1.225 kg/m^3$ , il carico alare dipende solamente dal  $C_L$ . Bisogna ipotizzare il  $C_L$  in varie condizioni; in particolare sono state considerate la condizione di transizione e quella di crociera. La transizione deve avvenire a un  $C_L < C_{L_{max}}$ . La velocità di transizione è  $V_{transizione} = 20 m/s$ , mentre la velocità di crociera è  $V_{crociera} = 25 m/s$ .

Il  $C_{L_{max}}$  è stato scelto basandosi sul diagramma riportato in [35] e visibile in figura 4.2. Con un angolo di freccia nullo e un'ala senza sistemi di ipersostentazione, il valore consigliato è 1.5, in un'ottica conservativa è stato utilizzato un valore di 1.3. Per la crociera è stato scelto un valore di  $C_{L_{crociera}} = 0.45$ , intermedio tra quelli indicati da [35] ( $C_{L_{crociera}} = 0.3 - 0.5$ ).

Il carico alare e la corrispondente superficie alare sono riportati nella seguente tabella:

	m/S [ $kg/m^2$ ]	S [ $m^2$ ]
transizione	30.9	0.226
crociera	16.7	0.418

Per garantire una portanza adeguata in tutte le situazioni, è necessario scegliere il carico alare minore, corrispondente alla superficie maggiore. Normalmente la condizione peggiore è alla velocità di stallo, nel nostro caso invece la  $V_{stallo}$  molto elevata fa sì che la condizione peggiore

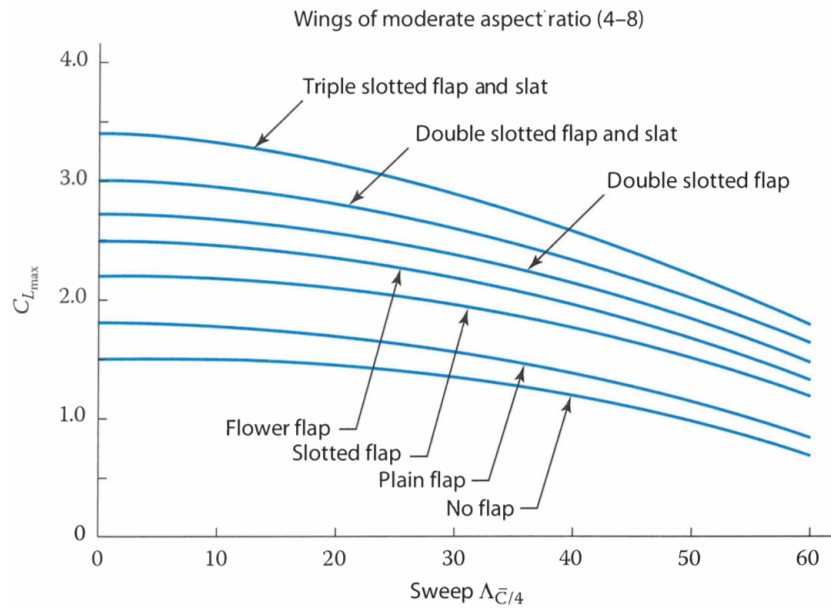


Figura 4.2: Valori tipici del coefficiente di portanza al variare delle configurazioni e dell'angolo di freccia. [35]

sia quella alla velocità di crociera. Il valore ottenuto è stato confrontato con quelli tipici riportati in [35] e visibili in figura 4.3: è un valore intermedio tra quello di un aliante e un aeroplano di piccole dimensioni, quindi è in linea con le aspettative.

Ci sono altre condizioni su cui si può basare il dimensionamento del carico alare, come il rateo di virata istantaneo (ITR) e il rateo di virata sostenuto (STR). Essi però non sono stati analizzati, dato che le missioni previste per il velivolo non richiedono virate particolarmente strette.

Typical Takeoff $W/S$		
Historical Trends	lb/ft <sup>2</sup>	{kg/m <sup>2</sup> }
Sailplane	6	{30}
Homebuilt	11	{54}
General aviation—single engine	17	{83}
General aviation—twin engine	26	{127}
Twin turboprop	40	{195}
Jet trainer	50	{244}
Jet fighter	70	{342}
Jet transport/bomber	120	{586}

Figura 4.3: Valori tipici del carico alare per varie tipologie di velivoli. [35]

# 5

## Dimensionamento dell'ala

---

Le caratteristiche dell'ala influenzano molti aspetti del velivolo, come le velocità caratteristiche, il comportamento allo stallo, la stabilità longitudinale e laterale e la massa. In seguito verranno analizzati i parametri caratteristici dell'ala da definire in questa fase, studiandone il comportamento, l'influenza sull'aspetto strutturale e il metodo con cui sono stati scelti. Successivamente verrà esposto il processo di dimensionamento geometrico dell'ala e degli alettoni.

### 5.1 Geometria dell'ala

In questa fase è necessario scegliere i parametri che definiscono la geometria di base dell'ala. In seguito verranno discussi i principali, per poi esporre le varie fasi del dimensionamento.

#### 5.1.1 Forma in pianta

La forma in pianta è stata trattata nel capitolo 2.2, e si è optato per un'ala trapezoidale. Resta da scegliere il rapporto di rastremazione  $\lambda = c_t/c_r$ : questo è molto importante perché modifica la distribuzione della portanza e quindi può essere utilizzato per ridurre la resistenza indotta.

#### 5.1.2 Allungamento alare

L'allungamento alare, chiamato anche rapporto d'aspetto, è definito come

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (5.1)$$

e definisce la snellezza di un'ala. A parità di  $S$ , un allungamento alare elevato rende l'ala snella, viceversa si ha un'ala tozza.

È un parametro importante sia per l'aspetto aerodinamico che per quello strutturale. Dal punto di vista strutturale, conviene avere un allungamento alare basso perché così l'ala risulta più corta e leggera, e quindi anche meno sollecitata. Inoltre, lo spazio disponibile per ospitare i sottosistemi è maggiore.

Dal punto di vista aerodinamico, conviene avere un allungamento alare elevato perché da questo dipende la resistenza indotta secondo la relazione

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta) = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (5.2)$$

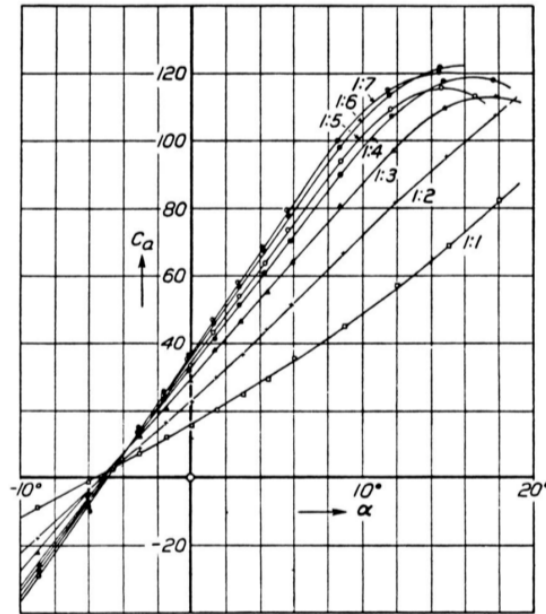


Figura 5.1: Coefficiente di portanza in funzione dell'incidenza per vari valori di AR con ala rettangolare. All'aumentare di AR la pendenza aumenta e tende a quella dell'ala infinita.[28]

in cui  $e$  è il fattore di efficienza di Oswald. Altri effetti relativi all'allungamento alare riguardano l'angolo di incidenza critico, che aumenta all'aumentare di AR, e la derivata aerodinamica  $C_{L\alpha}$ , che diminuisce con AR come visibile in figura 5.1.

Si è cercato di scegliere un AR elevato ma che consenta la collocazione delle strutture dei sottosistemi nell'ala. È stato necessario utilizzare un approccio iterativo perché a priori lo spessore del profilo e la dimensione dei longheroni non è nota.

### 5.1.3 Rapporto di rastremazione

Per un'ala trapezoidale, il rapporto di rastremazione è definito come

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (5.3)$$

L'influenza maggiore di  $\lambda$  è sulla distribuzione di portanza lungo l'apertura alare (vedi figura 5.2); scegliendo opportunamente il suo valore è possibile ridurre la resistenza indotta.

L'influenza di  $\lambda$  sulla resistenza indotta può essere calcolata attraverso l'equazione 5.2, utilizzando il coefficiente  $\delta$ , ottenuto dal diagramma di figura 5.3. Da questo, si deduce che il rapporto di rastremazione ideale è circa di 0.4.

Un altro aspetto da considerare nella scelta del rapporto di rastremazione è la distribuzione del  $C_l$ : infatti, diminuendo  $\lambda$ , le estremità alari lavorano a  $C_l$  più elevati e quindi lo stallo inizierà proprio dalle estremità dove sono posti gli alettoni. Per mantenere un comportamento stabile al rollio durante lo stallo, è bene che la rastremazione non sia troppo elevata.

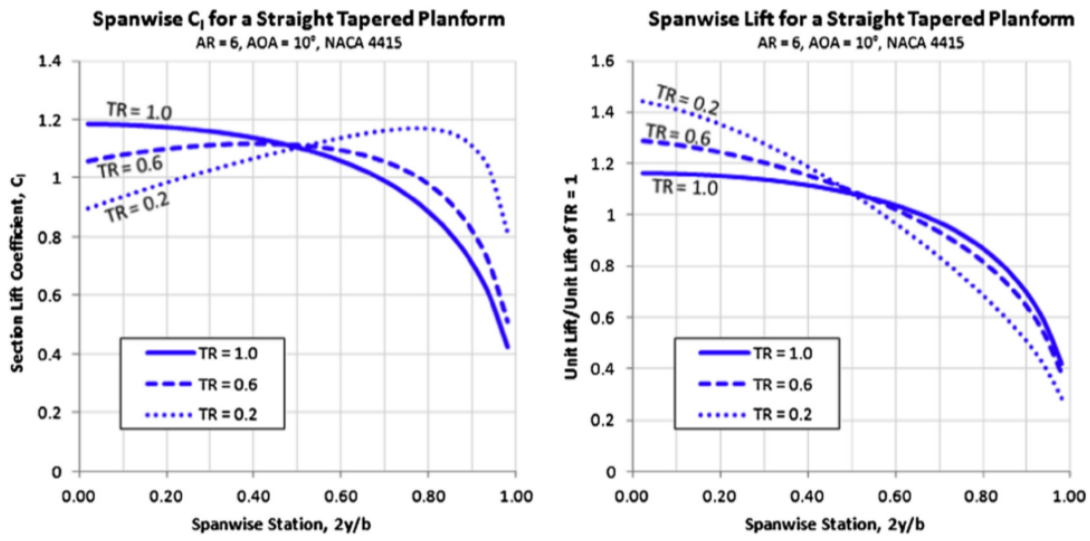


Figura 5.2: Distribuzione della portanza e del  $C_l$  per tre valori di  $\lambda$  (indicato con TR). Diminuendo il rapporto di rastremazione, la distribuzione di  $C_l$  si sposta verso l'estremità, peggiorando le caratteristiche allo stallo. [43]

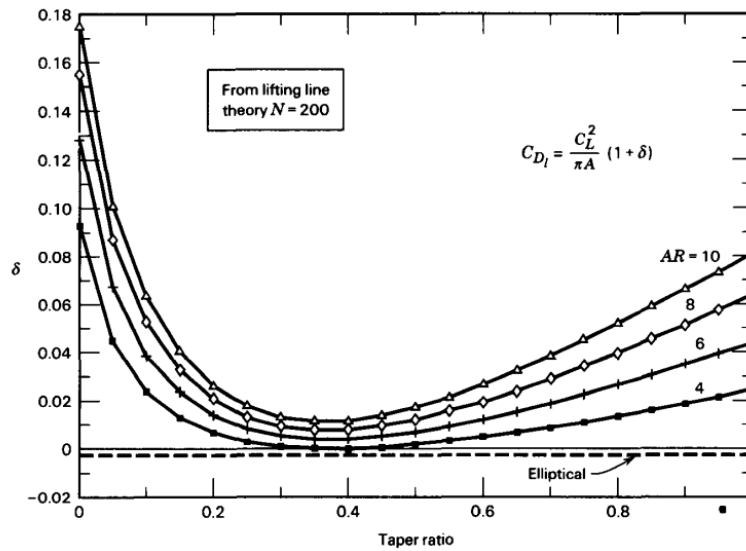


Figura 5.3: Fattore di resistenza indotta in funzione del rapporto di rastremazione per vari allungamenti alari. [9]

Anche dal punto di vista strutturale l'utilizzo di un rapporto di rastremazione è benefico, infatti le forze ridotte alle estremità riducono il momento flettente, anche se viene peggiorata la rigidità torsionale dell'ala.

#### 5.1.4 Svergolamento

Lo svergolamento può essere utilizzato per due motivi: per prevenire lo stallo delle estremità alari e per correggere la distribuzione di portanza, avvicinandola a una ellittica. Tipicamente, l'estremità è svergolata con un angolo di incidenza negativo. Lo svergolamento può variare linearmente dalla radice all'estremità o può essere non lineare: con uno svergolamento non lineare si possono ottenere risultati migliori ma la progettazione è molto più complicata e richiede l'esecuzione di molte iterazioni oppure l'utilizzo di un codice numerico di ottimizzazione.

Lo svergolamento può essere misurato in due modi: considerando la variazione dell'angolo di incidenza oppure quella dell'angolo  $\alpha_{C_l=0}$ . Ai fini dello sviluppo aerodinamico ciò che conta è lo svergolamento aerodinamico; è comunque più comodo utilizzare lo svergolamento geometrico, quindi in seguito ci si riferirà sempre a quello, tenendo sempre conto dell'effetto aerodinamico. Inoltre, se si utilizza lo stesso profilo tra radice e estremità, lo svergolamento geometrico coincide con quello aerodinamico.

Se si vuole utilizzare lo svergolamento per ottimizzare la distribuzione di portanza, bisogna considerare che l'effetto dello svergolamento dipende dall'angolo di attacco dell'ala e quindi dal  $C_L$ . Ne consegue che è possibile ottimizzare solo una condizione di volo e che maggiore sarà lo svergolamento peggiore sarà l'efficienza al di fuori di quella condizione.

#### 5.1.5 Angolo di freccia

Per un velivolo subsonico è conveniente mantenere un angolo di freccia quasi nullo. Nelle fasi di sviluppo aerodinamico è stato mantenuto sempre nullo, per poi essere corretto alla fine, in modo da posizionare il longherone principale perpendicolarmente alla fusoliera e in corrispondenza dello spessore massimo del profilo.

#### 5.1.6 Angolo di calettamento dell'ala

È l'angolo di incidenza della sezione di radice rispetto all'asse longitudinale dell'areo. Deve soddisfare due requisiti: deve essere tale da ridurre la resistenza della fusoliera in condizioni di crociera e deve far sì che la fusoliera non generi portanza negativa a velocità elevate. Questi aspetti sono generalmente in contrasto e quindi è necessario trovare un valore di compromesso.

#### 5.1.7 Profilo alare

Il profilo alare influenza molti aspetti del velivolo finale come velocità di crociera e di stallo, efficienza, comportamento allo stallo e maneggevolezza. La sua scelta può essere effettuata in due modi: il più semplice consiste nel scegliere un profilo da un catalogo o da una famiglia, l'altro invece prevede di sviluppare un profilo personalizzato e ottimizzato per le condizioni operative del velivolo. Il secondo approccio, se eseguito bene, dà risultati sicuramente migliori, ma richiede molto tempo e una certa esperienza; per questo si è preferito analizzare vari profili e scegliere il più adatto.

La selezione del profilo deve considerare aspetti aerodinamici (portanza, resistenza, momento di beccheggio e stallo), aspetti strutturali (spazio necessario alle strutture) e aspetti di progetto e costruzione (spazio per i sottosistemi e tecniche di costruzione utilizzate). In seguito verranno descritti i principali aspetti valutati nella scelta del profilo alare.

