



UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

**Dimensionamento e progettazione di un prototipo  
di aeromodello RC**

*Laureando:*

Marco Carraro,

mat. 1116707

*Relatore:*

Prof. Francesco Picano

---

Anno Accademico 2017/2018



# Indice

|                                                                       |           |
|-----------------------------------------------------------------------|-----------|
| <b>Introduzione.....</b>                                              | <b>1</b>  |
| <b>Capitolo 1 – Requisiti di progetto .....</b>                       | <b>3</b>  |
| 1.1 Sintesi del regolamento dell’ACC2017 .....                        | 3         |
| 1.1.1 Motore, elica e batterie .....                                  | 3         |
| 1.1.2 Payload, cargo bay e trasporto .....                            | 4         |
| 1.1.3 Competizione.....                                               | 4         |
| 1.1.4 Punteggio complessivo.....                                      | 5         |
| 1.2 Analisi prestazioni dei concorrenti .....                         | 6         |
| <b>Capitolo 2 – Stima preliminare delle masse.....</b>                | <b>9</b>  |
| 2.1 Scelta della configurazione di base.....                          | 9         |
| 2.1.1 Monoplano vs biplano .....                                      | 9         |
| 2.1.2 Elica traente vs elica spingente .....                          | 9         |
| 2.1.3 Stabilizzazione canard vs stabilizzazione tradizionale.....     | 10        |
| 2.2 Analisi configurazioni adottate dai team concorrenti .....        | 11        |
| 2.3 Stima delle masse.....                                            | 14        |
| 2.3.1 Motore ed elica .....                                           | 14        |
| 2.3.2 Elettronica .....                                               | 14        |
| 2.3.3 Fusoliera e connettori .....                                    | 15        |
| 2.3.4 Cargo bay e carrello d’atterraggio .....                        | 15        |
| 2.3.5 Ala e piano di coda .....                                       | 16        |
| 2.3.6 Stima della massa totale al decollo.....                        | 17        |
| <b>Capitolo 3 – Apparato propulsivo e prestazioni di decollo.....</b> | <b>19</b> |
| 3.1 Apparato propulsivo .....                                         | 19        |
| 3.1.1 Teoria sulla propulsione ad elica.....                          | 19        |
| 3.1.2 Analisi prestazioni dell’apparato propulsivo.....               | 21        |
| 3.2 Prestazioni di decollo.....                                       | 24        |
| 3.2.1 Teoria sul decollo .....                                        | 24        |
| 3.2.2 Calcolo della velocità di decollo .....                         | 26        |
| <b>Capitolo 4 – Design e dimensionamento aerodinamico .....</b>       | <b>29</b> |

|                                      |                                                             |           |
|--------------------------------------|-------------------------------------------------------------|-----------|
| 4.1                                  | Richiami di teoria.....                                     | 29        |
| 4.1.1                                | Nomenclatura del profilo.....                               | 29        |
| 4.1.2                                | Azioni aerodinamiche sul profilo .....                      | 30        |
| 4.1.3                                | Il coefficiente di portanza.....                            | 32        |
| 4.2                                  | Scelta del profilo alare .....                              | 34        |
| 4.2.1                                | Criteri adottati nella scelta del profilo alare .....       | 34        |
| 4.2.2                                | XFLR5.....                                                  | 35        |
| 4.2.3                                | Profili analizzati per l'ala .....                          | 36        |
| 4.3                                  | Design e dimensionamento dell'ala.....                      | 38        |
| 4.3.1                                | Richiami di teoria sull'ala .....                           | 38        |
| 4.3.2                                | Design dell'ala.....                                        | 40        |
| 4.3.3                                | Dimensionamento dell'ala.....                               | 42        |
| 4.3.4                                | Volo in condizioni di crociera .....                        | 43        |
| 4.4                                  | Design e dimensionamento del piano di coda .....            | 44        |
| 4.4.1                                | Configurazione del piano di coda.....                       | 44        |
| 4.4.2                                | Profili analizzati per il piano di coda.....                | 46        |
| 4.4.3                                | Dimensionamento del piano di coda .....                     | 48        |
| 4.5                                  | Nuova stima delle masse.....                                | 52        |
| <b>Capitolo 5</b>                    | <b>– Analisi di stabilità .....</b>                         | <b>53</b> |
| 5.1                                  | Sistemi di riferimento .....                                | 53        |
| 5.2                                  | Stabilità statica longitudinale .....                       | 55        |
| 5.2.1                                | Teoria e analisi della stabilità statica longitudinale..... | 55        |
| 5.2.2                                | Verifica dei risultati in XFLR5 .....                       | 61        |
| 5.2.3                                | Analisi della controllabilità longitudinale .....           | 63        |
| 5.3                                  | Stabilità statica direzionale .....                         | 67        |
| 5.4                                  | Stabilità statica laterale .....                            | 69        |
| <b>Conclusioni e sviluppi futuri</b> | <b>.....</b>                                                | <b>73</b> |
| <b>Appendice A</b>                   | <b>.....</b>                                                | <b>75</b> |
| <b>Appendice B</b>                   | <b>.....</b>                                                | <b>79</b> |
| <b>Appendice C</b>                   | <b>.....</b>                                                | <b>82</b> |
| <b>Riferimenti bibliografici</b>     | <b>.....</b>                                                | <b>83</b> |

# Introduzione

L’Air Cargo Challenge è una competizione internazionale fondata da un gruppo di studenti di Ingegneria Aerospaziale di Lisbona, si è tenuta per la prima volta nel 2003 ed ha luogo ogni due anni in Europa. La competizione consiste nella progettazione e costruzione di un aeromodello radiocomandato il quale dovrà percorrere un percorso trasportando il più elevato payload possibile nel minor tempo possibile rispettando dei requisiti imposti dal regolamento. Ogni team partecipante verrà valutato da una giuria con un punteggio che terrà conto non solo della performance di volo ma anche della qualità del rapporto tecnico del progetto. Tale competizione offre quindi la possibilità di mettere in pratica le conoscenze acquisite sui libri e permette agli studenti di acquisire delle capacità fondamentali per la carriera professionale, come l’attitudine nella gestione di rapporti interpersonale con i membri del team, la capacità nel rispettare le deadline e nel gestire il budget a disposizione per lo sviluppo. Il desiderio di mettersi alla prova ha riunito un gruppo di studenti dell’Università di Padova da cui ha avuto origine il team di Lift UP, il cui obiettivo sarà quello di partecipare alla competizione Air Cargo Challenge che si terrà ad Agosto 2019. Il gruppo, coordinato dal Prof. Francesco Picano, è divenuto operativo da febbraio 2018, durante i primi incontri è stato pianificato il lavoro e le scadenze per i mesi successivi, in particolare dalle testimonianze indirette e dai video reperibili in rete è emerso come la percentuale di team che ha costruito e fatto volare con successo il proprio velivolo non è così elevata soprattutto nel caso dei team che partecipano per la prima volta. Per questa ragione il team Lift UP ha pianificato la progettazione di un prototipo che successivamente verrà costruito e fatto volare al fine di acquisire la tecnica ed affrontare le inevitabili criticità in vista della realizzazione dell’aeromodello che dovrà partecipare alla competizione. Il prototipo verrà progettato utilizzando materiali più economici e reperibili rispetto l’aeromodello che dovrà competere all’ACC2019, tale scelta è dovuta alla necessità di ridurre i costi e i tempi costruttivi al minimo e nell’ottica di poter sostituire rapidamente eventuali pezzi danneggiati. L’obiettivo della tesi sarà quello di esporre parte del lavoro di progettazione del prototipo svolto in questi mesi anche nell’ottica di fornire a futuri studenti che vorranno unirsi al progetto le linee guida adottate e le giustificazioni alle scelte tecniche che sono state fatte nella progettazione del prototipo in esame. La tesi è articolata in cinque capitoli, nel primo verrà analizzato il

regolamento dell'ACC2017 e le prestazioni realizzate dai team concorrenti alla competizione allo scopo di identificare i requisiti di progetto del prototipo, successivamente al capitolo due verrà definita la configurazione di base del velivolo da cui sarà possibile effettuare una stima delle masse in gioco. Al capitolo tre verranno analizzate le prestazioni dell'apparato propulsivo e la teoria del decollo allo scopo di fornire i risultati necessari al dimensionamento delle superfici aerodinamiche secondo le specifiche di progetto. Nel capitolo quattro verrà effettuato il dimensionamento e il design dell'ala e del piano di coda ponendo attenzione non solamente ad ottenere le migliori prestazioni aerodinamiche ma anche cercando di non rendere troppo complessa la progettazione strutturale e la fabbricazione delle superfici aerodinamiche; verrà perciò fatta una scelta di compromesso tra i due aspetti. Infine, nel capitolo cinque verrà studiata la stabilità statica allo scopo di garantire che il velivolo sia controllabile e manovrabile da parte del pilota. In questo modo si conclude la progettazione aerodinamica del prototipo, la progettazione strutturale non verrà invece trattata nel seguente lavoro ma potrà essere oggetto di tesi da parte di altri studenti partecipanti al progetto.

# Capitolo 1

## Requisiti di progetto

Per poter partecipare all'Air Cargo Challenge è necessario rispettare il regolamento fornito dalla competizione, il quale definisce le regole della competizione, il modo in cui vengono valutati i team ed i requisiti che gli aeromodelli devono soddisfare per poter competere. Il regolamento non è tuttavia statico, ma subisce dei cambiamenti ad ogni edizione cosicché i team concorrenti dovranno ottimizzare ed in alcuni casi riprogettare l'aeromodello ad ogni competizione. Il regolamento dell'ACC2019 verrà pubblicato ad ottobre 2018, non avendo quindi ancora a disposizione il regolamento della prossima edizione è stato deciso di realizzare il prototipo sulla base del regolamento dell'ACC2017 il quale verrà sintetizzato al paragrafo 1.1. Dall'analisi di quest'ultimo è possibile identificare alcuni requisiti che il prototipo dovrà rispettare, a questi se ne aggiungeranno degli altri a seguito dell'analisi delle prestazioni realizzate dai team concorrenti discussa al paragrafo 1.2.

### 1.1 Sintesi del regolamento dell'ACC2017

#### 1.1.1 *Motore, elica e batterie*

L'aeromodello dovrà essere propulso esclusivamente da un motore elettrico dotato di elica e alimentato da un pacco batterie montato a bordo. Il modello del motore viene imposto dal regolamento allo scopo di mettere tutti i team nelle stesse condizioni, e deve essere un AXI Gold 2826/10 non modificato, può essere utilizzata qualsiasi versione e l'aeromodello può montare un singolo motore. Quest'ultimo dev'essere controllato da un circuito elettronico chiamato ESC (*electronic speed control*) che può essere di qualsiasi tipo. L'elica dovrà essere una APC 13x7 Sport non modificata, il cui rapporto di trasmissione con il motore deve essere 1:1. Per quanto riguarda la batteria, può essere utilizzata qualsiasi batteria a base di Litio (LiPo, LiFe, LiIon) e si possono connettere fino a tre celle in serie. Non sono ammessi autopiloti o sistemi di assistenza al controllo del velivolo.

### 1.1.2 *Payload ,cargo bay e trasporto*

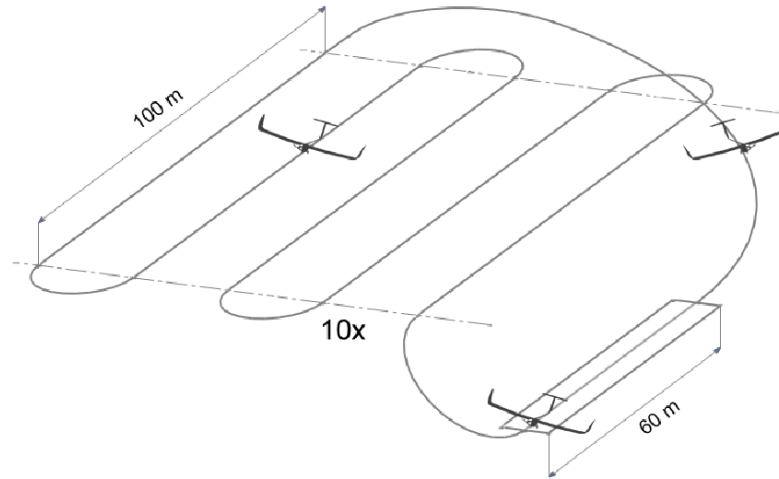
La competizione prevede che l'aeromodello trasporti un certo payload durante il volo, esso consiste in una serie di piatti d'acciaio forniti dalla giuria di diverse dimensioni e peso che verranno montati all'interno del velivolo. Sarà perciò necessario prevedere un box (chiamato *cargo bay*) all'interno dell'aeromodello nel quale alloggiare il payload, tale box deve garantire le dimensioni minime interne di 160 x 80 x 80 mm tali da poter alloggiare i piatti d'acciaio di dimensione massima. La cargo bay deve inoltre possedere due supporti da 8 mm di diametro distanziati di 80 mm nei quali verranno alloggiati i piatti d'acciaio. Inoltre, il regolamento consiglia di posizionare il payload e la cargo bay al di sotto del baricentro dell'aeromodello così da non alterare le caratteristiche di stabilità del velivolo al variare del payload trasportato.

L'aeromodello dovrà essere trasportato mediante l'utilizzo di un box le cui dimensioni interne massime sono 1000 x 500 x 400 mm<sup>3</sup>, tutte le parti dell'aeromodello devono essere contenute all'interno del box esclusa la ricetrasmittente, tale box dovrà essere utilizzato per il trasporto fino alla pista dove si terrà la competizione.

### 1.1.3 *Competizione*

Per poter partecipare alla sessione di volo è necessario dimostrare alla giuria che l'aeromodello ha già volato con successo nelle stesse condizioni di carico alle quali volerà nella competizione e dovrà superare una serie di ispezioni prevolo da parte della giuria al fine di garantirne l'idoneità. Affinché la sessione di volo sia valida è necessario che l'aeromodello decolli (ossia si stacchi da terra) entro 60 metri dalla linea di partenza, vi sono 3 minuti a disposizione per completare con successo il decollo e ciò comporta la possibilità di realizzare molteplici tentativi all'interno di tale finestra temporale. Dal momento in cui l'aeromodello decolla vi sono 30 secondi a disposizione per guadagnare altitudine e per prepararsi ad affrontare il percorso, il quale consiste in una serie di tratti rettilinei lunghi 100 metri da percorrere per 10 volte, il percorso è illustrato in Figura 1.1. Il punteggio ottenuto nella sessione di volo dipende dal payload trasportato e dal tempo richiesto per percorrere i dieci tratti rettilinei. L'atterraggio dovrà avvenire su una pista di erba corta lunga circa 120 metri e larga 20 metri, esso è





**Figura 1.1.** *Percorso di volo che dovrà affrontare il velivolo nell'ACC2017 [6]*

considerato valido solamente se l'aeromodello atterra integro senza perdita di parti, tuttavia nel caso di danneggiamenti sono ammesse riparazioni durante la competizione.

#### 1.1.4 *Punteggio complessivo*

Il punteggio complessivo è la somma di quattro contributi:

- Punteggio della fase di volo: vi sono a disposizione quattro voli nei quali i team devono cercare di ottenere il punteggio più elevato possibile, i punti assegnati ad ogni sessione di volo vengono calcolati nel modo seguente

$$\text{punti per sessione} = (2 \cdot \text{massa payload [kg]}) \cdot \left( \frac{1000}{\text{tempo [s]}} + a \right) \cdot b$$

, con

$a = 0$  , per decollo valido e atterraggio non valido,

$a = 0.5$  , per decollo valido e atterraggio valido,

$b = 0$  , per decollo non valido o volo con perdita di parti o schianto,

$b = 1$  , per volo valido senza schianto.

Il punteggio ottenuto nella fase di volo è la somma dei due punteggi più elevati ottenuti nelle quattro sessioni di volo a disposizione.

- Punteggio attribuito al progetto: è la somma di tre contributi attribuiti ai tre aspetti seguenti:
  1. Report tecnico: è un documento di massimo trenta pagine che dev'essere consegnato circa 2 mesi prima dell'inizio della competizione al comitato organizzativo dell'ACC, il

quale verrà valutato in base al contenuto tecnico, i metodi utilizzati, creatività, chiarezza organizzativa e forma. Il punteggio massimo ottenibile è di 50 punti.

2. Disegni: andranno consegnati insieme al report tecnico, con essi è possibile ottenere fino a 30 punti.
  3. Presentazione orale: durante la competizione sarà necessario presentare oralmente alla giuria e agli altri team il lavoro di progettazione svolto, verranno valutati aspetti come la chiarezza delle informazioni, l'articolazione, lo stile della presentazione, l'accentuazione delle caratteristiche distintive del design, le difficoltà affrontate e il modo in cui sono state superate. Il punteggio massimo ottenibile è di 30 punti.
- Punti bonus: vengono attribuiti a seguito della capacità del team di prevedere correttamente nel report tecnico il payload trasportabile il giorno della competizione. Inoltre, durante la competizione verrà cronometrato il tempo impiegato per il caricamento del payload nella cargo bay, minore sarà il tempo impiegato maggiori saranno i punti bonus ottenuti.
  - Penalità: il regolamento stabilisce delle penalità sul punteggio complessivo per chi non consegna il report o i disegni, per i ritardi nella competizione, o per modifiche all'aeromodello rispetto il progetto originale; una lista completa delle azioni sanzionate è presente al riferimento [7].

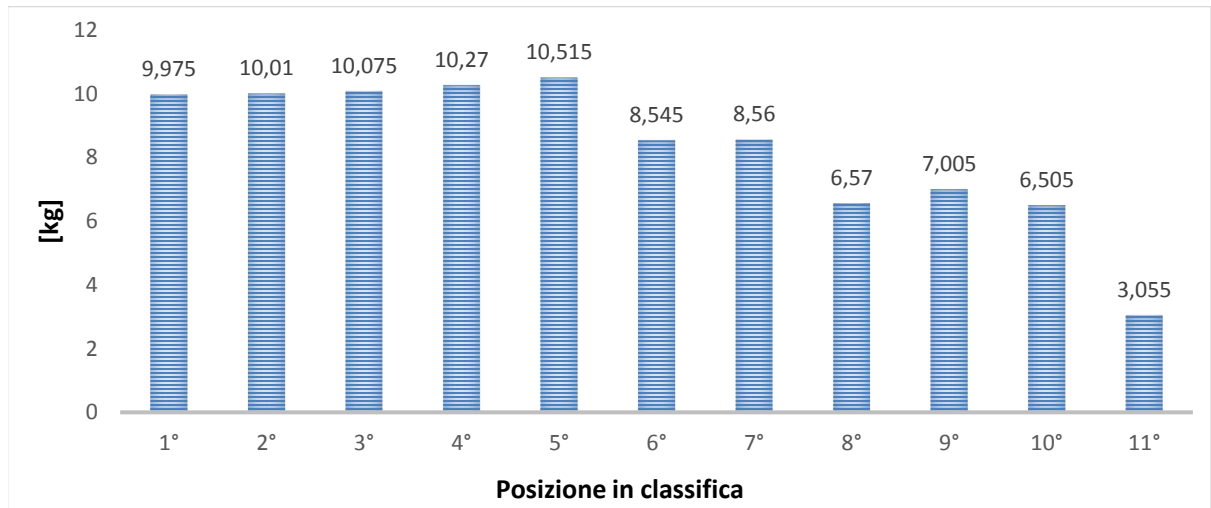
In sintesi, dal regolamento è possibile individuare quattro requisiti di progettazione:

- 1) Il motore dev'essere un AXI Gold 2826/10 mentre l'elica un'APC 13x7 Sport.
- 2) L'aeromodello deve prevedere una cargo bay che dev'essere posizionata sotto il baricentro del velivolo.
- 3) L'aeromodello deve poter essere contenuto in un box di dimensioni interne 1000 x 500 x 400 mm<sup>3</sup>.
- 4) L'aeromodello deve decollare entro 60 metri e atterrare in massimo 120 metri.

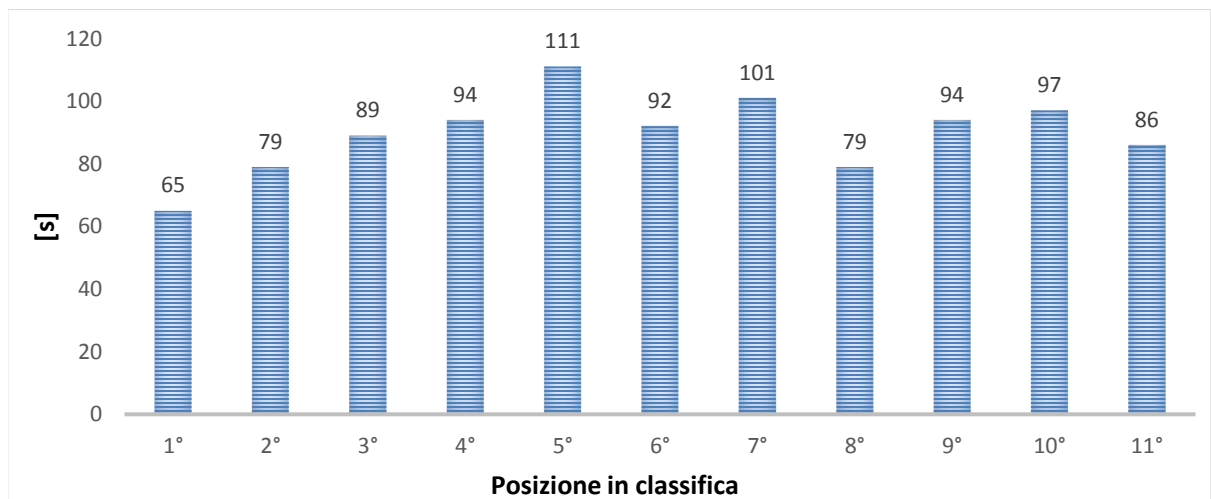
## 1.2 Analisi prestazioni dei concorrenti

Per individuare ulteriori requisiti di progettazione sono state analizzate le prestazioni realizzate dai concorrenti alla ACC2017, in particolare dal riferimento [7] è stato possibile ottenere i dati relativi alla quarta sessione di volo. Da questa si può osservare che solamente undici team su ventidue hanno compiuto un volo valido, ciò significa che gli altri undici team o non sono

riusciti a decollare in 60 metri o hanno perso parti durante il volo o si sono schiantati. Rappresentando in un istogramma il payload trasportato e il tempo impiegato per completare il percorso da parte dei team ordinati secondo la posizione in classifica ottenuta, si ottengono i grafici in Figura 1.2 e Figura 1.3.



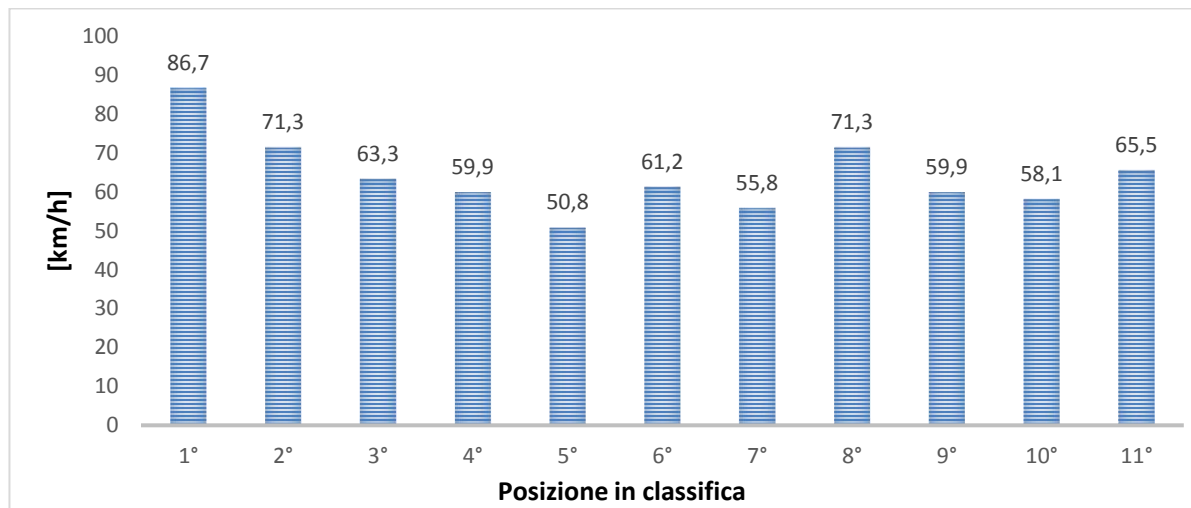
**Figura 1.2.** *Payload trasportato dai team nella quarta sessione di volo*



**Figura 1.3.** *Tempo impiegato dai team per completare il percorso di volo nella quarta sessione*

Il valore medio del payload trasportato risulta essere 8.28 kg, l'obiettivo che si vuole raggiungere nella competizione è realizzare dei voli validi e riuscire a posizionarsi intorno a metà classifica, sulla base di ciò è stato deciso di fissare come requisito che il prototipo sia capace di trasportare un payload pari a  $m_{P/L} = 8.8 \text{ kg}$ . Si vuole ora stimare la velocità media

con cui i concorrenti hanno completato il percorso, per fare ciò è necessario valutare la lunghezza del percorso. Sappiamo che il cronometraggio inizia quando viene attraversata la linea di partenza posta all'inizio del rettilineo lungo 100 metri e termina quando viene completato il decimo rettilineo. Si osservi dalla Figura 1.1 che il percorso è composto da dieci tratti rettilinei lunghi 100 metri e da nove virate a  $180^\circ$ , si ipotizza un raggio di virata pari a 20 metri, da cui segue che la distanza percorsa ad ogni virata è pari a  $d_{VIR} = 20 \cdot \pi = 62,8 \text{ m}$ . Si può perciò stimare che la lunghezza del percorso sia pari a  $d = 10 \cdot 100 \text{ m} + 9 \cdot 62,8 \text{ m} \approx 1565 \text{ m}$ . Con il valore ottenuto è possibile stimare la velocità media degli aeromodelli concorrenti, i risultati sono riportati nell'istogramma in Figura 1.4.



**Figura 1.4.** Velocità media stimata degli aeromodelli concorrenti per completare il percorso di volo nella quarta sessione di volo

La media delle velocità medie risulta essere circa 64 km/h, perciò si decide di assumere come requisito di progetto una velocità di crociera pari a 65 km/h. Inoltre, dalla Figura 1.3 risulta che il tempo di volo massimo per completare il circuito è stato di 111 secondi, ipotizzando che il tempo impiegato per il decollo e per l'atterraggio sia di circa un minuto, è possibile stimare l'autonomia richiesta all'aeromodello che risulta essere pari a circa 3 minuti. In definitiva ai requisiti imposti al paragrafo 1.1 se ne aggiungono tre ulteriori:

- 5) Il payload trasportato deve essere pari a 8.8 kg.
- 6) La velocità di crociera deve essere pari a 65 km/h.
- 7) L'aeromodello deve garantire un'autonomia minima di 3 minuti.

I requisiti definiti permetteranno nei capitoli successivi di dimensionare il prototipo.

# Capitolo 2

## Stima preliminare delle masse

L'obiettivo di questo capitolo sarà quello di individuare una configurazione generale per il prototipo in questione, ciò verrà fatto analizzando le possibili configurazioni valutando vantaggi e svantaggi di ciascuna e in aggiunta verranno discusse le configurazioni adottate dai team concorrenti nelle precedenti edizioni dell'ACC. Seguirà una stima iniziale delle masse in gioco dalla quale si otterrà la massa del prototipo al decollo, tale risultato sarà fondamentale per poter dimensionare le superfici aerodinamiche nei capitoli successivi.

### 2.1 Scelta della configurazione di base

#### 2.1.1 *Monoplano vs biplano*

Per monoplano si intende un aeroplano dotato di una sola ala mentre per biplano si intende un velivolo dotato di due ali sovrapposte connesse da alcuni montanti. I vantaggi della configurazione a biplano sono connessi ad una maggiore efficienza strutturale che permette di avere un minore peso delle ali rispetto un monoplano a parità di portanza prodotta e produce un minore drag indotto rispetto un monoplano di uguale apertura alare (teoricamente la metà). Nel complesso però i biplani comportano una minore efficienza aerodinamica rispetto i monopiani, motivo per cui i primi vengono utilizzati quasi esclusivamente nell'acrobazia aerea o nell'aeromodellismo in scala; si sceglie quindi una configurazione a monoplano.

#### 2.1.2 *Elica traente vs elica spingente*

Per quanto riguarda il posizionamento dell'apparato propulsivo si possono individuare due possibili configurazioni, quella ad elica spingente e quella ad elica traente. Nel primo caso l'elica si trova dietro il motore in modo che l'albero di trasmissione sia in condizioni di compressione, un esempio di questa configurazione lo si trova in Figura 2.5. Nella configurazione traente

l'elica si trova invece davanti il motore in modo che l'albero di trasmissione sia in condizioni di trazione, tale configurazione è quella più comunemente utilizzata.



**Figura 2.5.** *Velivolo in configurazione ad elica spingente*

I vantaggi della configurazione ad elica spingente sono una minore superficie necessaria per la deriva e una minore rumorosità del velivolo, tuttavia ha anche degli svantaggi notevoli: innanzitutto mentre nella configurazione traente l'elica incontra il flusso indisturbato, nella configurazione spingente l'elica incontra un flusso d'aria disturbato a causa della presenza dell'ala e della fusoliera; come risultato la configurazione ad elica spingente offre un'efficienza aerodinamica inferiore rispetto a quella ad elica traente. Inoltre, la configurazione spingente comporta lo spostamento del baricentro dell'velivolo posteriormente rispetto la configurazione traente, ciò causa maggiori difficoltà nel rendere il velivolo staticamente stabile come si vedrà al capitolo 5. Nel complesso si decide di adottare una configurazione ad elica traente.

### ***2.1.3 Stabilizzazione canard vs stabilizzazione tradizionale***

Per quanto riguarda la stabilizzazione del velivolo, è possibile adottare una configurazione classica nella quale il piano orizzontale è posto in coda insieme alla deriva, oppure una configurazione canard nella quale il piano orizzontale è disposto anteriormente al baricentro mentre la deriva si trova in coda; la Figura 2.6 mostra un esempio di velivolo in configurazione canard. Il principale vantaggio della configurazione canard è dovuto al contributo portante generato dalle superfici stabilizzanti (*alette canard*) il quale contribuisce al sostentamento del velivolo, al contrario nella configurazione tradizionale le superfici stabilizzanti sono in assetto

deportante, ne risulta che la configurazione canard è aerodinamicamente più efficiente e permette di avere una superficie alare inferiore rispetto la configurazione tradizionale. Inoltre, la configurazione canard permette di ottenere migliori caratteristiche in fase di stallo. A fronte di questi vantaggi la configurazione canard possiede anche degli svantaggi: l'utilizzo degli ipersostentatori può risultare molto difficile se non impossibile poiché l'aumento di portanza che ne deriverebbe potrebbe generare un momento picchiante troppo elevato da poter essere compensato dalle alette canard. Un secondo aspetto da tenere in considerazione è che il dimensionamento delle alette canard è più critico rispetto la configurazione tradizionale poiché sottodimensionando o sovradimensionando le alette si ottengono importanti variazioni nelle caratteristiche di stabilità del velivolo, di conseguenza la configurazione canard richiede una progettazione molto accurata. Nonostante le migliori prestazioni che potrebbe offrire la configurazione canard si sceglie di adottare una configurazione tradizionale allo scopo di rendere la progettazione del piano di coda meno complessa possibile.



**Figura 2.6.** *Velivolo stabilizzato mediante una configurazione canard*

## **2.2 Analisi configurazioni adottate dai team concorrenti**

Per proseguire nel design del prototipo sono state analizzate le configurazioni adottate dai vari team nelle precedenti edizioni dell'Air Cargo Challenge, ciò è stato fatto a partire dalle foto scattate durante la competizione disponibili in rete. Innanzitutto, osservando le foto relative all'ACC2017 è possibile notare che solamente un team su ventotto ha optato per un aeromodello in configurazione canard, mentre tre team su ventotto hanno scelto una configurazione a biplano.

Osservando invece la fusoliera, la scelta più comune è stata di utilizzare un semplice tubolare generalmente in fibra di carbonio passante attraverso l'ala, ad una estremità è stato connesso il piano di coda mentre all'altra l'apparato propulsivo il quale viene inserito internamente al tubolare. In questa configurazione il payload non può essere contenuto nella fusoliera e sarà perciò necessario prevedere una cargo bay esterna; un esempio di questa configurazione lo si ha in Figura 2.7. In alcuni casi invece la fusoliera è stata sagomata (vedi Figura 2.8) in maniera tale da prevedere l'alloggio del payload internamente ad essa, tuttavia si tratta di una soluzione aerodinamicamente meno efficiente e i carichi strutturali possono essere ben sopportati anche da un semplice tubolare. Per questi motivi e per semplicità costruttiva si sceglie di adottare la configurazione a tubolare.



**Figura 2.7.** Esempio di fusoliera a tubolare    **Figura 2.8.** Esempio di fusoliera sagomata

Per quanto riguarda il carrello d'atterraggio la configurazione più utilizzata è stata quella a triciclo che consiste in due ruote principali situate posteriormente al centro di massa del velivolo e una ruota posta invece anteriormente al centro di massa del velivolo, ciò permette di avere un aeromodello con una buona stabilità al suolo. Per quanto riguarda le due ruote principali in alcuni casi sono state connesse da un asse rigido rettilineo come si vede nella Figura 2.7, mentre in altri casi sono state connesse al velivolo mediante dei supporti elastici visibili in Figura 2.9. Una configurazione alternativa adottata è stata quella a biciclo con ruotino posteriore nella quale le due ruote principali sono poste anteriormente al centro di massa del velivolo e il ruotino è situato posteriormente sotto il piano di coda, un esempio lo si ha in Figura 2.8. I vantaggi di questa configurazione sono la maggiore distanza dell'elica dal suolo, la minore resistenza aerodinamica del ruotino e il minor peso rispetto la configurazione a triciclo, tuttavia ha uno



svantaggio importante ossia rende il velivolo dinamicamente instabile e ciò ne complica il controllo in fase di rullaggio sulla pista.



**Figura 2.9.** Esempio di carrello triciclo con supporti elastici

In ultima analisi si è deciso di adottare una configurazione a triciclo con le ruote principali connesse da un asse rigido rettilineo, la ruota anteriore sarà invece sterzante e verrà dotata di un elemento ammortizzatore in grado di assorbire l'urto in fase di atterraggio similmente a quanto visibile in Figura 2.9. Per quanto riguarda la cargo bay si può osservare che in tutti gli aeromodelli è stata posizionata sotto l'ala come suggerito dal regolamento, tuttavia in alcuni casi è in configurazione alta ossia posizionata vicino all'ala (vedi Figura 2.10) mentre in altri è in configurazione bassa ossia distante dall'ala (vedi Figura 2.11).



**Figura 2.10.** Esempio di cargo bay posizionata vicino l'ala (configurazione alta)



**Figura 2.11.** Esempio di cargo bay posizionata sotto l'ala (configurazione bassa)

Da un'analisi preliminare risulta che la cargo bay in configurazione alta offre una maggiore manovrabilità longitudinale e una maggiore stabilità dinamica longitudinale a scapito di una minore stabilità statica longitudinale. Potendo agire in altri modi per garantire stabilità statica longitudinale si è scelto di posizionare la cargo bay in configurazione alta. Un altro aspetto da valutare è il posizionamento della batteria che dovrà alimentare il motore, anche in questo caso dalle foto è possibile osservare che in alcuni casi è stata posizionata esternamente in prossimità del motore come visibile in Figura 2.11, in alternativa è stata alloggiarla all'interno della cargo bay mediante opportuni cablaggi. Nonostante l'evidente svantaggio aerodinamico, la necessità di ottenere una posizione del baricentro più avanzata possibile ai fini di garantire stabilità longitudinale del velivolo ha portato a decidere di posizionare la batteria in prossimità del motore.

## 2.3 Stima delle masse

Nota ora la configurazione di base del prototipo è possibile effettuare una stima delle masse in gioco, nei casi in cui le componenti sono note sarà possibile ottenere un valore preciso della massa, negli altri casi è stato invece necessario fare delle stime da modelli opportunamente creati in SolidWorks.

### 2.3.1 Motore ed elica

Il modello di motore ed elica è imposto dal regolamento e di conseguenza la loro massa risulta determinata. Per quanto riguarda il motore, dalla scheda tecnica al riferimento [8] risulta che  $m_m = 0.180 \text{ kg}$ , mentre dal riferimento [9] si può ottenere la massa dell'elica che risulta essere pari a  $m_p = 0.050 \text{ kg}$ . In questa fase si ignora la massa dei cablaggi il quale impatto sarebbe comunque trascurabile.

### 2.3.2 Elettronica

Le componenti elettroniche che sarà necessario installare a bordo sono: Batterie, ESC, ricetrasmittente, servi. In questa fase non è ancora stato scelto il modello da utilizzare per ognuno dei componenti sopra citati, tuttavia è stata effettuata una ricerca in internet che ha permesso di fare una prima ipotesi delle masse in gioco. Per quanto riguarda le batterie si può

stimare  $m_b = 0.170 \text{ kg}$ , considerando invece L'ESC (electronic speed control) si può assumere  $m_{ESC} = 0.080 \text{ kg}$ . Per quanto riguarda la ricetrasmittente si può assumere  $m_r = 0.020 \text{ kg}$ . I servi sono degli attuatori meccanici capaci di generare una coppia che vengono utilizzati per il controllo delle superfici mobili dell'aeromodello, la loro massa aumenta al crescere della coppia richiesta. Considerando i servi disponibili e assumendo di utilizzare quelli che offrono la coppia maggiore, impiegando sei servi si può ipotizzare una massa di  $m_s = 0.150 \text{ kg}$ . A questo punto è possibile stimare la massa complessiva dell'elettronica

$$m_{el} = m_b + m_{ESC} + m_r + m_s = 0.420 \text{ kg}$$

### 2.3.3 Fusoliera e connettori

Osservando gli aeromodelli che hanno partecipato alle scorse edizioni è possibile stimare che la lunghezza della fusoliera si aggira intorno a 1.5-2 metri, si suppone che la fusoliera sia lunga 1.8 metri e che abbia un diametro di circa 3 centimetri, modellando quest'ultima in SolidWorks utilizzando la densità definita da quest'ultimo per la fibra di carbonio ( $1800 \text{ kg/m}^3$ ) la massa che ne è risultata è stata  $m_f = 0.400 \text{ kg}$ . Tuttavia, c'è da sottolineare che il valore della densità presente in SolidWorks è sovrastimato e in commercio è possibile trovare tubolari in fibra di carbonio con una densità più bassa, per ora si mantiene il risultato trovato e una successiva analisi fornirà valori più accurati. Per l'assemblaggio dei vari componenti è necessario prevedere dei connettori opportunamente progettati, i principali sono:

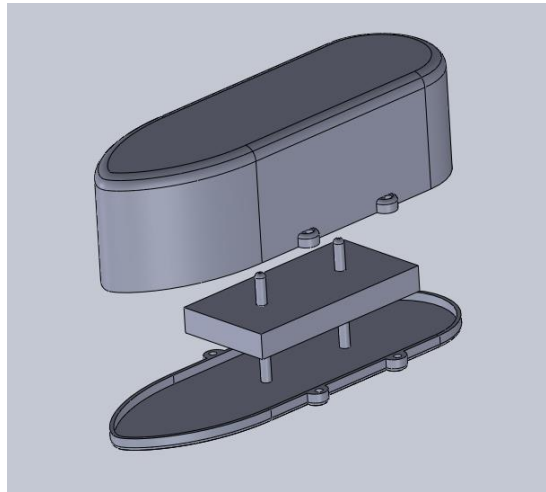
- Connettore fusoliera-motore
- Connettore fusoliera-ala principale-carrello d'atterraggio-cargo bay
- Connettore fusoliera-piano di coda

Si è scelto di realizzarli in lega di alluminio, in questa fase la loro geometria e quindi la loro massa non sono note nello specifico, tuttavia una stima preliminare ha permesso di ipotizzare una massa complessiva dei connettori pari a  $m_{co} = 0.450 \text{ kg}$ .

### 2.3.4 Cargo bay e carrello d'atterraggio

Per poter stimare la massa della cargo bay è stato realizzato un primo modello di quest'ultima in SolidWorks, si è deciso di utilizzare come materiale costruttivo la balsa e sono state utilizzate

delle dimensioni leggermente maggiori di quelle minime imposte dal regolamento e discusse al sottoparagrafo 1.1.2. In Figura 2.12 è riportato il modello SolidWorks della cargo bay, la massa che ne è risultata è stata  $m_{cb} = 0.250 \text{ kg}$ .



**Figura 2.12.** *Cargo bay modellata in SolidWorks*

Lo stesso approccio è stato utilizzato per stimare la massa del carrello di atterraggio, l'asse delle ruote è stato realizzato in acciaio, è stato così possibile stimare una massa di  $m_{ca} = 0.650 \text{ kg}$ .

### 2.3.5 Ala e piano di coda

La stima della massa dell'ala e del piano di coda in fase preliminare viene comunemente fatta utilizzando delle relazioni empiriche presenti in letteratura e basate su dati statistici di aerei con caratteristiche simili. I risultati che si ottengono dall'utilizzo di queste relazioni dipendono dalla categoria a cui appartiene il velivolo (aliante, aereo da trasporto, aereo militare, etc), in questo caso però i requisiti di progettazione non sono comuni e risulta difficile assimilare il prototipo ad una singola categoria di velivoli, motivo per cui si è deciso di non utilizzare questo approccio. Inoltre, anche l'approccio statistico è stato scartato a causa della difficoltà nel reperire dati relativi ad aeromodelli simili al nostro. È stato invece adottato il metodo seguente, dalle foto dell'ACC2017 è stata fatta una stima della superficie alare e del piano di coda degli aeromodelli partecipanti da cui è risultata una superficie alare media di  $1.08 \text{ m}^2$  e una superficie media del piano di coda pari a  $0.162 \text{ m}^2$ . A questo punto adottando il design descritto al capitolo quattro e i materiali che verranno effettivamente utilizzati sono stati modellati l'ala e il piano di coda in

SolidWorks ottenendo una prima stima delle masse in gioco, nello specifico è risultato rispettivamente  $m_w = 2.75 \text{ kg}$  e  $m_t = 0.550 \text{ kg}$ .

### 2.3.6 Stima della massa totale al decollo

Dalla somma di tutti i contributi si ottiene la massa totale del prototipo a vuoto (ossia escluso il payload), si ottiene così

$$m_e = m_m + m_p + m_{el} + m_f + m_{co} + m_{cb} + m_{ca} + m_w + m_t = 5.70 \text{ kg}$$

La massa del prototipo al decollo comprende invece anche il payload che da requisito è stato fissato essere pari a 8.8 kg, perciò la massa al decollo sarà

$$m_{TO} = m_e + 8.8 = 14.5 \text{ kg}$$

Il risultato ottenuto permetterà di eseguire il dimensionamento delle superfici aerodinamiche al capitolo quattro, si sottolinea che essendo alcune masse stimate inevitabilmente nel corso dello sviluppo la massa del prototipo a vuoto subirà delle variazioni, per evitare che ciò comporti la riprogettazione del velivolo si decide di variare il payload trasportato affinché la massa al decollo rimanga pari a 14.5 kg.



# Capitolo 3

## Apparato propulsivo e prestazioni di decollo

Lo scopo del seguente capitolo sarà quello di calcolare la velocità di stallo richiesta al velivolo affinché esso sia capace di decollare in 60 metri rispettando così il requisito di progetto imposto dal regolamento, tale risultato ci permetterà poi di dimensionare la superficie alare al capitolo quattro. Per ottenere la velocità di stallo sarà necessario studiare le prestazioni dell'apparato propulsivo e successivamente applicare i risultati ottenuti alla teoria sul decollo, si procederà perciò affrontando questi due argomenti.

### 3.1 Apparato propulsivo

#### 3.1.1 *Teoria sulla propulsione ad elica*

Per sistema propulsivo si intende l'insieme di componenti necessari a sviluppare una forza propulsiva in modo da realizzare un prefissato stato di moto dell'aereo. In generale tutti i sistemi propulsivi sono a reazione, ossia la forza propulsiva è ottenuta sfruttando la terza legge di Newton e in particolare è il frutto della reazione dovuta all'applicazione di una forza sull'ambiente esterno. La forza propulsiva, detta spinta disponibile ed indicata con  $T_A$ , si ottiene dall'incremento di quantità di moto di un fluido (ossia l'aria), tale incremento viene ottenuto dalla rotazione dell'elica a spese di energia resa disponibile a partire da diverse fonti, in questo caso quella elettrica; in particolare, il motore elettrico fornisce potenza ad un albero rotante sul quale è calettata l'elica, quest'ultima ha il compito di convertire la coppia fornita dall'albero rotante in spinta. Tuttavia, solamente una parte della potenza che l'elica trasmette al fluido è utile al moto e contribuisce a spingere il velivolo mentre l'altra parte viene invece dissipata, per questo motivo viene introdotto un parametro che misura l'efficienza con la quale la potenza fornita all'elica ( $P_S$ ) viene trasformata in potenza propulsiva ( $P_A$ ), tale parametro viene chiamato rendimento dell'elica ed è definito come

$$\eta_p = \frac{P_A}{P_S} \quad (3.1)$$

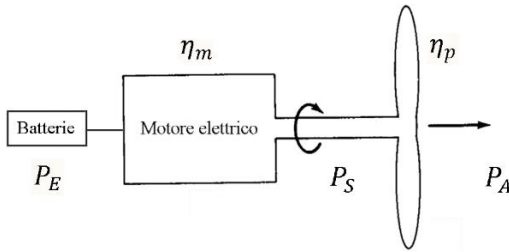
Uno schema semplificato è fornito in Figura 3.13. La potenza disponibile è esprimibile come prodotto tra la spinta propulsiva ( $T_A$ ) e la velocità di volo

$$P_A = T_A V_\infty \quad (3.2)$$

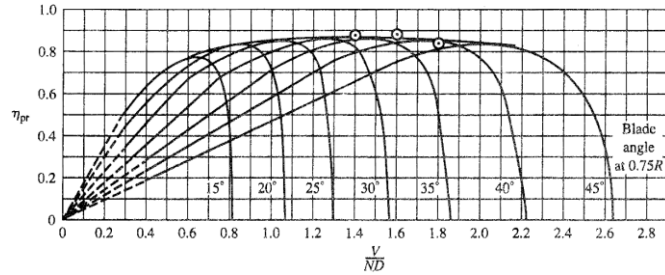
La spinta propulsiva non è costante bensì dipende dalla velocità di volo, dalla velocità di rotazione dell'elica espressa dal numero di rivoluzioni al secondo ed indicata con  $n$ , e dal diametro  $D$  dell'elica. Teoria ed esperimenti mostrano che  $\eta_p$  è funzione della quantità adimensionale detta rapporto di avanzamento e definita come

$$J = \frac{V_\infty}{nD} \quad (3.3)$$

La relazione tra  $\eta_p$  e  $J$  è ottenuta per via empirica, un esempio dell'andamento tipico è rappresentato in Figura 3.14; in particolare si possono osservare più curve poiché il grafico è riferito ad un'elica a passo variabile ossia che ha la possibilità di modificare l'inclinazione delle pale, nel nostro caso l'elica è a passo fisso perciò otterremmo una sola curva di quelle rappresentate.



**Figura 3.13.** Schema dell'apparato propulsivo

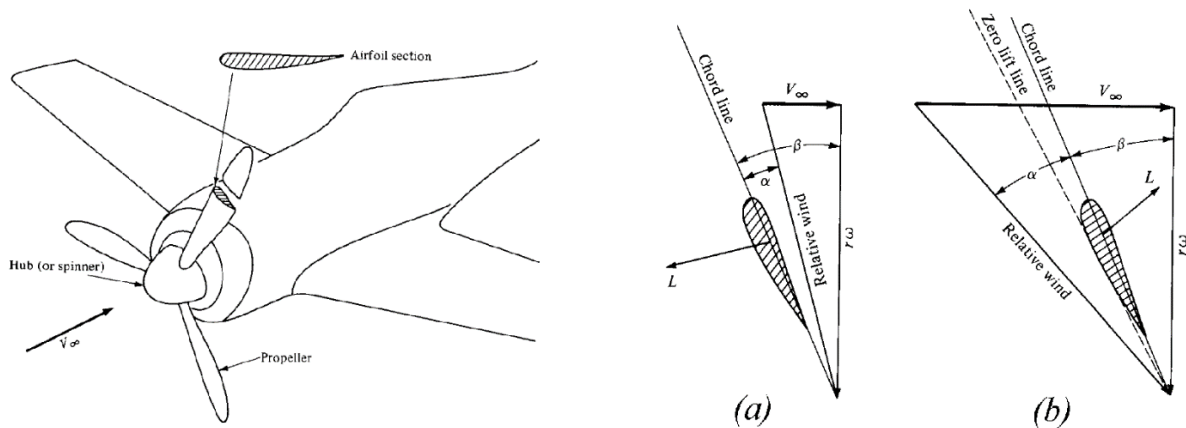


**Figura 3.14.** Andamento tipico del rendimento dell'elica in funzione del rapporto di avanzamento

Si può osservare come il rendimento dell'elica da un valore inizialmente nullo inizia a crescere raggiungendo un valore massimo, oltrepassato il quale il rendimento inizia a diminuire annullandosi per un certo  $J$ . Inizialmente il rendimento è nullo poiché quando il velivolo è fermo si ha chiaramente  $V_\infty = 0$ , perciò dall'equazione (3.3) risulta  $J = 0$ , mentre osservando le equazioni (3.1) e (3.2) si vede che anche  $P_A = 0$  e quindi  $\eta_p = 0$ . Nel secondo caso invece il



rendimento è nullo a causa dell'annullamento della spinta  $T_A$  prodotta dall'elica, per spiegare il motivo per cui ciò accade si consideri la sezione di un'elica posta a distanza  $r$  dal centro e che si trovi in rotazione alla velocità  $\omega$ ; la rotazione dell'elica produce un vento relativo sul profilo dell'elica di intensità  $r\omega$ , a questo va però sommato il contributo di  $V_\infty$ . Se  $V_\infty$  è piccola il vento incontra il profilo dell'elica con un angolo di attacco positivo tale da produrre portanza e quindi spinta positiva come visibile in figura 3.15 (a). Se  $V_\infty$  aumenta, il profilo dell'elica incontra il vento relativo con un angolo sempre minore e con ciò si riduce la portanza e quindi anche la spinta generata; quando infine il vento relativo raggiunge la linea di portanza nulla (*zero lift line*) si avrà  $T_A = 0$  e con ciò dalla (3.2) e dalla (3.1) si ha  $\eta_p = 0$ . Si può anche osservare che se  $V_\infty$  cresce ancora allora il profilo si troverà a produrre spinta inversa come mostrato in figura 3.15 (b).



**Figura 3.15.** (a) Diagramma delle velocità per basse  $V_\infty$ , (b) Diagramma delle velocità per elevate  $V_\infty$ .

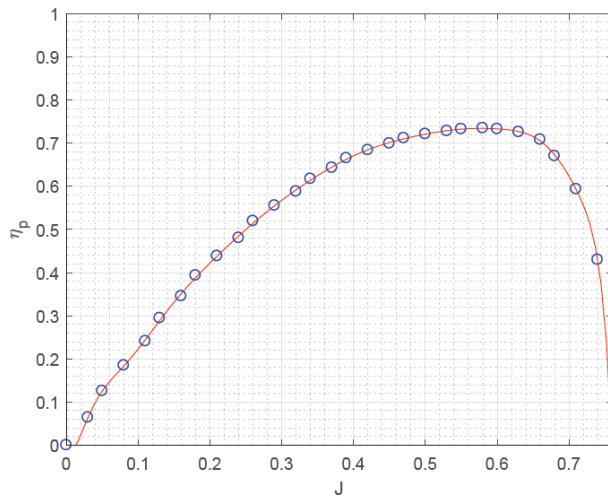
### 3.1.2 Analisi prestazioni dell'apparato propulsivo

Si procede quindi ricavando il grafico  $\langle \eta_p, J \rangle$  per l'elica del prototipo in questione che si ricordi essere imposta dal regolamento, dal riferimento [10] è possibile ottenere i dati del rendimento in funzione del rapporto di avanzamento misurati in galleria del vento. Tali dati sono stati interpolati su Matlab utilizzando un polinomio di grado 15 ottenendo una funzione del tipo  $\eta_p = f(J)$ , il polinomio ottenuto e i dati interpolati risultano visibili in Figura 3.16. Considerando ora il motore, sappiamo essere alimentato da delle batterie le quali erogano una potenza ( $P_E$ ) la quale verrà convertita in potenza meccanica ( $P_S$ ) dal motore, anche in questo caso durante il

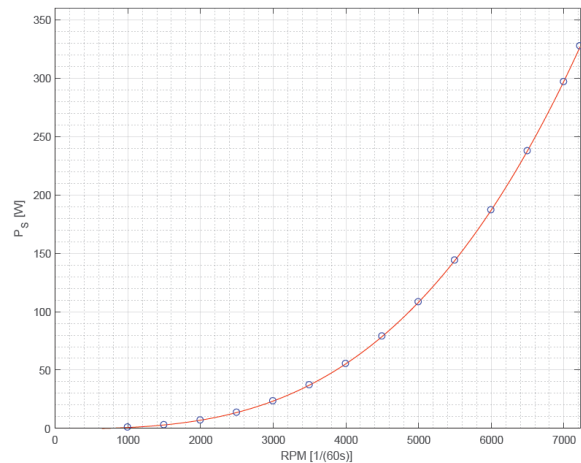
processo avranno luogo delle perdite che vengono tenute in conto attraverso un rendimento definito come

$$\eta_m = \frac{P_S}{P_E} \quad (3.4)$$

La potenza meccanica trasmessa all'albero e quindi anche la potenza elettrica erogata dalle batterie sono funzioni del numero di giri motore, la relazione presente la si può ottenere utilizzando il software eCalc [10]. Tale software richiede come input il modello del motore, dell'ESC e della batteria, per quanto riguarda quest'ultima si è scelto una batteria LiPo da 1800mAh con massimo indice di scarica 65/100C; il software fornisce dati sulle performance del motore i quali sono disponibili in appendice A. Nello specifico eCalc fornisce la potenza elettrica prodotta  $P_E$  e il rendimento di conversione  $\eta_m$  in funzione del numero di giri motore, applicando perciò l'equazione (3.4) è possibile ottenere la potenza meccanica prodotta in funzione del numero di giri motore; anche in questo caso si è ricorsi a Matlab per interpolare i dati con un polinomio di grado 3 ottenendo  $P_S = f(RPM)$ , i risultati sono visibili in Figura 3.17.



**Figura 3.16.** Rendimento elica APC 13x7 in funzione del rapporto di funzionamento



**Figura 3.17.** Potenza meccanica erogata dal motore in funzione del numero di giri motore

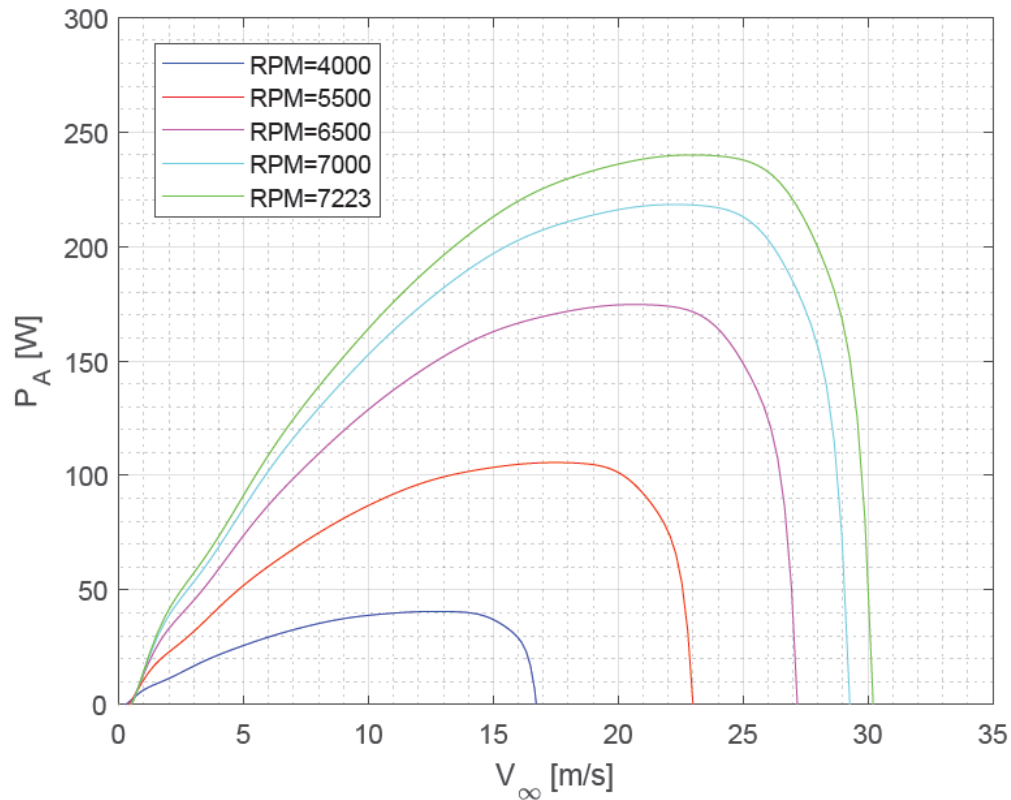
Ritornando quindi all'equazione (3.1), possiamo esprimere la potenza disponibile come

$$P_A = \eta_p P_S = f(J) \cdot f(RPM)$$

Le due funzioni sono ora note e possiamo osservare che la potenza disponibile dipende dal rapporto di avanzamento che a sua volta dipende da  $V_\infty$ , dal numero di rivoluzioni al secondo  $n$  e dal diametro dell'elica  $D$  che è noto ed è pari a 13 pollici ossia 0.3302 metri; inoltre la potenza disponibile dipende dal numero di giri al minuto  $RPM$ , che tuttavia è legato ad  $n$  dalla relazione

$$RPM = 60 \cdot n \quad (3.5)$$

In definitiva la potenza disponibile può essere calcolata dalla conoscenza di  $V_\infty$  e del numero di giri del motore. In particolare, è possibile esprimere in un grafico la potenza disponibile in funzione di  $V_\infty$  parametrizzata rispetto al numero di giri motore, ciò è stato realizzato in Matlab mediante il codice riportato in appendice A. I risultati sono rappresentati in Figura 3.18.



**Figura 3.18.** Potenza disponibile in funzione della velocità parametrizzata rispetto RPM

Similmente a quanto accadeva per il rendimento dell'elica in funzione di  $J$ , per un dato numero di giri motore a partire da una velocità nulla la potenza disponibile aumenta al crescere della velocità presentando un massimo oltre il quale la potenza disponibile inizia a decrescere fino ad un valore nullo. Ogni curva presenta perciò due valori di  $V_\infty$  per i quali la potenza disponibile è

nulla, ciò risulta in accordo con l'andamento del rendimento dell'elica ottenuto in figura 3.16. I risultati ottenuti verranno utilizzati al paragrafo successivo.