## Geometria

Un profilo alare può essere descritto geometricamente tramite la distribuzione di spessore e la linea di inarcamento medio. Generalmente la distribuzione di spessore influisce sulla resistenza di profilo, mentre la curvatura sulla portanza e sul momento di beccheggio. Lo spessore massimo del profilo viene espresso tramite il rapporto  $t/c$ .

Il limite inferiore allo spessore è dato dalla necessità di ospitare la struttura dell'ala, cioè i longheroni e le centine, e i sottosistemi, come servoattuatori e cavi.

## Prestazioni

Le prestazioni di un'ala sono legate all'autonomia chilometrica e oraria, in particolare la prima è proporzionale all'efficienza

$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad (5.4)$$

mentre la seconda è proporzionale al rapporto  $C_L^{3/2}/C_D$ .

Questi parametri sono funzione dell'angolo di attacco e hanno un massimo globale. Per ottimizzare il volo, la velocità di crociera deve essere il più vicino possibile alla velocità a cui uno di questi parametri raggiunge il massimo, in base alle esigenze della missione. Nel nostro caso, è stato scelto di ottimizzare l'autonomia chilometrica e quindi il parametro più importante è l'efficienza.

Un altro aspetto da considerare è l'andamento di questi parametri al variare dell'angolo di attacco, poiché spesso il velivolo si troverà a operare in condizioni fuori dall'ideale: un decadimento molto rapido delle prestazioni potrebbe essere molto svantaggioso, fino ad annullare i vantaggi ottenuti con un'efficienza massima molto elevata.

## Profili laminari

Nelle condizioni operative della quasi totalità dei velivoli si ha un numero di Reynolds tale da avere la transizione dello strato limite da laminare a turbolento. Nei velivoli di piccole dimensioni, che volano a velocità modeste, le zone in cui il flusso è laminare sono estese. Siccome lo strato limite laminare ha una resistenza d'attrito viscoso minore di quello turbolento, è possibile ottenere dei vantaggi massimizzando le zone laminari. I profili laminari sono sviluppati per sfruttare questo fenomeno ottenendo delle prestazioni ottime, soprattutto a numeri di Reynolds bassi. Le prestazioni di questi profili dipendono fortemente dal numero di Reynolds, per questo devono essere utilizzati solo nel range di Re per il quale sono stati sviluppati.

Nella valutazione e analisi di un profilo bisogna conoscere due fenomeni fondamentali: la separazione dello strato limite e la transizione dello strato limite da laminare a turbolento. In seguito verranno discussi brevemente, analizzandone le peculiarità associate al range di numeri di Reynolds di interesse.

La separazione dello strato limite avviene quando il flusso in prossimità della parete non ha abbastanza quantità di moto per contrastare la presenza di un gradiente di pressione avverso e quindi si separa creando una zona di ricircolo. In base al numero di Reynolds può manifestarsi con diverse modalità:

- Separazione dello strato limite laminare: avviene a  $Re < 5 \cdot 10^5$
- Bolla di separazione: lo strato limite laminare si separa e, successivamente diventa turbolento. L'energia maggiore dovuta alla turbolenza permette allo strato limite di riattaccarsi alla superficie. Si genera una zona detta *bolla di separazione laminare*. Avviene a

$5 \cdot 10^5 < Re < 4 \cdot 10^6$ . Modifica la distribuzione della pressione nel profilo e quindi anche le prestazioni.

- Separazione dello strato limite turbolento: avviene generalmente sull'estradosso del profilo ad angoli d'attacco elevati. Causa una diminuzione della portanza e un aumento della resistenza.

A numeri di Reynolds sufficientemente elevati, nello strato limite si sviluppano delle instabilità che, tramite il processo di transizione, portano lo strato limite in una condizione turbolenta. I parametri che più influenzano la transizione sono la turbolenza del flusso libero e il gradiente di pressione. Il punto di transizione può essere controllato con due strategie: attivamente, come per esempio con l'aspirazione dello strato limite, oppure passivamente, utilizzando una geometria appositamente sviluppata. Il controllo passivo è più semplice ed efficace: viene utilizzato nei profili laminari.

Il comportamento di un profilo varia molto in base al numero di Re, a causa di questi fenomeni. In [10] sono descritte sinteticamente le principali caratteristiche del flusso e dei profili utilizzati per vari range di Re a partire da  $Re < 1$  fino a  $Re > 10^9$ . Il nostro modello ricade nel range  $200\,000 < Re < 700\,000$ , in cui è possibile ottenere un flusso laminare molto esteso, senza particolari preoccupazioni per quanto riguarda la separazione dello strato limite laminare. A questi numeri di Reynolds è molto probabile che siano presenti delle bolle di separazione che generano una piccola ma non trascurabile perdita di prestazioni.

I primi profili laminari sono stati sviluppati dalla NACA nella serie 6 con l'obiettivo di migliorare le prestazioni dei profili delle serie precedenti. Sono state introdotte delle modifiche che promuovono lo strato limite laminare per un certo intervallo di  $\alpha$ , in modo da ottenere una zona a resistenza ridotta.

La strategia adottata prevede l'ottenimento di una porzione del profilo in cui la pressione è costante a un certo angolo d'attacco. Il limite superiore della zona laminare avviene quando si ha il segmento a pressione costante sull'estradosso, mentre il limite inferiore è quando lo si ha nell'intradosso. Questa strategia è basata su osservazioni sperimentali che mostrano come la transizione non avvenga in un gradiente di pressione nullo e come invece sia favorita da un gradiente avverso.

Un esempio approfondito dell'utilizzo di questa tecnica è mostrato in [37], utilizzando il profilo E980 appositamente disegnato. In figura 5.4 è mostrata la distribuzione di  $C_p$ : si vede come a  $\alpha = 3^\circ$  e  $\alpha = 10^\circ$  siano presenti i segmenti a pressione costante rispettivamente nell'intradosso e nell'estradosso. Al di fuori di questo intervallo si ha un picco di pressione al bordo d'attacco e un brusco recupero di pressione che potrebbe portare alla separazione laminare e quindi alla formazione di una bolla di ricircolo.

Dalle osservazioni sperimentali si vede che a Re bassi lo strato limite è laminare anche con gradiente di pressione avverso, arrivando fino alla separazione laminare, mentre a Re elevati la transizione può avvenire anche in presenza di un gradiente di pressione avverso. La tecnica utilizzata per i profili NACA serie 6 non tiene conto del numero di Reynolds a cui il profilo opera, perciò trascura questi fattori.

Utilizzando tecniche più avanzate si ottengono profili molto più prestazionali e con una zona laminare più estesa. In [37] è descritto l'utilizzo di una tecnica e del codice numerico associato utilizzabili per lo sviluppo dei profili.

Riassumendo, un profilo laminare è caratterizzato da:

- Raggio del bordo d'attacco basso per evitare picchi di pressione quando aumenta l'angolo d'incidenza



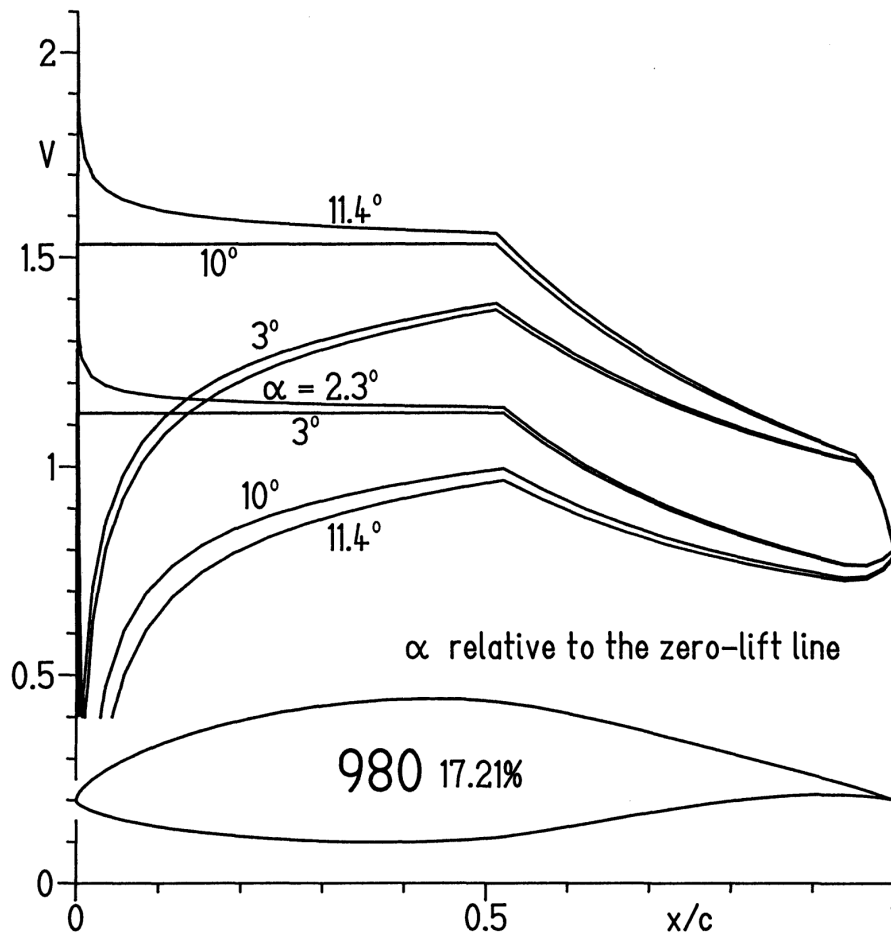


Figura 5.4: Distribuzione di pressione nel profilo E980. Ad  $\alpha = 3^\circ$  si ha un segmento a pressione costante sull'intradosso mentre ad  $\alpha = 10^\circ$  lo si ha nell'estradosso. Al di fuori di questo intervallo si genera un picco di pressione al bordo d'attacco seguito da un rapido recupero di pressione. [37]

- Posizione dello spessore massimo arretrata per creare un'ampia zona con gradiente di pressione tale da non indurre la transizione o la separazione. A Re bassi è possibile la presenza di un gradiente avverso, mentre a Re alti si deve avere un gradiente di pressione favorevole.
- Recupero di pressione non troppo brusco, per evitare la separazione dello strato limite al bordo d'uscita.

Tutte le osservazioni effettuate precedentemente per quanto riguarda curvatura e spessore rimangono valide. Come si vedrà in seguito, il numero di Reynolds a cui opera il nostro velivolo permette il mantenimento dello strato limite laminare anche con un gradiente di pressione avverso.

## 5.2 Dimensionamento geometrico

Si è visto quali sono i parametri generali da determinare e quali sono le considerazioni da eseguire per ciascuno di essi. Non è possibile eseguire un processo di dimensionamento diretto in cui ciascun parametro viene scelto indipendentemente, ma è necessario utilizzare un approccio iterativo, in cui a ogni iterazione si cerca di migliorare le prestazioni, fino a arrivare a una condizione soddisfacente. Nel nostro caso, le iterazioni sono state eseguite manualmente, variando di volta in volta un parametro e verificando l'effetto tramite delle simulazioni. Si è partiti dai parametri principali, per poi andare a scegliere quelli secondari, verificando successivamente il comportamento complessivo dell'ala e la necessità di apportare modifiche ai parametri già scelti.

In particolare, sono stati eseguiti i seguenti passaggi:

1. Scelta dell'allungamento alare e del rapporto di rastremazione;
2. Scelta del profilo alare e dell'angolo di svergolamento;
3. Scelta dell'angolo di calettamento e dell'angolo di freccia.

### 5.2.1 Scelta dell'allungamento alare e del rapporto di rastremazione

Per ottenere una soluzione che soddisfacesse sia le esigenze aerodinamiche che quelle strutturali, è stato necessario interfacciarsi con la progettazione strutturale e trovare una soluzione di compromesso.

È stato ipotizzato l'uso di un profilo alare con  $t/c = 0.10$  ed è stato scelto l' $AR$  più elevato possibile, considerando come limite la dimensione della corda richiesta al passaggio dei longheroni. Per massimizzare l' $AR$ , si è scelto di porre il longherone anteriore nel punto di massimo spessore.

Il diametro dei longheroni, ottenuto da calcoli preliminari, è di  $d_1 = 20\text{ mm}$  per l'anteriore e  $d_2 = 12\text{ mm}$  per il posteriore. Si può calcolare lo spessore minimo del profilo come  $t_{min} = d_1 + t_{riv}$ , in cui  $t_{riv} = 1\text{ mm}$  è lo spessore del rivestimento e delle pareti della centina.

La corda minima, cioè quella all'estremità, dovrà essere  $c_t = t_{min}/(t/c) = 0.210\text{ m}$ ; da questa si può calcolare l' $AR$  massimo al variare del rapporto di rastremazione  $\lambda$

$\lambda$	$c_r [m]$	$c_t [m]$	$AR$	$b [m]$
1.0	0.210	0.210	9.48	1.99
0.6	0.350	0.210	5.33	1.49
0.4	0.525	0.210	3.10	1.14

Con un'ala rettangolare si può raggiungere un buon valore dell'allungamento alare, mentre con un'ala trapezoidale l' $AR$  è molto basso. Per ovviare a ciò, è stata modificata la struttura,

mettendo un longherone singolo per l'estremità dell'ala, come visibile in figura 2.11. I longheroni interni hanno mantenuto le dimensioni viste prima, mentre il longherone esterno è di diametro  $d_3 = 14\text{ mm}$ . Questa configurazione porta due vantaggi: l'aumento dell'AR massimo raggiungibile con un'ala trapezoidale e l'alleggerimento della struttura. Di contro, la sua costruzione è più complessa e si perde un po' di rigidità torsionale all'estremità dell'ala.

Ripetendo i calcoli con la nuova configurazione, si ottiene

$\lambda$	$c_r [m]$	$c_t [m]$	AR	$b [m]$
1.0	0.150	0.150	18.59	2.79
0.6	0.250	0.150	10.45	2.09
0.4	0.375	0.150	6.07	1.59

In seguito alle verifiche strutturali, è stato scelto un  $\lambda = 0.6$  e un  $AR = 10$ .

### 5.2.2 Scelta del profilo alare e dell'angolo di svergolamento

In questa fase le dimensioni generali dell'ala sono già state definite, per cui è possibile procedere alla simulazione tridimensionale tramite uno dei metodi visti nel capitolo 3. Prima di tutto bisogna però eseguire delle analisi bidimensionali per valutare le caratteristiche di vari profili e scegliere i migliori. Tutte le analisi sono state effettuate con un numero di Reynolds

$$Re = 3.5 \cdot 10^5 \quad (5.5)$$

calcolato con la corda media e la velocità di crociera.

#### Analisi bidimensionali

Sono stati analizzati alcuni profili con le caratteristiche ricercate e ne sono state valutate le prestazioni. Le principali caratteristiche sono riportate in tabella 5.1, mentre in figura 5.5 è riportata la geometria dei vari profili. Le analisi sono state eseguite tramite il software XFOil, descritto nella sezione 3.1.1, utilizzando 151 pannelli e  $n_{crit} = 9$ .

Il NACA 4412 fa parte della prima serie di profili alari sviluppati dalla NACA negli anni '30. Questi sono stati sviluppati tramite prove sperimentali, al fine di aumentare la portanza massima e diminuire la resistenza rispetto ai profili disponibili al tempo. Questo è l'unico profilo analizzato a non essere stato sviluppato per il mantenimento dello strato limite laminare: è stato utilizzato per eseguire un confronto e valutare il miglioramento ottenibile tramite l'utilizzo di un profilo laminare.