## 3.2 Prestazioni di decollo

### 3.2.1 Teoria sul decollo

Il decollo è la fase che permette al velivolo di acquisire la velocità necessaria a staccarsi da terra ed a portarsi nelle condizioni di volo sostenuto, è idealmente diviso in tre fasi:

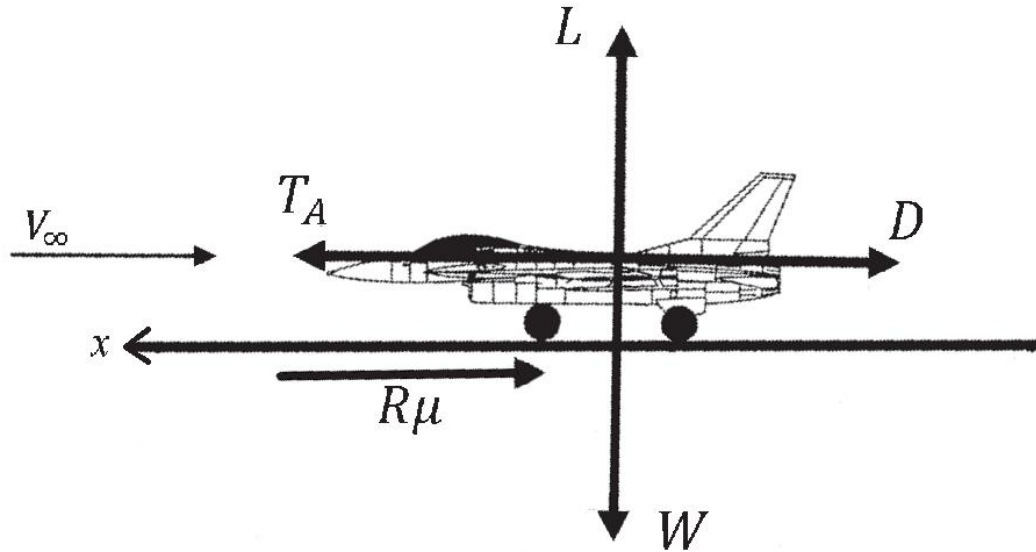
- Fase di rullaggio: è la fase in cui il velivolo si trova a contatto con il suolo e accelera dalla velocità nulla fino alla velocità di rotazione  $V_R$ , tale velocità secondo le normative JAR (Joint Aviation Requirements) deve essere almeno il 20% maggiore della velocità di stallo in configurazione di decollo, ossia  $V_R \geq 1.2V_S$ . Dal punto di vista aerodinamico il velivolo potrebbe decollare già alla velocità di stallo, tuttavia le norme prescrivono velocità superiori in modo da garantire un adeguato margine di manovra. È possibile però diminuire tale margine al fine di permettere al velivolo di decollare il prima possibile, si decide perciò di ridurlo dal 20% al 5%, perciò risulta  $V_R = 1.05V_S$ .
- Fase di rotazione: raggiunta la  $V_R$  il velivolo ruota intorno al proprio asse di beccheggio aumentando così il proprio angolo di incidenza e generando la portanza necessaria a staccarsi da terra. Durante questa fase la velocità aumenta da  $V_R$  a  $V_{LOF}$  (*lift off velocity*), la durata della manovra dipende dalla tipologia di velivolo e secondo le normative si aggira intorno ai 2÷3 secondi, tuttavia nel caso di un aeromodello tale fase è molto breve ed è ragionevole assimilarla come parte della fase di rullaggio, in tal caso perciò si può scrivere

$$V_{LOF} = V_R = 1.05V_S \quad (3.6)$$

- Fase di salita: avvenuto il distacco, l'aeromobile prosegue il volo con velocità che deve essere sempre maggiore di  $V_{LOF}$  fino al raggiungimento della quota di sicurezza che dalle normative JAR risulta essere pari a 35 piedi ossia circa 11 metri.

Procediamo quindi calcolando lo spazio di rullaggio necessario al decollo del velivolo, per fare ciò scriviamo le equazioni del moto dell'aeroplano considerando la pista piana. Si consideri la Figura 3.19. Le forze agenti sul velivolo sono la spinta  $T_A$ , la portanza  $L$ , la resistenza aerodinamica  $D$  e l'attrito che si sviluppa nel contatto del velivolo con il suolo attraverso il

carrello d'atterraggio; quest'ultimo lo si può esprimere come  $R\mu$  dove  $R$  è la reazione vincolare del suolo e  $\mu$  il coefficiente di attrito.



**Figura 3.19.** Forze agenti sul velivolo in fase di decollo

Nel caso di ruota libera (non frenante)  $\mu$  è compreso tra 0.02 (nel caso di piste in cemento) e 0.1 (nel caso di piste erbose). Le equazioni del moto proiettate nella direzione parallela e normale alla pista sono

$$T_A - D - R\mu = \frac{W}{g} \frac{dV_\infty}{dt} \quad (3.7)$$

$$R = W - L \quad (3.8)$$

Introducendo la (3.8) nella (3.7) si ottiene

$$T_A - D - (W - L)\mu = \frac{W}{g} \frac{dV_\infty}{dt} \quad (3.9)$$

È opportuno osservare che durante il decollo  $T \gg D$  e  $T \gg (W - L)\mu$ , perciò volendo ottenere una stima rapida e sufficientemente accurata è possibile trascurare l'attrito con il suolo e la resistenza aerodinamica il che ci permette di approssimare la (3.9) come segue

$$T_A = \frac{W}{g} \frac{dV_\infty}{dt} \quad (3.10)$$

Il termine  $\frac{dV}{dt}$  può essere riscritto nel seguente modo

$$\frac{dV_\infty}{dt} \equiv \frac{dV_\infty}{dx} \frac{dx}{dt} = \frac{V_\infty dV_\infty}{dx} \quad (3.11)$$

Sostituendo la (3.11) nella (3.10) ed esplicitando  $dx$  si ottiene

$$dx = \frac{W}{g} \frac{V_\infty dV_\infty}{T_A} \quad (3.12)$$

Infine, ricordando l'equazione (3.2) è possibile scrivere

$$dx = \frac{W}{g} \frac{V_\infty^2 dV_\infty}{P_A} \quad (3.13)$$

### 3.2.2 Calcolo della velocità di decollo

Si consideri l'equazione (3.13), integrando a sinistra da 0 ad  $x_R$  e a destra da 0 a  $V_{LOF}$  si ha

$$\int_0^{x_R} dx = \int_0^{V_{LOF}} \frac{W V_\infty^2}{g P_A} dV_\infty \quad (3.14)$$

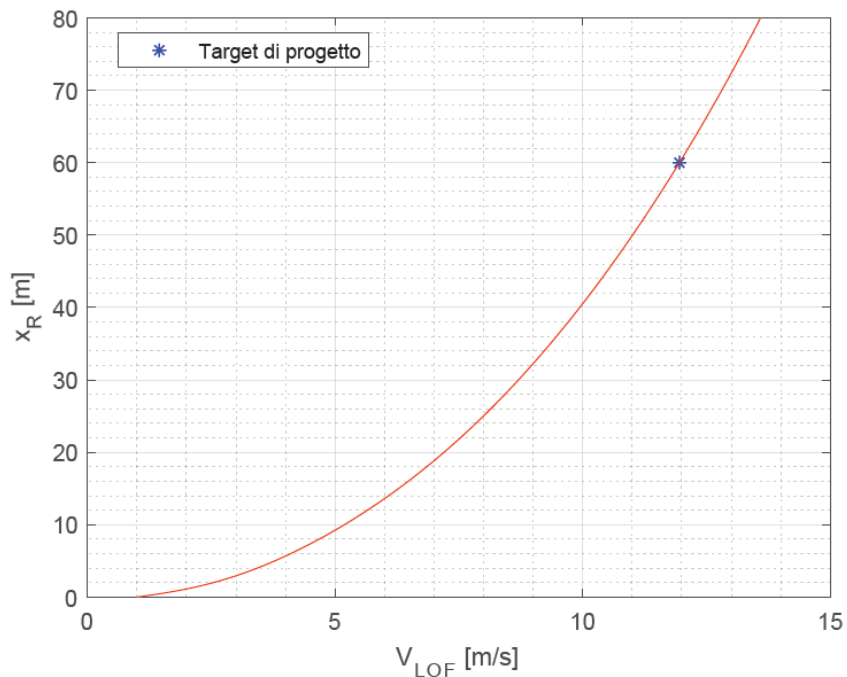
L'integrale a sinistra dell'uguale risulta banalmente essere pari a  $x_R$ . Passando invece all'integrale a destra dell'uguale abbiamo che  $W$  e  $g$  sono costanti e possono essere portati fuori dall'integrale, mentre  $P_A$  ricordiamo essere funzione di  $V_\infty$  e del numero di giri motore come discusso al paragrafo precedente. Avendo l'obiettivo di sollevare il payload più elevato possibile, è ragionevole pensare di decollare sfruttando al massimo la potenza disponibile, di conseguenza il motore verrà mantenuto a manetta durante tutta la fase di decollo. Da eCalc si può conoscere il numero di giri motore a manetta che risulta essere pari a 7223 RPM, con ciò la potenza disponibile al decollo dipende solamente da  $V_\infty$ . La relazione che intercorre tra  $P_A$  e  $V_\infty$  ricordiamo essere stata ricavata al paragrafo precedente e rappresentata in Figura 3.18, a questo punto utilizzando Matlab si interpola con un polinomio di grado 15 la curva corrispondente a 7223 RPM e si ottiene la relazione  $P_{A,RPM=7223} = f(V_\infty)$  che può essere sostituita all'interno dell'equazione (3.14) ottenendo

$$x_R = \frac{W}{g} \int_0^{V_{LOF}} \frac{V_\infty^2}{f(V_\infty)} dV_\infty \quad (3.15)$$

Si osservi che  $W$  lo si può esprimere come  $W = gm_{TO}$ , ricordando che  $m_{TO} = 14.5 \text{ kg}$  in definitiva l'equazione (3.15) diventa

$$x_R = \frac{gm_{TO}}{g} \int_0^{V_{LOF}} \frac{V_\infty^2}{f(V_\infty)} dV_\infty = 14.5 \int_0^{V_{LOF}} \frac{V_\infty^2}{f(V_\infty)} dV_\infty \quad (3.16)$$

La parte a destra dell'uguale è stata risolta utilizzando un codice in Matlab contenuto nella parte finale dello script disponibile in appendice A, il risultato che si ottiene è la relazione tra  $V_{LOF}$  e  $x_R$  riportata in Figura 3.20. Si ricordi che uno dei requisiti da soddisfare è che lo spazio di decollo massimo sia di 60 metri, sarebbe opportuno al fine di garantire un certo margine di sicurezza assumere  $x_R$  inferiore al valore di requisito tuttavia ciò risulterebbe in un sovradimensionamento della superficie alare, perciò si decide di assumere  $x_R = 60 \text{ m}$ .



**Figura 3.20.** Distanza di decollo in funzione della velocità di decollo

Dal grafico in Figura 3.20 è possibile ottenere la velocità di decollo  $V_{LOF}$  necessaria affinché il velivolo sia capace di decollare entro 60 metri, si ottiene così  $V_{LOF} = 11.95 \text{ m/s}$ . Nota  $V_{LOF}$ , dall'equazione (3.6) è possibile ricavarsi la velocità di stallo richiesta

$$V_S = \frac{V_{LOF}}{1.05} = 11.38 \text{ m/s}$$

Questo risultato diverrà utile al sottoparagrafo 4.3.3 quando si effettuerà il dimensionamento della superficie alare.



# Capitolo 4

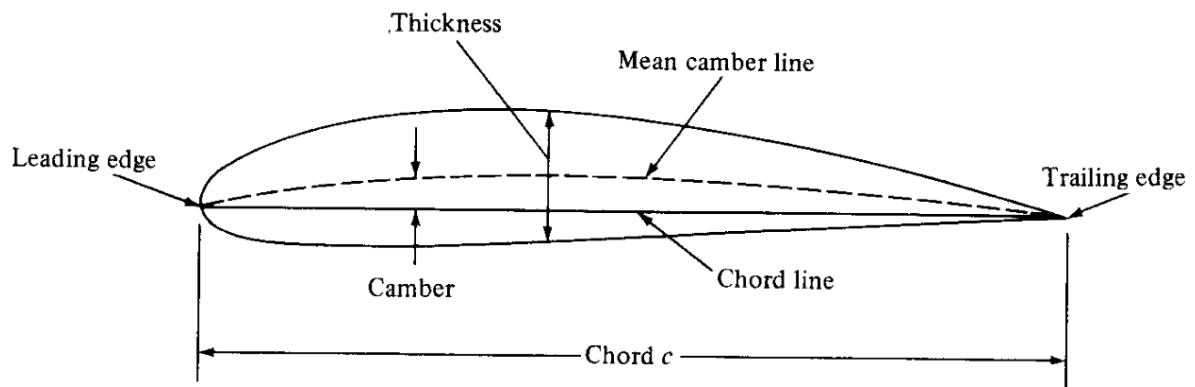
## Design e dimensionamento aerodinamico

Lo scopo del seguente capitolo sarà quello di effettuare il design e il dimensionamento dell'ala e del piano di coda del prototipo a partire dalla scelta del profilo, proseguendo con l'individuazione della geometria e infine dimensionando le superfici affinché vengano rispettati i requisiti di progetto stabiliti inizialmente. Si precisa che trattandosi di un prototipo per il quale il budget a disposizione è limitato e le conoscenze pregresse nella costruzione di aeromodelli è pressoché nulla, le scelte di design saranno il risultato del compromesso tra la necessità di ottenere le migliori prestazioni aerodinamiche e l'esigenza di semplificare la progettazione e la costruzione.

### 4.1 Richiami di teoria

#### 4.1.1 Nomenclatura del profilo

Lo studio aerodinamico di un'ala può essere suddiviso nello studio del profilo e successivamente della modifica alle proprietà che il profilo subisce quando si considera l'ala finita. Si consideri il profilo in Figura 4.21.



**Figura 4.21.** Nomenclatura del profilo

Si definisce linea media il luogo geometrico dei punti equidistanti dalle superfici superiore e inferiore con la distanza misurata perpendicolarmente alla linea media stessa. Il punto più avanzato e l'estremo più arretrato della linea media vengono chiamati rispettivamente leading edge e trailing edge, mentre il segmento che li congiunge è chiamato corda del profilo. Lo spessore è invece definito come la distanza tra la superficie superiore e quella inferiore misurata ortogonalmente alla corda. Quando il profilo viene investito da un flusso d'aria, si definisce  $V_\infty$  la velocità dell'aria indisturbata ossia distante dal profilo, l'angolo formato dalla corda del profilo con la  $V_\infty$  è definito angolo di attacco geometrico ( $\alpha_g$ ) mentre l'angolo formato dalla linea di portanza nulla con la  $V_\infty$  è chiamato angolo di attacco aerodinamico ( $\alpha_a$ ).

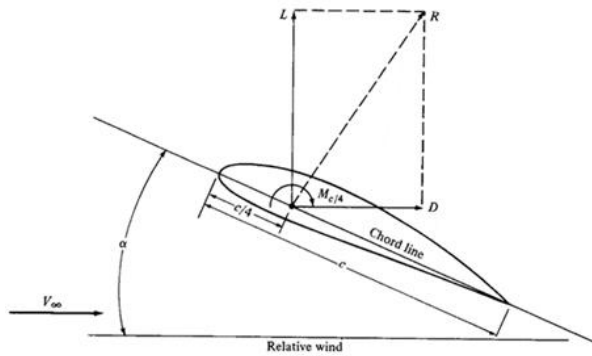
#### 4.1.2 Azioni aerodinamiche sul profilo

È esperienza comune che se ci si trova in un'auto in movimento e si espone la mano fuori dal finestrino si può percepire l'azione di una forza dovuta all'interazione della mano con il flusso d'aria. Tale forza è il risultato di due semplici processi naturali:

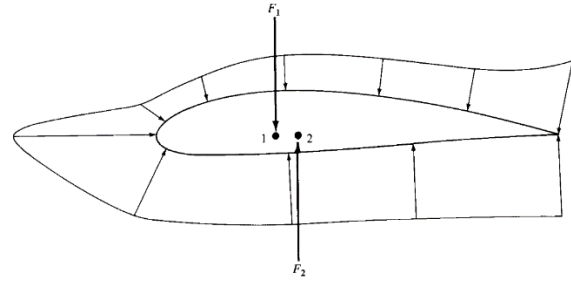
- Distribuzione di pressione su una superficie
- Sforzo di taglio (o attrito) agente sulla superficie

La prima agisce sempre ortogonalmente alla superficie, essa varia localmente da punto a punto e l'eventuale squilibrio presente nella distribuzione di pressione genera una forza aerodinamica. La seconda invece agisce tangenzialmente alla superficie ed è prodotta dall'attrito che si genera quando il flusso “sfrega” contro la superficie; anche lo sforzo di taglio varia localmente da punto a punto e lo squilibrio presente genera una forza aerodinamica. La forza risultante  $R$  derivante da questi squilibri è un vettore che può essere scomposto in due componenti rispettivamente parallela e perpendicolare alla  $V_\infty$ , la prima viene chiamata resistenza o drag ( $D$ ) mentre la seconda portanza o lift ( $L$ ), per maggiore chiarezza si veda la Figura 4.22. In aggiunta a queste due forze, la distribuzione di pressione e lo sforzo di taglio generano un momento ( $M$ ) che tende ad imprimere una rotazione al profilo, si vedrà ora di descrivere qual è l'origine fisica di tale momento. Si consideri la Figura 4.23, la distribuzione di pressione sulla superficie superiore del profilo darà origine ad una forza risultante  $F_1$  (generalmente rivolta verso il basso) passante per il punto 1 situato sulla corda del profilo, la distribuzione di pressione sulla superficie inferiore darà invece origine ad una forza risultante  $F_2$  (generalmente rivolta verso l'alto) passante per il punto 2 anch'esso situato sulla corda del profilo. La forza aerodinamica risultante sarà la somma

di  $F_1$  e  $F_2$ , quando  $F_2 > F_1$  si genera portanza positiva, tuttavia si può anche notare che le due forze generano un momento il cui valore dipende dal polo rispetto il quale lo si calcola. Nel caso di profili che operano in regime subsonico è di uso comune riferire il momento ad un punto situato sulla corda a distanza  $c/4$  dal leading edge, tale momento viene designato con  $M_{c/4}$ .



**Figura 4.22.** Azioni aerodinamiche sul profilo



**Figura 4.23.** Distribuzione di pressione tipica sul profilo

Da prove sperimentali è possibile intuire come portanza, resistenza e momento dipendano da una serie di fattori quali: velocità del flusso indisturbato ( $V_\infty$ ), densità dell'aria del flusso indisturbato ( $\rho_\infty$ ), dimensione di riferimento (corda  $c$  nel caso del profilo, superficie alare  $S_w$  nel caso dell'ala), angolo di attacco, viscosità dinamica dell'aria ( $\mu_\infty$ ) e numero di Mach ( $M_\infty$ ). Mediante l'analisi dimensionale è possibile ricavarsi la relazione esistente tra questi parametri e da tali relazioni si possono scrivere le note equazioni per il profilo (gli apici ' stanno a rimarcare che sono riferite al profilo)

$$L' = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C_l c \quad (4.17)$$

$$D' = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C_d c \quad (4.18)$$

$$M' = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C_m S c \quad (4.19)$$

Dove  $C_l$ ,  $C_d$  e  $C_m$  sono dei coefficienti adimensionali chiamati rispettivamente coefficiente di portanza, resistenza e momento; essi sono funzione dell'angolo di attacco, del numero di Mach e del numero di Reynolds ( $Re$ ). Nel caso in questione il numero di mach può essere considerato costante poiché il velivolo opera in regime altamente subsonico, invece per quanto riguarda il

numero di Reynolds è opportuno approfondire il suo significato. Quest'ultimo è un numero adimensionale definito come il rapporto tra forze d'inerzia e forze viscosi e viene utilizzato per determinare se il flusso che investe un ostacolo ha un comportamento laminare o turbolento. Tale numero è definito come

$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} l}{\mu_{\infty}} \quad (4.20)$$

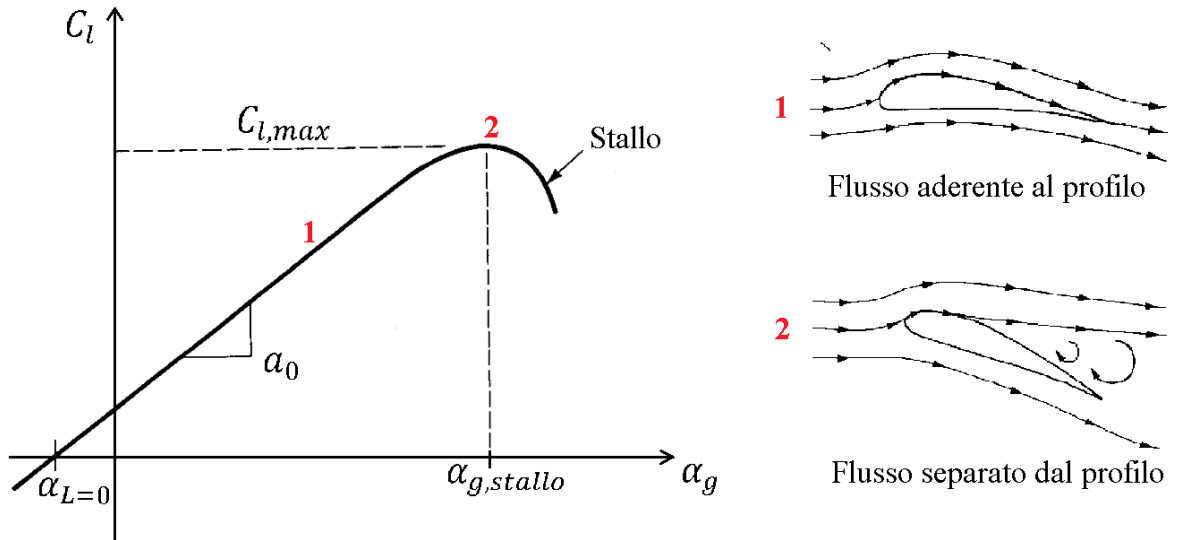
dove  $l$  è la lunghezza caratteristica che nel caso del profilo alare è la corda ( $c$ ). Il principale effetto del passaggio da regime laminare a regime turbolento del flusso attorno al profilo è un significativo aumento della resistenza aerodinamica, tale passaggio avviene all'interno di un intervallo di numeri di Reynolds chiamato regime di transizione che nel caso di flusso attorno ad una lamina piana è collocato tra  $500\,000 < Re < 10\,000\,000$ ; per  $Re < 500\,000$  il flusso è in regime laminare mentre per  $Re > 10\,000\,000$  il flusso è in regime turbolento. Ritornando ai coefficienti  $C_l$ ,  $C_d$  e  $C_m$ , questi coefficienti descrivono l'interazione dell'aria con il profilo e la loro conoscenza permette di calcolare la portanza, la resistenza e il momento sviluppati dal profilo. Per ottenere tali coefficienti è possibile utilizzare tre approcci:

- Teorico: sfrutta i modelli matematici basati sulla fisica, tuttavia per poter risolvere tali equazioni è necessario fare delle assunzioni semplificative che inevitabilmente portano a risultati non del tutto esatti.
- Numerico: consiste nel risolvere le equazioni che governano il comportamento del flusso mediante l'uso del calcolatore, questo approccio consente di ottenere risultati più accurati tuttavia presenta delle limitazioni legate al metodo numerico utilizzato e alla potenza di calcolo disponibile.
- Empirico: I coefficienti vengono misurati mediante esperimenti in galleria del vento.

### 4.1.3 Il coefficiente di portanza

Si consideri un profilo a curvatura positiva, l'andamento tipico del coefficiente di portanza in funzione dell'angolo di attacco geometrico è riportato in Figura 4.24. Dalla figura si può osservare come nel tratto in cui il flusso è aderente alla superficie del profilo si ha che  $C_l$  varia linearmente in funzione di  $\alpha_g$ . Avvicinandosi ad  $\alpha_{g,stallo}$  si ha che il flusso tende a distaccarsi dalla superficie superiore del profilo, come conseguenza la pendenza della curva si riduce

sempre di più finché si raggiunge il valore  $C_{l,max}$ , un ulteriore incremento di  $\alpha_g$  porta al distacco completo del flusso causando lo stallo del profilo, in questa situazione si ha un calo di  $C_l$  e un improvviso aumento del  $C_d$ .



**Figura 4.24.** Esempio dell'andamento tipico del coefficiente di portanza

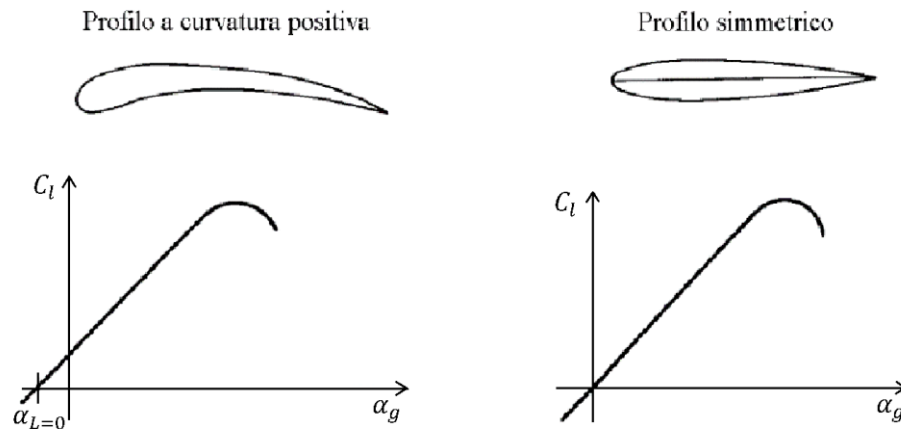
La pendenza della curva nel tratto lineare viene definita come

$$a_0 = \frac{dC_l}{d\alpha_g} \quad (4.21)$$

Secondo la teoria del Munk per un profilo sottile si ha  $a_0 = 2\pi$ . Inoltre, osservando la Figura 4.24 si può notare che  $C_l = 0$  per un certo angolo d'attacco, tale angolo viene definito angolo a portanza nulla per il profilo ed è indicato con  $\alpha_{L=0}$ . Il valore assunto da quest'ultimo viene fortemente condizionato dalla curvatura del profilo, in Figura 4.25 possiamo notare che per un profilo simmetrico la curva  $C_l$  passa per l'origine e con ciò  $\alpha_{L=0} = 0^\circ$ , al crescere della curvatura del profilo invece  $\alpha_{L=0}$  diventa più negativo e il  $C_l$  in corrispondenza di  $\alpha = 0^\circ$  tende a crescere, d'altra parte però l'angolo d'attacco di stallo tende a diminuire. L'angolo a portanza nulla permette di mettere in relazione l'angolo di attacco geometrico con l'angolo di attacco aerodinamico, in particolare vale la seguente relazione

$$\alpha_a = \alpha_g - \alpha_{L=0} \quad (4.22)$$

La teoria introdotta sarà utile nel prossimo paragrafo.



**Figura 4.25.** Andamento del coefficiente di portanza per profilo non simmetrico e simmetrico

## 4.2 Scelta del profilo alare

### 4.2.1 Criteri adottati nella scelta del profilo alare

Il primo passo nella progettazione aerodinamica è la scelta del profilo alare, essa influirà sulle caratteristiche dell'aeromodello finale sotto diversi punti di vista e risulta essere perciò una delle fasi più importanti. Il profilo ottimale per una certa applicazione è il frutto di molteplici considerazioni, gli aspetti più importanti da considerare sono:

- 1) Il coefficiente di portanza massimo ( $C_{l,max}$ )
- 2) Il comportamento in fase di stallo: il profilo può essere caratterizzato da una repentina perdita di portanza (e quindi di  $C_l$ ) oppure il comportamento può essere più graduale
- 3) Il drag del profilo (e quindi il  $C_d$ ) specialmente in condizioni di crociera
- 4) Il coefficiente di momento ( $C_m$ ): risulta essere particolarmente importante soprattutto in condizioni di volo ad alta velocità poiché un elevato  $C_m$  in modulo richiede lo sviluppo di una maggiore deportanza da parte del piano orizzontale che avrà un'influenza negativa sull'efficienza complessiva del velivolo
- 5) La pendenza della curva  $\langle C_l, \alpha_g \rangle$ : influenza come varia l'assetto del velivolo al variare, per esempio, della velocità di volo
- 6) L'efficienza del profilo: è definita come il rapporto tra portanza prodotta e il drag a cui è soggetto, è un indice fondamentale delle performance del profilo

- 7) La forma del profilo: condiziona il design strutturale dello stesso, per esempio la presenza di bordi acuminati ne complica la realizzazione soprattutto quando la corda è relativamente ridotta (come nel caso del prototipo in questione)
- 8) Il rapporto tra spessore e corda ( $t/c$ ): per velivoli operanti a numeri di Mach prossimi o superiori ad uno tipicamente si utilizzano profili con  $t/c$  compresi tra  $0.03 \div 0.06$ , mentre per velivoli operanti a basso numero di Mach valori tipici di  $t/c$  sono tra  $0.15 \div 0.20$

Tali aspetti (escluso l'ultimo) possono essere studiati dalle polari del profilo. Come già sottolineato al paragrafo precedente, i coefficienti  $C_l$ ,  $C_d$  e  $C_m$  dipendono dall'angolo di attacco, dal numero di Mach e dal numero di Reynolds a cui il profilo opera. Come già osservato il numero di Mach può essere considerato costante e perciò non avrà influenza sui coefficienti, per quanto riguarda il numero di Reynolds invece è necessario approfondire la questione. Una prima distinzione che si può fare è tra profili progettati per operare in regime laminare (designati come profili a basso numero di Reynolds) e profili progettati per operare in regime turbolento. Si vuole perciò identificare in che regime si troverà ad operare il profilo per il prototipo in questione. Dalle foto delle precedenti edizioni dell'ACC è possibile stimare che la corda alare assuma valori compresi tra 0.20 metri e 0.35 metri, inoltre si può ipotizzare che gli aeromodelli volino con una velocità compresa tra 36 km/h (10 m/s) e 85 km/h (23.6 m/s). Assumendo  $\mu = 1.87e - 5 \text{ kg/(ms)}$  e  $\rho_\infty = 1.225 \text{ kg/m}^3$  si può ricavare una stima del numero di Reynolds minimo e massimo a cui si troverà ad operare il profilo

$$Re_{min} = \frac{1.225 \cdot 10 \cdot 0.20}{1.87e - 5} \approx 130\,000 \quad e \quad Re_{max} = \frac{1.225 \cdot 23.6 \cdot 0.35}{1.87e - 5} \approx 555\,000$$

Si può quindi concludere che il profilo opererà in regime pressoché laminare, perciò sarà necessario individuare un profilo a basso numero di Reynolds.

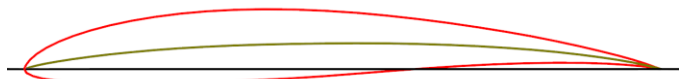
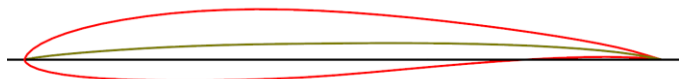
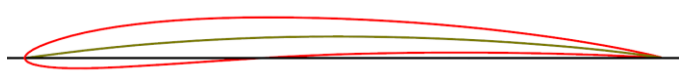



#### 4.2.2 XFLR5

XFLR5 è un software di analisi di profili, ali e velivoli operanti a basso numero di Reynolds. Per l'analisi diretta del profilo utilizza lo stesso algoritmo di analisi utilizzato dal più conosciuto XFOIL il quale è stato tradotto da Fortran a C++ per permettere l'implementazione di una interfaccia grafica. Tuttavia, XFLR5 a differenza di XFOIL permette l'analisi di ali e velivoli completi grazie all'implementazione di tre differenti metodi di analisi bidimensionale e

tridimensionale, i quali sono: metodo della Linea Portante non lineare (*non-linear Lifting Line Method*), metodo Vortex Lattice (*VLM*) e metodo dei pannelli 3D; tali metodi vengono discussi per esteso al riferimento [12].

### 4.2.3 Profili analizzati per l'ala

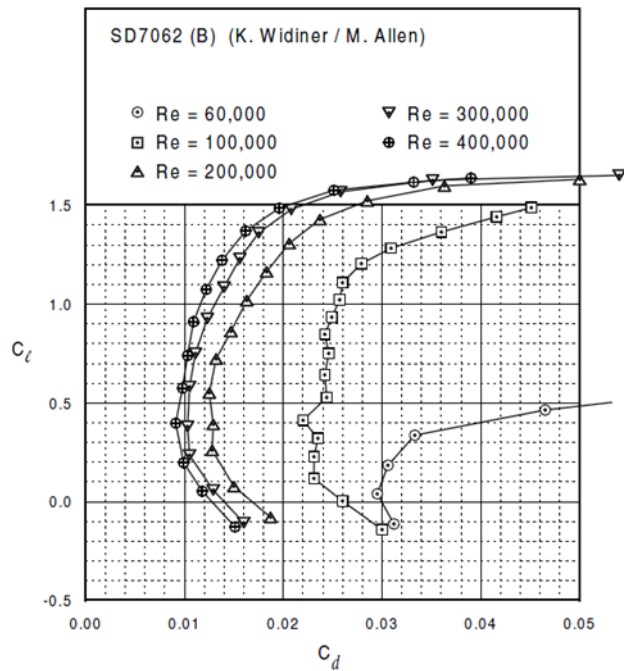
In letteratura è possibile trovare diverse famiglie di profili sviluppate da autori differenti allo scopo di soddisfare differenti esigenze, considerando le famiglie di profili sviluppate per operare a bassi numeri di Reynolds sono state prese in esame le seguenti famiglie di profili: Selig/Donovan, Eppler, Wortman e AG (di Mark Drela). Seguirà quindi una lista dei profili selezionati come candidati per il prototipo in questione.

|                                                                                     |                                                                                              |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------|
|    | E214<br>Spessore max 11,1% al 33,1% della corda<br>Curvatura max 3,7% al 56,9% della corda   |
|  | E211<br>Spessore max 10,9% al 31,7% della corda<br>Curvatura max 2,2% al 65,7% della corda   |
|  | MA409sm<br>Spessore max 6,7% al 23,8% della corda<br>Curvatura max 3,3% al 49,3% della corda |
|  | AG25<br>Spessore max 7,6% al 24,7% della corda<br>Curvatura max 2,4% al 45,4% della corda    |
|  | SD7062<br>Spessore max 14,0% al 25,5% della corda<br>Curvatura max 3,5% al 38,8% della corda |
|  | S1223<br>Spessore max 12,1% al 19,8% della corda<br>Curvatura max 8,1% al 49,0% della corda  |

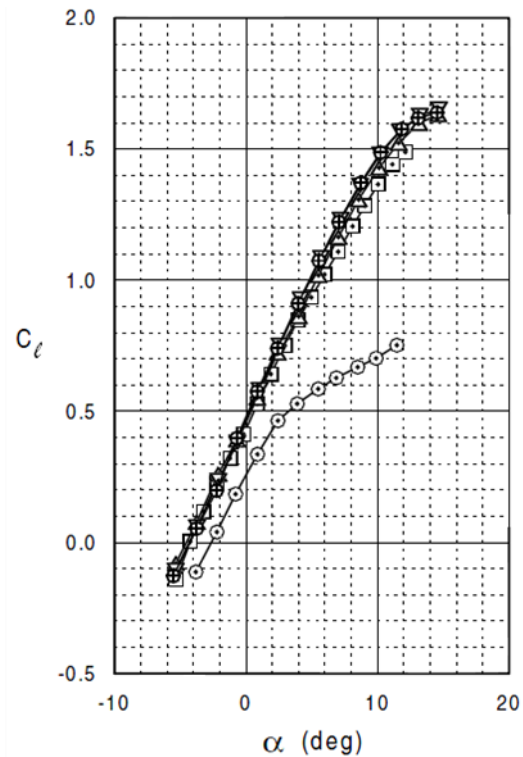
Mediante l'utilizzo di XFLR5 sono state confrontate le polari dei profili a tre diversi numeri di Reynolds, in particolare per  $Re = 150\,000$ ,  $Re = 350\,000$  e  $Re = 550\,000$ ; tali grafici sono



riportati in appendice B. Osservando i grafici è possibile fare delle considerazioni: L'E214 mostra un buon  $C_{l,max}$  ( $\approx 1,5$ ) e uno stallo molto graduale, possiede anche una buona efficienza rispetto agli altri profili tuttavia presenta un  $C_m$  un po' troppo basso ( $\approx -0,13$ ) e ciò richiede una maggiore compensazione del piano di coda che si tradurrà in una diminuzione dell'efficienza complessiva del velivolo. L'E211 è geometricamente molto simile ma presenta una curvatura massima sensibilmente inferiore all'E214 che gli permette di avere un  $C_{l,max}$  più piccolo ( $\approx 1,1$ ) ma un andamento di  $C_m$  più elevato. L'AG25 e l'MA409sm sono due profili relativamente sottili e con ciò presentano un ridotto angolo d'attacco di stallo il quale è caratterizzato da una brusca perdita di  $C_l$ , ciò è dovuto al fatto che i profili sottili tendono a stallare vicino il leading edge a causa del ridotto raggio di curvatura di quest'ultimo e successivamente all'aumentare di  $\alpha_g$  lo stallo si propaga rapidamente lungo il resto del profilo. Tuttavia, a seguito del limitato spessore possiedono un  $C_d$  molto piccolo fino ad angoli di attacco moderati, inoltre la ridotta curvatura della linea media permette all'AG25 di avere un  $C_m$  molto prossimo a zero ( $\approx -0,06$ ). L'SD7062 presenta un buon  $C_{l,max}$  ( $\approx 1,6$ ) e un  $C_m$  relativamente piccolo ( $\approx -0,08$ ) e costante al variare di  $\alpha_g$ . L'elevato spessore e raggio di curvatura del leading edge permette di avere uno stallo più graduale poiché questo inizia dal trailing edge del profilo e si propaga poi lentamente verso il leading edge. D'altra parte, un elevato spessore e raggio di curvatura comporta un aumento del  $C_d$  che però nel caso dell'SD7062 rimane comunque contenuto al confronto con profili simili. Infine l'S1223 possiede un elevato raggio di curvatura del bordo d'attacco ed una considerevole curvatura della linea media, ciò permette di avere un elevato  $C_{l,max}$  ( $\approx 2,3$ ) a scapito di un incremento del  $C_d$  rispetto agli altri profili, tali caratteristiche lo rendono adatto per il sollevamento di payload ma non per ottenere elevate velocità di crociera. D'altra parte, l'S1223 possiede un  $C_m$  notevolmente basso ( $\approx -0,27$ ) che porta alle conseguenze descritte per l'E214, inoltre il trailing edge risulta essere molto acuminato è per questo motivo di difficile realizzazione. In generale i profili ad elevato spessore come l'SD7062 e l'S1223 mostrano un'efficienza più costante al variare di  $\alpha$  rispetto ai profili più sottili, ciò permette di avere delle performance più costanti al variare dell'assetto di volo del velivolo. Nel complesso si può anche notare come ad aumentare del numero di Reynolds tutti i profili diventano più efficienti. In ultima analisi si è deciso di utilizzare l'SD7062 le cui polari  $\langle C_l, \alpha \rangle$  e  $\langle C_l, C_d \rangle$  ottenute con XFLR5 sono fornite in appendice B, inoltre per tale profilo sono disponibili le polari ottenute per via empirica al riferimento [1] che vengono riportate in Figura 4.26 e Figura 4.27.



**Figura 4.26.** Polare empirica  $\langle C_l, C_d \rangle$  dell' SD7062



**Figura 4.27.** Polare empirica  $\langle C_l, \alpha_g \rangle$  dell' SD7062 (qui  $\alpha_g$  viene chiamato  $\alpha$ )

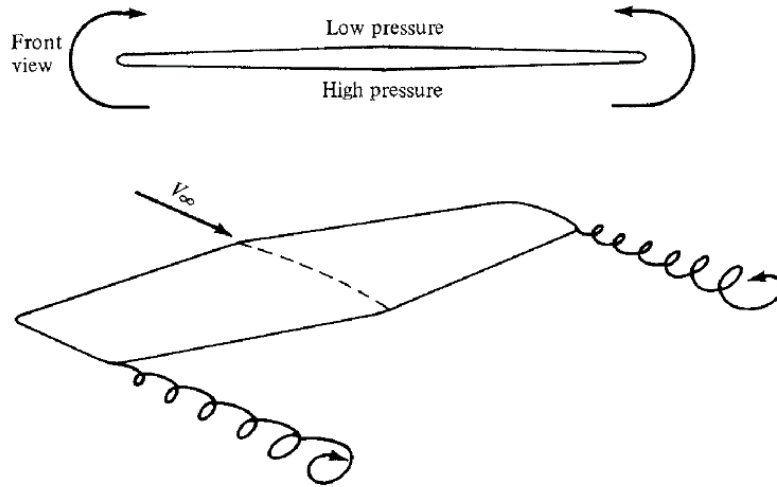
Le polari empiriche risultano in buon accordo con i risultati ottenuti in XFLR5, tuttavia c'è da sottolineare che per  $\alpha_g > \alpha_{stallo}$  le polari empiriche non forniscono risultati mentre il software sì, in realtà tali risultati sono errati poiché in fase di stallo non è possibile prevedere il comportamento del profilo.

## 4.3 Design e dimensionamento dell'ala

### 4.3.1 Richiami di teoria sull'ala

Il flusso attorno ad un profilo è definito bidimensionale poiché esso subisce variazioni solamente lungo due direzioni, quando però si considera l'ala il flusso va studiato tenendo in considerazione il suo comportamento tridimensionale. Come noto la superficie superiore dell'ala è soggetta ad una riduzione di pressione mentre quella inferiore ad un incremento di pressione, ciò causa la tendenza del flusso di fuggire dalla superficie inferiore per dirigersi verso quella superiore passando attraverso le estremità più lontane dell'ala, tale effetto dà origine ai

vortici d'estremità d'ala come visibile in Figura 4.28. A seguito di questo fenomeno il salto di pressione presente tra superficie superiore e inferiore dell'ala tende a ridursi, ciò causa una riduzione della portanza generata alle estremità alari e un aumento del drag prodotto, il drag aggiuntivo che si sviluppa viene chiamato drag indotto.



**Figura 4.28.** Schema descrittivo della formazione dei vortici d'estremità d'ala

In generale le caratteristiche aerodinamiche dell'ala saranno diverse da quelle del profilo, per questo motivo i coefficienti aerodinamici dell'ala si distinguono da quelli del profilo e vengono designati come  $C_L$ ,  $C_D$  e  $C_M$ . Inoltre, è possibile scrivere anche per l'ala equazioni simili alle (4.17), (4.18) e (4.19)

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_L S \quad (4.23)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_D S \quad (4.24)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_M S c \quad (4.25)$$

Un parametro fondamentale su cui si può agire per limitare l'intensità del fenomeno sopra descritto è il rapporto d'aspetto, definito come

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4.26)$$

Dove  $b$  è l'apertura alare mentre  $S$  è la superficie alare. Al crescere del rapporto d'aspetto si hanno ali più snelle e in tal caso la porzione di ala interessata dal fenomeno sopra descritto sarà inferiore, di conseguenza l'ala sarà più efficiente, d'altra parte però un elevato rapporto d'aspetto tende ad incrementare il peso dell'ala, di conseguenza il valore ottimale sarà il risultato di un giusto compromesso. Un altro aspetto su cui si può agire per limitare la perdita di portanza e l'aumento di drag indotto è la geometria dell'ala; è possibile dimostrare che la riduzione di portanza e il drag indotto sono minimi quando la portanza è distribuita in maniera ellittica lungo l'apertura alare, ciò si verifica quando la pianta dell'ala ha geometria ellittica. Tuttavia, risulta difficile e costoso realizzare un'ala a pianta ellittica, di conseguenza nella pratica si preferisce realizzare un'ala rastremata che imita la geometria ellittica e permette di ottenere un drag indotto meno dell'1% più elevato di quello prodotto da un'ala ellittica. Il parametro che descrive l'entità della rastremazione è chiamato rapporto di rastremazione ed è definito come

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (4.27)$$

Con

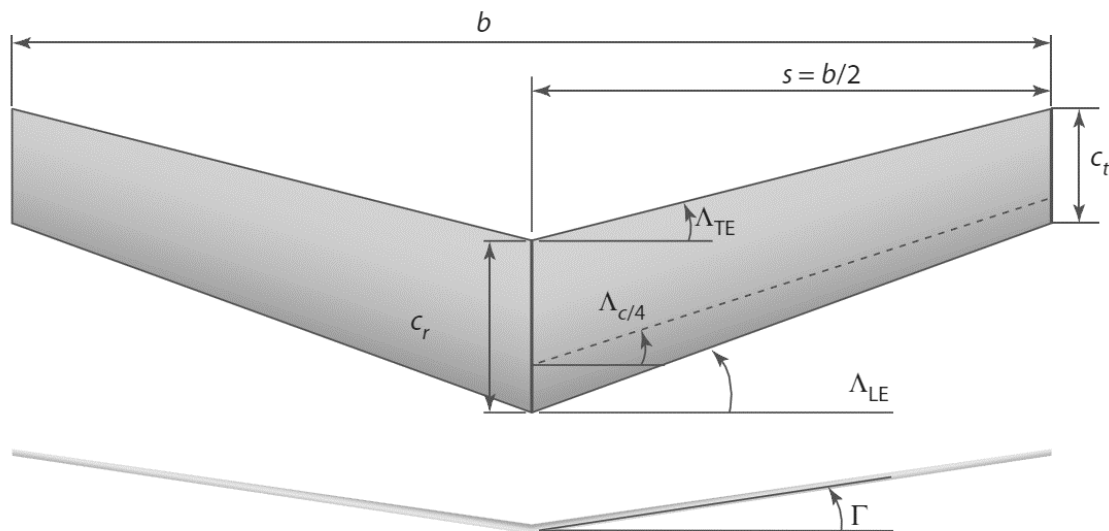
$$c_r = \frac{2S}{b(1 + \lambda)} \quad (4.28)$$

Dove  $c_t$  è la corda alle estremità dell'ala (*tip*) mentre  $c_r$  è la corda in corrispondenza della radice dell'ala (*root*), come riferimento si veda la Figura 4.29.

### 4.3.2 Design dell'ala

Per quanto riguarda il rapporto d'aspetto in fase preliminare generalmente viene assunto su base statistica, dalle foto delle precedenti edizioni dell'ACC è stato possibile stimare il rapporto d'aspetto medio adottato dai team e si è scelto di utilizzare  $AR = 11$ . Considerando invece la rastremazione dell'ala, nonostante i vantaggi descritti al capitolo precedente offerti dalla rastremazione, si è deciso di non rastremare l'ala poiché si è voluto semplificare la progettazione strutturale e la fabbricazione di quest'ultima. Si utilizzerà quindi un'ala rettangolare ( $\lambda = 1$ ), in tal caso il drag indotto risulta essere circa il 7% più elevato di quello che si avrebbe adottando un'ala ellittica. Lo svergolamento alare è una procedura che consiste nella modifica della geometria del profilo lungo l'apertura alare allo scopo di prevenire lo stallo dell'estremità d'ala

(*tip stall*) e al fine di correggere la distribuzione di portanza lungo l'ala. In particolare, lo svergolamento geometrico consiste nella variazione dell'angolo di incidenza del profilo lungo l'apertura alare mentre lo svergolamento aerodinamico consiste nella variazione della curvatura del profilo sempre lungo l'apertura alare. Lo svergolamento viene utilizzato soprattutto su ali ad elevata rastremazione ( $\lambda$  piccoli) poiché per tali ali le estremità (*tip*) sono le sezioni che stallano per prime a parità di angolo di attacco e ciò va evitato poiché si incorre nel rischio di perdita di controllo del velivolo. L'utilizzo dello svergolamento per la correzione della distribuzione di portanza richiede invece uno studio approfondito di ottimizzazione che in fase di design preliminare non è indispensabile. Si decide perciò di non adottare svergolamento alare, tuttavia non si esclude la possibilità di uno studio più approfondito in futuro.



**Figura 4.29.** *Principali parametri geometrici dell'ala*

L'angolo di diedro ( $\Gamma$ ) è l'angolo formato dalle semiali viste frontalmente con l'orizzonte (vedi Figura 4.29), tale angolo condiziona la stabilità al rollio del velivolo la quale verrà trattata al paragrafo 5.4, per ora si assume  $\Gamma = 2^\circ$  tuttavia si rimanda al capitolo citato per ulteriori approfondimenti. Un'altra caratteristica geometrica è l'angolo di freccia designato con la lettera  $\Lambda$ , in alcuni casi può assumere due valori diversi al leading edge e al trailing edge, in tal caso vengono indicati con  $\Lambda_{LE}$  e  $\Lambda_{TE}$  e sono rappresentati in Figura 4.29. Tale angolo viene utilizzato per ridurre gli effetti negativi quali la perdita di portanza e l'aumento del drag dovuto alla compressibilità del flusso in regime transonico e supersonico, nel caso in questione il prototipo opererà a velocità ben inferiori e si può perciò assumere  $\Lambda_{LE} = \Lambda_{TE} = 0^\circ$ .

### 4.3.3 Dimensionamento dell'ala

Si consideri l'equazione (4.23) scritta per il velivolo in condizioni di volo equilibrato ( $L = W$  dove  $W = gm_{TO}$ ) e che si muove alla minima velocità di sostentamento ( $V_\infty = V_S$ ), esplicitando la superficie alare si ha

$$S = \frac{2L}{\rho_\infty V_S^2 C_{L,max}}$$

Si ricordi che la velocità di stallo  $V_S$  è stata calcolata al sottoparagrafo 3.2.2. Il coefficiente di portanza massimo ( $C_{L,max}$ ) lo si considera calcolato senza l'ausilio di ipersostentatori, in fase preliminare come indicato al riferimento [2] lo si può assumere essere pari al 90% del coefficiente di portanza massimo del profilo, ossia  $C_{L,max} = 0.9C_{l,max}$ . Dalla Figura 4.27 è possibile ottenere  $C_{l,max} = 1.65$ , quindi assumendo

- $\rho_\infty = 1.225 \text{ kg/m}^3$
- $V_S = 11.38 \text{ m/s}$
- $L = W = gm_{TO} = 9.81 \cdot 14.5 = 142.245 \text{ N}$
- $C_{L,max} = 0.9C_{l,max} = 0.9 \cdot 1.65 = 1.49$

, si ottiene

$$S = \frac{2 \cdot 142.245}{1.225 \cdot 11.38^2 \cdot 1.49} = 1.2035 \text{ m}^2 \approx 1.20 \text{ m}^2$$

Dall'equazione (4.26) ricordando che  $AR = 11$  è possibile ricavarsi l'apertura alare  $b$  che risulta essere pari a

$$b = \sqrt{AR \cdot S} = 3.6385 \text{ m} \approx 3.64 \text{ m}$$

Avendo scelto un'ala rettangolare la corda alare risulta essere

$$c = \frac{S}{b} = 0.3296 \text{ m} \approx 0.330 \text{ m}$$

Si prosegue ora calcolando l'angolo d'attacco richiesto all'ala quando il velivolo si trova a volare in condizioni di crociera.

#### 4.3.4 Volo in condizioni di crociera

Per prima cosa è necessario ricavarsi  $a_0$ , considerando il tratto lineare della curva  $C_l$  l'equazione (4.21) può essere scritta come

$$a_0 = \frac{dC_l}{d\alpha_g} = \frac{\Delta C_l}{\Delta \alpha_g} = \frac{C_{l\alpha=8^\circ} - C_{l\alpha=0^\circ}}{8^\circ - 0^\circ}$$

Dalle polari in appendice B è possibile ricavarsi i valori di  $C_l$  per  $\alpha_g = 8^\circ$  e  $\alpha_g = 0^\circ$ , che sostituiti all'interno dell'equazione permettono di ottenere

$$a_0 = \frac{1.28 - 0.45}{8^\circ - 0^\circ} = \frac{1.28 - 0.45}{0.1396 \text{ rad}} = 5.9444 \text{ rad}^{-1}$$

Dalla teoria della linea portante di Prandtl sappiamo che la pendenza della curva  $\langle C_L, \alpha_g \rangle$  può essere calcolata a partire dalla conoscenza di  $a_0$  mediante la seguente formula

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi AR} (1 + \tau)} \quad (4.29)$$

Il rapporto d'aspetto è noto e vale 11,  $\tau$  è invece il fattore indotto del coefficiente di portanza e dipende dal discostamento della distribuzione di portanza dell'ala rispetto la distribuzione ellittica di portanza ideale.  $\tau$  è funzione di  $AR$  e di  $a_0$  come visibile in Figura 4.30, in particolare il rapporto  $AR/a_0$  vale 1.85, dalla Figura 4.30 che al riferimento [3] viene fornita anche in forma tabellare si ottiene  $\tau \approx 0.25$ , perciò risulta

$$a_w = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi AR} (1 + \tau)} = \frac{5.9444}{1 + \frac{5.9444}{\pi \cdot 11} \cdot 1.25} = 4.8924$$

Si calcola ora l'angolo di attacco geometrico a cui si troverà ad operare l'ala in condizioni di crociera, per fare ciò si utilizza l'equazione (4.23) per ricavare il coefficiente di portanza del velivolo completo che in questa fase si assume essere pari a quello dell'ala. Ricordando che in condizioni di crociera si ha come requisito  $V_c = 65 \text{ km/h} \approx 18.06 \text{ m/s}$  e considerando di essere in condizioni di volo equilibrato ( $L = W$ ) si ottiene

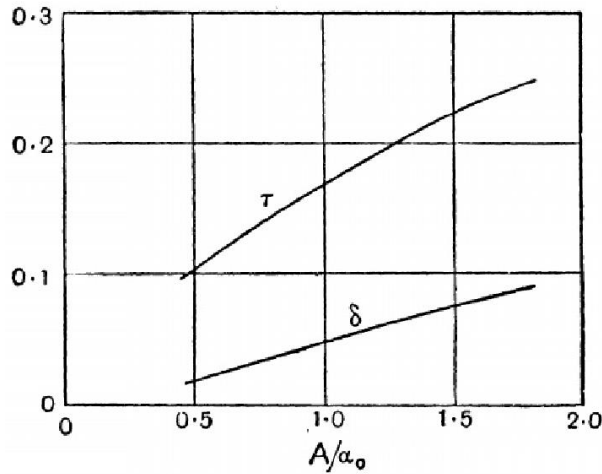
$$C_{L, @65 \text{ km/h}} = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot V_c^2 \cdot S} = 0.5934$$

Dalla teoria è noto che nel tratto lineare della curva  $\langle C_L, \alpha_g \rangle$  vale la relazione seguente

$$C_L = a_w \cdot (\alpha_g - \alpha_{L=0}) \quad (4.30)$$

Dalle polari del profilo in appendice B è possibile ricavarsi  $\alpha_{L=0} = -4.25^\circ = -0.07418 \text{ rad}$ , invertendo l'equazione (4.30) ci si può dunque ricavare l'angolo di attacco geometrico a cui si troverà ad operare l'ala in condizione di crociera

$$\alpha_{g,@65km/h} = \frac{C_{L,@65km/h}}{a} + \alpha_{L=0} = \frac{0.5934}{4.8924} - 0.07418 = 0.04711 \text{ rad} \approx 2.70^\circ$$



**Figura 4.30.**  $\tau$  in funzione di  $AR$  e  $\alpha_0$  ( $AR$  viene denominato  $A$  in questo caso)

## 4.4 Design e dimensionamento del piano di coda

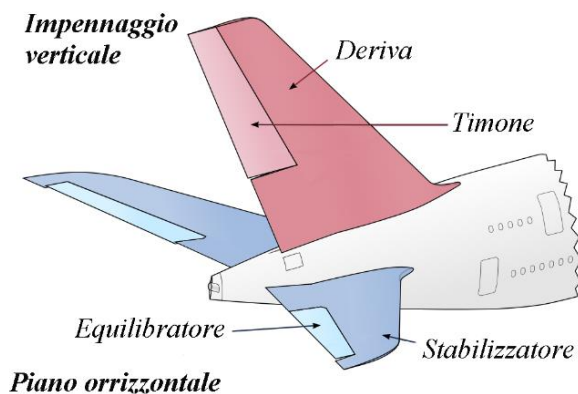
### 4.4.1 Configurazione del piano di coda

Il piano di coda ha lo scopo di garantire la stabilità e il controllo del velivolo, ciò viene realizzato tramite delle superfici aerodinamiche che generano una forza avente un certo braccio rispetto il centro di massa del velivolo dando così origine ad un momento tale da bilanciare i momenti generati dal velivolo stesso. Il principale momento da bilanciare è quello sviluppato dall'ala, la superficie adibita a questo scopo è chiamata piano orizzontale il quale è composto da una superficie fissa, lo stabilizzatore, e una superficie mobile, l'equilibratore. L'impennaggio verticale ha invece lo scopo di bilanciare i momenti di imbardata e di rollio che si generano a

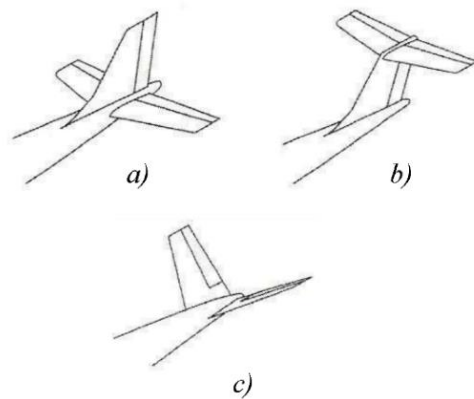


seguito dell'azione di disturbi esterni, anch'esso è composto da una superficie fissa chiamata deriva e da una superficie mobile chiamata timone (vedi Figura 4.31). Le superfici aerodinamiche appena descritte possono essere poste in differenti configurazioni, le più diffuse sono tre (visibili in Figura 4.32):

- a) Tradizionale: è la configurazione più diffusa e la più semplice da realizzare dal punto di vista costruttivo
- b) A T: è abbastanza diffusa ma rispetto alla configurazione tradizionale è più pesante poiché la deriva dovrà essere strutturalmente più resistente per sostenere il piano orizzontale, tuttavia in questa configurazione il piano orizzontale si trova al di fuori della scia dell'ala e ciò lo rende più efficiente permettendo quindi di ridurre la superficie necessaria. Un ulteriore vantaggio lo si ha grazie l'effetto *end-plate* generato dal piano orizzontale sulla deriva, infatti la deriva in configurazione tradizionale è soggetta allo stesso fenomeno penalizzante descritto al sottoparagrafo 4.3.1 il quale nel caso dell'ala può essere minimizzato mediante le winglet, nel caso della configurazione a T il piano orizzontale si comporta come le winglet migliorando l'efficienza aerodinamica della deriva e permettendo quindi una riduzione della superficie di quest'ultima.
- c) A V: permette di ridurre la superficie bagnata e il drag dovuto all'interferenza tra superfici aerodinamiche e fusoliera rispetto la configurazione tradizionale, tuttavia comporta una maggiore complessità nel controllo e nella gestione delle superfici mobili poiché l'equilibratore e il timone sono fusi assieme in un'unica superficie.