Il NACA 63<sub>1</sub> - 412 è un profilo della serie 6: questi profili sono stati sviluppati tramite un metodo inverso, cioè scegliendo la distribuzione di pressione e calcolando, tramite un metodo

Tabella 5.1: Caratteristiche geometriche dei profili analizzati.

	t/c [%c]	pos. max t [%c]	camber [%c]	pos. max camber [%c]
NACA 4412	12	30	4	40
NACA 63 <sub>1</sub> - 412	12	34.9	2.2	50
E211	10.9	31.7	2.2	65.7
E212	10.6	27.5	2.5	61.3
E66	10.1	28.7	4.1	52.3
E374	10.9	34.3	2	38.9
E395	12.3	29.5	5.2	52.3

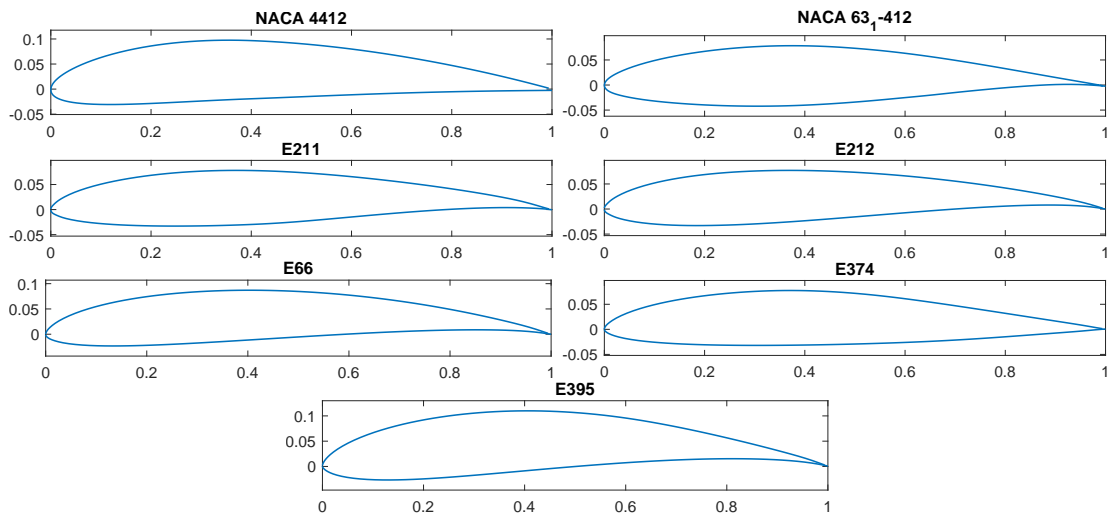


Figura 5.5: Geometria dei profili analizzati.

teorico, la geometria necessaria a ottenere tale distribuzione; il procedimento è descritto in dettaglio in [25]. L'utilizzo di un metodo inverso ha permesso di sviluppare dei profili in cui lo strato limite resta laminare su una porzione considerevole della superficie, riducendo la resistenza.

I profili Eppler sono stati sviluppati da Richard Eppler tramite il codice *PROFILE*. Esso è un codice numerico con cui è possibile eseguire sia lo sviluppo che l'analisi dei profili. Per lo sviluppo utilizza un metodo di mappatura conforme che permette di generare la geometria in base alla distribuzione di velocità richiesta in determinate condizioni. Per l'analisi utilizza un metodo a pannelli accoppiato a un metodo integrale per la soluzione dello strato limite. La transizione è prevista tramite un metodo empirico. Il suo funzionamento è descritto in dettaglio in [37]. L'utilizzo di questo codice ha permesso lo sviluppo di profili molto performanti, con un'estensione dello strato limite laminare molto ampia. In [37] è descritto anche lo sviluppo e l'analisi dei profili scelti. I profili E66, E211, E212, E374 sono sviluppati per numeri di Reynolds bassi ( $Re < 10^6$ ). L'E395 è stato sviluppato specificatamente per il volo a propulsione umana, che avviene a numeri di Re simili a quelli del nostro modello.

In figura 5.6 e figura 5.7 sono riportati i risultati ottenuti con Xfoil, mentre nella tabella 5.2 sono riportati i parametri prestazionali. Ciò che si cerca in un profilo sono delle ottime prestazioni ad angoli di incidenza non troppo elevati e a un coefficiente di portanza simile a quello di progetto  $C_l = 0.4$ .

Siccome il velivolo dovrà operare in varie condizioni e non solo a quella di efficienza massima, è desiderabile che l'efficienza mantenga un valore alto per un ampio intervallo. Per i profili laminari questo implica l'aver una zona laminare estesa. Inoltre, è meglio avere un passaggio graduale alle condizioni di strato limite turbolento per evitare cambi repentini di assetto o spinta durante il volo.

Se ci si limita a considerare l'efficienza massima, il NACA 4412 riesce a ottenere un ottimo valore nonostante sia un profilo datato, tuttavia lo raggiunge ad angoli di attacco molto elevati, troppo vicini all'angolo critico per essere utilizzato in sicurezza. La sua polare ha una forma caratteristica, con una variazione repentina in corrispondenza di  $\alpha = 0^\circ$ . Questa è dovuta alla transizione dello strato limite sull'intradosso che inizia dal bordo d'uscita ad  $\alpha < 0^\circ$  e risale molto velocemente, diminuendo ulteriormente l'angolo di incidenza. Invece sull'estradosso si ha sempre la transizione; il punto di transizione risale velocemente all'aumentare di  $\alpha$ , determinando

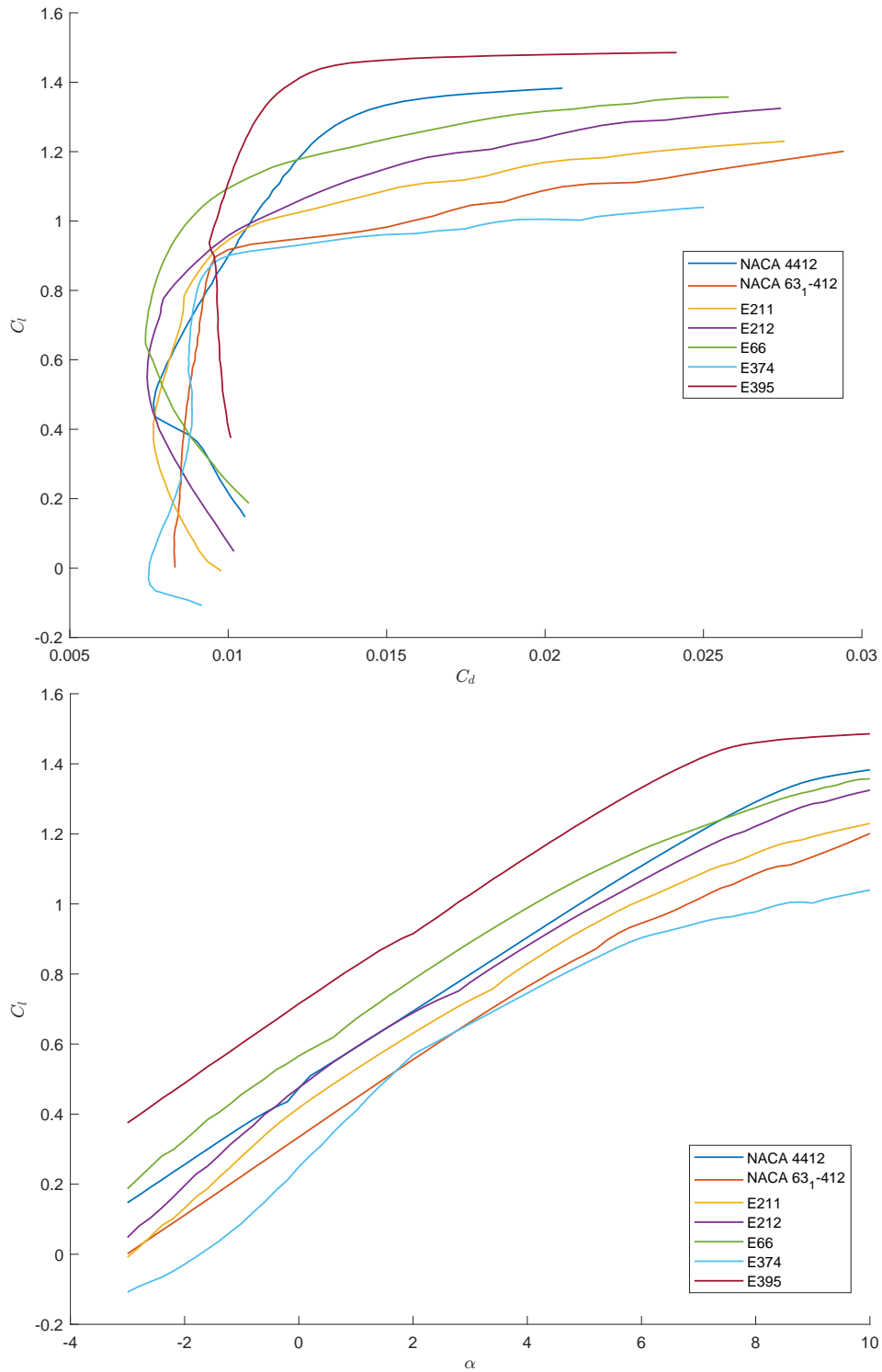


Figura 5.6: Simulazioni Xfoil dei profili selezionati a  $Re=3.5 \cdot 10^5$

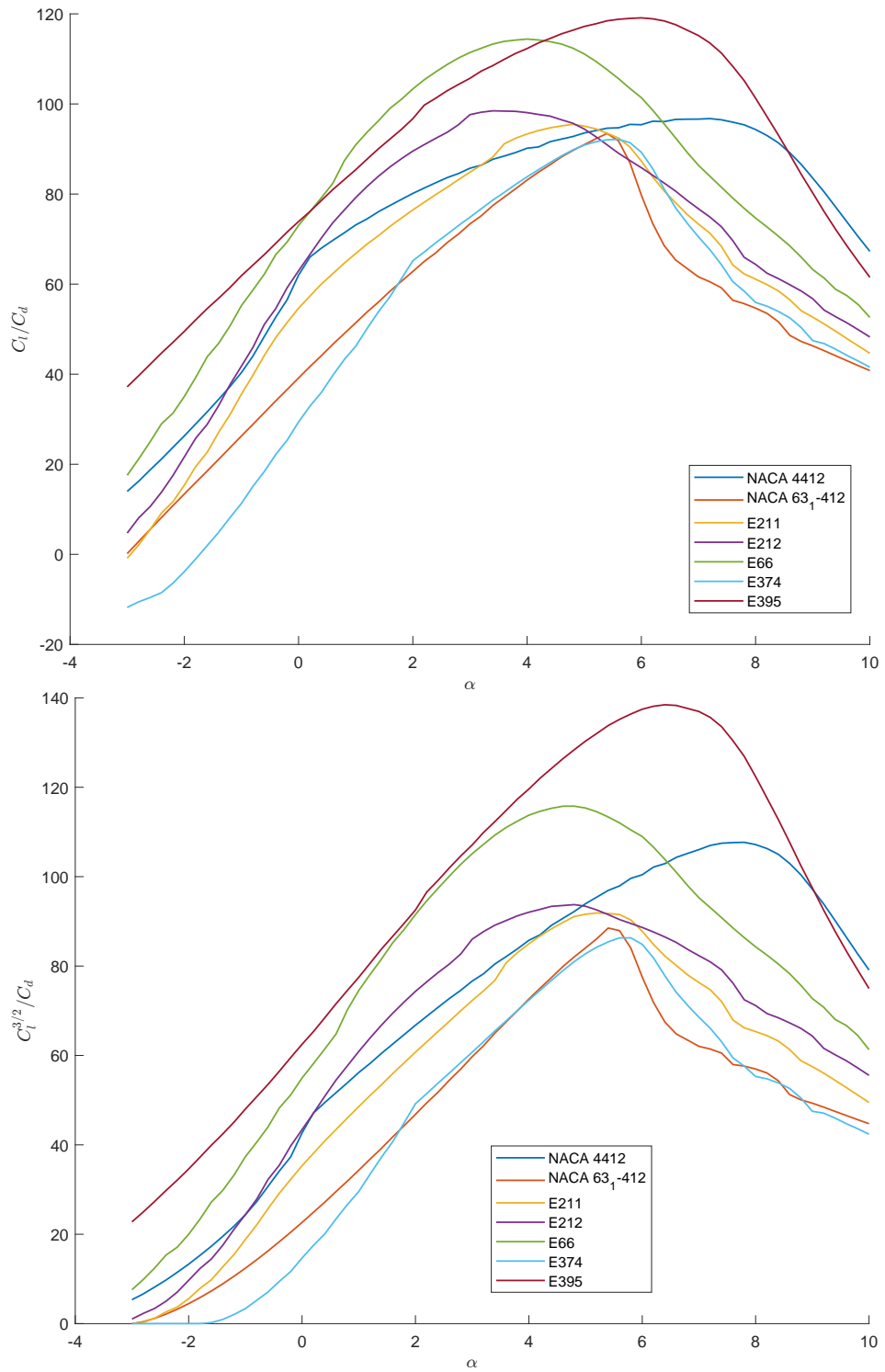


Figura 5.7: Simulazioni Xfoil dei profili selezionati a  $Re=3.5 \cdot 10^5$

Tabella 5.2: Risultati ottenuti dalle simulazioni effettuate con Xfoil a  $Re=3.5 \cdot 10^5$ .

	$E_{max}$	$\alpha_{E_{max}}$	$C_{l,E_{max}}$	$C_{m,E_{max}}$	$s_{max}$	$\alpha_{s_{max}}$	$C_{l,s_{max}}$	$C_{m,s_{max}}$
NACA 4412	96.7	7.2	1.22	-0.092	107.7	7.8	1.28	-0.090
NACA 64 <sub>1</sub> - 412	93.4	5.4	0.90	-0.067	88.5	5.4	0.90	-0.067
E211	95.5	4.8	0.91	-0.092	91.9	5.2	0.95	-0.091
E212	98.5	3.4	0.82	-0.109	93.7	4.8	0.96	-0.107
E66	114.4	4	0.99	-0.132	115.8	4.8	1.06	-0.129
E374	92.1	5.6	0.88	-0.049	86.3	5.8	0.89	-0.048
E395	119.1	6	1.33	-0.161	138.5	6.4	1.37	-0.159

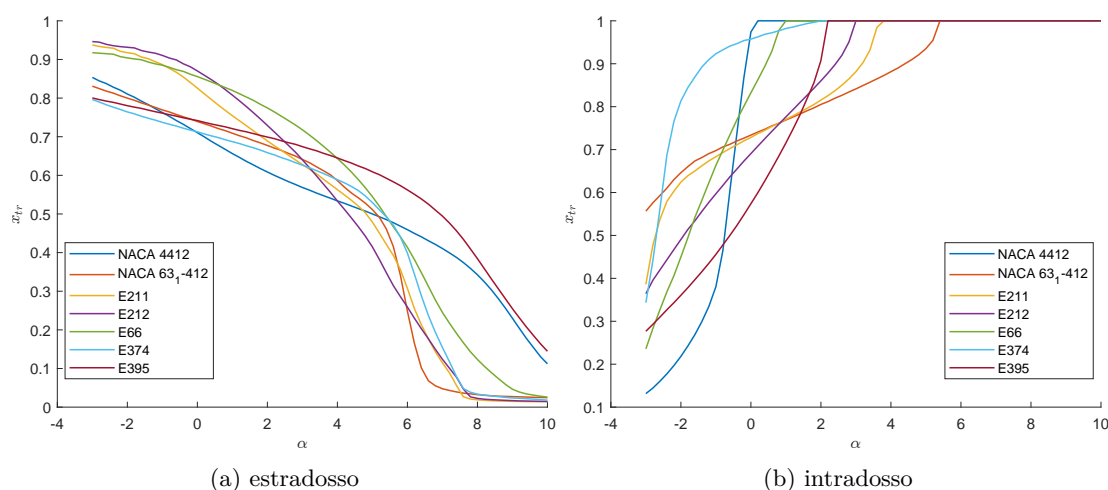


Figura 5.8: Variazione dei punti di transizione in funzione dell'angolo di attacco: in figura a per l'estradosso e in figura b per l'intradosso.  $x_{tr}$  è la posizione a cui avviene la transizione;  $x_{tr} = 0$  corrisponde al bordo d'attacco mentre  $x_{tr} = 1$  corrisponde al bordo d'uscita. Confrontando questo grafico con la polare si vede che a una variazione brusca del punto di transizione è associato un aumento repentino della resistenza.

un considerevole aumento della resistenza. Lo spostamento dei punti di transizione in funzione dell'angolo di attacco può essere visto in figura 5.8.