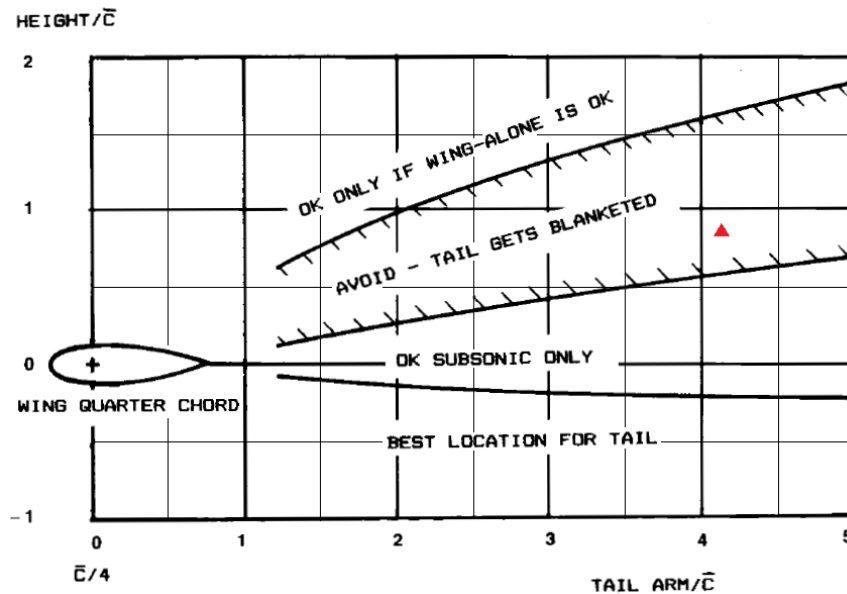


**Figura 4.31.** Nomenclatura del piano di coda



**Figura 4.32.** Configurazioni più diffuse del piano coda: (a) tradizionale, (b) a T, (c) a V

Per il prototipo in questione si è scelto di adottare una configurazione a T a seguito dei vantaggi offerti in termini di efficienza aerodinamica. Un aspetto particolarmente importante da verificare per questa configurazione risulta essere la posizione del piano orizzontale al fine di evitare il fenomeno del *deep stall*. In particolare, l'ala in fase di stallo genera una scia turbolenta dietro di sé la quale potrebbe investire il piano orizzontale rendendolo in questo modo inefficace e causando la perdita di controllo del velivolo; tale fenomeno viene appunto chiamato *deep stall*. Per evitare ciò è necessario mantenere il piano orizzontale in una posizione adeguata, a tal scopo una buona linea guida è fornita al riferimento [4] e viene riportata in Figura 4.33.



**Figura 4.33.** Linee guida per il posizionamento del piano orizzontale

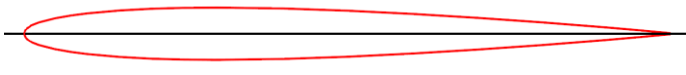
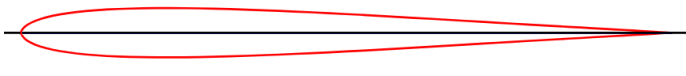
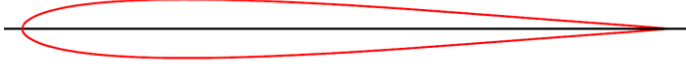
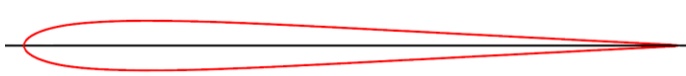
#### 4.4.2 Profili analizzati per il piano di coda

Come nel caso dell'ala il primo passo consiste nella scelta del profilo, in generale per il piano orizzontale si utilizzano profili simmetrici o in casi particolari non simmetrici a curvatura negativa mentre per l'impennaggio verticale si utilizzano esclusivamente profili simmetrici, gli spessori tipici si aggirano intorno al 9-12 % della corda. I requisiti che si richiedono al profilo per gli impennaggi di coda sono due:

- Minimizzare il drag: ciò lo si può ottenere scegliendo profili con basso spessore, tuttavia spessori troppo ridotti rendono la progettazione e la costruzione complicata.

- Devono possedere un  $\alpha_{g,stallo}$  sufficientemente elevato in modo da non stallare prima dell'ala principale poiché ciò causerebbe la perdita di controllo del velivolo. In questa fase risulta difficile determinare quanto debba valere tale angolo, una scelta ragionevole può essere intorno ai  $10^\circ$ .

I profili comunemente adottati per il piano di coda appartengono alla famiglia NACA a 4 cifre, tuttavia sono state prese in considerazione altre famiglie di profili come Selig/Donovan e HT (di Mark Drela), i profili selezionati sono i quattro seguenti

|                                                                                     |                                                    |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------|
|    | NACA0009<br>Spessore max 9.0% al 30.9% della corda |
|    | S9033<br>Spessore max 7.5% al 22.8% della corda    |
|    | S9032<br>Spessore max 9.0% al 25.0% della corda    |
|  | HT14<br>Spessore max 7.5% al 18.8% della corda     |

Utilizzando XFLR5 sono state ottenute le polari dei profili a  $Re = 100\,000$ ,  $Re = 250\,000$  e  $Re = 400\,000$  le quali sono state riportate in appendice C. Il NACA0009 è uno dei profili comunemente utilizzati per gli impennaggi di coda, tuttavia dalle polari risulta essere quello con il  $C_d$  più elevato. L'S9033 possiede un  $C_d$  più piccolo, tuttavia l'angolo d'attacco a cui stalla il profilo è ridotto, per esempio considerando  $Re = 250\,000$  si ha che per  $\alpha_g > 8^\circ$  il profilo si trova in condizioni di stallo. L'S9032 mostra un  $C_d$  contenuto anche ad elevati angoli di attacco, inoltre a  $Re = 250\,000$  l'angolo d'attacco a cui il profilo stalla è intorno ai  $10^\circ$ , il che lo rende un buon candidato. L'HT14 mostra invece un andamento di  $C_l$  molto simile a quello dell'S9032, inoltre è il profilo che offre il minore  $C_d$  per ridotti angoli d'attacco mentre ad angoli di attacco più elevati il  $C_d$  tende a crescere molto rapidamente e tale tendenza è sempre più accentuata al crescere del numero di Reynolds. In ultima analisi si è scelto di adottare l'S9032 anche a fronte del suo maggiore spessore che permette di semplificarne la costruzione, inoltre va tenuto in considerazione che l'impennaggio verticale dovrà sostenere il piano orizzontale e l'utilizzo di un profilo spesso permette di agevolarne il compito poiché fornisce una maggiore rigidità

strutturale. Si procede ora calcolando la pendenza del coefficiente di portanza dell'S9032 utilizzando l'equazione (4.21), considerando il tratto lineare della curva  $\langle C_l, \alpha_g \rangle$  ed utilizzando le polari in appendice C ottenute a  $Re = 250\,000$  si ottiene

$$a_{t,0} = \frac{\Delta C_l}{\Delta \alpha_g} = \frac{C_{l\alpha=8^\circ} - C_{l\alpha=0^\circ}}{8^\circ - 0^\circ} = \frac{0.841 - 0}{0.1396 \text{ rad}} = 6.0232 \text{ rad}^{-1}$$

Tale risultato sarà utile in seguito.

#### 4.4.3 Dimensionamento del piano di coda

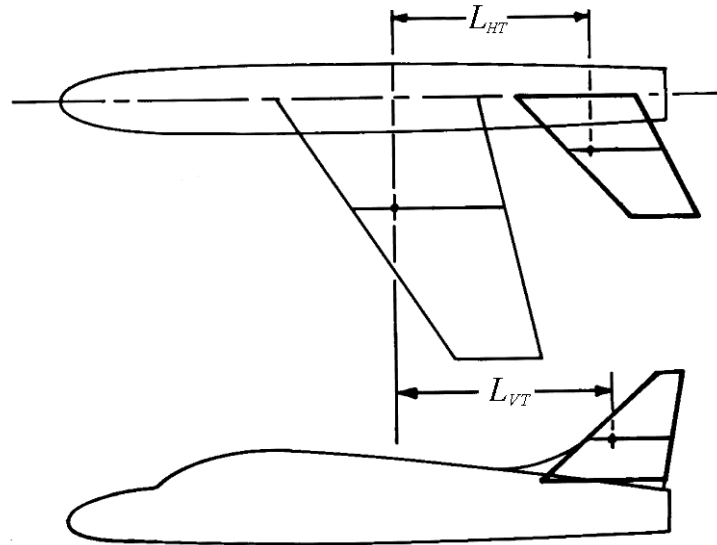
A questo punto è necessario definire la geometria degli impennaggi in termini di rapporto d'aspetto, rapporto di rastremazione e angolo di freccia. Per quanto riguarda il piano orizzontale comunemente si utilizzano rapporti d'aspetto inferiori a quelli utilizzati per l'ala poiché nonostante la minore efficienza aerodinamica ciò permette di incrementare l'angolo d'attacco a cui il piano orizzontale stalla, in questo modo se l'ala principale stalla sarà ancora possibile controllare il velivolo mediante il piano di coda. Dal riferimento [4] risulta che nel caso di alianti valori tipici del rapporto d'aspetto del piano orizzontale sono  $6 \div 10$ , si sceglie perciò di adottare  $AR_{HT} = 6$ . Il rapporto di rastremazione tipico per il piano orizzontale nel caso di alianti è invece  $0.3 \div 0.5$ , si sceglie di non effettuare la rastremazione ( $\lambda_{HT} = 1$ ) per semplificare la progettazione e ridurre i costi. Per l'angolo di freccia valgono le stesse considerazioni fatte sul volo subsonico al sottoparagrafo 4.3.2 in relazione all'ala, perciò si assume  $\Lambda_{HT} = 0^\circ$ . Per quanto riguarda l'impennaggio verticale, tipicamente si adottano rapporti d'aspetto inferiori a quelli utilizzati per il piano orizzontale poiché ciò permette di incrementare la rigidità strutturale favorendo il supporto del piano orizzontale; valori tipici sono  $0.7 \div 2.0$ , si sceglie perciò di adottare  $AR_{VT} = 1.55$ . Il rapporto di rastremazione tipico per l'impennaggio verticale nella configurazione a T è  $0.6 \div 1.0$ , in questo caso si assume  $\lambda_{VT} = 0.8$  per incrementarne la rigidità strutturale. Per velivoli in condizioni di volo subsonico l'angolo di freccia è tipicamente inferiore a  $20^\circ$ , si sceglie di adottare  $\Lambda_{VT} = 10^\circ$  allo scopo di spostare posteriormente il centro aerodinamico incrementando così l'efficacia dell'impennaggio verticale. A questo punto si può procedere con una stima preliminare della superficie degli impennaggi, per fare ciò si utilizza il metodo dei coefficienti di volume del Raymer [4] basato

su un approccio storico. Le superfici del piano orizzontale e dell'impennaggio verticale sono calcolabili rispettivamente con le seguenti formule

$$S_{HT} = \frac{c_{ht} \cdot c \cdot S}{L_{HT}} \quad (4.31)$$

$$S_{VT} = \frac{c_{vt} \cdot b \cdot S}{L_{VT}} \quad (4.32)$$

Dove  $c_{ht}$  e  $c_{vt}$  sono dei coefficienti che variano a seconda della tipologia di velivolo e i cui valori sono reperibili al riferimento [4], i valori restituiti per gli alianti sono  $c_{ht} = 0.50$  e  $c_{vt} = 0.02$ , tuttavia a seguito della configurazione a T entrambi i coefficienti possono essere ridotti del 5% a seguito dei vantaggi aerodinamici descritti al sottoparagrafo 4.4.1, con ciò si assume  $c_{ht} = 0.475$  e  $c_{vt} = 0.019$ .  $L_{HT}$  e  $L_{VT}$  sono le distanze tra il quarto di corda della corda media aerodinamica dell'ala e il quarto di corda della corda media aerodinamica del piano orizzontale e dell'impennaggio verticale rispettivamente (si veda la Figura 4.34).



**Figura 4.34.** Definizione di  $L_{HT}$  e  $L_{VT}$  nel metodo dei coefficienti di volume

Si assume per ora  $L_{HT} = L_{VT} = L$ , è importante che  $L$  sia il più possibile elevato al fine di ridurre le superfici necessarie e permettere così di minimizzare il peso e il drag dovuti al piano di coda, d'altra parte però la necessità di mantenere il baricentro del velivolo posizionato il più anteriormente possibile impedisce di aumentare  $L_{HT}$  e  $L_{VT}$  in maniera indefinita. Un valore di

tentativo lo si può stimare dalle foto degli aeromodelli concorrenti che hanno partecipato all'ACC2017, il valore medio di  $L$  risulta essere circa 1.48 metri, inizialmente è stato perciò utilizzato questo valore. Svolgendo l'analisi di stabilità descritta al capitolo 5 dopo una serie di iterazioni si decide di adottare  $L = 1.35 \text{ m}$ . A questo punto è possibile determinare  $S_{HT}$  e  $S_{VT}$  con le equazioni (4.31) e (4.32) da cui risulta

$$S_{HT} = \frac{0.475 \cdot 0.330 \cdot 1.2}{1.35} = 0.139 \text{ m}^2$$

$$S_{VT} = \frac{0.019 \cdot 3.64 \cdot 1.2}{1.35} = 0.061 \text{ m}^2$$

Si decide di ridurre la superficie dell'impennaggio verticale del 25% poiché in questo modo si riduce il drag e il peso e come si vedrà al capitolo 5 si ottiene ugualmente una sufficiente stabilità latero-direzionale, si ottiene così  $S_{VT} = 0.046 \text{ m}^2$ . Dall'equazione (4.26) è possibile ricavarsi l'apertura alare del piano orizzontale ( $b_{HT}$ ) e dell'impennaggio verticale ( $b_{VT}$ ) che risultano essere pari a

$$b_{HT} = \sqrt{AR_{HT}S_{HT}} = \sqrt{6 \cdot 0.139} = 0.913 \text{ m}$$

$$b_{VT} = \sqrt{AR_{VT}S_{VT}} = \sqrt{1.55 \cdot 0.046} = 0.267 \text{ m}$$

Per quanto riguarda il piano orizzontale, avendo adottato una pianta rettangolare si ha che la corda risulta essere

$$c_{HT} = \frac{S_{HT}}{b_{HT}} = \frac{0.139}{0.913} = 0.152 \text{ m}$$

Considerando invece l'impennaggio verticale, avendo deciso di rastremarlo sarà necessario calcolarsi il valore della corda in corrispondenza della radice ( $c_{r,VT}$ ) e dell'estremità ( $c_{t,VT}$ ), per fare ciò si utilizzano le equazioni (4.27) e (4.28) ottenendo i seguenti risultati

$$c_{r,VT} = \frac{2S_{VT}}{b_{VT}(1 + \lambda_{VT})} = \frac{2 \cdot 0.046}{0.267 \cdot (1 + 0.8)} = 0.191 \text{ m}$$

$$c_{t,VT} = \lambda_{VT}c_{r,VT} = 0.8 \cdot 0.191 = 0.153 \text{ m}$$

Si vuole ora verificare se il posizionamento del piano orizzontale è adeguato al fine di evitare il fenomeno del *deep stall*, per fare ciò è necessario calcolare l'ascissa e l'ordinata del grafico in Figura 4.33. L'ascissa risulta essere pari a  $1.35/0.330 = 4.10$  mentre l'ordinata vale  $0.267/0.330 = 0.81$ , tale coppia di valori è stata rappresentata in Figura 4.33 con un triangolo in rosso. Si può quindi osservare che il piano orizzontale si trova all'interno della zona critica, per ora si accettano i risultati ottenuti tuttavia in futuro sarà opportuno verificare con metodi d'indagine più avanzati se il velivolo incorre nel fenomeno del *deep stall* e in tal caso potrà risultare necessario rivalutare il posizionamento del piano orizzontale. Si calcola ora la pendenza del coefficiente di portanza del piano orizzontale utilizzando l'equazione (4.29), in particolare sapendo che il rapporto  $AR_{HT}/a_{t,0}$  vale 1.00, dal riferimento [3] si ottiene  $\tau_{HT} = 0.17$ . Sostituendo quest'ultimo valore nell'equazione (4.29) si ottiene

$$a_{HT} = \frac{a_{t,0}}{1 + \frac{a_{t,0}}{\pi AR_{HT}} (1 + \tau_{HT})} = \frac{6.0232}{1 + \frac{6.0232}{\pi \cdot 6} (1 + 0.17)} = 4.3841 \text{ rad}^{-1}$$

Per quanto riguarda l'impennaggio verticale invece non è possibile utilizzare l'equazione (4.29) poiché essa non è applicabile nel caso di ridotti rapporti d'aspetto ( $AR < 4$ ) come in questo caso. Perciò è necessario ricorrere ad una versione modificata dell'equazione (4.29) nota come equazione di Helmbold, essa è valida per ali rettangolari tuttavia considerando che l'impennaggio verticale ha una ridotta rastremazione ( $\lambda_{VT} = 0.8$ ) si decide di utilizzare ugualmente l'equazione di Helmbold

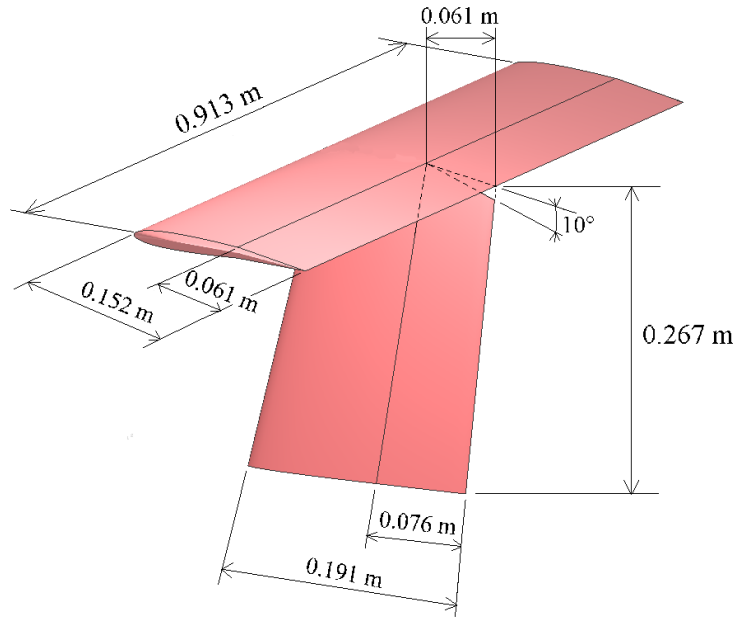
$$a = \frac{a_0}{\sqrt{1 + \left(\frac{a_0}{\pi AR}\right)^2} + \frac{a_0}{\pi AR}} \quad (4.33)$$

Applicando tale equazione nel caso dell'impennaggio verticale si ottiene

$$a_{VT} = \frac{a_{t,0}}{\sqrt{1 + \left(\frac{a_{t,0}}{\pi AR_{VT}}\right)^2} + \frac{a_{t,0}}{\pi AR_{VT}}} = \frac{6.0232}{\sqrt{1 + \left(\frac{6.0232}{\pi \cdot 1.55}\right)^2} + \frac{6.0232}{\pi \cdot 1.55}} = 2.1302 \text{ rad}^{-1}$$

I risultati trovati saranno utili al capitolo 5. Si prosegue ora dimensionando le superfici mobili, dal riferimento [5] risulta che nel caso di alianti la superficie dell'equilibratore è tipicamente il 45÷50% di quella del piano orizzontale, si sceglie essere il 40% da cui la superficie

dell'equilibratore è pari a  $S_E = 0.40 \cdot S_{HT} = 0.056 \text{ m}^2$ , poiché quest'ultimo si estende lungo tutta l'apertura del piano di coda allora è possibile calcolarne la corda nel seguente modo  $c_E = S_E/b_{HT} = 0.061 \text{ m}$ . Per quanto riguarda il timone di coda, si decide che la corda di quest'ultimo in corrispondenza dell'estremità (*tip*) sia il 40% della corda dell'impennaggio verticale, perciò si ha  $c_{t,T} = 0.40 \cdot c_{t,VT} = 0.40 \cdot 0.153 = 0.061 \text{ m}$ . Mantenendo la stessa percentuale lungo tutto l'impennaggio verticale si ha che la corda del timone in corrispondenza della radice risulta essere pari a  $c_{r,T} = 0.40 \cdot c_{r,VT} = 0.40 \cdot 0.191 = 0.076 \text{ m}$ , inoltre, per permettere l'escursione dell'equilibratore si decide di smussare la deriva di  $10^\circ$ . Il piano di coda risulta così essere dimensionato, una sintesi dei risultati la si ha in Figura 4.35.



**Figura 4.35.** Geometria e dimensioni del piano di coda

## 4.5 Nuova stima delle masse

Rimodellando l'ala e il piano di coda secondo le geometrie e le dimensioni ottenute ai precedenti paragrafi si ottiene un valore più accurato delle masse rispetto quelli stimati al sottoparagrafo 2.3.5, la nuova massa dell'ala risulta essere  $m_w = 3.150 \text{ kg}$  mentre per gli impennaggi di coda risulta  $m_t = 0.350 \text{ kg}$ . La massa del velivolo escluso il payload risulta perciò passare da  $m_e = 5.70 \text{ kg}$  a  $m_e = 5.90 \text{ kg}$ , al fine di mantenere la stessa massa al decollo del velivolo si decide di ridurre il payload trasportabile, il quale ora risulta essere pari a  $m_{P/L} = 8.60 \text{ kg}$ .



# Capitolo 5

## Analisi di stabilità

Si consideri un velivolo in volo con un certo assetto costante nel tempo, inevitabilmente sarà soggetto a dei disturbi provenienti dall'ambiente esterno che tenderanno a modificarne l'assetto. L'analisi di stabilità consiste nello studio della risposta del velivolo a seguito di tali perturbazioni, tale analisi è fondamentale nella progettazione di qualsiasi velivolo poiché permette di conoscere il comportamento di quest'ultimo in volo. In particolare, in questo capitolo verranno introdotti gli aspetti teorici del problema e successivamente si procederà con lo studio della stabilità per il prototipo in esame.

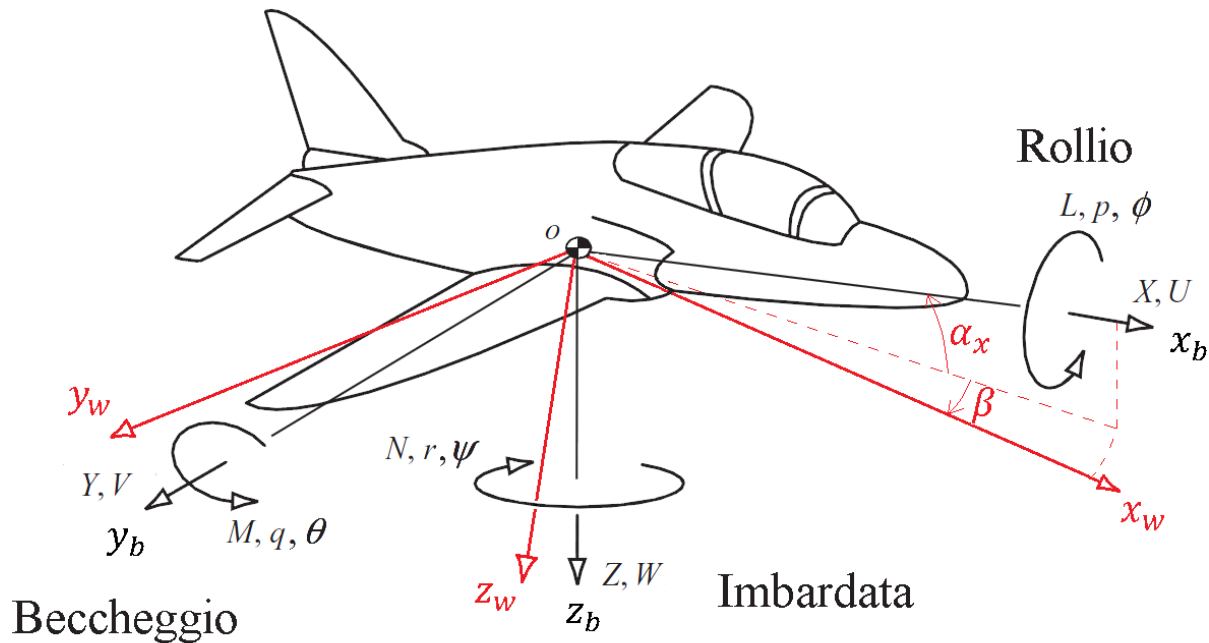
### 5.1 Sistemi di riferimento

Prima di studiare la stabilità del velivolo è necessario introdurre due sistemi di riferimento:

- *Sistema body*: è solidale al velivolo e di conseguenza si muove insieme ad esso, ha origine nel baricentro dell'aeroplano ed ha l'asse  $x_b$  allineato come la fusoliera, l'asse  $z_b$  giace nel piano di simmetria del velivolo ed è diretto verso il basso, mentre l'asse  $y_b$  è ortogonale ai primi due e ha verso dettato dalla regola della mano destra. Gli assi  $x_b$ ,  $y_b$  e  $z_b$  vengono anche chiamati rispettivamente asse di rollio, beccheggio e imbardata.
- *Terna vento* (o *sistema di stabilità*): ha origine nel baricentro del velivolo ed ha l'asse  $x_w$  diretto come il vettore velocità del velivolo, l'asse  $z_w$  giace nel piano di simmetria del velivolo ed è ortogonale all'asse  $x_w$  mentre l'asse  $y_w$  è ortogonale ai primi due e ha verso dettato dalla regola della mano destra.

L'assetto del velivolo può essere specificato mediante l'orientamento del sistema body rispetto la terna vento, ciò viene fatto attraverso due angoli chiamati angoli aerodinamici che sono l'angolo di derapata ( $\beta$ ) e l'angolo di incidenza ( $\alpha_x$ ) rappresentati in Figura 5.36 e sono positivi se concordi alla regola della mano destra. Lo stato di moto del velivolo è descritto in termini di assetto, forze, momenti, velocità lineari ed angolari espressi in componenti rispetto il sistema body, si può così scrivere: assetto= $(\varphi, \vartheta, \psi)[^\circ]$ , forza= $(X, Y, Z)[N]$ , momento= $(L, M, N) [Nm]$ ,

velocità lineare= $(U, V, W)$  [m/s] e velocità angolare= $(p, q, r)$  [rad/s]. Il segno assunto dalle componenti segue la regola della mano destra, perciò esse sono positive se concordi all'asse di riferimento.



**Figura 5.36.** Definizione del sistema di riferimento body e della terna vento

In condizioni di volo all'equilibrio (o *trimmato*) si ha che  $\phi, \vartheta, \psi, U, V, W$  sono costanti, affinché ciò si verifichi è necessario che le forze e i momenti agenti si bilanciano ossia si deve avere rispettivamente che  $X = Y = Z = 0$  e  $L = M = N = 0$ . Si consideri dunque un velivolo in condizioni di volo trimmato, a seguito di un disturbo esterno esso modificherà il proprio assetto generando delle forze e delle coppie spontaneamente sul velivolo. Il velivolo si definisce staticamente stabile se tali forze e coppie generate tendono a riportare il velivolo nell'assetto precedente al disturbo esterno, viceversa si definisce staticamente instabile se l'assetto del velivolo tende sempre di più a discostarsi da quello originario. Considerando un velivolo staticamente stabile, nel ritornare verso l'assetto precedente al disturbo è possibile che la posizione di equilibrio venga superata dando perciò origine ad un certo numero di oscillazioni attorno la posizione di equilibrio. L'ampiezza di tali oscillazioni può aumentare o diminuire nel tempo, nel caso in cui l'ampiezza delle oscillazioni diminuisca rapidamente allora il velivolo viene definito dinamicamente stabile, viceversa se l'ampiezza delle oscillazioni aumenta nel

tempo allora il velivolo viene definito dinamicamente instabile. Lo studio della stabilità statica e dinamica viene effettuata attorno i tre assi del velivolo, in base a ciò si suddivide in:

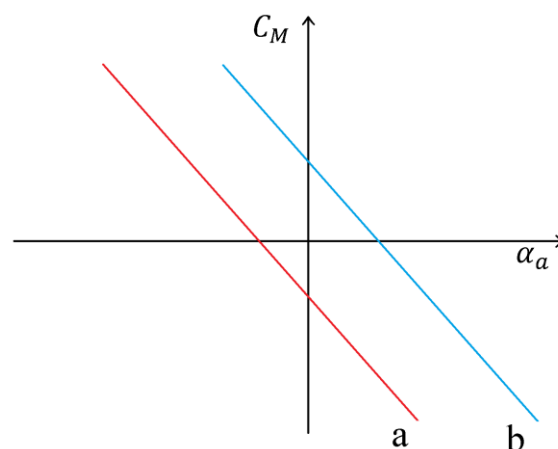
- Stabilità longitudinale: stabilità del velivolo attorno l'asse di beccheggio
- Stabilità laterale: stabilità del velivolo attorno l'asse di rollio
- Stabilità direzionale: stabilità del velivolo attorno l'asse d'imbardata

In particolare, nei prossimi tre paragrafi verranno introdotti i concetti teorici alla base della stabilità statica longitudinale, laterale e direzionale e si verificherà che il prototipo possiede un'adeguata stabilità statica lungo l'asse di rollio, beccheggio ed imbardata.