Nell'E395 si ha un fenomeno simile, solo che l'inizio della transizione sull'intradosso è ad angoli ancora più elevati ( $\alpha \approx 2^\circ$ ). Ha delle prestazioni eccellenti, ma ad angoli di incidenza molto elevati e troppo vicini all'angolo critico per essere utilizzato in sicurezza, per questo è stato scartato. Queste caratteristiche possono essere ricondotte alla curvatura molto elevata, la maggiore tra i profili analizzati.

Il NACA 63<sub>1</sub> - 412 e l'E374 hanno prestazioni molto simili; la loro polare presenta un marcato laminar bucket. Il NACA ha un'efficienza leggermente maggiore che però decade repentinamente, a differenza di quella dell'E374, mentre ad angoli di incidenza bassi il NACA riesce a mantenere un'efficienza elevata. Tra i due l'E374, soddisfa maggiormente i requisiti e ha un  $C_m$  più alto e quindi è preferibile.

E211 e E212 hanno prestazioni simili e generalmente maggiori dei precedenti 63<sub>1</sub> - 412 e E374. Ciò che si nota immediatamente è che l'intervallo in cui l'efficienza è elevata è molto ampio: ciò è dovuto allo spostamento graduale del punto di transizione, sia nel ventre del profilo che nel dorso. Entrambi hanno un  $C_m$  basso.

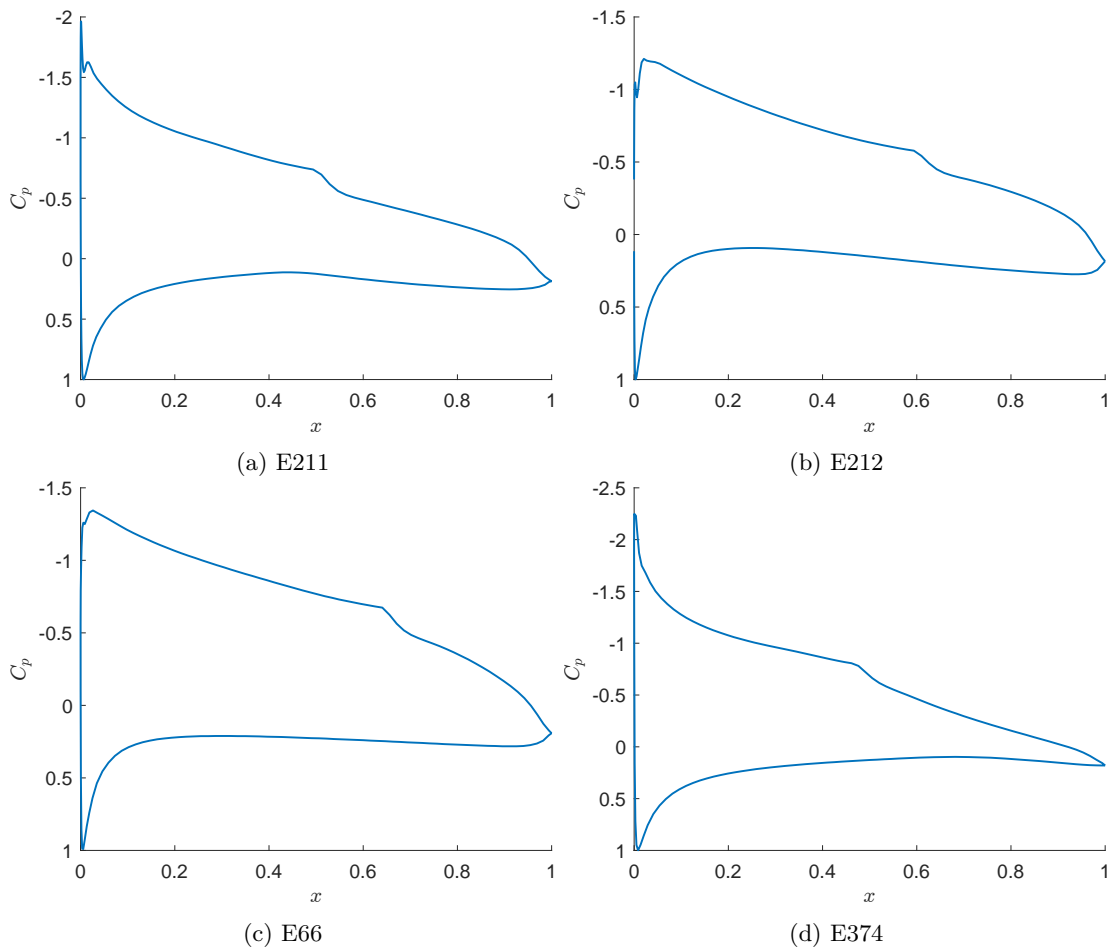


Figura 5.9:  $C_p$  dei profili selezionati in condizione di efficienza massima.

L'E66 ha prestazioni molto buone, paragonabili a quelle dell'E395 e distribuite su un ampio intervallo. A differenza dell'E395, l'E66 ottiene queste prestazioni ad angoli di incidenza inferiori.

In conclusione i profili più adatti alla nostra applicazione sono E211, E212, E66 e E374.

In figura 5.9 è riportato il coefficiente di pressione  $C_p$  per questi profili nella condizione di efficienza massima. Per tutti, lo strato limite nell'intradosso è sempre laminare, perché il gradiente di pressione avverso è concentrato al bordo d'attacco e successivamente si ha una pressione circa costante che non induce la transizione. Invece, sull'estradosso si ha un recupero di pressione considerevole, tuttavia la geometria del profilo permette di limitare il gradiente di pressione avverso e ritardare la transizione. Si vede bene come la forma dell'intradosso, soprattutto al bordo d'uscita, influenzi la distribuzione di  $C_p$ . L'E212 e l'E66 hanno un intradosso concavo-convesso con bordo d'uscita a cuspide, per questo generano molta portanza nella zona posteriore. Invece l'E374 ha un intradosso convesso: questo limita la portanza generata nella zona posteriore e fa diminuire anche il coefficiente di momento al costo di un  $C_{p,min}$  più basso e una transizione anticipata. L'E211 ha un comportamento intermedio tra E66 e E374.



### Analisi tridimensionale

Inizialmente sono state eseguite delle analisi di comparazione per i vari profili alari utilizzando le dimensioni in pianta scelte precedentemente e angolo di svergolamento nullo. Da queste è stato scelto un profilo ed è stato ottimizzato l'angolo di svergolamento. Le analisi sono state eseguite con il software Xfr5, descritto nella sezione 3.1.2, utilizzando il metodo VLM2 e la mesh visibile in figura 5.10 con 40 pannelli nella direzione della corda e 90 nella direzione dell'apertura alare.

I risultati sono visibili in figura 5.11. L'E211 e l'E212 hanno prestazioni molto simili, anche se il secondo che ha un'efficienza leggermente più bassa del primo ad angoli di attacco elevati. Per il  $C_l^{3/2}/C_d$ , l'E212 raggiunge un valore più elevato, ma l'E211 ha un valore alto per un range di  $\alpha$  più ampio. Benché dalle analisi bidimensionali l'E66 abbia un'efficienza maggiore, utilizzandolo con questa superficie alare si ottengono delle prestazioni scadenti; ciò avviene perché il suo punto di efficienza massima è a un  $C_l$  elevato, molto maggiore di quello previsto nel dimensionamento preliminare. L'E374 ha un'efficienza massima più bassa e la raggiunge ad angoli d'attacco più elevati.

Sulla base di questi risultati è stato scelto di utilizzare il profilo E211, preferendolo all'E212 anche per lo spessore maggiore.

Successivamente sono state eseguite delle analisi al variare dell'angolo di svergolamento al fine di trovare il valore ottimo. Dai risultati, visibili in figura 5.12 e tabella 5.3, si osserva che al variare dello svergolamento si hanno principalmente due effetti: la traslazione della curva  $C_L - \alpha$  e la variazione del valore di efficienza massima.

È stato scelto un angolo di svergolamento  $\alpha_{tip} = -3^\circ$  perché permette di avere un valore di efficienza massima elevato, ma allo stesso tempo avvicina la velocità di crociera a quella prevista nella fase di definizione. Inoltre, un angolo di svergolamento negativo migliora il comportamento allo stallo, riducendo la possibilità che esso inizi dalle estremità.

#### 5.2.3 Scelta dell'angolo di freccia e di calettamento

L'angolo di freccia deve essere tale da permettere al longerone anteriore di essere disposto nel punto di massimo spessore del profilo e perpendicolarmente rispetto all'asse longitudinale del

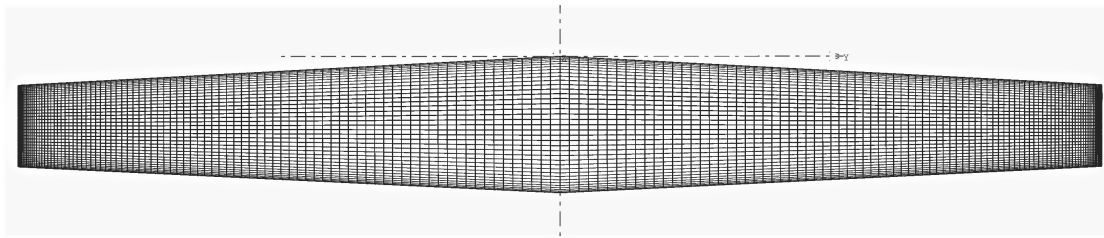


Figura 5.10: Mesh utilizzata per le simulazioni Xfr5

Tabella 5.3: Simulazioni Xfr5 dell'ala con diversi angoli di svergolamento

	E	$\alpha_{E_{max}}$	$C_{LE_{max}}$	$V_{E_{max}}$
$\alpha_{tip} = 0$	31.1	0.6	0.41	25.50
$\alpha_{tip} = -1$	31.1	1	0.41	25.36
$\alpha_{tip} = -2$	31.1	1.3	0.41	25.49
$\alpha_{tip} = -3$	30.9	1.8	0.42	25.09
$\alpha_{tip} = -4$	30.6	2.2	0.43	24.96

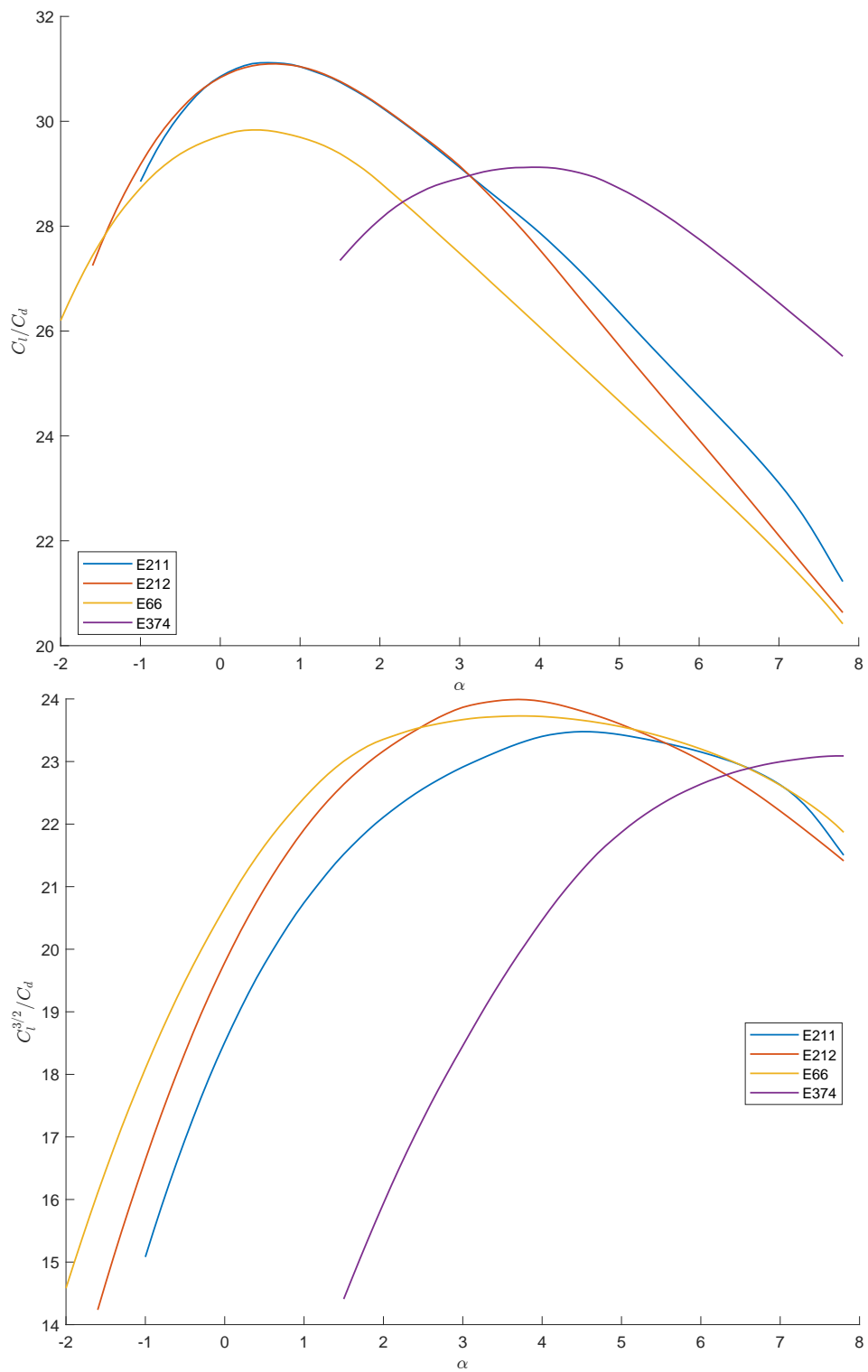


Figura 5.11: Simulazioni Xfr5 dell'ala con diversi profili

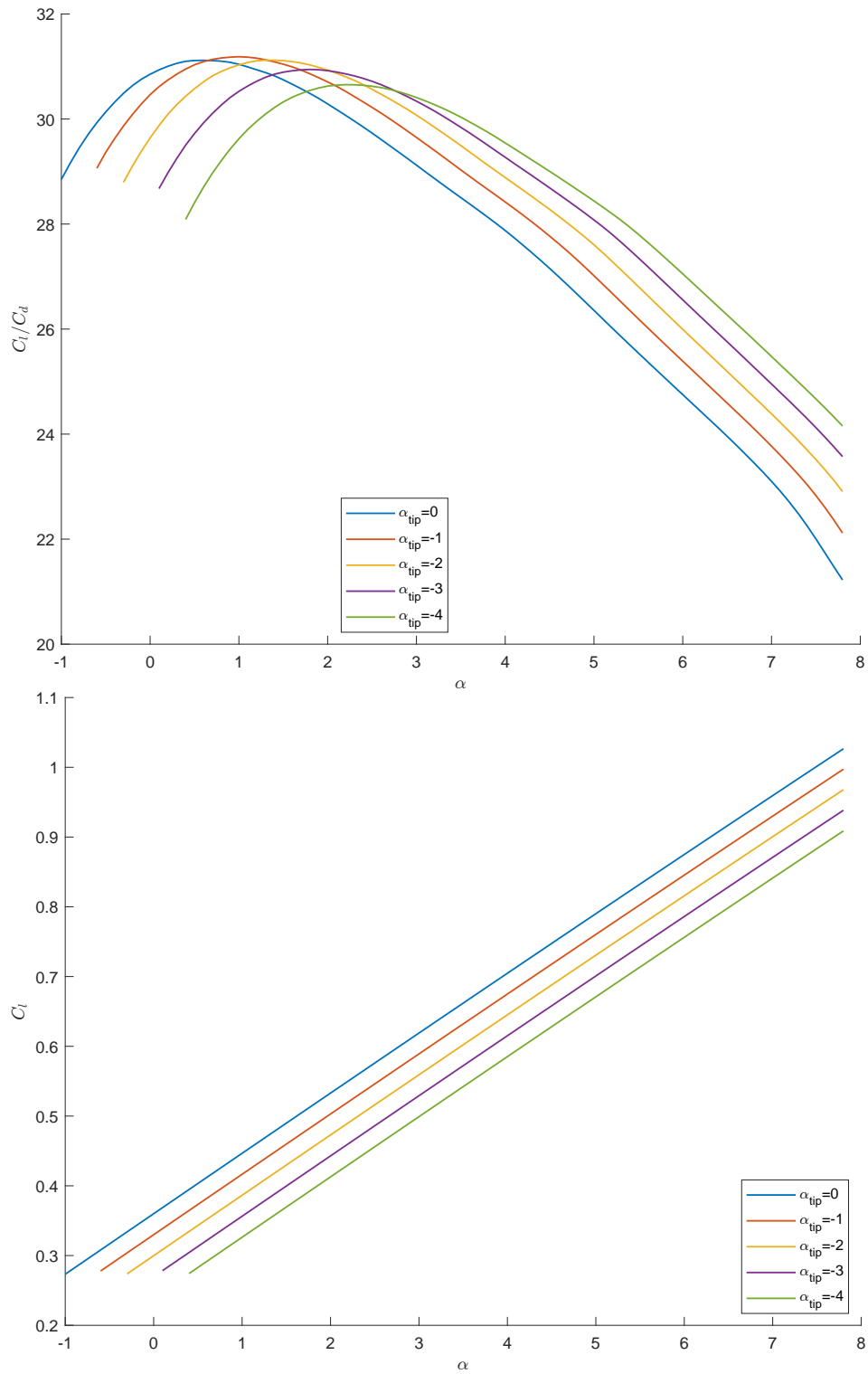


Figura 5.12: Simulazioni Xfr5 dell'ala con diversi angoli di svergolamento

velivolo. L'E211 ha lo spessore massimo al 31.7% della corda e, con il rapporto di rastremazione scelto, ciò richiede un angolo di freccia di  $\Lambda = 1^\circ$ .

L'angolo di calettamento corrisponde all'angolo di incidenza della sezione di radice. Deve essere scelto in modo tale da minimizzare la resistenza della fusoliera nella condizione di crociera, evitando di arrivare alla condizione in cui la fusoliera genera una portanza negativa a velocità più alte. Utilizzando l'angolo  $\alpha_{E_{max}}$  presente in tabella 5.3 si ha la fusoliera allineata al flusso nella condizione di crociera. È stato scelto un angolo di calettamento leggermente maggiore, pari a  $\alpha_{radice} = 2.5^\circ$ . Di conseguenza, l'angolo di incidenza della sezione di estremità sarà  $\alpha_{tip} = -0.5^\circ$ .

### 5.3 Analisi di verifica cfd

Sono state eseguite delle analisi di verifica cfd con Ansys Fluent. È stato analizzato il profilo alare E211 a  $Re = 3.5 \cdot 10^5$ . In base alle considerazioni fatte nel capitolo 3.2, è stato utilizzato il solutore *pressure-based* con modello di turbolenza  $k - \omega$ . Quest'ultimo non considera lo strato limite laminare quindi ci aspettiamo che la resistenza sia molto maggiore rispetto a quella prevista dal metodo a pannelli.

La mesh utilizzata, visibile in figura 5.13, è ibrida con forma a C ed elementi quadrangolari. Le zone della scia e attorno al profilo sono state raffinate utilizzando una dimensione di mesh più piccola. Per rappresentare in modo ottimale lo strato limite, è stato utilizzato un inflation layer di 25 strati e un fattore di crescita 1.2. Per ottenere un valore di  $y^+ \simeq 1$ , è stato utilizzato il metodo descritto nella sezione 3.2.3, è stata calcolata un'altezza del primo strato di  $5.5 \cdot 10^{-5} m$ . All'ingresso è stata applicata una condizione di *velocity-inlet*, mentre all'uscita è stata applicata una condizione di *pressure-outlet*. La condizione di ingresso è stata specificata per il lato curvo, quello superiore e quello inferiore, mentre la condizione di uscita è applicata solo al bordo destro. La mesh è stata mantenuta costante; per variare l'angolo di attacco è stato cambiato l'angolo della velocità in ingresso. La mesh ha 131844 elementi.

Per ottenere il numero di Reynolds previsto, si è scelto di mantenere l'aria alle condizioni standard a quota nulla,  $\rho = 1.225 kg/m^3$  e  $\mu = 1.789 \cdot 10^{-5}$ , la corda del profilo unitaria e calcolare la velocità di ingresso di conseguenza. Ne risulta una  $v_{inlet} = 5.125 m/s$ .

L'obiettivo di queste analisi è quindi quello di eseguire un confronto della portanza e ottenere una stima del  $C_{l,max}$ .

I risultati sono visibili in figura 5.14. I valori sono diversi rispetto a quelli previsti dal metodo a pannelli, in particolare il coefficiente di portanza è minore e quello di resistenza è maggiore. Le differenze diminuiscono all'aumentare dell'angolo di attacco perché esse sono dovute principalmente alla presenza di uno strato limite completamente laminare nelle simulazioni cfd. Tutte le analisi sono state eseguite utilizzando schemi upwind del secondo ordine, tranne quelle per  $\alpha \geq 12$ , in cui, per problemi di convergenza, è stato necessario utilizzare uno schema del primo ordine per la quantità di moto. I problemi di convergenza sono dovuti all'avvicinarsi dello stallo e quindi alla presenza di fenomeni transitori nella scia. I risultati ottenuti con schemi del primo ordine sono imprecisi, quindi non possono essere considerati attendibili; tuttavia l'insorgere della divergenza ci dà un'indicazione dell'inizio dello stallo. Siccome non siamo interessati a conoscere con precisione il  $C_{l,max}$ , non sono state fatte analisi più rigorose. Da queste analisi si può affermare che lo stallo avviene a  $\alpha > 11^\circ$  e che  $C_{l,max} > 1.3$ . Questi valori sono in linea con quelli previsti nella fase di definizione, sono quindi stati considerati adeguati.

In figura 5.15 è mostrato il confronto tra il  $C_p$  ottenuto con la simulazione cfd e quello ottenuto precedentemente da Xflr5 ad  $\alpha = 5^\circ$ . La differenza principale è presente nella zona anteriore del profilo ed è data dalla mancanza della porzione di strato limite laminare nella simulazione cfd.

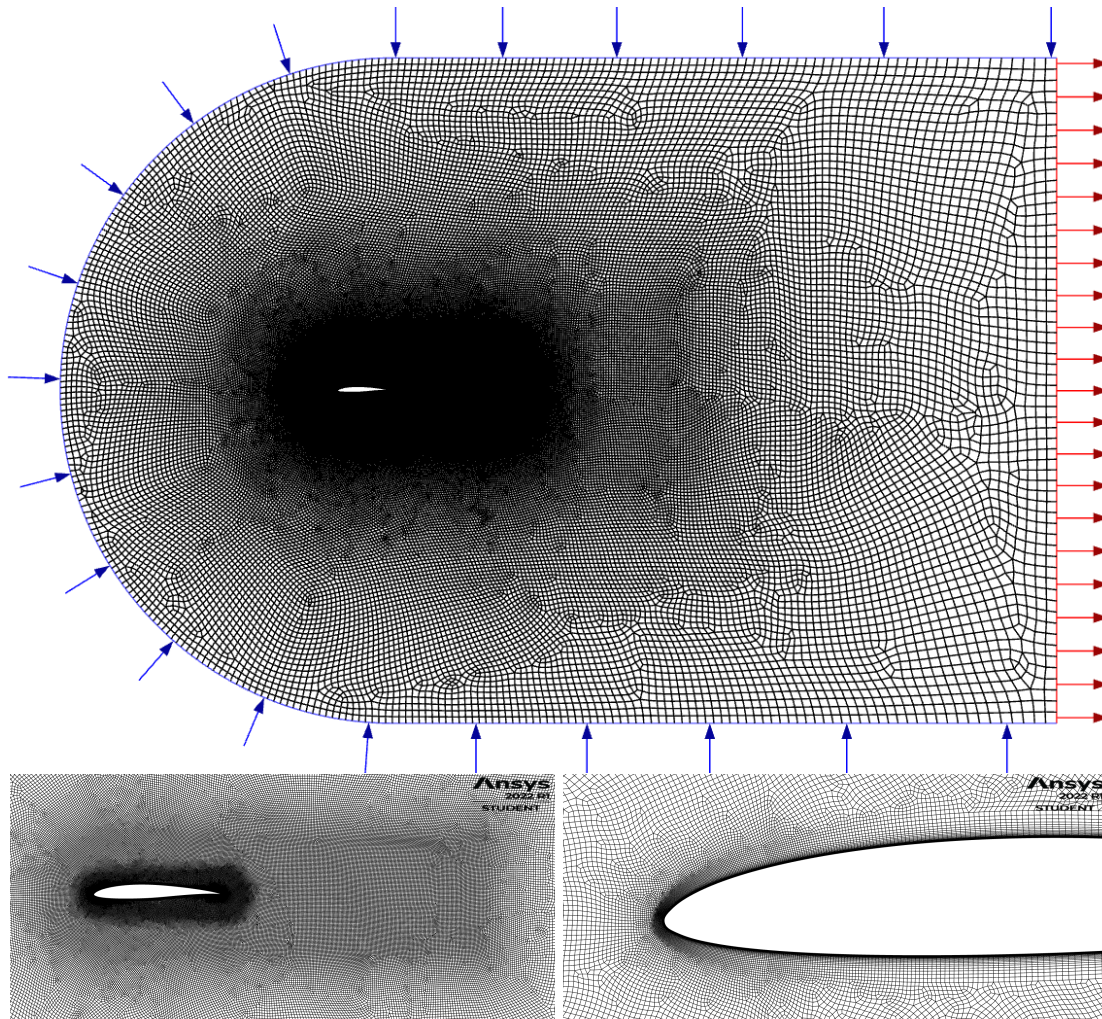


Figura 5.13: Mesh utilizzata per le simulazioni 2D del profilo E211. Le frecce blu e rosse indicano rispettivamente i bordi a cui è stata applicata la condizione di ingresso e quella di uscita.

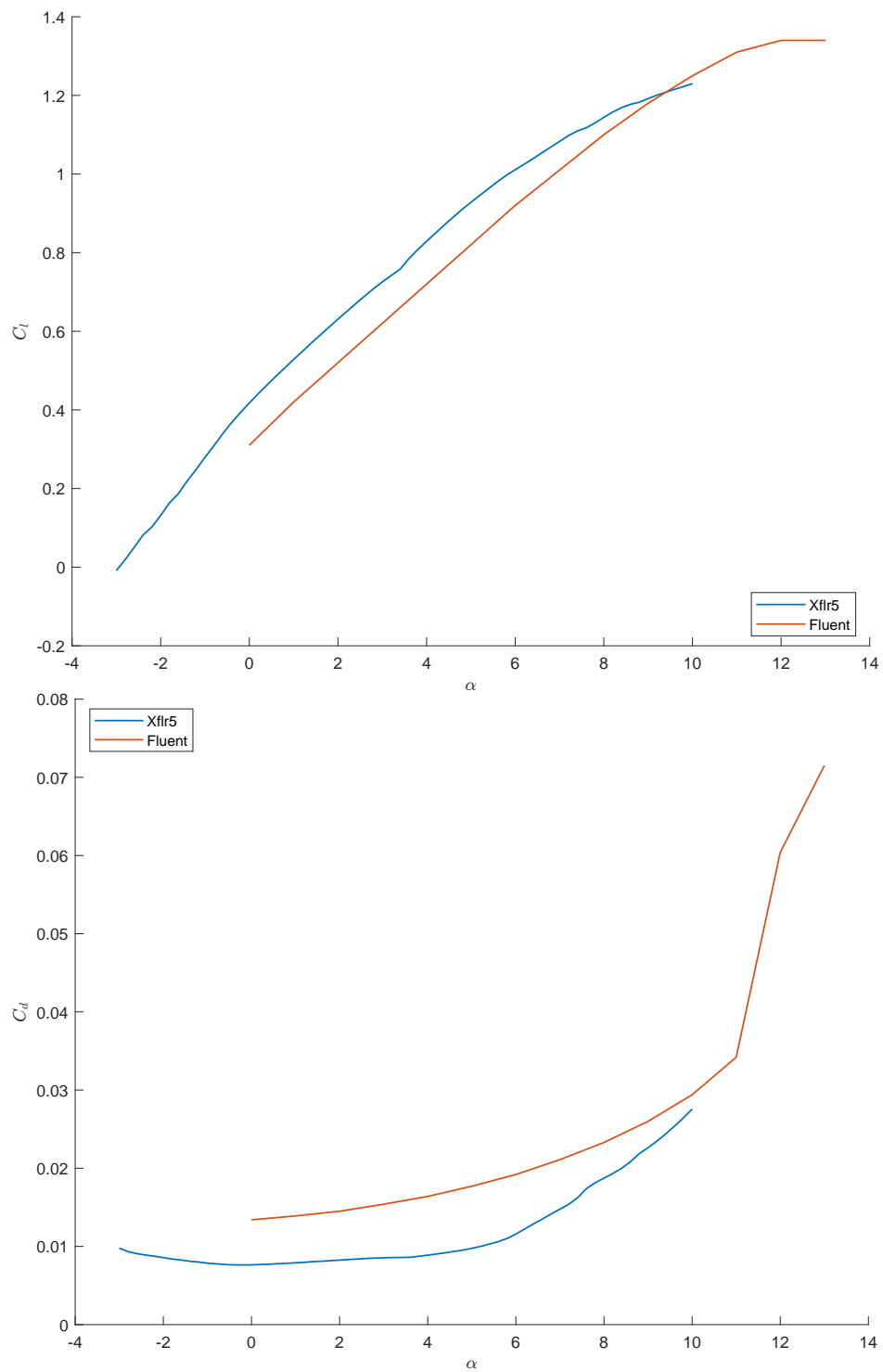


Figura 5.14: Simulazioni effettuate con metodo cfd a confronto con quelle effettuate precedentemente con Xflr5.

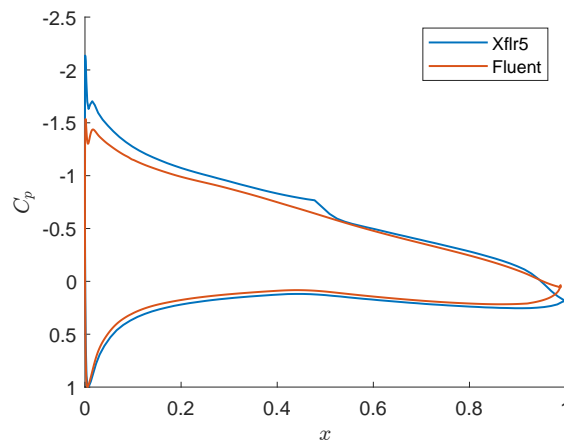


Figura 5.15: Confronto tra il coefficiente di pressione trovato con Fluent e quello ottenuto con Xflr5 ad  $\alpha = 5^\circ$ .

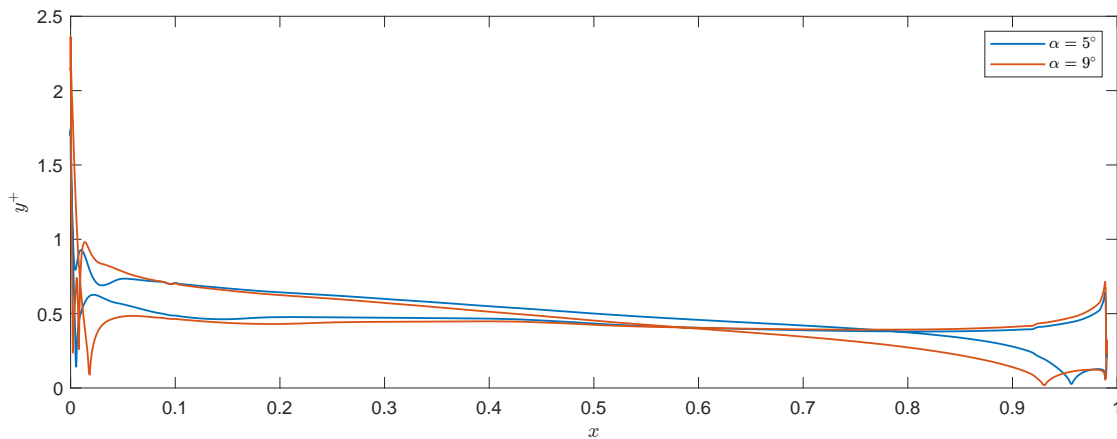


Figura 5.16: Andamento di  $y^+$  per due diversi angoli di incidenza.