## 5.2 Stabilità statica longitudinale

### 5.2.1 Teoria e analisi della stabilità statica longitudinale

Si consideri un velivolo che da un'iniziale condizione di equilibrio viene perturbato attorno l'asse di beccheggio, nasce così un momento di beccheggio ( $M$ ) che tende a far variare l'angolo d'attacco del velivolo, si vuole quindi studiare come il momento di beccheggio varia in funzione dell'angolo di attacco allo scopo di conoscere la risposta del velivolo e determinare se sia staticamente stabile. Tuttavia, osservando l'equazione (4.25) si può notare che il solo termine che dipende dall'angolo di attacco è il coefficiente di momento di beccheggio ( $C_M$ ), di conseguenza sarà sufficiente studiare l'andamento di  $C_M$  in funzione dell'angolo di attacco. L'andamento tipico nel caso di un'ala è rappresentato in rosso nella Figura 5.37 (curva (a)).



**Figura 5.37.** Andamento tipico di  $C_M$  in funzione di  $\alpha_a$  per: (a) Ala, (b) Ala + piano orizzontale

Osservando l'andamento di  $C_M$  si può notare che per un certo  $\alpha_a$  si ha  $C_M = 0$ , dall'equazione (4.25) ne risulta che  $M = 0$  ossia il velivolo si trova in equilibrio attorno l'asse di beccheggio. In condizioni di volo trimmato si richiede che l'ala sviluppi portanza positiva per poter bilanciare il peso ed avere  $Z = 0$ , affinché ciò accada è necessario che l'equilibrio si verifichi ad  $\alpha_a > 0$ , in termini matematici ciò significa che quando  $\alpha_a = 0^\circ$  il coefficiente di momento di beccheggio sia positivo, ossia

$$C_{M,0} > 0 \quad (5.34)$$

Questa condizione viene chiamata requisito di trimmabilità ad angoli di attacco positivi. Ma come si può notare dalla curva in rosso in Figura 5.37 l'ala non soddisfa in generale la condizione (5.34), tale condizione può essere invece soddisfatta introducendo un'ulteriore superficie aerodinamica (il piano orizzontale). L'angolo formato dalla corda del piano orizzontale con la linea di portanza nulla del velivolo completo viene chiamato angolo di calettamento ( $i_t$ ) (vedi Figura 5.39), al variare di tale angolo la retta  $\langle C_M, \alpha_a \rangle$  trasla parallelamente a sé stessa permettendo il trimmaggio del velivolo per  $\alpha_a > 0$  come visibile in Figura 5.37 (curva (b)). La condizione (5.34) non è tuttavia sufficiente per garantire che il velivolo sia staticamente stabile. Si consideri un velivolo in condizioni di volo trimmato sul quale agisce un disturbo esterno che tende ad incrementarne l'angolo d'attacco ( $\Delta\alpha_a > 0$ ). Affinché sia staticamente stabile è necessario che si generi un momento picchiante ( $M < 0$  ossia  $C_{M\alpha} < 0$ ) tale da ridurre l'angolo d'attacco e ripristinare la condizione di equilibrio precedente al disturbo. In termini matematici ciò si traduce nel richiedere che la curva  $\langle C_M, \alpha_a \rangle$  del velivolo abbia pendenza negativa, tale condizione è nota come condizione di rigidità di beccheggio positiva ed è espressa dalla seguente disequazione

$$C_{M\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha_a} < 0 \quad (5.35)$$

Il valore assunto da  $C_{M\alpha}$  determina il grado di stabilità del velivolo, si può avere un velivolo molto stabile se  $C_{M\alpha}$  in modulo è molto grande, se invece  $C_{M\alpha} = 0$  allora si parla di stabilità neutra ossia il velivolo si trova in equilibrio per qualsiasi  $\alpha_a$ , mentre se  $C_{M\alpha} > 0$  allora ci si trova in condizioni di velivolo instabile. È chiaro che un velivolo molto stabile manifesterà una forte tendenza a permanere nella condizione di equilibrio e di conseguenza tenderà ad opporsi

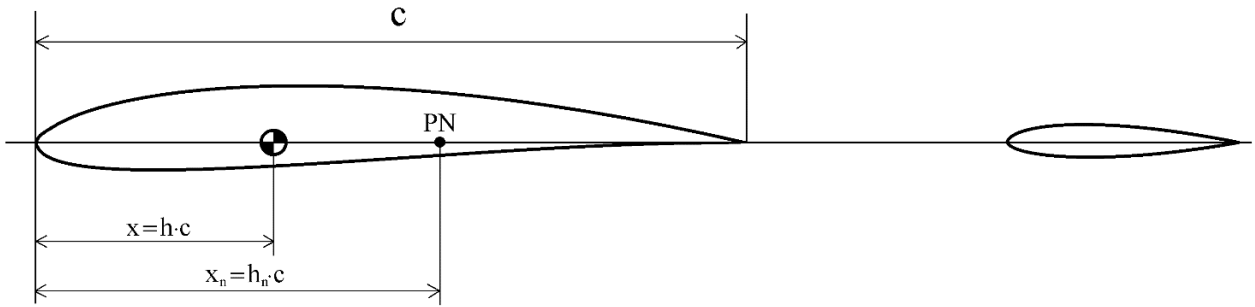
all'azione di disturbi esterni, d'altra parte però in manovra il velivolo si discosterà necessariamente dall'equilibrio e un'elevata stabilità comporta una maggiore difficoltà di manovra; il grado di stabilità adeguato sarà quindi il risultato del giusto compromesso tra stabilità e manovrabilità. È possibile agire su  $C_{M\alpha}$  e quindi sul grado di stabilità modificando la posizione del baricentro del velivolo rispetto al punto neutro (ossia il centro aerodinamico del velivolo completo); si può dimostrare che vale la seguente relazione

$$C_{M\alpha} = -a \cdot H_n \quad (5.36)$$

Con

$$H_n = h_n - h \quad (5.37)$$

Dove  $a$  è la pendenza della curva  $\langle C_L, \alpha_g \rangle$  del velivolo completo,  $H_n$  è un valore adimensionale chiamato margine statico,  $h_n$  è il rapporto tra l'ascissa del punto neutro misurata rispetto il leading edge e la corda alare, mentre  $h$  è il rapporto tra l'ascissa del baricentro misurata rispetto il leading edge e la corda alare, per maggiore chiarezza si veda la Figura 5.38.



**Figura 5.38.** Definizione di  $h$  ed  $h_n$

I valori tipicamente assunti dal margine statico variano in base alla categoria di velivolo che si sta considerando, per i caccia militari va da 0% a 5% e in alcuni casi è anche negativo poiché l'elevata manovrabilità è uno dei requisiti principali di progetto, per velivoli civili invece va dal 10% al 30%. Dopo una serie di iterazioni si sceglie di adottare per il prototipo un margine statico pari al 8% ( $H_n = 0.08$ ) poiché un valore inferiore renderebbe il velivolo troppo poco stabile mentre un valore superiore richiederebbe un angolo di calettamento del piano orizzontale troppo elevato penalizzando così l'efficienza complessiva del prototipo. Modellando le superfici

aerodinamiche del prototipo in XFLR5 è possibile ottenere la posizione del punto neutro del velivolo rispetto il leading edge e risulta essere pari a  $x_n = 0.179 \text{ m}$ , dividendo tale valore per la corda alare si ottiene  $h_n = 0.5424$ . Utilizzando l'equazione (5.37) ci si può ricavare  $h$

$$h = h_n - H_n = 0.4624$$

Moltiplicando il risultato ottenuto per la corda alare si ottiene la posizione che deve avere il baricentro del velivolo per garantire il margine statico voluto, si ottiene così  $x = 0.153 \text{ m}$ . Si consideri ora il termine  $a$  nell'equazione (5.36), a seguito del piccolo contributo del piano di coda e della fusoliera al coefficiente di portanza del velivolo è lecito assumere  $a = a_w$ , in questo modo è possibile calcolarsi la pendenza del coefficiente di momento del velivolo completo

$$C_{M_\alpha} = -a_w \cdot H_n = -4.8924 \cdot 0.08 = -0.3914$$

Il risultato trovato soddisfa l'equazione (5.35) perciò si può concludere che se la posizione del baricentro del prototipo è  $x = 0.153 \text{ m}$  allora esso possiederà stabilità statica longitudinale. Si prosegue valutando la condizione di volo trimmato, considerando lineare l'andamento del coefficiente di momento si ha

$$C_M = C_{M_\alpha} \cdot \alpha_a + C_{M,0} \quad (5.38)$$

Si vuole che il velivolo si trovi in equilibrio durante crociera, a tal fine è necessario risolvere l'equazione (5.38) in condizioni di crociera imponendo  $C_M = 0$ . Si ricordi che in condizioni di crociera si ha  $\alpha_{g,@65km/h} = 0.04711 \text{ rad}$ , tuttavia è necessario esprimere tale angolo in termini di angolo d'attacco aerodinamico, si utilizza quindi l'equazione (4.22) con  $\alpha_{L=0} = -3.55^\circ = -0.06196 \text{ rad}$ . Tale valore è diverso da quello del profilo ( $-4.25^\circ$ ) poiché in questo caso va tenuta in considerazione la presenza del piano di coda che condiziona il valore di  $\alpha_{L=0}$ , si mostrerà alla fine del paragrafo che il valore assunto è corretto. Si ottiene così

$$\alpha_{a,@65km/h} = \alpha_{g,@65km/h} - \alpha_{L=0} = 0.04711 - (-0.06196) = 0.10907 \text{ rad}$$

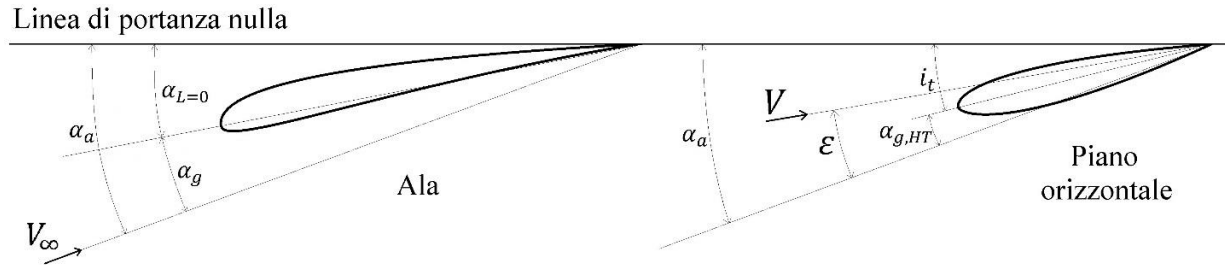
Risolvendo l'equazione (5.38) con  $C_M = 0$  ci si può ricavare  $C_{M,0}$

$$C_{M,0} = -C_{M_\alpha} \cdot \alpha_{a,@65km/h} = 0.04269$$

Dal bilancio dei momenti di beccheggio rispetto il baricentro del velivolo considerato a comandi bloccati (ossia l'equilibratore è fisso rispetto lo stabilizzatore) si ricava la seguente equazione

$$C_{M,0} = C_{M_{wb,ac}} + C_{M_p} + \overline{V}_H \cdot a_{HT} \cdot (i_t + \varepsilon_0) \cdot \left[ 1 - \frac{a_{HT} \cdot S_{HT}}{a \cdot S} \left( 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right] \quad (5.39)$$

Dove  $C_{M_{wb,ac}}$  è il coefficiente di momento dell'ala e della fusoliera rispetto il centro aerodinamico dell'ala,  $C_{M_p}$  è il coefficiente di momento dovuto all'apparato propulsivo che in questa fase può essere trascurato,  $\overline{V}_H$  è il rapporto volumetrico del piano orizzontale di coda,  $\varepsilon_0$  è l'angolo di downwash quando l'angolo di attacco aerodinamico dell'ala è nullo (si faccia riferimento alla Figura 5.39). Il downwash è un fenomeno che consiste nella variazione della direzione del vettore velocità locale in corrispondenza del piano orizzontale a seguito del campo di velocità indotta prodotto dall'ala.  $\varepsilon_0$  assume generalmente valori molto prossimi a zero perciò lo si può trascurare. Infine,  $\partial \varepsilon / \partial \alpha$  è il coefficiente angolare della curva che esprime l'angolo di downwash in funzione dell'angolo d'attacco dell'ala.



**Figura 5.39.** Schematizzazione degli angoli delle superfici aerodinamiche

Il valore di  $C_{M_{wb,ac}}$  è ottenibile da XFLR5, risulta perciò  $C_{M_{wb,ac}} = -0.0910$ . Il rapporto volumetrico del piano orizzontale è definito come segue

$$\overline{V}_H = \frac{L_{HT} \cdot S_{HT}}{c \cdot S} \quad (5.40)$$

Da semplici considerazioni di trigonometria  $L_{HT}$  può essere calcolato come  $L_{HT} = 1.35 + b_{VT} \tan \Lambda_{VT} = 1.397 \text{ m}$ . In questo modo il rapporto volumetrico risulta essere pari a

$$\overline{V}_H = \frac{1.397 \cdot 0.139}{0.330 \cdot 1.2} = 0.4904$$

Per quanto riguarda  $\partial\varepsilon/\partial\alpha$ , assumendo anche in questo caso  $a = a_w$  dal riferimento [6] è possibile scrivere la seguente equazione

$$\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} = \frac{k \cdot a_w}{\pi \cdot e \cdot AR_w} \quad (5.41)$$

Con  $k$  fattore compreso tra 1 e 2 che tiene conto dell'interazione tra ala e piano orizzontale, in particolare quando il piano orizzontale è completamente all'interno della scia prodotta dall'ala si ha  $k = 1$ , mentre nella situazione limite in cui il piano orizzontale è distante a valle dell'ala allora vale  $k = 2$ . Come osservato al sottoparagrafo 4.4.1 la configurazione del piano di coda a T permette al piano orizzontale di trovarsi al di fuori della scia dell'ala, perciò si può assumere  $k = 2$ .  $e$  è invece l'efficienza di apertura dell'ala, essa può essere ricavata da

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (5.42)$$

Il fattore  $\delta$  lo si ottiene dal riferimento [3] e risulta essere  $\delta = 0.093$  da cui si ha  $e = 0.9149$ , in definitiva l'equazione (5.41) fornisce

$$\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} = \frac{2 \cdot 4.8924}{\pi \cdot 0.9149 \cdot 11} = 0.3095$$

A questo punto l'unica incognita nell'equazione (5.39) è l'angolo di calettamento ( $i_t$ ), sostituendo i risultati trovati si ottiene

$$i_t = \frac{C_{M,0} - C_{M_{wb,ac}}}{\overline{V_H} \cdot a_{HT} \cdot \left[ 1 - \frac{a_{HT} \cdot S_{HT}}{a_w \cdot S} \left( 1 - \frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha} \right) \right]} = \frac{0.04269 - (-0.0910)}{0.4904 \cdot 4.3841 [1 - 0.07167]} = 0.06699 \text{ rad}$$

$$= 3.84^\circ$$

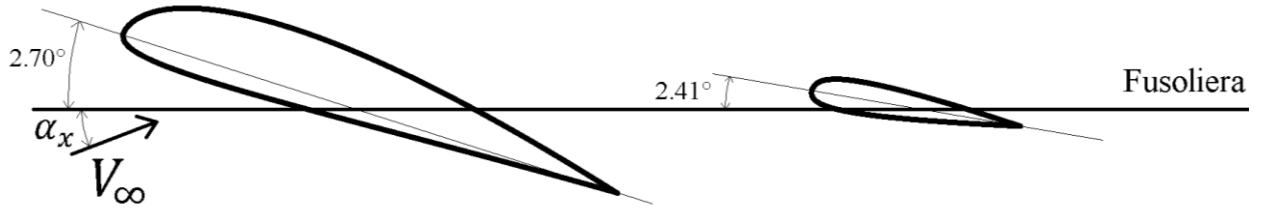
In riferimento alla Figura 5.39 ci si può ricavare l'angolo d'attacco geometrico del piano orizzontale in condizioni di crociera, esso risulta essere

$$\alpha_{g,HT,@65km/h} = \alpha_{a,@65km/h} - i_t = 0.10907 - 0.06699 = 0.04208 \text{ rad} = 2.41^\circ$$

A questo punto è possibile specificare l'assetto delle superfici aerodinamiche rispetto il sistema body, si ricordi che quest'ultimo ha l'asse  $x_b$  allineato con la fusoliera del velivolo, volendo che



in condizioni di crociera il velivolo abbia la fusoliera allineata con la  $V_\infty$  è necessario che l'angolo tra l'ala principale e l'asse  $x_b$  sia pari all'angolo in condizioni di crociera ossia  $2.70^\circ$ , mentre l'angolo tra il piano orizzontale e l'asse  $x_b$  sia invece pari a  $2.41^\circ$ , i risultati ottenuti vengono riportati in Figura 5.40.



**Figura 5.40.** Assetto delle superfici aerodinamiche rispetto la fusoliera

### 5.2.2 Verifica dei risultati in XFLR5

I risultati ottenuti sono stati verificati mediante XFLR5, a tal fine sono state modellate le superfici aerodinamiche all'interno del software adottando l'assetto descritto in Figura 5.40, successivamente sono state posizionate opportunamente le masse descritte ai paragrafi 2.3 e 4.5 in modo tale da collocare il baricentro ad  $x = 0.153 \text{ m}$  garantendo così il margine statico prefissato dell'8%. Il posizionamento delle masse adottato viene rappresentato in Figura 5.41 e Figura 5.42. Effettuando l'analisi in XFLR5 si ottengono le polari  $\langle C_L, \alpha_x \rangle$  e  $\langle C_M, \alpha_x \rangle$  dove  $\alpha_x$  è l'angolo formato dalla fusoliera con la velocità indisturbata  $V_\infty$  come visibile in Figura 5.40. Le polari ottenute da XFLR5 sono visibili in Figura 5.43 e 5.44, in particolare si può verificare che per  $\alpha_x = 0$  ossia in condizioni di crociera si ha  $C_M = 0$ . Inoltre, dalla Figura 5.44 è possibile osservare che l'angolo d'incidenza per il quale si ha  $C_L = 0$  vale circa  $\alpha_x = -6.25^\circ$ , se a questo valore si somma  $2.70^\circ$  si ottiene  $\alpha_{L=0} = -3.55^\circ$  in accordo con l'ipotesi fatta inizialmente.

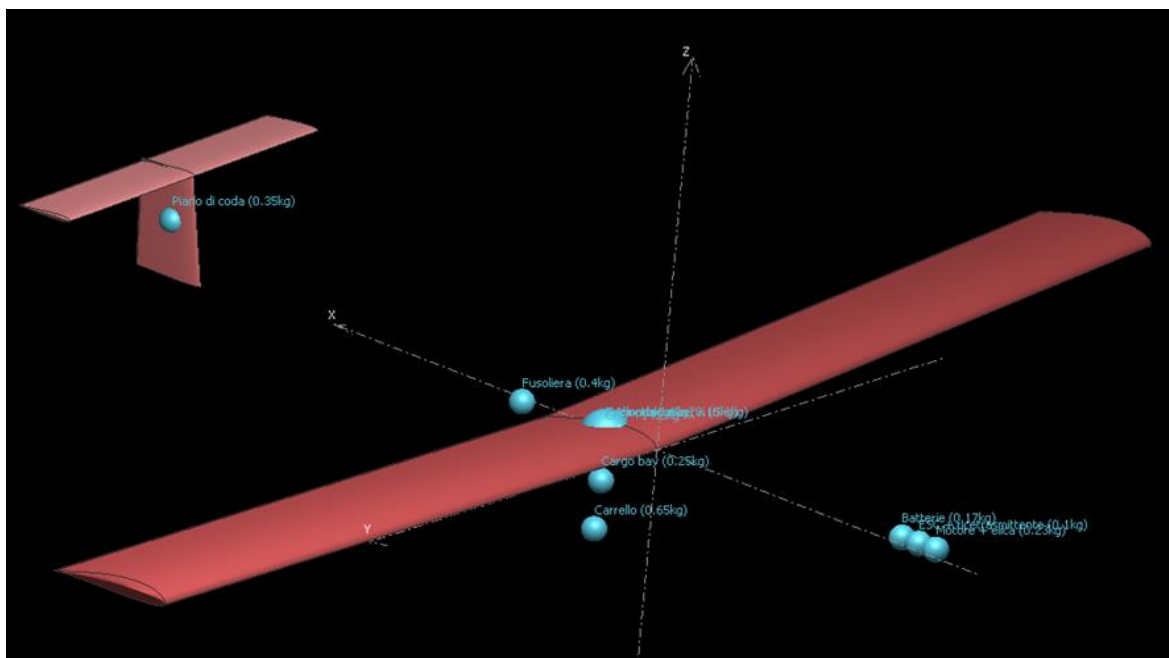
|    | Mass (kg) | x (m)  | y (m) | z (m)  | Description            |
|----|-----------|--------|-------|--------|------------------------|
| 1  | 0,230     | -0,825 | 0,000 | 0,000  | Motore + elica         |
| 2  | 0,170     | -0,725 | 0,000 | 0,000  | Batterie               |
| 3  | 0,100     | -0,775 | 0,000 | 0,000  | ESC + ricetrasmittente |
| 4  | 0,250     | 0,153  | 0,000 | -0,125 | Cargo bay              |
| 5  | 0,650     | 0,160  | 0,000 | -0,250 | Carrello               |
| 6  | 3,150     | 0,126  | 0,000 | 0,010  | Ala principale         |
| 7  | 0,350     | 1,450  | 0,000 | 0,140  | Piano di coda          |
| 8  | 0,400     | 0,400  | 0,000 | 0,000  | Fusoliera              |
| 9  | 8,600     | 0,153  | 0,000 | 0,000  | Payload                |
| 10 | 0,600     | 0,153  | 0,000 | 0,000  | Connettori e servi     |

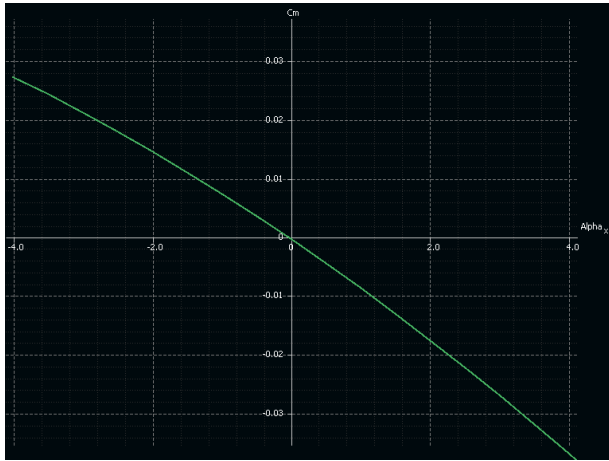
Total Mass = Volume + point masses

|                   |           |                      |                            |
|-------------------|-----------|----------------------|----------------------------|
| Center of gravity |           | Inertia in CoG Frame |                            |
| Total Mass=       | 14,500 kg | Ixx=                 | 0,05082 kg.m <sup>2</sup>  |
| X_CoG=            | 0,153 m   | Iyy=                 | 1,10348 kg.m <sup>2</sup>  |
| Y_CoG=            | 0,000 m   | Izz=                 | 1,05266 kg.m <sup>2</sup>  |
| Z_CoG=            | -0,008 m  | Ixz=                 | -0,06161 kg.m <sup>2</sup> |

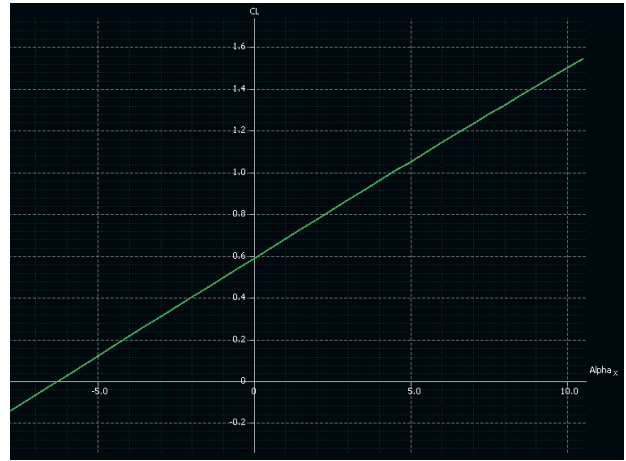
**Figura 5.41.** Distribuzione delle masse tale da verificare stabilità statica longitudinale



**Figura 5.42.** Distribuzione delle masse tale da verificare stabilità statica longitudinale



**Figura 5.43.** Polare  $\langle C_M, \alpha_x \rangle$  ottenuta con XFLR5



**Figura 5.44.** Polare  $\langle C_L, \alpha_x \rangle$  ottenuta con XFLR5

### 5.2.3 Analisi della controllabilità longitudinale

Si consideri il grafico  $\langle C_M, \alpha_x \rangle$  in Figura 5.37, il velivolo risulta in equilibrio per un certo  $\alpha_x$ , tuttavia esso si troverà a volare a diversi angoli di incidenza per ognuno dei quali è necessario realizzare l'equilibrio dei momenti ossia bisogna avere  $C_M = 0$ . Ciò può essere ottenuto attraverso l'ausilio di una superficie secondaria mobile sul piano orizzontale (l'equilibratore) la quale genera una variazione del coefficiente di momento tale da traslare la curva  $\langle C_M, \alpha_x \rangle$  parallelamente a sé stessa garantendo così il trim ad angoli di incidenza differenti. Una rotazione positiva oraria ( $\Delta\delta_e > 0$ ) dell'equilibratore ha due effetti:

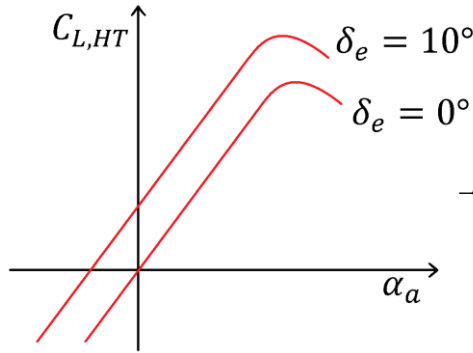
- Aumenta la curvatura del profilo del piano orizzontale incrementando così la portanza sviluppata a parità di angolo d'attacco, in particolare si ha una traslazione della curva  $\langle C_{L,HT}, \alpha_a \rangle$  parallelamente a sé stessa come visibile in Figura 5.45. La variazione del coefficiente di portanza totale del velivolo associata alla rotazione dell'equilibratore è comunque modesta (poiché la superficie dell'equilibratore è piccola rispetto quella dell'ala) ed è esprimibile in forma lineare come segue

$$\Delta C_L = C_{L_{\delta_e}} \cdot \Delta\delta_e \quad (5.43)$$

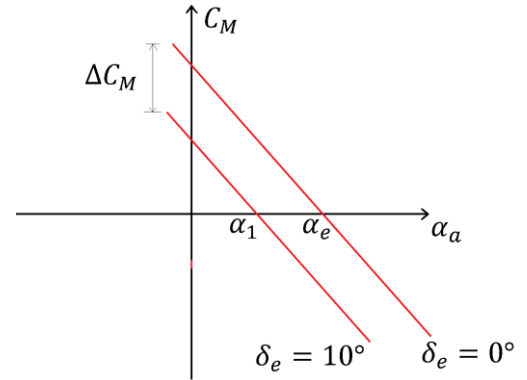
- Diminuisce il coefficiente di momento del velivolo, ossia la retta  $\langle C_M, \alpha_a \rangle$  trasla verso il basso come visibile dalla Figura 5.46 generando così un momento picchiante che tende a

portare l'aeromodello in una nuova condizione di equilibrio ad  $\alpha_1 < \alpha_e$ , la variazione del coefficiente di momento è esprimibile come

$$\Delta C_M = C_{M\delta_e} \cdot \Delta \delta_e \quad (5.44)$$



**Figura 5.45.** Effetto dell'equilibratore sul coefficiente di portanza del piano orizzontale



**Figura 5.46.** Effetto dell'equilibratore sul coefficiente di momento

Dalla teoria si ha che  $C_{L\delta_e}$  è esprimibile come segue

$$C_{L\delta_e} = \frac{S_{HT}}{S} \cdot a_e \quad (5.45)$$

Con

$$a_e = \frac{\partial C_{L,HT}}{\partial \delta_e} \quad (5.46)$$

Quest'ultimo è chiamato efficacia di controllo dell'equilibratore ed esprime come varia il coefficiente di portanza del piano orizzontale a seguito di una rotazione dell'equilibratore. Per quanto riguarda  $C_{M\delta_e}$ , questo termine viene chiamato potenza di controllo dell'equilibratore ed è possibile esprimerlo come segue

$$C_{M\delta_e} = \frac{\partial C_M}{\partial \delta_e} = C_{L\delta_e} (h - h_{ac,wb}) - \bar{V}_H \cdot a_e \quad (5.47)$$

Dove  $h_{ac,wb}$  è il rapporto tra la posizione del centro aerodinamico dell'ala+fusoliera rispetto il leading edge e la corda alare. Si dimostra che la deflessione dell'equilibratore necessaria per

consentire il trim ad un certo coefficiente di portanza del velivolo (ossia ad un certo angolo d'attacco) che verrà indicato con  $C_{L,TRIM}$  è esprimibile come segue

$$\delta_{e,TRIM} = -\frac{(a \cdot C_{M,0} + C_{M\alpha} \cdot C_{L,TRIM})}{a \cdot C_{M\delta_e} - C_{M\alpha} \cdot C_{L\delta_e}} \quad (5.48)$$