Questa è la principale causa del valore di  $C_l$  più basso rispetto alla simulazione con metodo a pannelli.

Per verificare l'indipendenza dei risultati dalla numero di elementi, è stata eseguita una simulazione del profilo a  $5^\circ$  con una mesh più raffinata contenente 188792 elementi. Per il  $C_d$  si è ottenuto un errore relativo rispetto alla simulazione precedente dello 0.112%, mentre per il  $C_l$  e il  $C_m$  sono stati ottenuti errori minori dello 0.008%. Dato l'errore molto contenuto, si può considerare la mesh utilizzata precedentemente adeguatamente risolta.

Successivamente è stato verificato il valore di  $y^+$  nel primo nodo della mesh. In figura 5.16 è riportato l'andamento di  $y^+$  per il profilo a due diversi angoli di incidenza; in entrambi i casi si hanno valori generalmente bassi. Al bordo d'attacco è presente il valore massimo di 2.5, successivamente  $y^+$  resta sempre minore di uno.

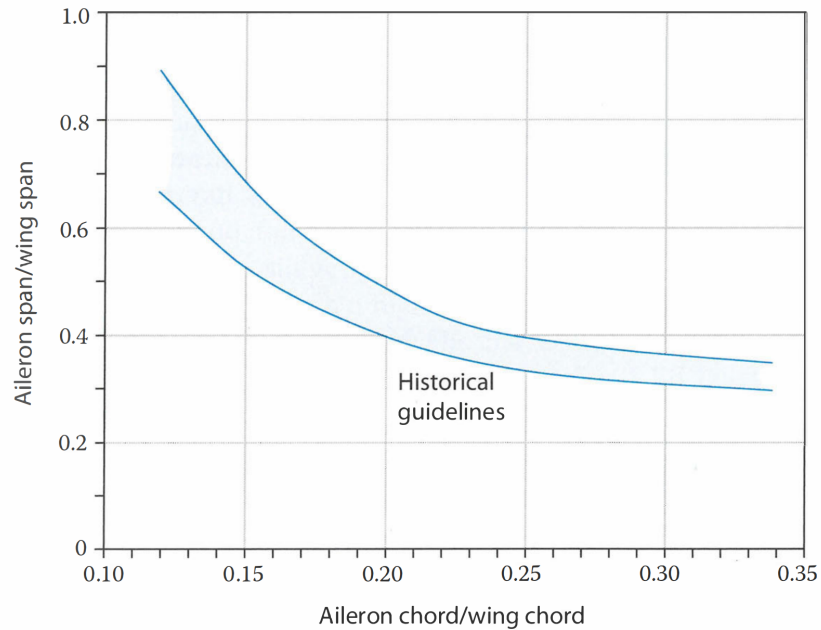


Figura 5.17: Relazione storica per il dimensionamento degli alettoni. [35]

## 5.4 Dimensionamento degli alettoni

Gli alettoni sono le superfici di controllo destinate al controllo in rollio. Sono generalmente posizionati sul bordo d'uscita dell'ala, vicino all'estremità alare, per aumentare il braccio della forza ed essere quindi più efficaci.

Il loro azionamento avviene in direzione opposta. Nel nostro velivolo per il controllo in rollio è possibile utilizzare sia gli alettoni che la spinta vettoriale dei motori. La spinta vettoriale è utilizzata per migliorare le prestazioni e rendere il velivolo più reattivo, soprattutto a basse velocità. Non può essere utilizzata come sistema primario in quanto è legata alla spinta dei motori e in alcune condizioni questa potrebbe essere troppo bassa o troppo poco reattiva.

Il dimensionamento preliminare è stato effettuato basandosi su dati storici, in particolare è stata utilizzata la relazione fornita in [35] e riportata in figura 5.17.

Valutando anche la disposizione della struttura interna è stato scelto di utilizzare alettoni che si estendono per il 40% dell'apertura alare (considerando l'apertura alare effettiva, cioè senza includere la fusoliera) e per il 20% della corda.

## 5.5 Dimensioni generali

Nella tabella 5.4 sono riassunte tutte le dimensioni e le caratteristiche dell'ala mentre in figura 5.18 è mostrata la vista in pianta dell'ala.



Tabella 5.4: Dimensioni dell'ala

S	0.418 m <sup>2</sup>	
b	2.045 m	
AR	10	
$\lambda$	0.6	
$\Lambda$	1°	
MAC	0.205 m	
$\Gamma$	0°	
posizione	radice	estremità
profilo	E211	E211
c	0.256 m	0.153 m
$\alpha$	2.5°	-0.5°



Figura 5.18: Disegno in pianta dell'ala



# 6

## Dimensionamento della coda

---

Le funzioni che deve compiere la coda sono bilanciamento (*trim*), stabilizzazione e controllo. In particolare deve garantire la stabilità ai disturbi e la controllabilità lungo gli assi di beccheggio e imbardata. Il bilanciamento viene effettuato dalla coda tramite la generazione di un momento uguale e contrario a quello del resto del velivolo, al fine di arrivare a una condizione di equilibrio. Il principale momento da bilanciare è il momento di beccheggio generato dall'ala e quindi è questa la condizione che sarà valutata.

Per svolgere tutti questi compiti è necessario utilizzare delle superfici mobili; in seguito alle valutazioni eseguite nel capitolo 2.2.1 è stato scelto di utilizzare una coda a V con superfici completamente mobili.

### 6.1 Volume di coda

Il volume di coda è un coefficiente adimensionale che viene utilizzato per esprimere l'efficacia di una coda. Si divide in volume di coda orizzontale

$$V_{HT} = \frac{l_t S_t}{\bar{c} S_w} \quad (6.1)$$

e volume di coda verticale

$$V_{VT} = \frac{l_t S_t}{b S_w} \quad (6.2)$$

in cui  $l_t$  è la distanza tra il centro aerodinamico della coda e quello del velivolo. Il dimensionamento della coda è stato eseguito scegliendo un valore opportuno per il volume di coda, valutando quello di velivoli con prestazioni e condizioni di volo simili. Sono stati scelti

$$V_H = 0.5, \quad V_V = 0.04 \quad (6.3)$$

Successivamente, in base a considerazioni geometriche, è stato scelto un  $l_t = 1 \text{ m}$

	Horizontal Tail		Vertical Tail	
	A	$\lambda$	A	$\lambda$
Fighter	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Sailplane	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Others	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6
T-tail	-	-	0.7-1.2	0.6-1.0

Figura 6.1: Valori tipici dell'allungamento alare e del rapporto di rastremazione per varie tipologie di velivoli. [35]

## 6.2 Dimensionamento geometrico della coda

Con le informazioni disponibili è possibile calcolare la superficie richiesta dal piano orizzontale e verticale

$$S_{HT} = 0.0427 m^2 \quad (6.4)$$

$$S_{VT} = 0.0342 m^2 \quad (6.5)$$

Nella coda a V non si può distinguere un piano orizzontale da quello verticale: è necessario calcolare un valore equivalente per la superficie e l'angolo formato tra i due piani  $\phi_t$ .

Come affermato in [34], la superficie totale della coda a V deve essere uguale alla somma della superficie orizzontale e verticale

$$S_t = S_{HT} + S_{VT} = 0.0769 m^2 \quad (6.6)$$

mentre l'angolo deve essere

$$\phi_t = \arctan \sqrt{\frac{S_{VT}}{S_{HT}}} = 41.8^\circ \quad (6.7)$$

Da ora in poi il dimensionamento può procedere come quello dell'ala. Le considerazioni su forma in pianta, allungamento alare, rapporto di rastremazione, angolo di freccia e profilo alare effettuate nel capitolo 5 sono ancora valide, ma è necessario considerare che la coda ha delle necessità diverse. Per esempio, è fondamentale che lo stallo della coda avvenga dopo lo stallo dell'ala per poter mantenere il controllo in qualunque condizione. Per questo si utilizza un allungamento alare relativamente basso e, dove possibile, un angolo di freccia pronunciato. Inoltre, la coda si trova a lavorare sia in condizioni di portanza positiva che negativa, quindi conviene utilizzare un profilo simmetrico e uno svergolamento nullo.

### 6.2.1 Scelta dell'allungamento alare e del rapporto di rastremazione

Differentemente da quanto accade nell'ala, nella coda non è necessario massimizzare l'allungamento alare ai fini dell'efficienza, anzi l'utilizzo di un  $AR$  basso garantisce uno stallo della coda ad angoli elevati. L'utilizzo di una forma in pianta adeguata permette la riduzione della resistenza indotta ma, date le dimensioni ridotte della coda rispetto all'ala, non è di fondamentale importanza. Basandosi sui valori tipici visibili in figura 6.1. è stato scelto di utilizzare un allungamento alare  $AR = 5$  che corrisponde a un'apertura alare di  $b_t = 0.620 m$ .

La tecnica costruttiva prevista è la stessa dell'ala, quindi anche qui c'è la necessità di ospitare il passaggio dei longheroni a sezione circolare. Da analisi strutturali preliminari si è visto come sia sufficiente un longherone di diametro  $d_t = 10 mm$  e quindi, considerando lo spessore delle

centine e del rivestimento, uno spessore minimo di  $t_{min} = 12 \text{ mm}$ . Una volta scelto  $\lambda$  è possibile calcolare il  $t/c_{min}$  e vedere se soddisfa le esigenze.

Nella seguente tabella sono riportati le dimensioni e il  $t/c_{min}$  per vari rapporti di rastremazione

$\lambda$	$c_r [m]$	$c_t [m]$	$AR$	$b [m]$	$t/c_{min}$
1.0	0.210	0.210	5	0.620	0.1
0.7	0.146	0.102	5	0.620	0.12
0.6	0.155	0.093	5	0.620	0.13
0.5	0.165	0.083	5	0.620	0.15

La soluzione con  $\lambda = 0.7$  è la più adeguata, perché permette l'utilizzo di un profilo non troppo spesso.

### 6.2.2 Scelta del profilo alare

Il profilo alare della coda deve essere simmetrico per garantire prestazioni appropriate durante qualsiasi manovra. Deve avere uno spessore adeguato  $t/c \geq 0.12$  e deve avere una resistenza ridotta, possibilmente sfruttando i vantaggi derivanti dallo strato limite laminare.

Le caratteristiche dei profili analizzati sono riportate in tabella 6.1, mentre la loro geometria è visibile in figura 6.2.

Il NACA 0012 è un profilo della serie 1, molto spesso usato per i piani di coda.

I profili E168 e E171 sono profili sviluppati da R. Eppler per l'uso a bassi numeri di Reynolds. I risultati ottenuti con la simulazione Xfoil sono riportati in figura 6.3.

Tutti i profili hanno prestazioni simili e in ogni caso adeguate all'utilizzo previsto. Il NACA 0012 ha una resistenza minore a  $\alpha = 0^\circ$  che però aumenta abbastanza velocemente all'aumentare dell'incidenza. Nell'E171 si riconosce molto bene la presenza di una sacca laminare per  $\alpha \in [-5^\circ, 5^\circ]$ . L'E168 ha un comportamento che può essere considerato intermedio tra i due precedenti.

In figura 6.4 è riportata la distribuzione del coefficiente di pressione ad  $\alpha = 0^\circ$  e  $\alpha = 5^\circ$ . Ad  $\alpha = 0^\circ$  il NACA 0012 ha la transizione nella posizione più arretrata. Questo è dovuto alla presenza di un  $C_{p,min}$  basso e a un recupero di pressione molto graduale. Il valore del  $C_{p,min}$  è legato allo spessore che nel NACA è il più basso, mentre il recupero di pressione graduale è

Tabella 6.1: Caratteristiche geometriche dei profili analizzati.

	t/c [%c]	pos. max t [%c]
NACA 0012	12	30
E168	12.45	26.7
E171	12.28	32.4

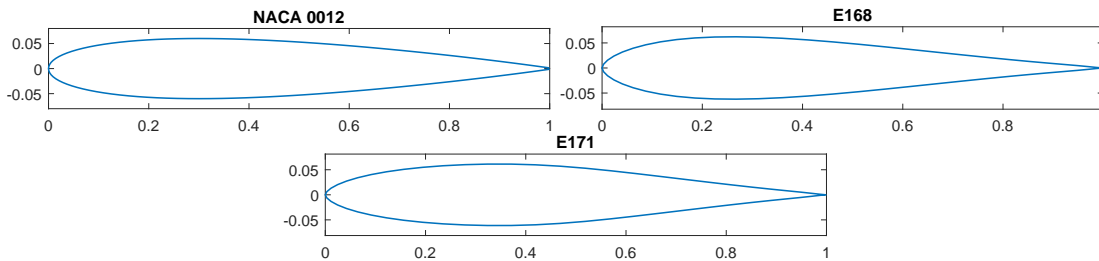


Figura 6.2: Geometria dei profili analizzati per la coda

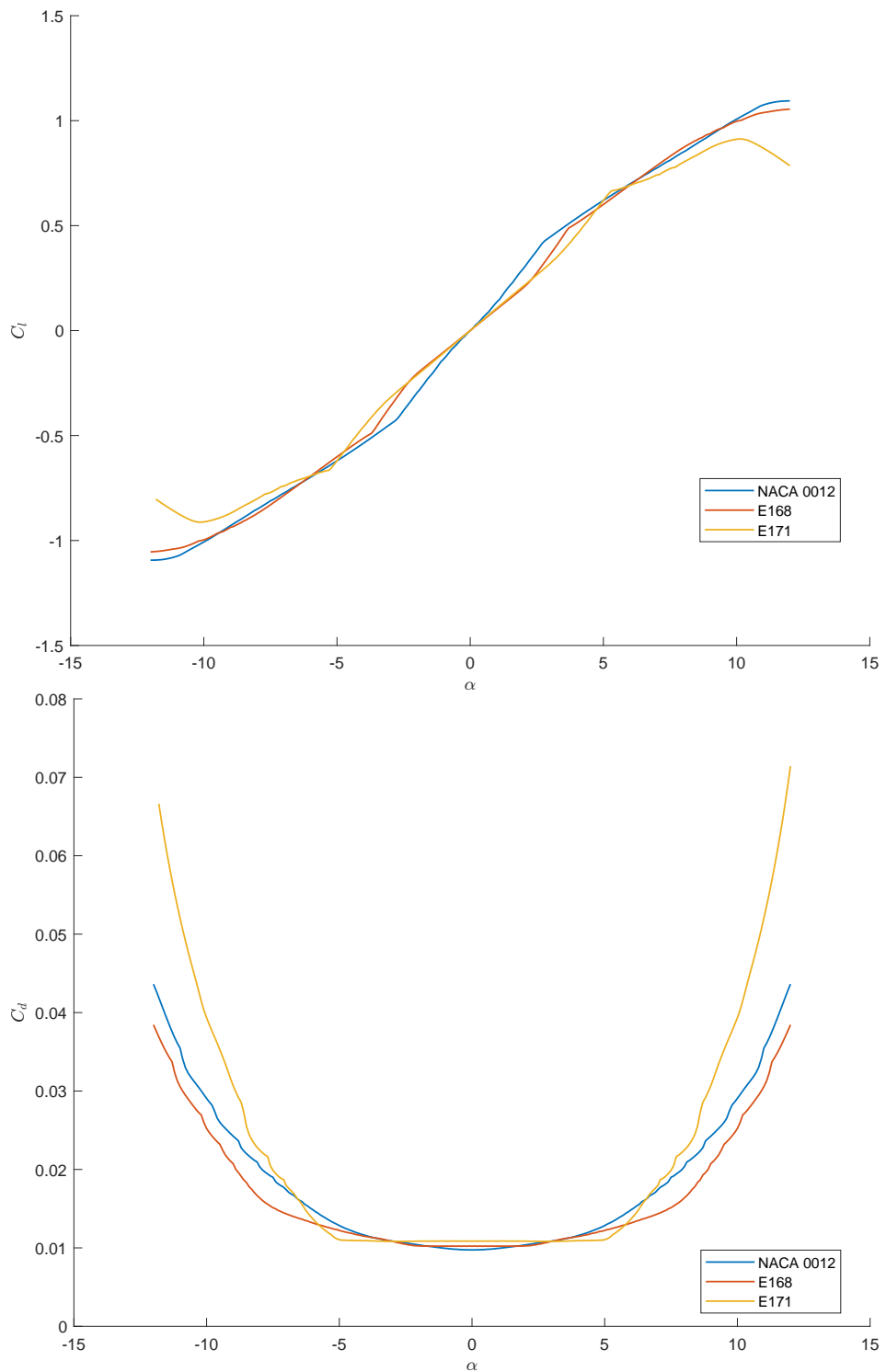


Figura 6.3: Simulazioni Xfoil dei profili selezionati a  $Re=2.212 \cdot 10^5$

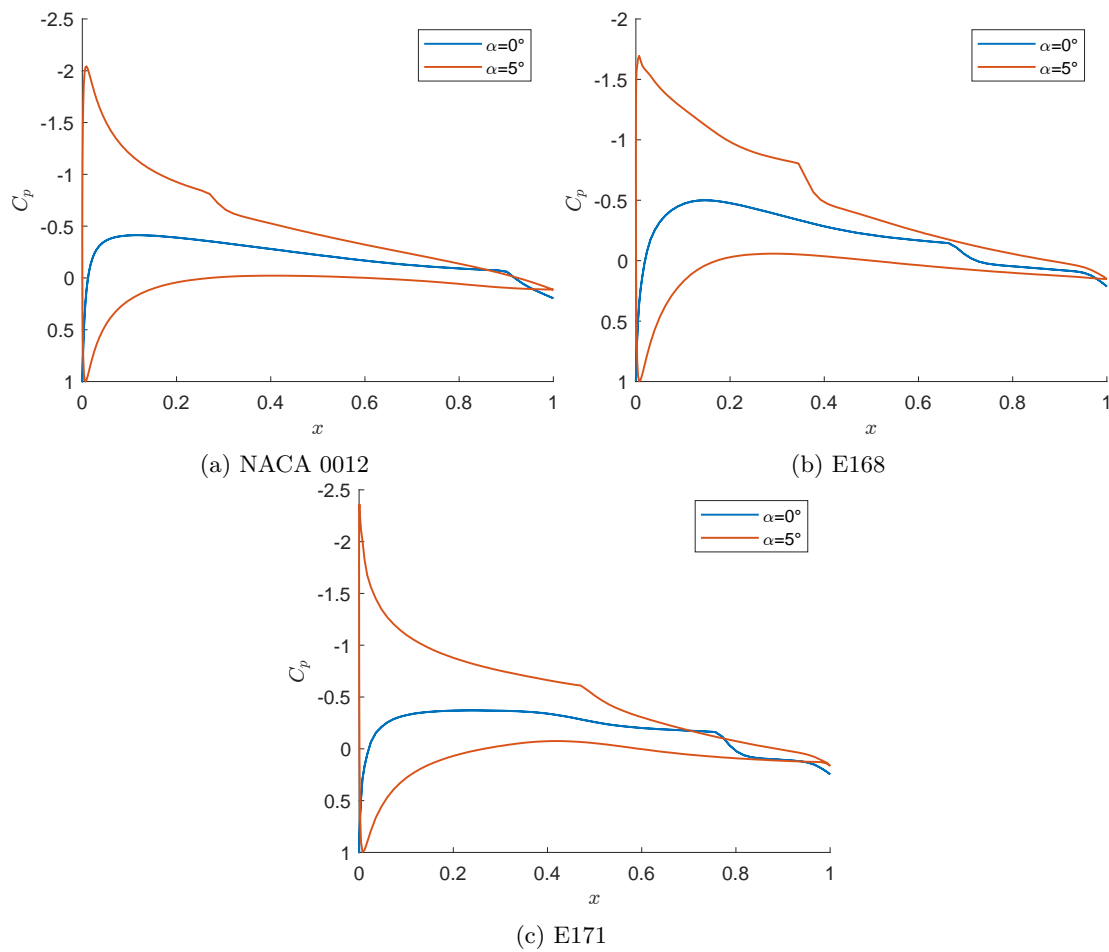


Figura 6.4:  $C_p$  dei profili selezionati a diversi angoli d'attacco

dovuto alla posizione dello spessore massimo molto arretrata. Aumentando l'angolo di incidenza, questo vantaggio rispetto agli altri profili viene perso, perché si ha un recupero di pressione molto rapido e quindi una transizione anticipata.

E168 e E171 hanno un comportamento simile. Ad  $\alpha = 0^\circ$  hanno la transizione rispettivamente a  $0.7c$  e  $0.75c$ , un valore molto più basso rispetto a quello del NACA 0012. Tuttavia, all'aumentare dell'angolo di attacco, la transizione non risale velocemente il profilo come nel NACA; questo garantisce resistenza ridotta per un ampio range di angoli di attacco. La principale differenza tra E168 e E171 è che il primo ha un  $C_{p,min}$  modesto e un recupero di pressione sul dorso molto graduale, invece il secondo ha un  $C_{p,min}$  elevato e un recupero di pressione repentino. In tutti i profili la transizione non avviene mai nella superficie inferiore.

È stato scelto il profilo E171 perché garantisce buone prestazioni per un ampio range di angoli d'attacco.

Solitamente Xfoil sovrastima l'angolo di stallo: possiamo effettuare una stima conservativa e presupporre che esso sarà a circa  $8^\circ$ , il che dà ai piani di coda un'escursione utile di  $16^\circ$ , più che adeguata alle condizioni di volo del velivolo.

### 6.2.3 Scelta dell'angolo di freccia

Come per l'ala, anche qui è stato scelto di porre il longherone perpendicolarmente all'asse longitudinale e nel punto di massimo spessore. Questo permette di utilizzare il longherone stesso come cerniera per la superficie mobile, semplificando il supporto dei piani di coda.

Dato il profilo scelto e il rapporto di rastremazione, si può calcolare l'angolo di freccia che soddisfa queste condizioni: è pari a  $\Lambda = 2.18^\circ$ .



# 7

## Stabilità e controllabilità

---

Un sistema possiede la stabilità statica quando, in seguito a una perturbazione che sposta il sistema dal punto di equilibrio, si genera una forza che si oppone alla perturbazione stessa: è quindi la reazione del sistema stesso che tende a farlo ritornare alle condizioni di equilibrio. La stabilità statica non garantisce che un sistema raggiunga l'equilibrio, infatti le reazioni alla perturbazione possono generare delle oscillazioni che si amplificano e divergono; in questo caso il sistema è dinamicamente instabile. Se invece il sistema è dinamicamente stabile, in seguito a un disturbo si generano delle forze e dei momenti che fanno tornare il sistema al punto di equilibrio, con o senza oscillazioni. Se ne conclude che la stabilità statica è una condizione necessaria ma non sufficiente alla stabilità globale.

La stabilità di un velivolo può essere valutata rispetto alla propulsione, alla velocità e all'assetto. Generalmente è richiesto che il velivolo sia stabile, oppure che possieda un'instabilità che si evolve molto lentamente, in modo da dare il tempo al pilota di effettuare le dovute correzioni. L'autopilota è in grado di gestire anche velivoli instabili, a condizione che gli attuatori, le linee di comando e le superfici di controllo siano abbastanza efficaci e reattive.

La stabilità di assetto di un velivolo si divide in longitudinale, laterale o direzionale, rispettivamente attorno agli assi di beccheggio, rollio e imbardata. La dinamica laterale è fortemente accoppiata a quella direzionale a causa degli effetti aerodinamici che si sviluppano, mentre gli accoppiamenti tra dinamica longitudinale e latero-direzionale sono generalmente trascurabili. Per questo è possibile separare lo studio della stabilità longitudinale da quello della stabilità latero-direzionale.

La stabilità longitudinale è importante perché determina i requisiti più stringenti in termini di posizionamento del baricentro. D'altra parte, la stabilità latero-direzionale non richiede requisiti stringenti e in genere è garantita se si utilizza una configurazione standard con ala principale e coda posteriore. Al più è possibile che ci siano fenomeni di instabilità dinamica (dutch roll e modo a spirale), facilmente gestibili dall'autopilota. Per questi motivi è stata analizzata solamente la stabilità longitudinale.

### 7.1 Stabilità statica longitudinale

La stabilità statica longitudinale è legata alla derivata aerodinamica

$$C_{m_\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \quad (7.1)$$

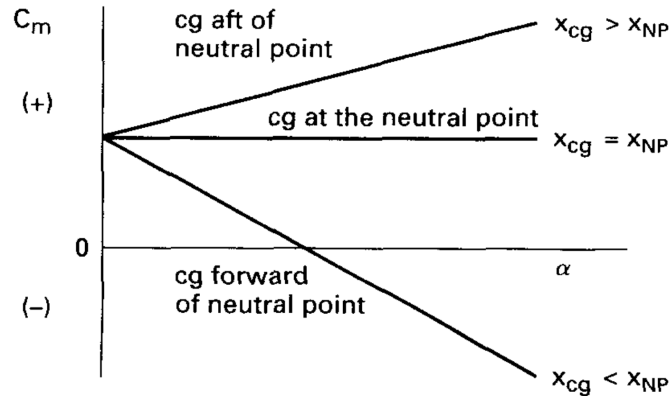


Figura 7.1: Influenza della posizione del centro di gravità rispetto al punto neutro sul coefficiente di momento. [38]

Se  $C_{m_\alpha}$  è positiva, un disturbo  $\Delta\alpha > 0$  genera un momento cabrante che fa aumentare a sua volta l'angolo di incidenza. Viceversa se  $C_{m_\alpha} < 0$  un disturbo  $\Delta\alpha > 0$  genera un momento picchiante che si oppone al disturbo stesso. Il velivolo è staticamente stabile solo se  $C_{m_\alpha} < 0$ .

Eseguendo un'analisi delle forze e dei momenti agenti sul velivolo si ricava la relazione

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha}(h - h_n) \quad (7.2)$$

in cui  $h = x_{CG}\bar{c}$  e  $h_n = X_{NP}\bar{c}$  sono le distanze adimensionalizzate da un punto di riferimento (nel nostro caso il bordo d'attacco alla radice dell'ala di riferimento) rispettivamente al centro di gravità (CG) e al punto neutro del velivolo (NP). Il punto neutro è la posizione longitudinale rispetto alla quale il momento di beccheggio del velivolo è costante.

Siccome  $C_{L_\alpha}$  è sempre positivo, la condizione di stabilità impone che il centro di gravità sia davanti al centro aerodinamico. Più aumenta la distanza tra CG e NP, più diminuisce  $C_{m_\alpha}$  e più il velivolo sarà stabile, se invece il CG coincide con il punto neutro si ha un equilibrio metastabile. In figura 7.1 è mostrato l'effetto della posizione relativa di CG e NP sul coefficiente di momento.

Per quantificare la stabilità statica di un velivolo si utilizza il margine statico di stabilità (stability margin)

$$SM = h_n - h = -\frac{C_{m_\alpha}}{C_{L_\alpha}} \quad (7.3)$$

che viene spesso indicato in termini percentuali. Un velivolo è stabile quando l' $SM$  è positivo.

Il momento del velivolo può essere espresso in forma adimensionale come

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha \quad (7.4)$$

in cui  $C_{m_0}$  è il coefficiente di momento a incidenza nulla. Per garantire la generazione di portanza, è necessario che il velivolo abbia un punto di equilibrio ad  $\alpha = \alpha_{trim} > 0$ : questo implica un  $C_{m_0} > 0$ .

Si è visto come sia possibile ottenere una stabilità statica e come questa porti all'equilibrio per un solo angolo di incidenza. Siccome il velivolo opera a diverse velocità, è necessario garantire la possibilità di operare a diversi angoli di incidenza. L'utilizzo degli equilibratori permette di

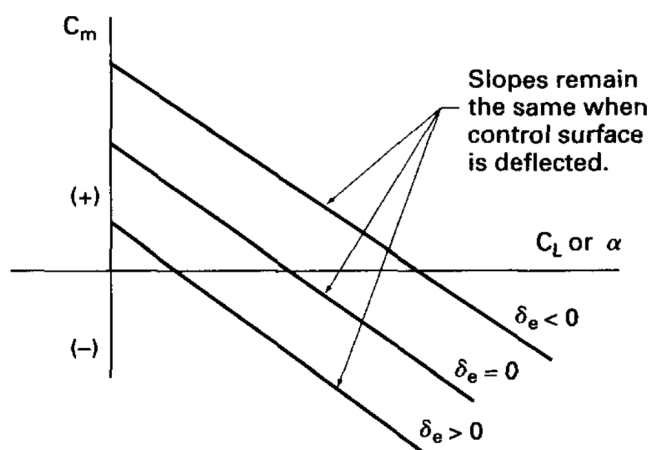


Figura 7.2: Effetto della variazione dell'angolo dell'equilibratore sul coefficiente di momento. [38]

variare l'angolo di incidenza di equilibrio  $\alpha_{trim}$ .

L'effetto degli equilibratori sul  $C_m$  è riportato in figura 7.2. Deflettendo gli equilibratori verso il basso si aumenta l'angolo di incidenza, e viceversa.

Nelle condizioni usuali a cui vola un velivolo, agli equilibratori è richiesta la generazione di una portanza negativa per ottenere un  $C_L$  adatto. Per controbilanciare la portanza negativa della coda, l'ala dovrà generare una portanza maggiore. La resistenza indotta associata a questa portanza viene chiamata resistenza di trim.

Se il velivolo è troppo stabile, ossia ha un margine di stabilità elevato, si hanno due effetti negativi:

- Si incorre nel rischio di arrivare all'escursione massima degli equilibratori durante le manovre o addirittura durante il volo livellato. Questo è un pericolo perché potrebbe limitare la capacità del velivolo di cabrare e di eseguire una salita.
- Alla coda è richiesta una portanza negativa elevata e quindi si ha una resistenza di trim elevata.

In generale un velivolo troppo stabile si riconosce perché è poco reattivo.

Un valore adeguato per il margine di stabilità è compreso tra il 5% e il 15%. In caso si voglia effettuare un volo con comandi manuali, è fondamentale che il margine di stabilità non abbia valori troppo bassi o addirittura negativi, mentre, se si effettua un volo con autopilota, il margine statico può essere minore o negativo. Per l'MB22 è stato scelto uno  $SM$  di progetto del 10%. Siccome i metodi di simulazione utilizzati per determinare il punto neutro non sono accurati, è stata predisposta la possibilità di spostare il centro di gravità muovendo le componenti più pesanti, cioè le batterie.

Per posizionare il centro di gravità, è necessario conoscere la posizione del punto neutro. Questa è stata determinata tramite delle simulazioni dell'insieme ala e coda. Nelle analisi viene richiesta la posizione del centro di massa per calcolare il momento di beccheggio: siccome in questa fase non si conosce ancora la posizione del CG, questo è stato posizionato al bordo d'attacco dell'ala nella sezione di radice. Tramite la 7.2 è stato possibile calcolare la posizione del punto neutro, ponendo  $h = 0$ . Le derivate aerodinamiche sono state calcolate valutando i coefficienti nell'intorno dell'angolo di incidenza di crociera, cioè ad  $\alpha = -0.5^\circ$  e  $\alpha = 1.5^\circ$ ; i valori ottenuti

sono

$$C_{L\alpha} = 0.092, \quad C_{m\alpha}(x_{CG} = 0) = -0.041 \quad (7.5)$$

Il punto neutro è a

$$x_{NP} = \left( h - \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \right) \bar{c} = .445\bar{c} = 0.091 m \quad (7.6)$$

La posizione longitudinale necessaria per il CG è

$$x_{CG} = x_{NP} - SM\bar{c} = 0.071 m \quad (7.7)$$

La derivata aerodinamica del momento di beccheggio sarà quindi

$$C_{m\alpha} = -0.0092 \quad (7.8)$$

## 7.2 Controllabilità longitudinale

È necessario verificare che, durante tutte le operazioni del velivolo, gli equilibratori riescano a fornire abbastanza portanza da mantenere il volo livellato, avendo un certo margine per le manovre e la correzione dei disturbi. Per valutare l'influenza degli equilibratori si esegue un'analisi del velivolo, imponendo l'equilibrio dei momenti di beccheggio e delle forze in direzione verticale.

$$\begin{cases} C_L = C_{L_0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta_e}\delta_e \\ C_m = C_{m_0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}\delta_e \end{cases} \quad (7.9)$$

Risolvendo questo sistema lineare si ottiene l'angolo di incidenza di equilibrio

$$\alpha_{trim} = \frac{(C_{L_{trim}} - C_{L_0})C_{m\delta_e} + C_{m_0}C_{L\delta_e}}{C_{L\alpha}C_{m\delta_e} - C_{L\delta_e}C_{m\alpha}} \quad (7.10)$$

e l'angolo di deflessione degli equilibratori nella condizione di equilibrio.

$$\delta_{e_{trim}} = -\frac{(C_{L_{trim}} - C_{L_0})C_{m\alpha} + C_{m_0}C_{L\alpha}}{C_{L\alpha}C_{m\delta_e} - C_{L\delta_e}C_{m\alpha}} \quad (7.11)$$

Dato un  $C_{L_{trim}}$ , esiste una sola combinazione di angolo di incidenza e angolo di deflessione degli equilibratori che garantisce l'equilibrio.

È necessario conoscere le derivate aerodinamiche del velivolo completo e quelle degli equilibratori. Le derivate degli equilibratori sono state calcolate tramite delle simulazioni Xflr5 per l'angolo di incidenza di crociera  $\alpha = 0.5^\circ$ ; i risultati ottenuti sono

$$C_{L_0} = 0.46 \quad (7.12)$$

$$C_{L\alpha} = 0.092 \quad (7.13)$$

$$C_{m_0} = -0.04233 \quad (7.14)$$

$$C_{m\alpha} = -0.0092 \quad (7.15)$$

$$C_{L\delta_e} = 9.6675 \cdot 10^{-3} \quad (7.16)$$

$$C_{m\delta_e} = -0.0235875 \quad (7.17)$$

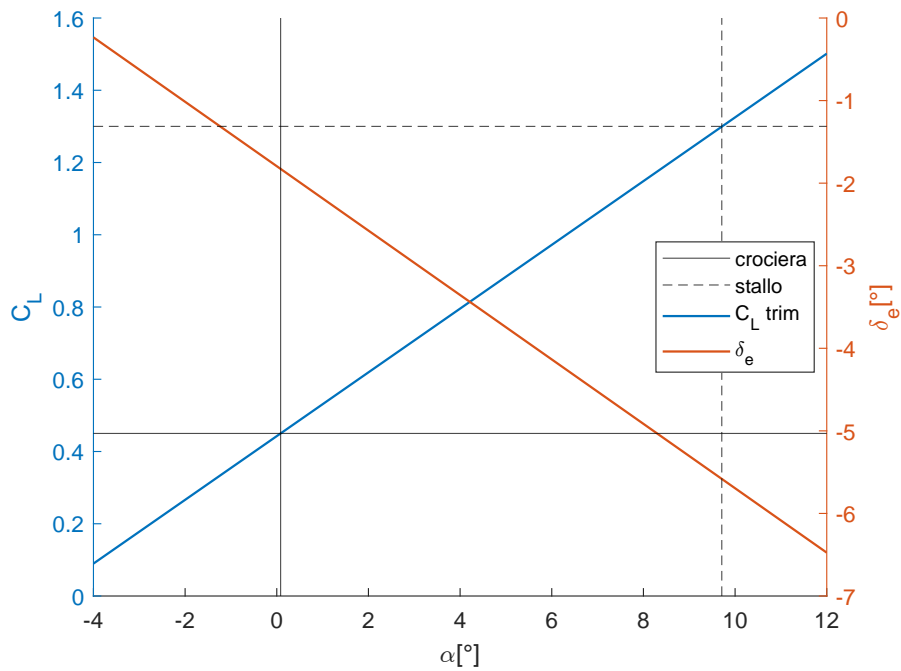


Figura 7.3: Andamento del  $C_L$  e dell'angolo di deflessione degli equilibratori in funzione dell'angolo di incidenza. Sono evidenziate le condizioni di crociera e stallo.

Utilizzando la 7.10 e la 7.11 è possibile trovare il  $C_L$  e il  $\delta_e$  in funzione dell'angolo di incidenza. I risultati sono riportati in forma grafica nella figura 7.3. In crociera l'equilibratore ha un angolo di deflessione di  $\delta_e = -1.8^\circ$ , mentre allo stallo è di  $\delta_e = -5.6^\circ$ .





# Conclusioni

---

Nel presente lavoro è stato descritto il processo di sviluppo del drone MB-22, facendo un approfondimento sull'aspetto aerodinamico. Per lo sviluppo è stata utilizzata una divisione in fasi operative: si è partiti dalla fase concettuale per procedere poi con la fase di definizione e infine con la fase di progettazione vera e propria. Questo processo ha permesso di analizzare i vari aspetti del velivolo e scegliere le soluzioni più adatte in base alle prestazioni richieste e alle capacità costruttive.

Nella fase concettuale sono stati valutati i vari aspetti del velivolo, analizzandone le caratteristiche e individuando i fattori critici. In seguito sono state proposte le configurazioni possibili per la struttura del velivolo e il posizionamento dei rotori. La fase di definizione è iniziata con la scelta della configurazione per poi proseguire con la definizione delle tecnologie di produzione impiegate e degli obiettivi. Nella fase di progetto sono stati scelti i componenti e il loro posizionamento, è stato effettuato il dimensionamento aerodinamico e strutturale ed è stato creato un modello CAD dettagliato.

Dopo un breve approfondimento sui metodi di simulazione utilizzati, è stato presentato il processo di dimensionamento aerodinamico. Innanzitutto è stato effettuato un dimensionamento generale che ha dato come risultati il rapporto spinta-peso e il carico alare. Con questi coefficienti è stato possibile stimare le dimensioni generali e la potenza richiesta ai motori. Data la forte relazione tra caratteristiche aerodinamiche e strutturali, è stato necessario utilizzare un approccio iterativo sia per il dimensionamento dell'ala che per quello della coda. Il progetto si è basato principalmente su simulazioni con il metodo a pannelli, utilizzando le simulazioni CFD solamente per le analisi di verifica. Non è stato fatto un uso intensivo delle simulazioni CFD, poiché i modelli di turbolenza disponibili non riescono a stimare correttamente la transizione e quindi non hanno un vantaggio rispetto ai metodi a pannelli.

## **Sviluppi futuri**

Attualmente il velivolo è in una fase di costruzione avanzata. In futuro è previsto l'assemblaggio finale, la configurazione dell'autopilota e la messa a punto dei parametri di controllo di quest'ultimo tramite test di volo. In seguito sarà possibile raccogliere i dati durante il volo per valutare le prestazioni, l'autonomia e comparare i valori previsti dalle simulazioni con quelli reali.





# Bibliografia

---

- [1] Amir A. Aliabadi. *Turbulence: A Fundamental Approach for Scientists and Engineers*. Ott. 2022. ISBN: 978-3-030-95410-9. DOI: 10.1007/978-3-030-95411-6.
- [2] *Ansys Fluent*. URL: <https://www.ansys.com/it-it/products/fluids/ansys-fluent>.
- [3] *Ansys Fluent Theory Guide*. Ansys Inc. 2021.
- [4] *Ansys Fluent User Guide*. Ansys Inc. 2021.
- [5] *ArduPilot*. URL: <https://ardupilot.org/>.
- [6] *ArduPilot, Flight Modes*. URL: <https://ardupilot.org/plane/docs/flight-modes.html>.
- [7] *ArduPilot, General ArduCopter Attitude Controller Description*. URL: <https://ardupilot.org/copter/docs/traditional-helicopter-control-system.html>.
- [8] *ArduPilot, QuadPlane Flight Modes*. URL: <https://ardupilot.org/plane/docs/quadplane-flight-modes.html>.
- [9] McCormick Barnes W. *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. 2. ed. Wiley, 1994. ISBN: 978-0-471-57506-1.
- [10] H. Carmichael B. *Low Reynolds number airfoil survey, volume 1*. Report No. NASA CR-165803-VOL-1. National Aeronautics e Space Administration, 1981.
- [11] *Commission Delegated Regulation (EU) 2019/945 of 12 March 2019 on unmanned aircraft systems and on third-country operators of unmanned aircraft systems*. URL: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/?uri=CELEX%3A32019R0945&qid=1676643392006>.
- [12] Mark Drela. «XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils». In: *Low Reynolds Number Aerodynamics*. A cura di Thomas J. Mueller. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1989, pp. 1–12. ISBN: 978-3-642-84010-4.
- [13] EASA. *Open Category - Civil Drones*. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/civil-drones/drones-regulatory-framework-background/open-category-civil-drones>.
- [14] *FrSky Horus X10S*. URL: <https://www.frsky-rc.com/product/x10s/>.
- [15] *FrSky R9 900 Mhz*. URL: <https://www.frsky-rc.com/product/r9/>.
- [16] *FullPower Servo DM4082M*. URL: <https://shop.jonathan.it/it/447592-fullpower-servocomando-dm4082m-82-60v-012-60v>.
- [17] *Gens ace 8000mAh 11.1V 100C 3S1P Lipo Battery Pack*. URL: <https://www.gensace.de/gens-ace-8000mah-11-1v-100c-3s1p-lipo-battery-pack-with-ec5-bashing-series.html>.

- [18] *Hacker ESC X-55-SB-Pro*. URL: [https://www.hacker-motor-shop.com/speed-controller-x-55-sb-pro.htm?shop=hacker\\_e&SessionId=&a=article&ProdNr=87200005&p=10695](https://www.hacker-motor-shop.com/speed-controller-x-55-sb-pro.htm?shop=hacker_e&SessionId=&a=article&ProdNr=87200005&p=10695).
- [19] *Hacker ESC X-70-SB-Pro*. URL: [https://www.hacker-motor-shop.com/Speed-controller-and-accessories/X-Pro-Regler/X-Pro-BEC/Speed-Controller-X-70-SB-Pro-2-6S.htm?shop=hacker\\_e&SessionId=&a=article&ProdNr=87200006&p=10695](https://www.hacker-motor-shop.com/Speed-controller-and-accessories/X-Pro-Regler/X-Pro-BEC/Speed-Controller-X-70-SB-Pro-2-6S.htm?shop=hacker_e&SessionId=&a=article&ProdNr=87200006&p=10695).
- [20] *Hacker Motor A30-10 XL V4 kv900*. URL: [https://www.hacker-motor-shop.com/Brushless-Motors/Hacker-Outrunner/Hacker-A30/A30/A30-10-XL-V4-kv900.htm?shop=hacker\\_e&SessionId=&a=article&ProdNr=15716109&p=6514](https://www.hacker-motor-shop.com/Brushless-Motors/Hacker-Outrunner/Hacker-A30/A30/A30-10-XL-V4-kv900.htm?shop=hacker_e&SessionId=&a=article&ProdNr=15716109&p=6514).
- [21] *Hacker Motor A30-12 L V4 kv1000*. URL: [https://www.hacker-motor-shop.com/Brushless-Motors/Hacker-Outrunner/Hacker-A30/A30/A30-12-L-V4-kv1000.htm?shop=hacker\\_e&SessionId=&a=article&ProdNr=15716114&p=6514](https://www.hacker-motor-shop.com/Brushless-Motors/Hacker-Outrunner/Hacker-A30/A30/A30-12-L-V4-kv1000.htm?shop=hacker_e&SessionId=&a=article&ProdNr=15716114&p=6514).
- [22] *Holybro Pixhawk 4*. URL: <http://www.holybro.com/product/pixhawk-4/>.
- [23] *Holybro Pixhawk 4 Power Module (PM07)*. URL: <http://www.holybro.com/product/pixhawk-4-power-module-pm07/>.
- [24] *Holybro SiK Telemetry Radio V3 433 MHz*. URL: [https://shop.holybro.com/sik-telemetry-radio-v3\\_p1103.html](https://shop.holybro.com/sik-telemetry-radio-v3_p1103.html).
- [25] Abbot Ira H., Doenhoff Albert E. e Stivers Louis S. *Summary of airfoil data*. Report No. NACA TR-824. National Advisory Committee for Aeronautics, 1945.
- [26] Wayne Johnson. *Rotorcraft Aeromechanics*. Cambridge Aerospace Series. Cambridge University Press, 2013. ISBN: 978-1-13923-565-5.
- [27] B. E. Launder e D. B. Spalding. «Lectures in mathematical models of turbulence». In: 1972.
- [28] Prandtl Ludwig. *Applications of modern hydrodynamics to aeronautics*. Report No. NACA TR-116. National Advisory Committee for Aeronautics, 1923.
- [29] Daniele Mangia. «Analisi e verifica strutturale di un aeromobile a pilotaggio remoto in configurazione VTOL». Tesi di laurea mag. Università degli studi di Padova, 2022.
- [30] Brian Maskew. *Program VSAERO Theory Document*. Report No. NASA CR-4023. National Aeronautics e Space Administration, 1987.
- [31] Robert Mchgee, Gregory J. Jones e Remi S. Jouty. *Performance characteristics from wind-tunnel tests of a low-Reynolds-number airfoil*. Rapp. tecn. AIAA PAPER 88-0607. American Institute of Aeronautics e Astronautics, 1988.
- [32] *Mission Planner*. URL: <https://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-overview.html>.
- [33] F. Moukalled, L. Mangani e M. Darwish. *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics: An Advanced Introduction with OpenFOAM and Matlab*. 1st. Springer Publishing Company, Incorporated, 2015. ISBN: 3319168738.
- [34] E. Purser Paul e P. Campbell John. *Experimental verification of a simplified vee-tail theory and analysis of available data on complete models with vee tails*. Report No. NACA TR-823. National Advisory Committee for Aeronautics, 1981.
- [35] Daniel P Raymer. *Aircraft design: A conceptual approach*. 6. ed. Reston, Va.: American Institute of Aeronautics e Astronautics, 2018. ISBN: 978-1-62410-490-9.

- 
- [36] *Regolamento di esecuzione (UE) 2019/947 della Commissione, del 24 maggio 2019, relativo a norme e procedure per l'esercizio di aeromobili senza equipaggio*. URL: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/IT/TXT/?uri=celex%3A32019R0947>.
- [37] Eppler Richard. *Airfoil Design and Data*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg GmbH, 1990. ISBN: 978-3-662-02648-9.
- [38] Nelson Robert C. *Flight Stability and Automatic Control*. WCB/McGraw-Hill, 1998. ISBN: 978-0070462731.
- [39] *Savox Servo SV-1254MG*. URL: <https://www.savox-servo.com/Servos-c-1338/Coreless-Motor-c-1348/Savox-Servo-SV-1254MG-Digital-High-Voltage-Coreless-Motor-Metal-Gear/>.
- [40] *Savox Servo SV-1270TG*. URL: <https://www.savox-servo.com/Servos-c-1338/Coreless-Motor-c-1348/Savox-Servo-SV-1270TG-Digital-High-Voltage-Coreless-Motor-Titanium-Gear/>.
- [41] Michael Schultz et al. «Three Models to Relate Detachment of Low Form Fouling at Laboratory and Ship Scale». In: *Biofouling* 19 Suppl (mag. 2003), pp. 17–26. DOI: 10.1080/0892701031000089516.
- [42] C. Sivells e H. Neely R. *Method for calculating wing characteristics by lifting-line theory using nonlinear section lift data*. Report No. NACA TN-1269. National Advisory Committee for Aeronautics, apr. 1947.
- [43] Gudmundsson Snorri. *General Aviation Aircraft Design*. Boston: Butterworth-Heinemann, 2014. ISBN: 978-0-12-397308-5.
- [44] P. Spalart e S. Allmaras. «A one-equation turbulence model for aerodynamic flows». In: *30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. DOI: 10.2514/6.1992-439. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.1992-439>. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1992-439>.
- [45] *Xflr5*. URL: <http://www.xflr5.tech/>.
- [46] *Xfoil*. URL: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.