Si vuole ora studiare la rotazione richiesta all'equilibratore per garantire il trim in ogni condizione di volo, a tal fine risulta utile rappresentare in un grafico l'andamento di  $\delta_{e,TRIM}$  in funzione di  $C_{L,TRIM}$ . Si dimostra che tale andamento è lineare, perciò  $\delta_{e,TRIM}$  può essere espresso nella seguente forma

$$\delta_{e,TRIM} = \frac{d(\delta_{e,TRIM})}{d(C_{L,TRIM})} C_{L,TRIM} + \delta_{e,TRIM}(C_{L,TRIM} = 0) \quad (5.49)$$

Con

$$\frac{d(\delta_{e,TRIM})}{d(C_{L,TRIM})} = -\frac{C_{M\alpha}}{a \cdot C_{M\delta_e} - C_{M\alpha} \cdot C_{L\delta_e}} \quad (5.50)$$

$$\delta_{e,TRIM}(C_{L,TRIM} = 0) = -\frac{a \cdot C_{M,0}}{a \cdot C_{M\delta_e} - C_{M\alpha} \cdot C_{L\delta_e}} \quad (5.51)$$

Per conoscere la funzione (5.49) è necessario calcolarsi le quantità (5.50) e (5.51), si procede quindi calcolando i parametri necessari iniziando da  $a_e$ , poiché la variazione di  $C_{L,HT}$  in funzione di  $\delta_e$  è lineare allora la (5.46) può essere scritta come

$$a_e = \frac{\partial C_{L,HT}}{\partial \delta_e} = \frac{\Delta C_{L,HT}}{\Delta \delta_e} \quad (5.52)$$

Modellando il profilo dotato di equilibratore in XFLR5 è possibile ottenere le polari  $\langle C_{L,HT}, \alpha_a \rangle$  per diversi gradi di deflessione dell'equilibratore, scegliendo  $\delta_e = 0^\circ$  e  $\delta_e = 5^\circ$  si ricava

$$a_e = \frac{C_{L,HT \delta_e=5^\circ} - C_{L,HT \delta_e=0^\circ}}{5^\circ - 0^\circ} = \frac{0.2824 - 0.0}{0.0873 \text{ rad}} = 3.2361 \text{ rad}^{-1}$$

Inserendo il risultato trovato nell'equazione (5.45) si può ricavare  $C_{L\delta_e}$

$$C_{L\delta e} = \frac{0.139}{1.2} \cdot 3.2361 = 0.3748$$

Si prosegue con il calcolo di  $C_{M\delta e}$  dall'equazione (5.47), trascurando il contributo della fusoliera dalla teoria sappiamo che il centro aerodinamico dell'ala è situato al quarto di corda, perciò è possibile scrivere  $h_{ac,wb} = 0.25$ . Quindi  $C_{M\delta e}$  risulta essere pari a

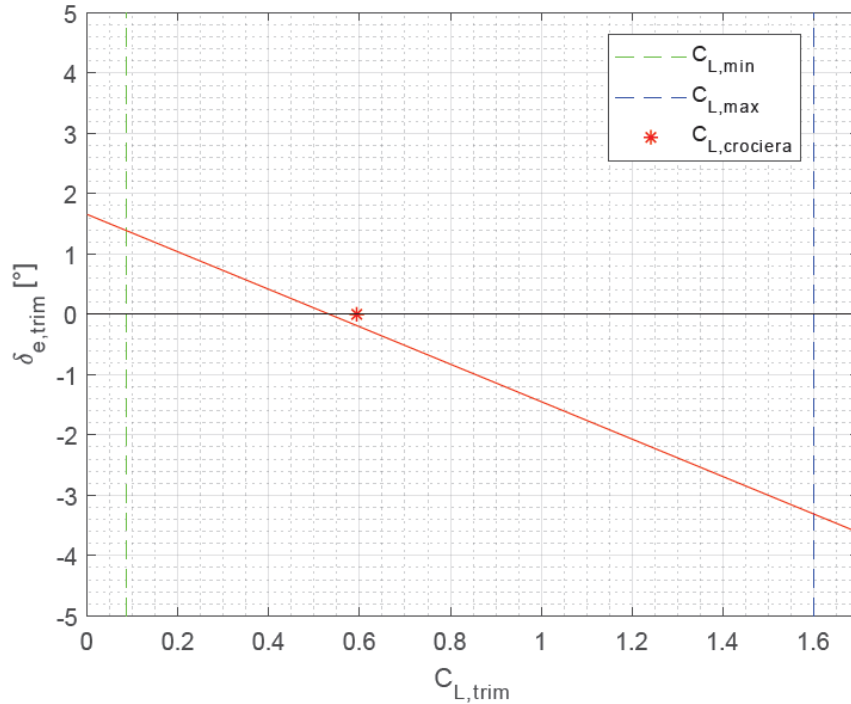
$$C_{M\delta e} = 0.3748 \cdot (0.4624 - 0.25) - 0.4904 \cdot 3.2361 = -1.5074$$

A questo punto è possibile calcolarsi le quantità (5.50) e (5.51), anche in questo caso si assume  $a = a_w$  ottenendo così

$$\frac{d(\delta_{e,TRIM})}{d(C_{L,TRIM})} = -\frac{-0.3914}{4.8924 \cdot (-1.5074) - (-0.3914) \cdot 0.3748} = -0.05415$$

$$\delta_{e,TRIM}(C_{L,TRIM} = 0) = -\frac{4.8924 \cdot 0.04269}{4.8924 \cdot (-1.5074) - (-0.3914) \cdot 0.3748} = 0.02890$$

A questo punto è possibile rappresentare la funzione (5.49) il cui andamento è mostrato in Figura 5.47.



**Figura 5.47.** Deflessione dell'equilibratore ( $\delta_e$ ) per avere equilibrio a  $C_{L,TRIM}$

Si osservi che sono state evidenziate le rette  $C_{L,min} = 0.09$  e  $C_{L,max} = 1.6$  che rappresentano indicativamente l'intervallo operativo del prototipo, in corrispondenza di esse l'escursione dell'equilibratore raggiunge il valore massimo  $\delta_{e,max} = 1.39^\circ$  e il valore minimo  $\delta_{e,min} = -3.31^\circ$ , considerando che l'escursione tipica ammissibile per i servi è di circa  $\pm 20 \div 30^\circ$  si può concludere che i risultati ottenuti rientrano nei limiti costruttivi. In condizioni di crociera l'escursione dell'equilibratore dovrebbe essere nulla, tuttavia risulta esserci una leggera discrepanza poiché dal grafico si ottiene  $\delta_e = -0.18^\circ$ ; ciò è la conseguenza delle semplificazioni fatte (come  $a = a_w$ ). Si osservi inoltre che la pendenza della retta  $\delta_e$  dipende dal margine statico, se quest'ultimo aumenta allora anche la pendenza della retta diventa più grande in modulo, mentre se il margine statico diminuisce allora la retta  $\delta_e$  tende a diventare parallela all'asse x finché quando il margine statico è nullo essa diventa orizzontale. Ciò è coerente in quanto sta a significare che se il velivolo possiede una ridotta stabilità allora saranno necessari momenti di controllo più piccoli per passare da una condizione di equilibrio all'altra e questo si traduce in escursioni più ridotte dell'equilibratore, viceversa se il margine statico aumenta allora sarà necessaria una maggiore escursione dell'equilibratore per andare da  $C_{L,min}$  a  $C_{L,max}$ .

### 5.3 Stabilità statica direzionale

Si consideri un velivolo in condizioni di equilibrio che viene investito da una perturbazione tale da provocare una variazione positiva dell'angolo di derapata  $\beta$ , affinché esso possieda stabilità laterale è necessario che si generi un momento di imbardata positivo ( $N > 0$ ) tale da annullare l'imbardata del velivolo e portare il sistema body allineato con la terna vento. In termini matematici ciò significa richiedere che  $\partial N / \partial \beta > 0$ , tuttavia in maniera analoga a quanto fatto per la stabilità longitudinale è possibile esprimere tale condizione in termini del coefficiente di momento di imbardata ( $C_N$ ) ed in tal caso la condizione di stabilità direzionale si esprime come

$$C_{N\beta} = \frac{\partial C_N}{\partial \beta} > 0 \quad (5.53)$$

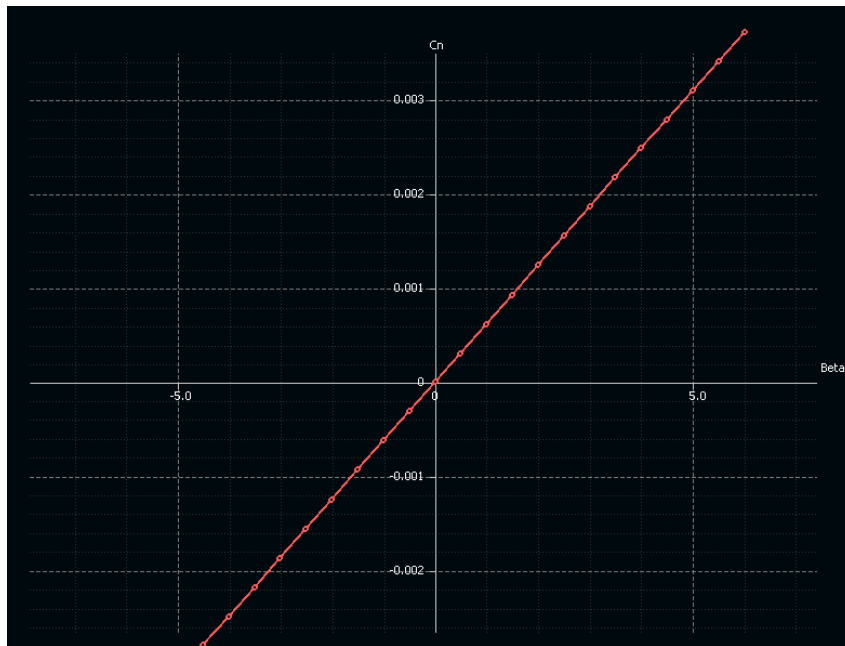
Tale condizione prende il nome di rigidità di imbardata positiva. In condizione di comandi bloccati  $C_{N\beta}$  può essere espresso nel modo seguente

$$C_{N\beta} = \left(\frac{V_{VT}}{V_\infty}\right)^2 \cdot \overline{V}_V \cdot a_{VT} \cdot \left(1 - \frac{\partial\sigma}{\partial\beta}\right) \quad (5.54)$$

Dove  $V_{VT}$  è il modulo della velocità locale sull'impennaggio verticale,  $\overline{V}_V$  è il rapporto volumetrico dell'impennaggio verticale mentre  $\partial\sigma/\partial\beta$  esprime la variazione del sidewash in funzione dell'angolo di derapata, in particolare per sidewash s'intende l'effetto che provoca la variazione nella direzione locale della corrente a seguito della presenza dell'ala, della fusoliera e di eventuali eliche. I valori assunti da  $\partial\sigma/\partial\beta$  sono generalmente molto inferiori ad uno, perciò si può concludere che  $C_{N\beta}$  è sempre positivo e con ciò la stabilità statica direzionale è garantita senza dover approfondire ulteriormente l'argomento. Per completezza si definisce il rapporto volumetrico dell'impennaggio verticale

$$\overline{V}_V = \frac{S_{VT} \cdot L_{VT}}{S \cdot b} \quad (5.55)$$

Dalle equazioni (5.54) e (5.55) si può osservare che al crescere della superficie dell'impennaggio verticale e del suo braccio rispetto il baricentro del velivolo si otterrà un incremento di  $C_{N\beta}$  da cui segue un aumento della stabilità direzionale del velivolo. Utilizzando XFLR5 è possibile ottenere la polare  $\langle C_N, \beta \rangle$  del prototipo la quale è mostrata in Figura 5.48.



**Figura 5.48.** Polare  $\langle C_N, \beta \rangle$  del prototipo ottenuta con XFLR5



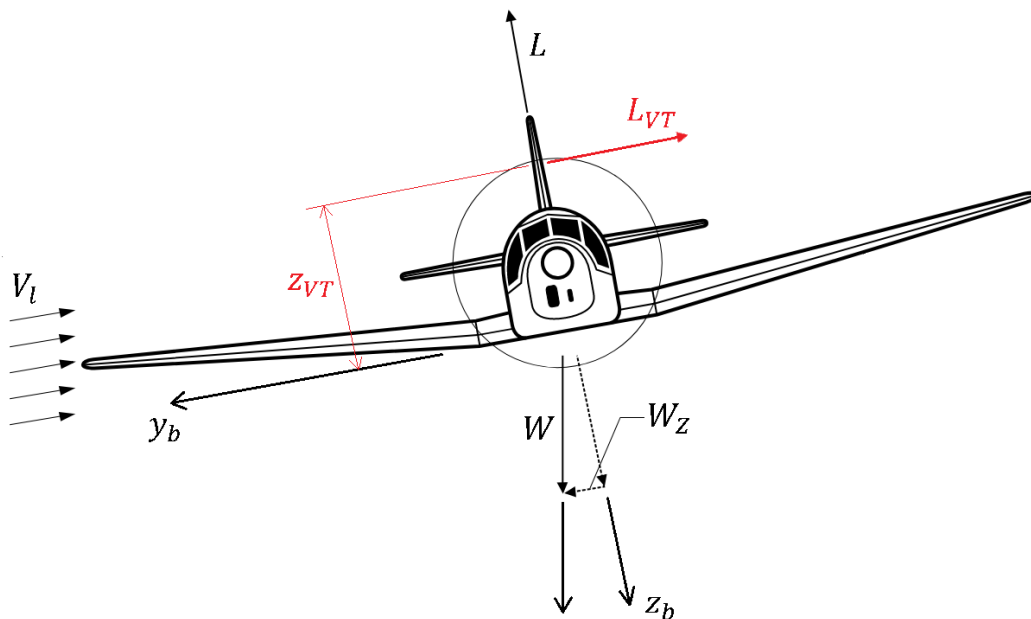
Utilizzando la polare ottenuta ed osservando che l'andamento è lineare si può calcolare  $C_{N\beta}$

$$C_{N\beta} = \frac{C_{N\beta=5^\circ} - C_{N\beta=0^\circ}}{5^\circ - 0^\circ} = \frac{0.00310 - 0}{0.0873 \text{ rad}} = 0.0355$$

Che come si può osservare  $C_{N\beta}$  soddisfa la condizione (5.53), perciò si può concludere che il velivolo possiede stabilità statica direzionale.

## 5.4 Stabilità statica laterale

Si consideri un velivolo in condizioni di volo equilibrato, a seguito di una perturbazione esso subisce una variazione positiva dell'angolo di rollio  $\Phi$  la quale fa in modo che la componente del peso  $W_Z$  non sia equilibrata da nessun'altra forza, di conseguenza si genererà una traslazione laterale del velivolo (vedi Figura 5.49). Come conseguenza il velivolo vedrà comparire una velocità laterale ( $V_l$ ) la quale sommata vettorialmente alla  $V_\infty$  darà origine ad una variazione positiva dell'angolo di derapata ( $\Delta\beta > 0$ ) e di conseguenza l'impennaggio verticale genererà una portanza  $L_{VT}$  diretta come in Figura 5.49. La forza  $L_{VT}$  ha un certo braccio ( $z_{VT}$ ) rispetto il baricentro del velivolo, di conseguenza darà origine ad un momento di rollio negativo ( $\Delta L < 0$ ) tale da riportare le semiali livellate e di conseguenza il velivolo nella condizione precedente al disturbo.



**Figura 5.49.** Schema delle forze sul velivolo a seguito di una perturbazione attorno l'asse di rollio

Analogamente a quanto fatto nel caso della stabilità longitudinale e direzionale si può trattare il problema considerando il coefficiente di momento di rollio ( $C_l$ ) piuttosto che il momento di rollio ( $L$ ), pertanto in termini matematici il criterio di stabilità laterale si esprime come

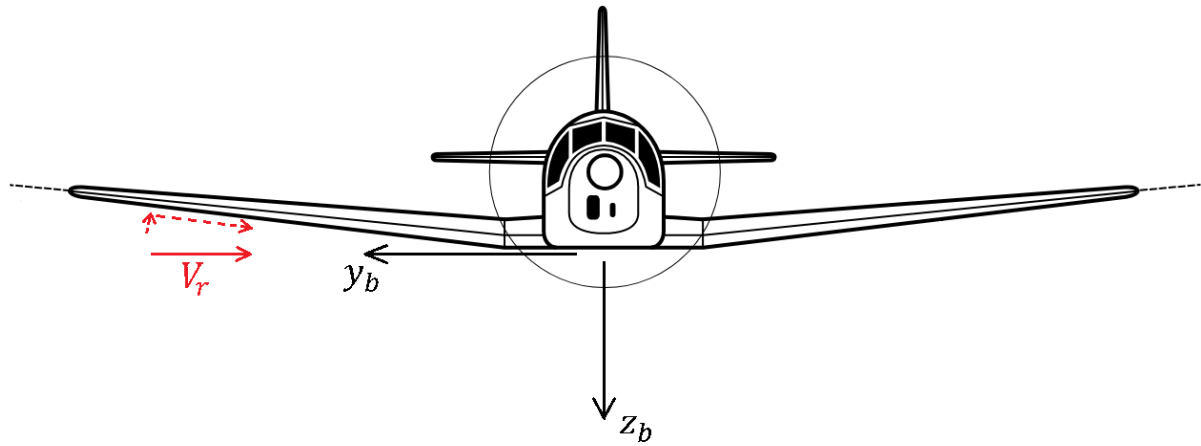
$$C_{l\beta} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta} < 0 \quad (5.56)$$

Il termine  $C_{l\beta}$  prende il nome di rigidezza di rollio e quantifica la capacità del velivolo di riportarsi con le ali livellate a seguito di una perturbazione attorno l'asse di rollio, di conseguenza rappresenta un indice della sua stabilità statica laterale. Il contributo dell'impennaggio verticale al coefficiente di momento di rollio del velivolo è ottenibile dalla seguente equazione

$$C_{lVT} = - \left( \frac{V_{VT}}{V_\infty} \right)^2 \cdot \frac{S_{VT} \cdot z_{VT}}{S \cdot b} \cdot a_{VT} \cdot \left( 1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \beta \quad (5.57)$$

Ci si limita anche in questo caso ad osservare che al crescere di  $S_{VT}$  e  $z_{VT}$  si ha una diminuzione di  $C_{lVT}$  e di conseguenza di  $C_{l\beta}$ , come risultato il velivolo acquisirà maggiore stabilità laterale. Un secondo contributo alla rigidezza di rollio è l'angolo diedro, si consideri un velivolo con  $\Gamma > 0$  investito da una raffica laterale  $V_r$  proveniente dall'ala destra tale da generare una variazione positiva dell'angolo di derapata ( $\Delta\beta > 0$ ). In riferimento alla Figura 5.50,  $V_r$  la si può scomporre in una componente normale e una tangenziale alla semiala, la componente normale si sommerà vettorialmente alla  $V_\infty$  generando come effetto un aumento dell'angolo d'attacco della semiala di destra rispetto la velocità relativa, contemporaneamente la semiala di destra sperimenterà un aumento dell'angolo d'attacco rispetto la velocità relativa, come conseguenza si genererà un momento di rollio negativo ( $\Delta L < 0$ ) che tenderà a livellare le due semiali riportando il velivolo nella situazione precedente al disturbo. Si noti inoltre che l'angolo diedro genera anche un momento di imbardata, infatti essendo la semiala di destra soggetta ad un aumento dell'angolo di attacco si avrà contemporaneamente un incremento del coefficiente di resistenza di quest'ultima, viceversa la semiala di sinistra sperimenterà una diminuzione del coefficiente di resistenza, come conseguenza si avrà un momento di imbardata positivo. In definitiva un valore positivo dell'angolo diedro favorisce la stabilità al rollio, dal riferimento [4]

risulta che valori tipici dell'angolo diedro per velivoli subsonici sono tra  $2^\circ$ ÷ $4^\circ$ , si è scelto perciò di adottare  $\Gamma = 2^\circ$ .



**Figura 5.50.** Effetto dell'angolo diedro a seguito di una perturbazione laterale

Anche in questo caso utilizzando XFLR5 si può ottenere la polare  $\langle C_l, \beta \rangle$  del prototipo la quale è rappresentata in Figura 5.51.



**Figura 5.51.** Polare  $\langle C_l, \beta \rangle$  del prototipo ottenuta con XFLR5

Utilizzando la polare in Figura 5.51 ed osservando che l'andamento è lineare si può calcolare  $C_{N\beta}$  come segue

$$C_{l_\beta} = \frac{C_{l_\beta=5^\circ} - C_{l_\beta=0^\circ}}{5^\circ - 0^\circ} = \frac{-0.00166 - 0}{0.0873 \text{ rad}} = -0.0190$$

Che come si può osservare  $C_{l_\beta}$  soddisfa la condizione (5.56), perciò si può concludere che il velivolo possiede stabilità statica laterale.

# Conclusioni e sviluppi futuri

L'obiettivo della tesi era la progettazione e il dimensionamento di un prototipo di aeromodello radiocomandato sulla base del regolamento dell'Air Cargo Challenge 2017, in particolare nel primo capitolo è stato analizzato il regolamento allo scopo di identificare i requisiti imposti dalla competizione e successivamente sono state prese in analisi le prestazioni realizzate dai team concorrenti in una sessione di volo dell'ACC2017, tuttavia si sottolinea la difficoltà nel reperire dati relativi ad ulteriori sessioni di volo il che avrebbe permesso una migliore conoscenza delle prestazioni realizzate dai concorrenti. Il passo successivo è stato la scelta della configurazione di base nella quale ha avuto un ruolo determinante il confronto tra le configurazioni adottate dai vari team. A questo punto è stata effettuata una stima della massa del prototipo, in questa fase è stato difficile stimare la massa dell'ala e del piano di coda poiché solitamente ciò viene fatto utilizzando metodi empirici sviluppati a partire dalla conoscenza di velivoli con caratteristiche simili, la mancanza di dati relativi a velivoli simili a quello che si vuole progettare ha reso impossibile l'utilizzo di tali metodi. Per ovviare a questo problema si è deciso di modellare tali componenti in SolidWorks adottando geometrie e dimensioni simili a quelle utilizzate dagli altri team, nonostante ciò abbia richiesto diverso tempo ha permesso di disporre fin da subito di un modello CAD del prototipo. Al capitolo tre sono state analizzate le prestazioni dell'apparato propulsivo ed è stata descritta la teoria del decollo allo scopo di poter poi dimensionare la superficie alare affinché permettesse di soddisfare il requisito imposto dal regolamento di decollare in 60 metri. È necessario tuttavia evidenziare i limiti del metodo adottato, le prestazioni dell'apparato propulsivo sono influenzate da molteplici fattori che non sono stati tenuti in considerazione i quali sono per esempio la temperatura di esercizio, le dissipazioni ohmiche e lo stato di salute della batteria. Per quanto riguarda la teoria del decollo è opportuno sottolineare che le semplificazioni fatte per poter risolvere l'equazione (3.9) hanno introdotto inevitabilmente un errore nel risultato finale che in fase di progettazione preliminare può essere ritenuto accettabile, tuttavia risulterebbe interessante poter utilizzare l'equazione (3.9) in futuro per ottenere una stima accurata della massa del velivolo e quindi del payload trasportabile, a tal scopo sarà opportuno eliminare le semplificazioni fatte al fine di ottenere un modello più accurato. Il capitolo quattro prosegue con il dimensionamento delle superfici aerodinamiche, in alcuni casi sono state fatte delle scelte svantaggiose dal punto di vista aerodinamico ma atte a

semplificare la progettazione strutturale, tuttavia nulla vieta che in fase di progettazione avanzata si decida di rivedere tali scelte al fine di ottimizzare le performance del velivolo. Inoltre, come riscontrato al sottoparagrafo 4.4.3 il piano orizzontale può essere soggetto al fenomeno del *deep stall*, tale fenomeno non è indagabile con modelli teorici ma richiede uno studio approfondito del problema mediante metodi più avanzati come la CFD. Al capitolo cinque è stata affrontato lo studio di stabilità statica allo scopo di garantire la controllabilità e la manovrabilità del velivolo, anche in questo caso si è reso necessario introdurre delle semplificazioni all'interno delle equazioni ma grazie a XFLR5 è stato possibile verificare i risultati ottenuti per via teorica evidenziando l'accettabilità delle assunzioni fatte. Si osservi però che i risultati ottenuti sono validi solo se il posizionamento delle masse e il valore di queste sono in accordo con quelli in Figura 5.41, infatti come sottolineato al paragrafo 2.3 la massa di alcuni componenti è stata stimata e di conseguenza potrà subire delle variazioni nel corso del progetto, in tal caso sarà necessario ripetere le procedure descritte al capitolo 5 ottenendo così nuovi risultati. Inoltre, lo studio di stabilità affrontato ha permesso di progettare un velivolo capace di ritornare autonomamente in condizioni di volo equilibrato a seguito di una perturbazione esterna, nulla però si sa su come evolve nel tempo il sistema e quindi se le oscillazioni tenderanno a convergere attorno la posizione di equilibrio oppure no; questa caratteristica è oggetto di studio della stabilità dinamica. Quest'ultima non è stata presa in esame ma risulterebbe utile affrontarla poiché fornirebbe importanti informazioni aggiuntive sul comportamento del velivolo.

# Appendice A

| Elica:      | Gas       | Corrente (DC) | Tensione (DC) | Potenza elettrica | Efficienza  | Spinta     |             | Spinta specifica |             |
|-------------|-----------|---------------|---------------|-------------------|-------------|------------|-------------|------------------|-------------|
| rpm         | %         | A             | V             | W                 | %           | g          | oz          | g/W              | oz/W        |
| 1000        | 11        | 0.2           | 11.1          | 2.4               | 36.7        | 41         | 1.5         | 17.5             | 0.62        |
| 1500        | 17        | 0.5           | 11.1          | 5.3               | 54.8        | 93         | 3.3         | 17.5             | 0.62        |
| 2000        | 22        | 1.0           | 11.1          | 10.5              | 66.0        | 166        | 5.8         | 15.8             | 0.56        |
| 2500        | 28        | 1.7           | 11.1          | 18.7              | 72.5        | 259        | 9.1         | 13.9             | 0.49        |
| 3000        | 34        | 2.8           | 11.0          | 30.7              | 76.2        | 372        | 13.1        | 12.1             | 0.43        |
| 3500        | 41        | 4.4           | 11.0          | 47.5              | 78.2        | 507        | 17.9        | 10.7             | 0.38        |
| <b>4000</b> | <b>47</b> | <b>6.4</b>    | <b>11.0</b>   | <b>69.9</b>       | <b>79.2</b> | <b>662</b> | <b>23.4</b> | <b>9.5</b>       | <b>0.33</b> |
| <b>4500</b> | <b>54</b> | <b>9.2</b>    | <b>10.9</b>   | <b>99.0</b>       | <b>79.7</b> | <b>838</b> | <b>29.6</b> | <b>8.5</b>       | <b>0.30</b> |
| 5000        | 62        | 12.7          | 10.9          | 135.8             | 79.7        | 1035       | 36.5        | 7.6              | 0.27        |
| 5500        | 69        | 17.1          | 10.8          | 181.3             | 79.4        | 1252       | 44.2        | 6.9              | 0.24        |
| 6000        | 77        | 22.5          | 10.7          | 236.7             | 79.0        | 1490       | 52.5        | 6.3              | 0.22        |
| 6500        | 86        | 29.2          | 10.6          | 303.1             | 78.4        | 1748       | 61.7        | 5.8              | 0.20        |
| 7000        | 95        | 37.4          | 10.4          | 381.6             | 77.8        | 2028       | 71.5        | 5.3              | 0.19        |
| 7223        | 100       | 42.0          | 10.3          | 424.8             | 77.1        | 2159       | 76.2        | 5.1              | 0.18        |

## Prestazioni AXI Gold 2826/10 V2

```
%CALCOLO RENDIMENTO ELICA IN FUNZIONE DEL RAPPORTO DI AVANZAMENTO
clear all
%Dati reperibili al link: https://www.apcprop.com/files/PER3_13x7.dat
J=[0.00 0.03 0.05 0.08 0.11 0.13 0.16 0.18 0.21 0.24 0.26 0.29 0.32 0.34
0.37 0.39 0.42 0.45 0.47 0.50 0.53 0.55 0.58 0.60 0.63 0.66 0.68 0.71 0.74
0.76];
eta=[0.0000 0.0642 0.1257 0.1847 0.2409 0.2945 0.3452 0.3932 0.4382 0.4803
0.5193 0.5553 0.5879 0.6171 0.6429 0.6651 0.6838 0.6993 0.7116 0.7210
0.7280 0.7326 0.7347 0.7327 0.7256 0.7081 0.6701 0.5934 0.4297 -0.0005];
%Interpolazione dati
coeff_eta=polyfit(J,eta,15);
x_J=linspace(0,J(end),100);
y_eta=polyval(coeff_eta,x_J);
figure(1)
plot(x_J,y_eta,'r-',J,eta,'bo',[0 J(end)],[0 0],'k-',[0 0],[0 1],'k-')
xlabel('J')
ylabel('\eta_p')
title('Rendimento elica APC 13x7 in funzione del rapporto di
funzionamento')
axis([0 J(end) 0 1])
grid on
grid minor

%CALCOLO POTENZA MECCANICA EROGATA DAL MOTORE IN FUNZIONE DEL NUMERO DI
GIRI MOTORE
%Dati ottenuti dal software eCalc e reperibili in appendice A della tesi
RPM=[1000 1500 2000 2500 3000 3500 4000 4500 5000 5500 6000 6500 7000
7223];
```

```

P_E=[2.4 5.3 10.5 18.7 30.7 47.5 69.9 99.0 135.8 181.3 236.7 303.1 381.6
424.8];
n_m=[0.367 0.548 0.660 0.725 0.762 0.782 0.792 0.797 0.797 0.794 0.790
0.784 0.778 0.771];
%Interpolazione dati
P_S=P_E.*n_m;
coeff_P_S=polyfit(RPM,P_S,3);
x_RPM=linspace(0,RPM(end),100);
y_P_S=polyval(coeff_P_S,x_RPM);
figure(2)
plot(x_RPM,y_P_S,'r-',RPM,P_S,'bo',[0 RPM(end)],[0 0],'k-',[0 0],[0
max(P_S)+0.1*max(P_S)],'k-')
xlabel('RPM [1/(60s)]')
ylabel('P_S [W]')
title('Potenza meccanica erogata dal motore in funzione del numero di giri
motore')
axis([0 RPM(end) 0 max(P_S)+0.1*max(P_S)])
grid on
grid minor
hold off

%POTENZA DISPONIBILE IN FUNZIONE DI V_INF PARAMETRIZZATA RISPETTO AD RPM
%Le variabili verranno rinominate con _param per distinguerle da quelle
usate sopra
D=0.3302;
figure(3)
%RPM=4000
RPM_param=4000;
n=RPM_param/60;
P_S_param=polyval(coeff_P_S,RPM_param);
V_param=linspace(0,17,100);
J_param=V_param./(n*D);
eta_param=polyval(coeff_eta,J_param);
P_A_param=eta_param.*P_S_param;
plot(V_param,P_A_param,'b-');
%RPM=5500
RPM_param=5500;
n=RPM_param/60;
P_S_param=polyval(coeff_P_S,RPM_param);
V_param=linspace(0,23.5,100);
J_param=V_param./(n*D);
eta_param=polyval(coeff_eta,J_param);
P_A_param=eta_param.*P_S_param;
hold on
plot(V_param,P_A_param,'r-');
%RPM=6500
RPM_param=6500;
n=RPM_param/60;
P_S_param=polyval(coeff_P_S,RPM_param);
V_param=linspace(0,27.5,100);
J_param=V_param./(n*D);
eta_param=polyval(coeff_eta,J_param);
P_A_param=eta_param.*P_S_param;
plot(V_param,P_A_param,'m-');
%RPM=7000
RPM_param=7000;
n=RPM_param/60;

```



```

P_S_param=polyval(coeff_P_S,RPM_param);
V_param=linspace(0,30.5,100);
J_param=V_param./(n*D);
eta_param=polyval(coeff_eta,J_param);
P_A_param=eta_param.*P_S_param;
plot(V_param,P_A_param,'c-');
%RPM=7223
RPM_param=7223;
n=RPM_param/60;
P_S_param=polyval(coeff_P_S,RPM_param);
V_param=linspace(0,30.5,100);
J_param=V_param./(n*D);
eta_param=polyval(coeff_eta,J_param);
P_A_param=eta_param.*P_S_param;
plot(V_param,P_A_param,'g-');
title('Potenza disponibile in funzione della velocità parametrizzata
rispetto RPM')
xlabel('V_\infty [m/s]')
ylabel('P_A [W]')
axis([0 35 0 300])
legend('RPM=4000','RPM=5500','RPM=6500','RPM=7000','RPM=7223')
grid on
grid minor
hold off
V_7223=V_param;
P_A_7223=P_A_param;

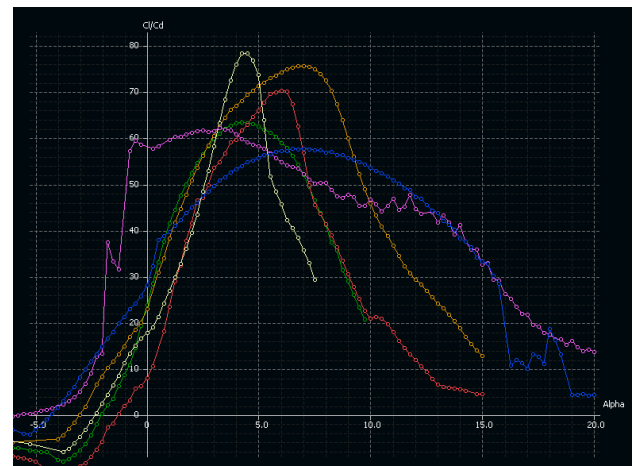
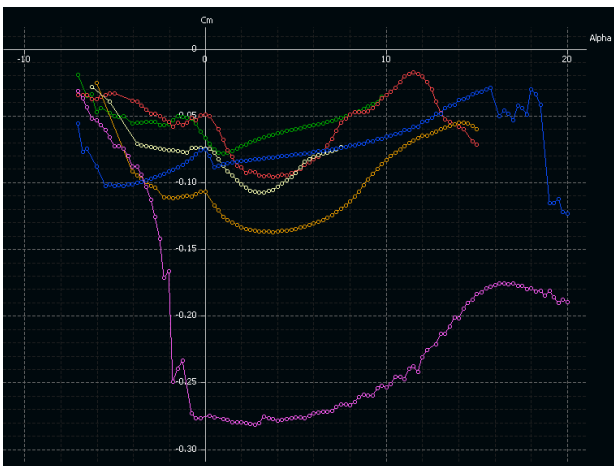
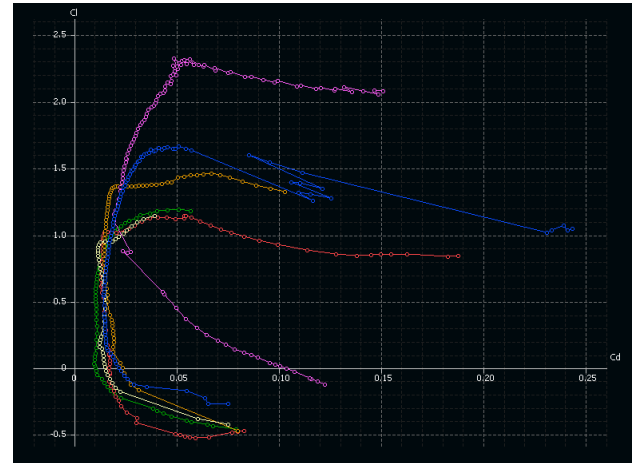
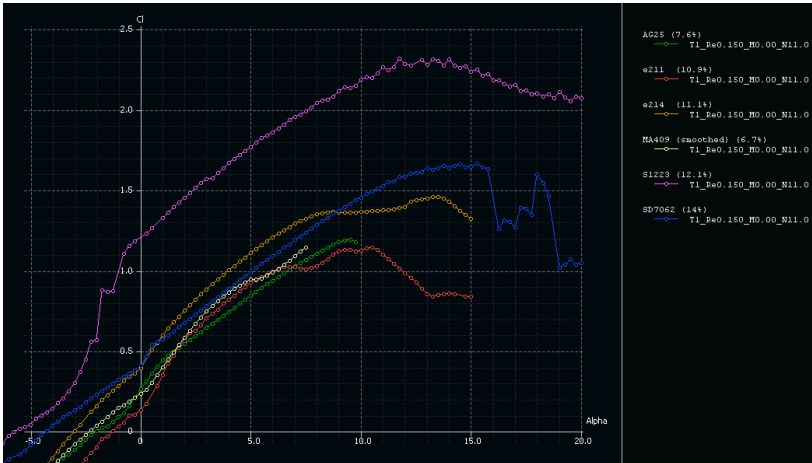
%PRESTAZIONI DI DECOLLO A RPM=7223
coeff_P_A=polyfit(V_7223,P_A_7223,15);
%y=polyval(coeff_P_A,V_param);
%hold on
%plot(V_param,y,'k-')
%hold off
a_0=coeff_P_A(1,1);
a_1=coeff_P_A(1,2);
a_2=coeff_P_A(1,3);
a_3=coeff_P_A(1,4);
a_4=coeff_P_A(1,5);
a_5=coeff_P_A(1,6);
a_6=coeff_P_A(1,7);
a_7=coeff_P_A(1,8);
a_8=coeff_P_A(1,9);
a_9=coeff_P_A(1,10);
a_10=coeff_P_A(1,11);
a_11=coeff_P_A(1,12);
a_12=coeff_P_A(1,13);
a_13=coeff_P_A(1,14);
a_14=coeff_P_A(1,15);
a_15=coeff_P_A(1,16);
fun=@(v)
v.^2./(a_0*v.^15+a_1*v.^14+a_2*v.^13+a_3*v.^12+a_4*v.^11+a_5*v.^10+a_6*v.^
9+a_7*v.^8+a_8*v.^7+a_9*v.^6+a_10*v.^5+a_11*v.^4+a_12*v.^3+a_13*v.^2+a_14*
v+a_15);
M=14.5;
V_LOF_Array=[];
x_R_Array=[];
for V_LOF=1:0.5:14

```

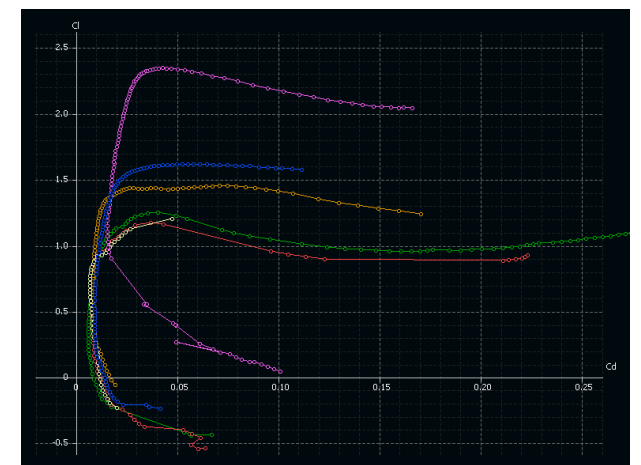
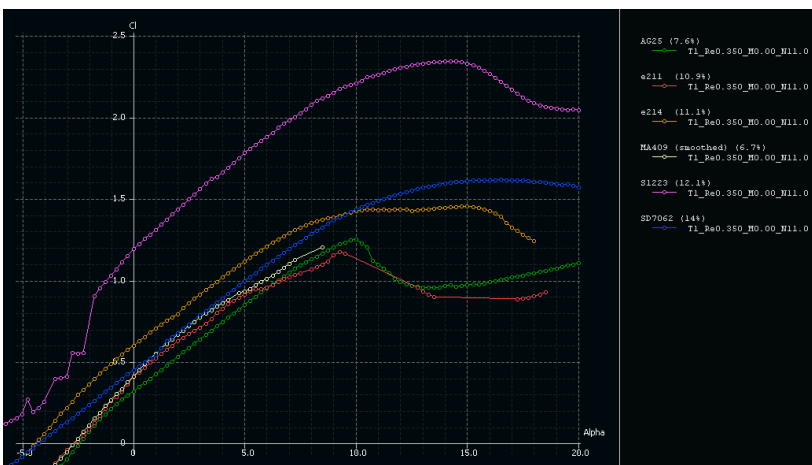
```
sol=integral(fun,1,V_LOF);
x_R=M*sol;
V_LOF_Array=[V_LOF_Array V_LOF];
x_R_Array=[x_R_Array x_R];
end
coeff_x_R=spline(V_LOF_Array,x_R_Array);
V_LOF_spline=linspace(1,14,100);
x_R_spline=ppval(coeff_x_R,V_LOF_spline);
figure(4)
plot(11.9535,60,'b*',V_LOF_spline,x_R_spline,'r-')
title('Distanza di decollo in funzione della velocità di decollo')
xlabel('V_L_O_F [m/s]')
ylabel('x_R [m]')
axis([0 15 0 80])
legend('Target di progetto')
grid on
grid minor

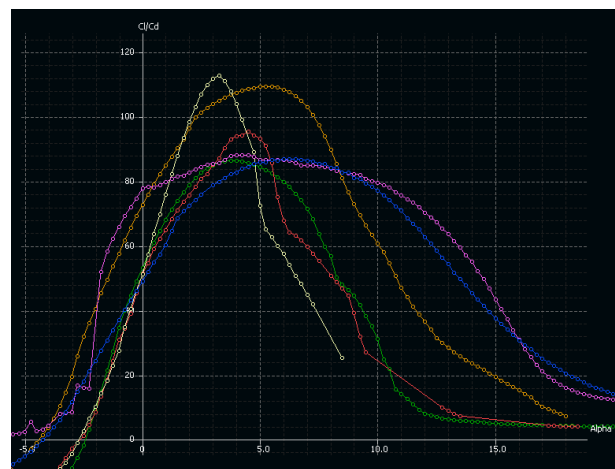
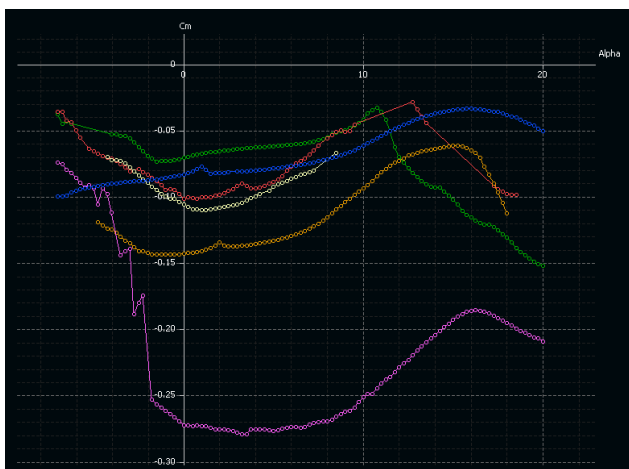
%End script
```

# Appendice B

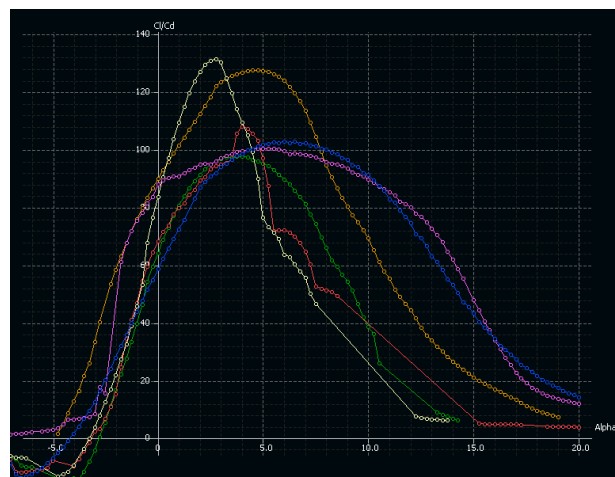
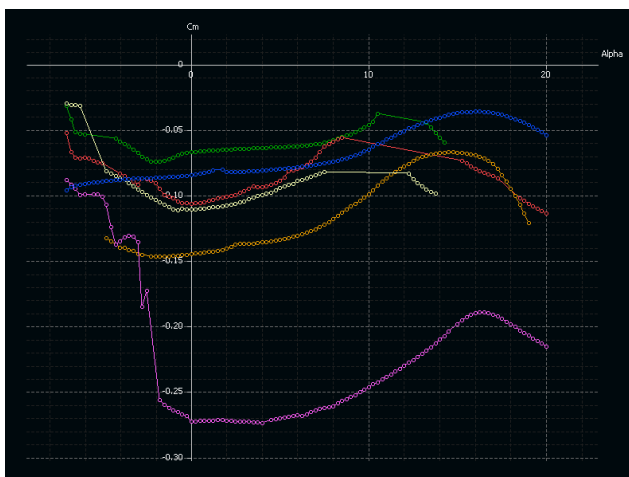
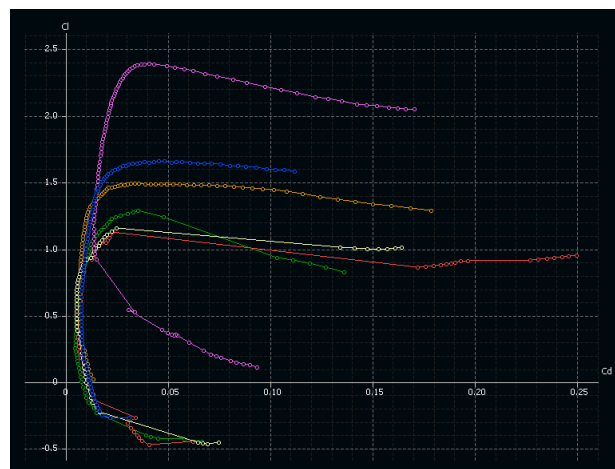
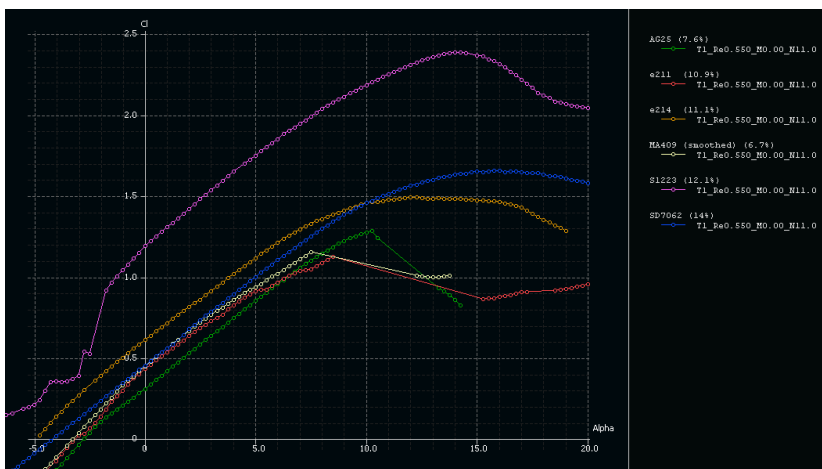


*Confronto profili a  $Re = 150\,000$  e  $N_{crit} = 11$*

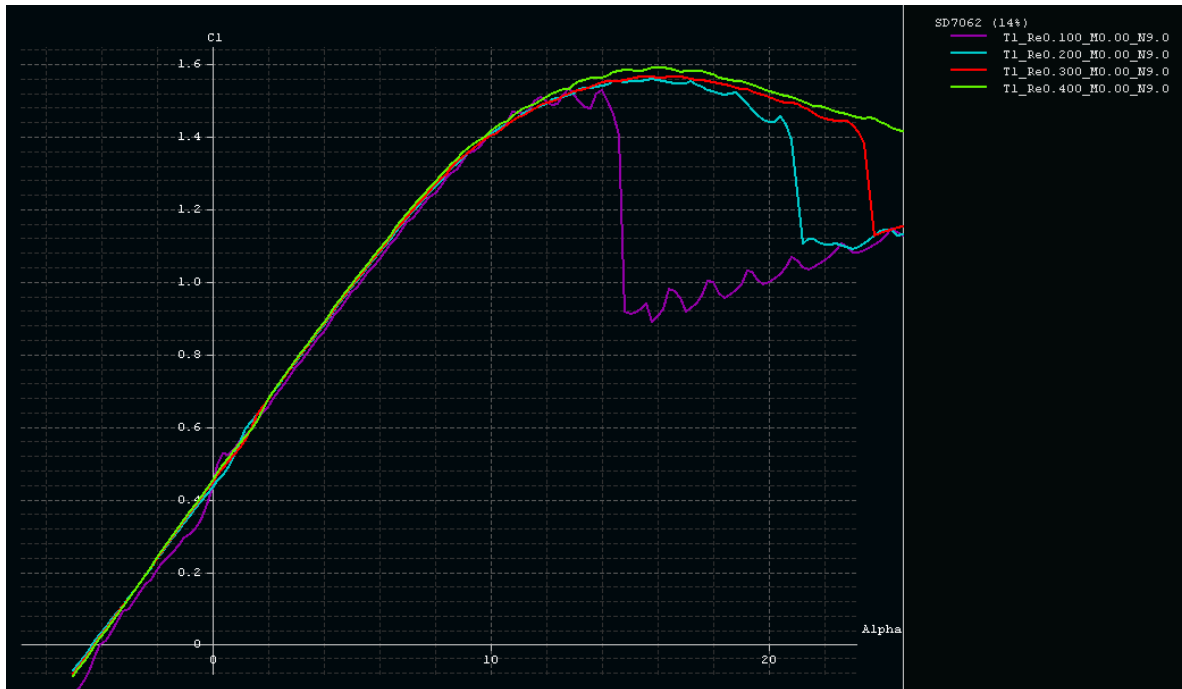




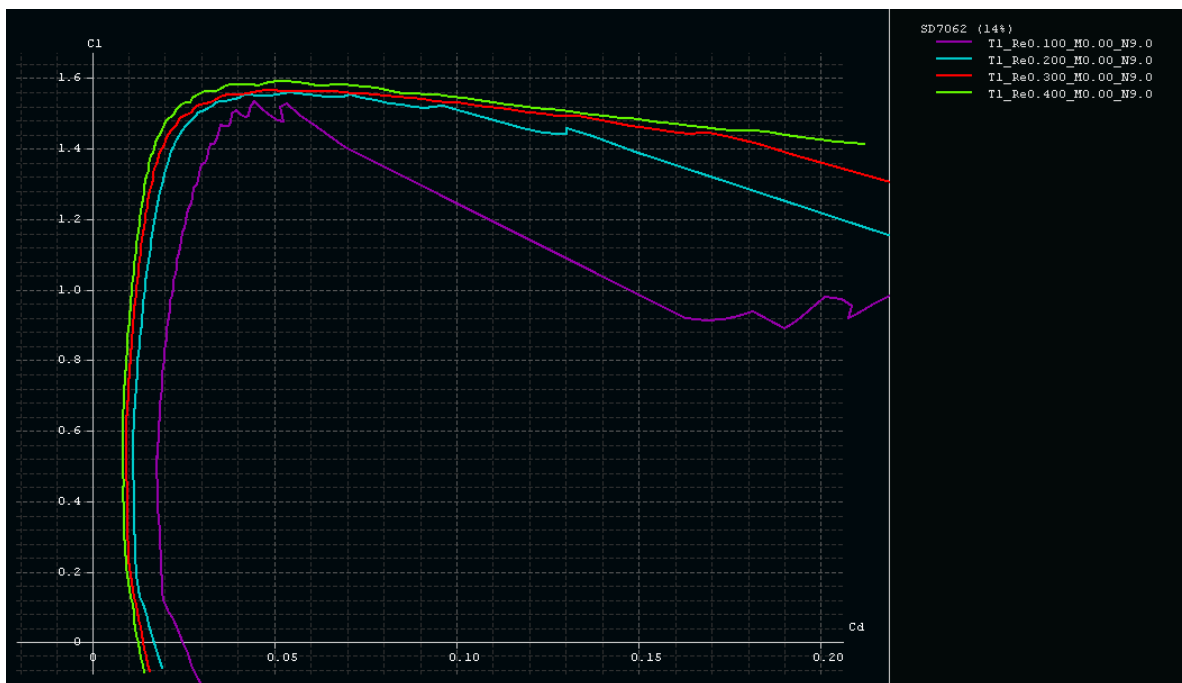
Confronto profili a  $Re = 350\,000$  e  $N_{crit} = 11$



Confronto profili a  $Re = 550\,000$  e  $N_{crit} = 11$

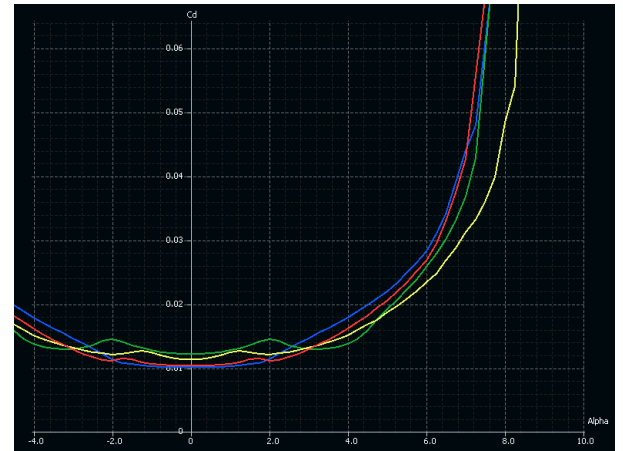
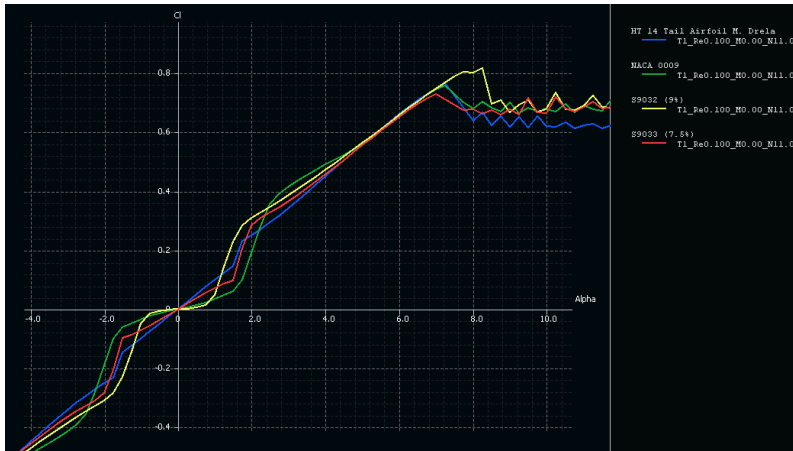


Polare  $\langle C_l, \alpha \rangle$  dell'SD7062 per  $Re = 100\,000$ ,  $Re = 200\,000$ ,  $Re = 300\,000$  e  $Re = 400\,000$

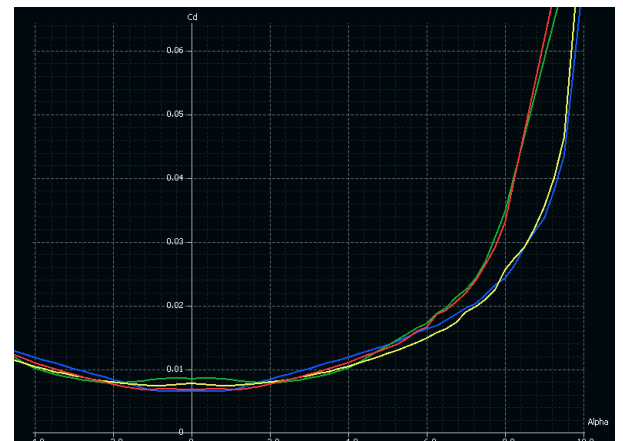


Polare  $\langle C_l, C_d \rangle$  dell'SD7062 per  $Re = 100\,000$ ,  $Re = 200\,000$ ,  $Re = 300\,000$  e  $Re = 400\,000$

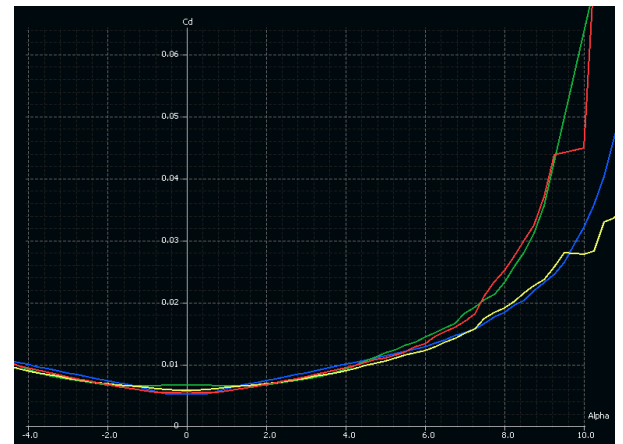
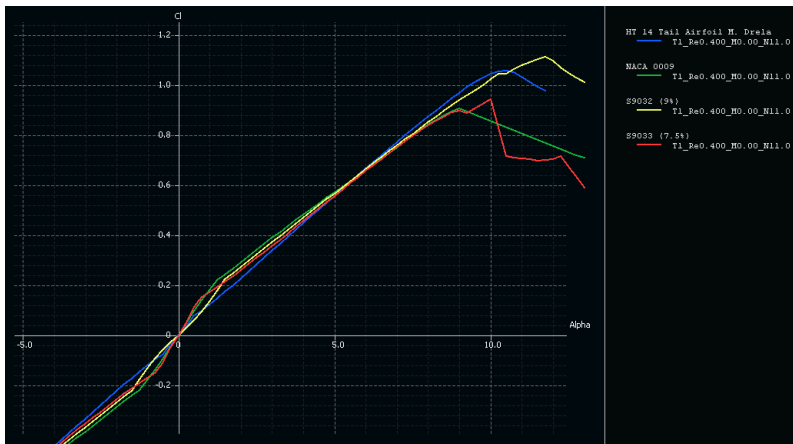
# Appendice C



Confronto profili a  $Re = 100\,000$  e  $N_{crit} = 11$



Confronto profili a  $Re = 250\,000$  e  $N_{crit} = 11$



Confronto profili a  $Re = 400\,000$  e  $N_{crit} = 11$

# Riferimenti bibliografici

- [1] Christopher A. Lyon, Andy P. Broeren, Philippe Giguère, Ashok Gopalarathnam, and Michael S. Selig. *Summary of Low-Speed Airfoil Data, Volume 3*.
- [2] John D. Anderson, Jr (2012). *Aircraft performance and design*. McGraw-Hill Companies.
- [3] H. Glauert, (1948). *The elements of aerofoil and airscrew theory* (2th ed). University Press.
- [4] Daniel P. Raymer (1992). *Aircraft Design A Conceptual Approach* (2th ed). American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Washington, DC.
- [5] Stelio Frati (1946). *The glider*. Ulrico Hoepli Milano.
- [6] David A. Caughey (2011). *Introduction to Aircraft Stability and Control*. Ithaca

## Siti web

- [7] [www.acc2017.com](http://www.acc2017.com)
- [8] <https://www.modelmotors.cz/product/detail/231/>
- [9] <https://www.apcprop.com/product/13x7/>
- [10] [https://www.apcprop.com/files/PER3\\_13x7.dat](https://www.apcprop.com/files/PER3_13x7.dat)
- [11] <https://www.ecalc.ch/motorcalc.php>
- [12] [https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5\\_v6.01\\_Beta\\_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf](https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf)