

ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE
CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

-Sede di Forlì-

TESI DI LAUREA

In
Strutture e Materiali Aerospaziali LM

**Dimensionamento preliminare di un *UAV* e progettazione di un
sistema di *folding wing***

CANDIDATO
Alberto Bardoscia

RELATORE
Ing. Enrico Troiani

CORRELATORE
Ing. Raimondo Alberto Bernabeo

Anno Accademico 2013/2014

Sessione I

Alla mia famiglia

Indice

<i>Obiettivi e finalità</i>	Pag. 13
<i>Capitolo 1 – Unmanned Aerial Vehicle (UAV)</i>	15
1. <i>Definizione</i>	15
2. <i>Storia dei velivoli non pilotati</i>	18
3. <i>Normative</i>	21
4. <i>Classificazione degli UAV</i>	25
<i>Capitolo 2 – Dimensionamento preliminare di un UAV</i>	30
1. <i>Introduzione</i>	30
1.1. <i>Conceptual Phase</i>	30
1.2. <i>Preliminary Design</i>	31
1.3. <i>Detail Design</i>	31
2. <i>Specifiche del progetto</i>	32
3. <i>Peso massimo al decollo</i>	35
4. <i>Carico di potenza e carico alare</i>	42
4.1. <i>Determinazione del carico di potenza</i>	42
4.2. <i>Determinazione del carico alare</i>	45
5. <i>Aerodinamica e geometria dell'ala</i>	48
5.1. <i>Scelta dei profili di ala e coda</i>	50
5.1.1. <i>Analisi dei profili</i>	50
5.2. <i>Geometria dell'ala</i>	54
5.3. <i>Geometria delle superfici di coda</i>	57
5.4. <i>Superfici di controllo</i>	59
6. <i>Polari dell'ala completa</i>	60
7. <i>Trittico UAV</i>	61

Capitolo 3 – Stima dei pesi e baricentro del velivolo	63
1. <i>Introduzione</i>	63
2. <i>Stima dei pesi</i>	64
3. <i>Stima del baricentro del velivolo</i>	68
Capitolo 4 – Layout finale e determinazione dei carichi di volo	72
1. <i>Configurazione finale del velivolo</i>	72
2. <i>Diagramma di manovra</i>	77
3. <i>Diagramma di bilanciamento statico dei piani di coda</i>	80
4. <i>Distribuzione dei carichi lungo la semiala</i>	82
4.1. <i>Momento aerodinamico distribuito sulla semiala</i>	84
4.2. <i>Momento aerodinamico distribuito sull'alettone</i>	85
4.3. <i>Momento introdotto dalle travi di coda</i>	85
4.4. <i>Andamento del momento torcente lungo la semiala</i>	86
Capitolo 5 – Dimensionamento della struttura alare	89
1. <i>Introduzione</i>	89
2. <i>Materiali utilizzati</i>	92
3. <i>Dimensionamento della struttura</i>	95
3.1. <i>Dimensionamento dei longheroni</i>	96
3.2. <i>Dimensionamento del rivestimento</i>	100
Capitolo 6 – Progettazione di un sistema di Folding Wing	104
1. <i>Introduzione</i>	104
2. <i>Sistemi per la riduzione degli ingombri utilizzati negli UAV</i>	106
2.1. <i>Metodo di separazione dell'ala</i>	107
2.2. <i>Metodi di folding wing</i>	107
2.3. <i>UAV ad ala dispiegabile</i>	109
3. <i>Progettazione concettuale di un sistema di separazione dell'ala</i>	111
4. <i>Progettazione concettuale di un sistema di folding wing</i>	114
4.1. <i>Definizione dei componenti</i>	115

4.1.1. <i>Maniglia a ripresa di sicurezza</i>	117
4.1.2. <i>Perni di bloccaggio</i>	118
4.1.3. <i>Braccio e cerniera di ripiegamento dell'ala</i>	119
<i>Capitolo 7 – Conclusioni</i>	122
<i>Appendice A – Caratteristiche dell'atmosfera standard in funzione della quota</i>	125
<i>Appendice B – Calcoli per la determinazione del peso massimo al decollo</i>	129
<i>B.1. Variazione del peso massimo al decollo in funzione del Payload</i>	129
<i>B.2. Variazione del peso massimo al decollo in funzione del Range</i>	130
<i>B.3. Variazione del peso massimo al decollo in funzione dell'Endurance</i>	131
<i>Bibliografia</i>	132

Elenco delle figure

0.1.	Il mercato degli <i>UAV</i> civili in Europa.	Pag. 13
1.1.	Architettura di un sistema <i>UAS</i> .	15
1.2.	Ground Control Station.	16
1.3.	Modello di un <i>Aerial Target</i> utilizzato nella Seconda Guerra Mondiale.	18
1.4.	Un <i>Firebee</i> in volo durante la Guerra del Vietnam.	19
1.5.	Un <i>RQ-1 Predator</i> (foto a sinistra) e un <i>RQ-4 Global Hawk</i> (foto a destra).	20
1.6.	Un <i>RQ-170 Sentinel</i> .	20
1.7.	Esempi di <i>UAV</i> utilizzati in applicazioni civili.	21
1.8.	Esempio di Nano <i>UAV</i> .	28
1.9.	<i>UAV</i> ad ala fissa, ala rotante, ala battente e <i>VTOL</i> .	29
2.1.	Configurazione iniziale per il progetto del velivolo <i>UAV</i> .	33
2.2.	<i>UAV</i> per il monitoraggio dei fenomeni vulcanici.	34
2.3.	<i>UAV 2SEAS-20</i> .	35
2.4.	Profilo di missione.	37
2.5.	Stima della superficie bagnata.	38
2.6.	Andamento del massimo <i>L/D</i> .	39
2.7.	Andamento del peso massimo al decollo in funzione della variazione di <i>payload</i> e <i>Range</i> .	41
2.8.	Rappresentazione <i>CAD</i> del motore.	45
2.9.	Stima della distanza di decollo e del parametro <i>TOP</i> .	47
2.10.	Forze agenti su un veicolo aereo.	49
2.11.	Geometria dei profili alari.	49
2.12.	Profilo <i>Clark Y</i> .	51
2.13.	Andamento dei coefficienti aerodinamici del profilo <i>Clark Y</i> .	52
2.14.	Profilo <i>NACA0012</i> .	53
2.15.	Andamento dei coefficienti aerodinamici del profilo <i>NACA0012</i> .	54
2.16.	Andamento di λ in funzione di $A_{c/4}$.	55
2.17.	Dimensionamento iniziale delle superfici di coda	57
2.18.	Linee guida per il dimensionamento degli alettoni.	59
2.19.	Ricostruzione dell'ala tramite <i>XFLR5</i> e valori dei coefficienti aerodinamici.	60

2.20.	Andamento dei coefficienti aerodinamici dell'ala completa.	61
2.21.	Trittico del velivolo <i>UAV</i> .	62
2.22.	Modello fotorealistico del velivolo <i>UAV</i> .	62
3.1.	Diagramma sulla variazione del baricentro.	64
3.2.	Distribuzione percentuale dei pesi.	67
3.3.	Distribuzione dei pesi dovuti alla struttura alare.	68
3.4.	Posizione di alcuni componenti utile per il calcolo del centro di gravità del velivolo.	69
3.5.	Posizione e geometria del carrello.	70
3.6.	Posizione del baricentro del velivolo.	71
4.1.	Trittico finale dell' <i>UAV</i> .	73
4.2.	<i>Rendering</i> fotorealistico del modello.	74
4.3.	<i>Layout CAD</i> del velivolo <i>UAV</i> .	75
4.4.	Dimensioni principali dell' <i>UAV</i> .	76
4.5.	Accelerazione agente su un velivolo <i>UAV</i> .	77
4.6.	Diagramma di manovra.	78
4.7.	Diagramma di manovra del velivolo <i>UAV</i> .	80
4.8.	Diagramma di bilanciamento statico del piano di coda dell' <i>UAV</i> .	81
4.9.	Distribuzione della portanza e della forza peso sul velivolo <i>UAV</i> .	82
4.10.	Andamento del taglio lungo la semi apertura alare.	83
4.11.	Andamento del momento lungo la semi-apertura alare.	84
4.12.	Andamento del momento torcente nel caso di coda deportante.	87
4.13.	Andamento del momento torcente nel caso di coda portante.	88
5.1.	Momento flettente sull'ala.	89
5.2.	Flessione.	90
5.3.	Pannello <i>sandwich</i> .	91
5.4.	Caratteristiche meccaniche principali del compensato di <i>Abete Douglas</i> .	93
5.5.	Caratteristiche meccaniche principali dell' <i>EPS</i> .	93
5.6.	Caratteristiche meccaniche principali della Fibra di vetro-S.	94
5.7.	Caratteristiche meccaniche principali della Balsa.	94
5.8.	Dimensioni del cassone alare.	95
5.9.	Schema della sezione trasversale dei longheroni alari.	96
5.10.	Andamento del taglio lungo la corda alare.	98
5.11.	Andamento dei flussi di taglio.	98
5.12.	Schema dell'area e dello spessore del cassone alare.	101

5.13.	Configurazione della struttura alare.	102
5.14.	Vista degli elementi strutturali dell'ala e dei materiali utilizzati.	103
6.1.	Un A-6 <i>Intruder</i> con ali ripiegate e particolare del meccanismo di <i>folding wing</i> .	105
6.2.	Aliante con sistema <i>folding wing</i> .	106
6.3.	Esempio di <i>Double fold UAV</i> : prima ad ala in posizione e sotto ad ala chiusa.	108
6.4.	Sequenza di dispiegamento delle ali del <i>Dreydon I2000</i> della NASA.	110
6.5.	<i>Prioria Maverick</i> : ala chiusa (foto in alto) ed ala dispiegata (in basso).	110
6.6.	Rappresentazione della semiala smontata.	111
6.7.	Particolare dell'ala incastrata.	112
6.8.	Vista esplosa del sistema di separazione dell'ala.	112
6.9.	Schema del sistema di separazione dell'ala.	113
6.10.	<i>Icon A-5</i> : ala in posizione e ripiegata.	114
6.11.	Particolare del meccanismo manuale di <i>folding wing</i> dell'A-5.	115
6.12.	Ala in posizione bloccata.	116
6.13.	Ala sbloccata e separata.	116
6.14.	Schema della maniglia di serraggio.	117
6.15.	Schema del perno di bloccaggio a molla.	118
6.16.	Schema del braccio per lo scivolamento dell'ala.	119
6.17.	Schema della cerniera.	119
6.18.	Particolare dell'incastro tra braccio e cerniera.	120
6.19.	Confronto tra ala ripiegata e dispiegata.	121
A.1.	Volume infinitesimo di aria.	126
B.1.	Andamento del peso massimo al decollo, peso a vuoto e peso del combustibile in funzione del <i>payload</i> .	129
B.2.	Andamento del peso massimo al decollo, a vuoto e del combustibile in funzione di <i>Range</i> e <i>Payload</i> .	130
B.3.	Andamento del peso massimo al decollo, a vuoto e del combustibile in funzione del <i>Range</i> e dell' <i>Endurance</i> .	131

Elenco delle tabelle

1.1.	FONTE: 2011 - 2012 UAS YEARBOOK - UAS: THE GLOBAL PERSPECTIVE - 9TH EDITION - JUNE 2011 - BLYENBURG & CO - WWW.UVS-INFO.COM - PAGE: 151/216.	Pag. 27
2.1.	Specifiche di progetto.	33
2.2.	Peso a vuoto su W_{TO}	36
2.3.	Frazione di peso per fase di missione	37
2.4.	Consumo specifico per aeromobili ad elica.	38
2.5.	Stima dei pesi del velivolo <i>UAV</i> .	42
2.6.	hp/W_{TO} in funzione di V_{max} (<i>mph</i>).	43
2.7.	Caratteristiche principali dei motori.	44
2.8.	Parametri principali per la determinazione della geometria dell'ala.	56
2.9.	Coefficienti volumetrici di coda.	58
2.10.	Dimensioni principali delle superfici di coda.	58
3.1.	Componenti di un velivolo per la stima dei pesi.	63
3.2.	Fattori di correzione per la stima dei pesi.	65
3.3.	Stima dei pesi dei singoli componenti e peso totale del velivolo.	66
3.4.	Calcolo del baricentro del velivolo <i>UAV</i> .	70
4.1.	Principali dimensioni dell' <i>UAV</i> .	74
4.2.	Calcolo delle velocità per la costruzione del diagramma di manovra.	79
4.3.	Portanza del piano di coda.	81
5.1.	Flussi di taglio e tensioni massime nei longheroni.	99
5.2.	Determinazione degli spessori del rivestimento.	101
6.1.	Principali caratteristiche della maniglia di serraggio.	117
A.1.	Caratteristiche dell'atmosfera standard.	127
B.1.	Valori dei pesi in funzione della variazione del <i>payload</i> .	129
B.2.	Valori dei pesi in funzione della variazione del <i>Range</i> .	130

B.3.	Valori dei pesi in funzione della variazione di <i>Range</i> e <i>Payload</i> .	130
B.4.	Valori dei pesi in funzione della variazione del <i>Range</i> per <i>Endurance</i> pari a 4 <i>h</i> .	131
B.5.	Valori dei pesi in funzione della variazione del <i>Range</i> per <i>Endurance</i> pari a 3 <i>h</i> .	131
B.6.	Valori dei pesi in funzione della variazione del <i>Range</i> per <i>Endurance</i> pari a 2 <i>h</i> .	131

Simboli e abbreviazioni

a_z	Accelerazione diretta verso l'alto
A	Area del cassone alare
A_s	Area della soletta
APR	Aeromobile a pilotaggio remoto
AR	Allungamento alare
AR_{wet}	Allungamento alare bagnato
b	Apertura alare
b_s	Larghezza della soletta del longherone
B	Rigidezza torsionale
c	Corda del profilo dell'ala
\bar{c}	Corda media aerodinamica
c_{root}	Corda del profilo alla radice dell'ala
c_{tip}	Corda del profilo all'estremità alare
C	Consumo specifico
C_{bhp}	Consumo specifico per velivoli ad elica
C_D	Coefficiente di resistenza
C_L	Coefficiente di portanza
C_m	Coefficiente di momento
CS o GCS	<i>Control Station</i> o <i>Ground Control Station</i>
D	Resistenza
E	<i>Endurance</i>
$EASA$	<i>European Aviation Safety Agency</i>
$ENAC$	Ente Nazionale Aviazione Civile
f	Larghezza della fusoliera
f_s	Fattore di sicurezza
F_p	Forza peso
g	Accelerazione gravitazionale
G	Modulo di elasticità trasversale
h_a	Lunghezza dell'anima del longherone

h_f	Posizione del baricentro della soletta
hp/W	Carico di potenza
<i>ICAO</i>	<i>International Civil Aviation Organization</i>
I_x, I_y	Momenti d'inerzia
<i>JAA</i>	<i>Joint Aviation Authorities</i>
L	Portanza
L_{HT}	Distanza tra il 25% della corda media del piano orizzontale di coda ed il 25% della corda media dell'ala
L_{VT}	Distanza tra il 25% della corda media del piano verticale di coda ed il 25% della corda media dell'ala
L/D	Rapporto portanza-resistenza
M	Momento aerodinamico
m_a	Momento flettente distribuito sulla semiala
M_f	Momento flettente
M_T	Momento torcente
n	Fattore di carico
P	Portanza
P_a	Perimetro del cassone alare
P_V	Portanza del velivolo
P_C	Portanza del piano di coda
q	Pressione dinamica
R	<i>Range</i>
$R(y)$	Carico di robustezza
Re	Numero di <i>Reynolds</i>
<i>ROA</i>	<i>Remotely Operated Aircraft</i>
<i>RPV</i>	<i>Remotely Controlled Vehicle</i>
S	Superficie alare
S_{HT}	Superficie del piano orizzontale di coda
S_{ref}	Superficie alare di riferimento
S_{VT}	Superficie del piano verticale di coda
S_{wet}	Superficie alare bagnata
t_a	Spessore dell'anima del longherone

t_r	Spessore del rivestimento dell'ala
t_s	Spessore della soletta del longherone
T	Forza di taglio
T/W	Rapporto spinta-peso
UAS	<i>Unmanned Aircraft System</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
V	Velocità di crociera
V_{max}	Velocità massima
V_s	Velocità di stallo
v_{HT}	Coefficiente volumetrico del piano orizzontale di coda
v_{VT}	Coefficiente volumetrico del piano di coda verticale
W	Peso
W_{empty}	Peso a vuoto
W_{fuel}	Peso del combustibile
$W_{payload}$	Peso del carico utile
W/S	Carico alare
W_{TO} o $MTOW$	Peso massimo al decollo
X_{CG}	Baricentro
\bar{Y}	Distanza della corda media aerodinamica da quella alla radice
Γ	Angolo diedro
η_p	Efficienza
$\Lambda_{c/4}$	Angolo di freccia al 25% della corda
Λ_{LE}	Angolo di freccia al bordo d'attacco
δ_a	Angolo di deflessione dell'alettone
ϑ	Angolo di torsione totale
$\Delta\vartheta$	Angolo di torsione
λ	Rapporto di rastremazione
μ	Viscosità dinamica del fluido
ρ	Densità dell'aria
σ_0	Tensione di rottura del materiale
σ	Tensione normale
σ_{amm}	Tensione normale ammissibile

τ	Tensione tangenziale
τ_{amm}	Tensione tangenziale ammissibile
ν	Viscosità cinematica del fluido

Obiettivi e finalità

L'utilizzo dei velivoli pilotati da remoto sta vedendo una sempre più ampia crescita, in quanto consente di svolgere determinati compiti, raggiungere precisi obiettivi ed acquisire informazioni ad un costo relativamente basso rispetto a quello che si ottiene utilizzando velivoli generici con pilota a bordo. Spesso, un *UAV* può essere portato in zone inaccessibili ad un essere umano oppure, può operare in territori ostili evitando di mettere a rischio la vita delle persone.

I velivoli non pilotati sono stati sempre utilizzati nel campo militare, e grazie alla loro versatilità ed al basso costo rispetto ad un velivolo *manned*, si stanno aprendo sempre di più la strada verso l'utilizzo nel campo civile.

Il lavoro presentato in questo elaborato riguarda lo sviluppo di un velivolo a pilotaggio remoto per riprese aeree. Le specifiche sono state commissionate da *SAL Engineering s.r.l.*, azienda che si occupa della progettazione, produzione e commercializzazione di sistemi *UAV* per l'acquisizione di dati e la ricerca e che ha già all'attivo diverse tipologie di velivoli, tra cui un aeroplano e diversi multirotori a quattro, sei ed otto rotori.

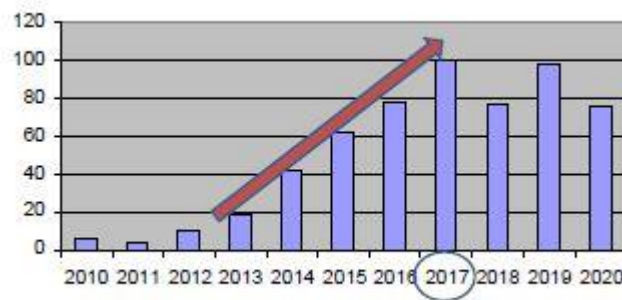


Figura 0.1 Il mercato degli *UAV* civili in Europa.

Il *Capitolo 2* fornisce una presentazione generale del sistema *UAV*, con una descrizione dei sottosistemi che costituiscono l'intera struttura di un sistema a pilotaggio remoto, come ad esempio la stazione di controllo a terra ed il sistema di comunicazione. Si passa poi ad una visione storica delle macchine, da come queste si sono evolute nel campo militare fino ad essere utilizzate nel campo civile per le più svariate tipologie di missione. In questo capitolo vengono infine trattate le normative e le classificazioni a cui occorre fare riferimento per poter progettare e certificare in sicurezza un *UAV*.

Nel *Capitolo 3* si inizia con la fase di progettazione vera e propria del mezzo, anche se si tratta solo di un fase preliminare di dimensionamento, che permette però di determinare le dimensioni e le potenze caratteristiche del velivolo e di poter congelare una prima configurazione dell'aeromobile.

La fase di stabilità del velivolo viene invece analizzata nel *Capitolo 4*, dove vengono determinati i pesi dei singoli componenti dell'*UAV* e viene stimata la posizione del centro di gravità del velivolo, fondamentale per avere una buona stabilità in volo.

Il *Capitolo 5* affronta il problema del calcolo dei carichi ai quali è soggetta l'ala durante il volo, che sarà fondamentale per il dimensionamento della struttura alare e della scelta dei materiali; argomenti che vengono trattati nel *Capitolo 6*.

Nel *Capitolo 7* si cerca invece di aprire la strada alla soluzione del problema del trasporto di un *UAV*. Poiché un velivolo a pilotaggio remoto non può percorrere elevate distanze, nasce la necessità di dover trasportare l'aeromobile nelle vicinanze del luogo in cui il mezzo deve operare. Si ha quindi il problema delle dimensioni di un *UAV* dovute principalmente allo spazio occupato dalla presenza delle ali, che rende quindi difficile il trasporto tramite automezzi. In questo capitolo vengono quindi analizzate le varie soluzioni esistenti o in fase di sviluppo e ci si approccia ad una soluzione adatta al tipo di velivolo trattato in questo testo, fornendo un progetto concettuale di un metodo per separare l'ala dal resto della fusoliera ed un metodo di *folding wing* per ripiegare l'ala lungo la fusoliera e ridurre le dimensioni dell'*UAV* senza doverlo smontare.

Capitolo 1

Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

1. Definizione

Un UAV, o *Aeromobile a pilotaggio remoto (APR)*, è definito come:

“Mezzo aereo a pilotaggio remoto senza persone a bordo, non utilizzato per fini ricreativi”¹.

Spesso un UAV viene indicato anche con la sigla *RPV (Remotely Controlled Vehicle)* o *ROA (Remotely Operated Aircraft)*, termini che stanno ad indicare sempre un velivolo senza pilota a bordo e controllato a distanza.

L'UAV fa parte di un sistema più grande detto *Unmanned Aircraft System (UAS)*, che comprende diversi sottosistemi oltre all'aeromobile: il payload, la control station, il sottosistema di lancio e recupero, il sottosistema di comunicazione ecc.

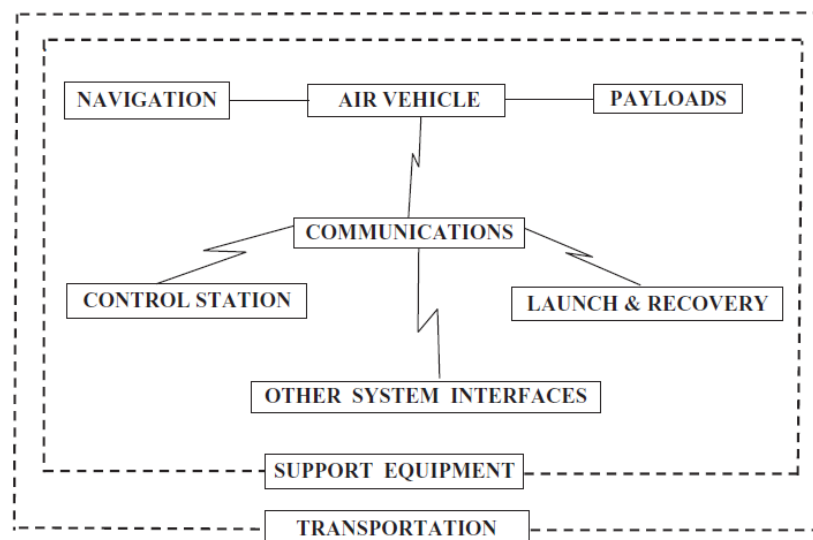


Figura 1.1. Architettura di un sistema UAS.

¹ Ref.: Regolamento ENAC, *Mezzi Aerei a Pilotaggio Remoto*, Edizione n°1 del 16.12.2013, pp. 7

- *Air Vehicle*: è il velivolo, o la parte in volo, ed include l'impianto propulsivo, i controlli di volo e l'impianto elettrico di bordo. Prevede anche la presenza di un sistema di comunicazione per lo scambio dati con la stazione di terra.
- *Payload*: è il carico a bordo del velivolo, dipende dal tipo di missione e può variare in base al peso. Può ad esempio comprendere:
 - a. Una video camera fissa con peso inferiore ai 200 g.
 - b. Un sistema video girostabilizzato ad elevata capacità, con lente focale e zoom, del peso di 3-4 kg.
 - c. Un sistema radar ad alta potenza, che può arrivare a pesi superiori ai 1000 kg.
- *Control Station (CS)*: è la stazione di terra (GCS) che costituisce il centro di controllo delle operazioni e l'interfaccia uomo-macchina. Dalla CS viene quindi gestito il volo: l'operatore invia, tramite il sistema di comunicazione, i comandi al velivolo e riceve informazioni ed immagini riguardanti lo stato del volo e della missione. Queste informazioni possono includere dati provenienti dal payload, informazioni sullo stato dei sistemi di bordo e informazioni sulla posizione.

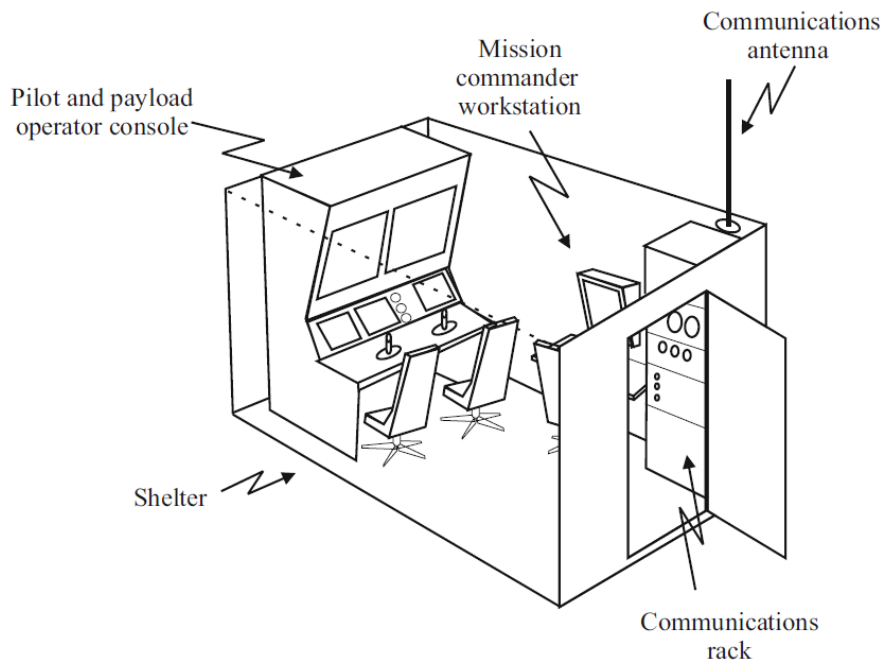


Figura 1.2. Ground Control Station.

- *Launch & Recovery*: Nel caso di un velivolo che non ha la possibilità di decollare da una pista, può essere lanciato tramite una rampa. Solitamente l'aereo viene accelerato sulla rampa tramite un carrello spinto da un sistema di elastici, oppure da un sistema ad aria compressa o da un razzo. Gli UAV di dimensioni più piccole vengono lanciati a mano. Il recupero invece, se l'aeromobile non è dotato di un sistema d'atterraggio classico, avviene tramite paracadute, che si trova stivato all'interno del velivolo oppure attraverso l'utilizzo di una rete. Talvolta, al fine di assorbire gli impatti col suolo, può essere presente un sistema di Airbag.
- *Sistema di navigazione*: permette di determinare la posizione del velivolo. Questa può essere ottenuta tramite sistema GPS o Radar Tracking e, qualora l'aeromobile sia dotato di videocamera, tramite punti rilevanti sul terreno.
- *Sistema di comunicazione*: permette le comunicazioni tra la CS e l'aeromobile. Il Data Link avviene di solito tramite frequenza radio e può essere diretto dalla CS al velivolo (uplink) e in senso opposto (downlink). L'uplink a bassi kHz viene utilizzato per il controllo dell'Air Vehicle, del mantenimento del sentiero di volo e per i comandi del payload. Il downlink può invece utilizzare trasmissioni sia a bassi sia ad alti kHz: i primi per inviare alla stazione di terra informazioni sullo stato dei comandi e sullo stato del velivolo, mentre la trasmissione dati compresa tra 1 e 10 MHz viene utilizzata per i sensori, come ad esempio la ricezione dei dati video o radar.

Gli UAV oggi sono ampiamente usati in campo militare ed il loro utilizzo si sta espandendo anche in ambito civile per missioni di monitoraggio e sorveglianza. Il vantaggio di un velivolo pilotato da remoto rispetto ad un aereo convenzionale è quello di poter essere utilizzato in zone od operazioni ritenute rischiose per l'uomo: spesso si fa riferimento a ruoli *Dull, Dirty and Dangerous (DDD)*.

Un altro vantaggio rispetto ad un aereo con pilota a bordo è naturalmente quello dei costi notevolmente ridotti. [1] [2]

2. Storia dei velivoli non pilotati

Un primo tentativo di costruire un velivolo non pilotato risale al 1849, quando gli austriaci attaccarono Venezia utilizzando dei palloni carichi di esplosivo.

Successivamente, durante la Prima Guerra Mondiale, si ebbe un primo sviluppo di veri e propri aeromobili non pilotati, come l'Aerial Target, entrato in servizio nel 1916 come aereo bersaglio e controllato tramite tecniche di radio controllo e l'Hewitt – Sperry², che veniva comandato tramite una serie di giroscopi.

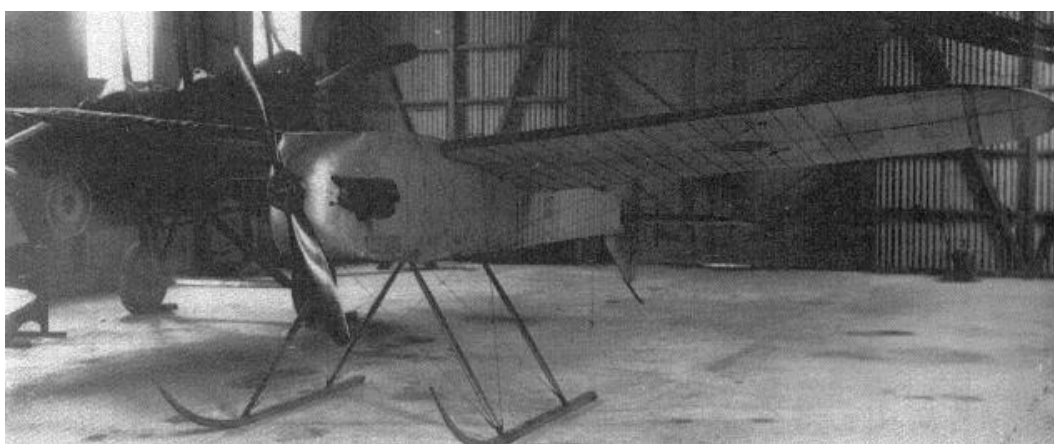


Figura 1.3. Modello di un *Aerial Target* utilizzato nella Seconda Guerra Mondiale.

Fu però a cavallo tra le due guerre che vennero sviluppati e portati avanti progetti di aerei non pilotati, i quali potevano essere lanciati da una nave o in grado di ritornare alla base.

In questo periodo, negli Stati Uniti nacque la *Radioplane Company*, che fu la prima azienda a produrre aeromobili a pilotaggio remoto su larga scala, realizzando circa 15.000 esemplari del “*subscale target*” OQ-1 per le forze armate statunitensi.

Durante la Seconda Guerra mondiale venne costruito dalla Germania il V-1³, chiamato anche “*Bomba volante*”, in pratica una bomba collegata ad un propulsore, il quale poteva essere lanciato tramite una rampa o trasportato e poi sganciato da un aereo.

² Veniva utilizzato per trasportare delle bombe fino al bersaglio ed è considerato uno dei precursori dei missili da crociera.

³ Il nome tecnico è *Fieseler Fi 103*, la sigla V-1 sta per *Vergeltungswaffen 1* (Arma di rappresaglia 1). L'impianto propulsivo era costituito da un pulsoreattore, che a causa del ronzio che generava, gli procurò il nomignolo di *buzbomb*.

A questa potente arma gli alleati risposero con il PB4Y-1 e il BQ-7: dei bombardieri convenzionali convertiti in *radio-controlled flying bombs*.

Con l'inizio della Guerra Fredda e successivamente della guerra in Korea e della guerra in Vietnam si ebbe un largo utilizzo degli UAV, soprattutto per missioni di ricognizione. Infatti, in seguito all'abbattimento, nel 1960, di un aereo spia Lockheed U2 della C.I.A. e la cattura del pilota, fu messo in evidenza il rischio esistente nell'utilizzare aeromobili convenzionali per operazioni di ricognizione e spionaggio. Si rese quindi necessario sviluppare delle macchine non pilotate per questo tipo di missioni. Un esempio, che ha rivestito un ruolo fondamentale durante la Guerra Fredda ed in particolare in Vietnam è il Ryan AQM-34 Firebee, che aveva compiti di ricognizione strategica o di guerra elettronica. Questi UAV venivano lanciati dai C-130 e venivano poi recuperati tramite paracadute.



Figura 1.4. Un *Firebee* in volo durante la Guerra del Vietnam.

Un ruolo importante è stato svolto inoltre dagli aerei non pilotati durante la guerra arabo-israeliana. Gli UAV israeliani vennero utilizzati per l'acquisizione e l'attacco dei bersagli, per la ricognizione e la sorveglianza dei territori siriani e dei siti SAM (*Surface-to-Air Missile*).

Lo sviluppo di queste macchine ha portato a costruire velivoli sempre più complessi in grado di assolvere diversi tipi di missione.

Tra i più moderni aeromobili, i più noti sono il General Atomics RQ-1 Predator, che svolge compiti di ricognizione ed attacco, il Northrop Grumman RQ-4 Global

Hawk utilizzato per la sola ricognizione ed il Boeing X-45 come velivolo di ricerca, ancora in fase di sviluppo.

Un avvenimento significativo nella storia di queste macchine (ed anche estremamente attuale), datato Maggio 2011, ha visto un velivolo unmanned a tecnologia stealth RQ-170 Sentinel della C.I.A. spiare il covo di Osama Bin Laden prima della sua uccisione da parte dei Navy Seals americani. [1] [2] [10]



Figura 1.5. Un RQ-1 Predator (foto a sinistra) e un RQ-4 Global Hawk (foto a destra).



Figura 1.6. Un RQ-170 Sentinel.

A seguito dello sviluppo tecnologico, nell'ultimo decennio si è visto un sempre più largo utilizzo degli UAV anche nelle applicazioni civili, che vanno dalla

sorveglianza aerea delle coltivazioni alla fotogrammetria o ad operazioni di ricerca e salvataggio.

L'utilizzo dei velivoli unmanned in ambito civile risulta essere particolarmente utile nel monitoraggio del traffico di stupefacenti o nella sorveglianza delle frontiere o del traffico marittimo. Possono inoltre essere utilizzati in zone pericolose per l'uomo, come la regione artica o zone franose o alluvionate.



Figura 1.7. Esempi di UAV utilizzati in applicazioni civili.

3. Normative

Dato il crescente sviluppo degli UAV, sia in campo militare sia in ambito civile, si è reso fondamentale stabilire una normativa che definisca le caratteristiche e le procedure per rendere l'utilizzo di queste macchine sicuro ed integrato in un contesto in cui possano operare insieme a velivoli pilotati.

L'ICAO definisce con il termine Aeromobile ogni macchina destinata al trasporto per aria di persone o cose, facendo rientrare in questa definizione anche i mezzi aerei a pilotaggio remoto. Si deduce che gli UAV devono rispettare gli stessi regolamenti che riguardano gli aeromobili convenzionali con piloti a bordo. L'articolo 8 della *Convenzione di Chicago relativa all'aviazione civile internazionale*, sancisce che nessun aeromobile a pilotaggio remoto può sorvolare il territorio di un altro Stato contraente senza autorizzazione da parte di quest'ultimo. Inoltre, ogni Stato contraente deve provvedere affinché il volo senza pilota sia controllato in modo da evitare qualsiasi pericolo agli aeromobili civili.

[11]

Non esiste però una normativa definitiva. A livello internazionale, nonostante diversi progetti e programmi, non esistono ancora degli standard chiari.

Nel 2002 la Joint Aviation Authorities (JAA) ed EUROCONTROL hanno stilato un modello per la regolamentazione dei velivoli non pilotati in ambito civile, con particolare riguardo alla sicurezza, aeronavigabilità, operatività, gestione e licenze.

Questo modello non viene applicato a sistemi detti *Light UAV*, ossia a quei velivoli che hanno un peso inferiore ai 150 kg, per i quali si prevede che la normativa debba essere definita e regolata in ambito nazionale. [13]

Successivamente EASA ha emanato una normativa che delinea la regolamentazione per la certificazione di aeronavigabilità dei sistemi UAV con lo scopo di salvaguardare la sicurezza delle persone e delle proprietà al suolo. Questa regolamentazione è una soluzione provvisoria che permette di certificare i sistemi a pilotaggio remoto e si adatta ai principi per la certificazione degli aeromobili convenzionali con equipaggio a bordo⁴. Vi sono però delle “condizioni speciali”, per cui la regolamentazione si discosta da quella degli aeromobili con pilota. Alcune di queste sono:

- Capacità di recupero in caso di emergenza;
- Command and control link;
- Autonomia;
- Interfaccia uomo macchina;
- Control Station;

In caso di situazione di emergenza, ad esempio per perdita di controllo del velivolo, deve essere installato un sistema, automatico o manuale, di terminazione immediata del volo (es. un paracadute) e di riduzione dell'energia cinetica all'impatto; oppure un sistema che permetta di effettuare un atterraggio di emergenza.

Un guasto nel Command and Control Link non deve pregiudicare il normale controllo del velivolo e deve adeguatamente essere protetto dalle interferenze elettromagnetiche.

L'autonomia di un UAV può essere compromessa da diversi fattori, come l'integrità del collegamento radio-link, la conformità delle istruzioni ATC, la necessità di evitare collisioni o ostacoli.

⁴ Part 21, sub-part B of (EC) Regulation No. 1702/2003

Per quanto riguarda l'interfaccia uomo-macchina occorre tener conto del carico di lavoro degli operatori, di schemi per la minimizzazione degli errori umani, delle indicazioni di pericolo, della gestione delle procedure di emergenza ecc.

Infine la Control Station è considerata parte integrante del sistema, deve quindi essere compresa nella certificazione dell'UAV. [14]

Nel 2010 ICAO ha emanato la circolare n.238 “*Unmanned Aircraft System (UAS)*”, con lo scopo di regolamentare la disciplina degli aeromobili senza piloti a bordo. È costituita da sette capitoli ed un'appendice, così suddivisi:

Chapter 1. Introduction;

Chapter 2. ICAO Regulatory Frameworks;

Chapter 3. Overview of UAS;

Chapter 4. Legal Matters;

Chapter 5. Operations;

Chapter 6. Aircraft and Systems;

Chapter 7. Personell.

La circolare si applica ai velivoli con massa al decollo superiore ai 150 kg e si basa sui principi espressi nell'art.8 della *Convenzione di Chicago*, secondo la quale nessun aeromobile senza pilota a bordo può sorvolare il territorio di un altro Stato contraente senza un speciale autorizzazione da parte di questo Stato e comunque il volo deve essere controllato, ossia manovrabile a distanza, in modo da evitare pericoli per gli altri aeromobili civili. [12]

In ambito nazionale ENAC ha emanato il regolamento: “*Mezzi aerei a pilotaggio remoto*”, suddiviso in sette sezioni:

- SEZIONE I – Generalità;
- SEZIONE II – Sistemi Aeromobili a Pilotaggio Remoto con mezzi aerei di massa al decollo massima minore di 25 kg;
- SEZIONE III – Sistemi Aeromobili a Pilotaggio Remoto con mezzi aerei di massa al decollo massima uguale o maggiore a 25 kg;
- SEZIONE IV – Disposizioni generali applicabili a tutti i Sistemi a Pilotaggio Remoto;
- SEZIONE V – Aeromodelli;
- SEZIONE VI – Disposizioni finali.

Il regolamento viene applicato agli aeromobili a pilotaggio remoto progettati per scopi di ricerca o scientifici e a quegli con massa operativa inferiore ai 150 kg.

Vengono quindi forniti i requisiti che un UAV deve soddisfare per poter operare e le certificazioni di aeronavigabilità applicabili.

Gli aeromobili a pilotaggio remoto vengono distinti in due categorie: aeromobili con massa al decollo minore di 25 kg e velivoli con massa uguale o superiore ai 25 kg. Per i primi non è previsto il rilascio di un certificato di aeronavigabilità, ma per poter operare è necessaria una autorizzazione rilasciata da ENAC. Questa viene concessa per operazioni specializzate in spazi aerei segregati o non controllati o per attività di volo sperimentale in spazi aerei segregati. Le operazioni devono essere svolte in condizioni di *Visual Line Of Sight (VLOS)*⁵, ad una quota inferiore ai 70 metri dal terreno e ad una distanza orizzontale non oltre i 200 metri dalla posizione del pilota remoto.

Il sistema deve essere equipaggiato con la strumentazione necessaria, adatta alle operazioni che deve svolgere, ed in accordo con le *Regole dell'aria* applicabili e, inoltre, devono essere installati dispositivi necessari per la terminazione del volo, automatici o manuali, che permettano al velivolo un atterraggio d'emergenza.

Il sistema deve anche essere dotato di equipaggiamenti che consentano le comunicazioni con gli enti ATC, a seconda dello spazio aereo interessato.

Gli aeromobili con massa al decollo massima minore di 25 kg devono rispettare i seguenti limiti:

- massima superficie alare di 500 dm²;
- massimo carico alare di 250 g/dm²;
- massima cilindrata totale dei motori a pistoni di 250 cm³; o
- massima tensione della sorgente di energia per i motori elettrici di 72 V, misurata a vuoto; o
- massima spinta totale dei motori a turbina di 25 kg (250 N);
- aeromodelli a volo libero o a volo circolare vincolato; o
- aerostati ad aria calda con peso totale del contenitore di gas trasportato per i bruciatori non superiore a 5 kg.

⁵ Il pilota remoto rimane sempre in contatto visivo con l'aeromobile senza l'utilizzo di strumenti ottici o elettronici.

Gli aeromobili a pilotaggio remoto con massa al decollo massima uguale o superiore ai 25 kg devono essere iscritti al *Registro ENAC degli Aeromobili a Pilotaggio Remoto*, di cui ne fa parte anche la stazione di terra, essendo parte integrante del sistema.

Per quanto riguarda l'aeronavigabilità, devono essere rilasciati i Permessi di volo, tramite le stesse metodologie utilizzate per gli aeromobili convenzionali.

I velivoli con massa al decollo uguale o superiore ai 25 kg, o con sistema propulsivo che non rientra nei limiti previsti per gli aeromodelli con massa al decollo inferiore, possono operare ad un'altezza massima di 150 metri dal terreno, purché il pilota mantenga un continuo contatto visivo con il mezzo. [16]

Il Regolamento emanato da ENAC non è però definitivo ed è da ritenersi soggetto a modifiche, in quanto non esiste ancora una normativa completa a livello internazionale che regoli l'utilizzo di questo tipo di velivoli. Allo stato attuale, ICAO, EASA ed altri enti ed organizzazioni sono impegnati a sviluppare una normativa per la regolamentazione degli UAV, per tanto le regole stabilite dall'Ente Nazionale per l'Aviazione Civile potranno essere aggiornate in base a quanto si verrà a delineare in ambito internazionale in un prossimo futuro.

4. Classificazione degli UAV

Gli UAV possono essere classificati in base ai compiti operativi, ovvero se sono utilizzati in campo militare o civile, ed in base a parametri quali lunghezza, quota operativa, durata del volo e peso massimo al decollo.

I compiti degli UAV svolti in ambito militare sono diversi e possono principalmente essere elencati come segue:

- Sorveglianza;
- Ricognizione;
- Monitoraggio dei livelli di contaminazione nucleare, chimica o batteriologica;
- Guerra elettronica;
- Localizzazione e distruzione di mine e bombe inesplose.

In campo civile si possono distinguere un'ampia serie di utilizzi che vanno dalla pubblica sicurezza, alla sorveglianza, alla prevenzione fino alla ricerca scientifica.

Alcuni di questi possono essere:

- Fotografie aeree: mappature in ambito cartografico o riprese cinematografiche e televisive;
- Agricoltura: monitoraggio delle coltivazioni e disinfestazione dei campi;
- Sorveglianza: sia di controllo nelle città o lungo i confini di uno Stato o delle coste per quanto riguarda, ad esempio, il traffico di stupefacenti;
- Ricerca e salvataggio: ad esempio utilizzata dalla Guardia Costiera o dalla Guardia Forestale;
- Monitoraggio di incendi, frane, ecc.
- Monitoraggio delle reti elettriche, gasdotti o reti ferroviarie;

Per classificare gli UAV in base alla distanza operativa, quota di volo e peso massimo al decollo (MTOW) si possono considerare i dati riportati in Tabella 2.1.

Si individuano tre grandi categorie:

- Tactical UAV: fanno parte di questa categoria una vasta gamma di modelli, con pesi che variano da pochi a 1000 kg con distanze percorribili che vanno da 1 a 5000 km ed autonomie di una o poche ore fino a due giorni.
- Strategic UAV: sono compresi i velivoli che possono raggiungere quote di 20000 metri con autonomie di 2-4 giorni.
- Special purpose UAV: vi appartengono generalmente tutti i mezzi militari utilizzati per attività belliche, che possono trasportare e sganciare armi.

Categoria	Acronimo	Raggio operativo [km]	Quota di volo [m]	Durata del volo [h]	MTOW [kg]	Operativo
Tactical UAV						
Nano	η	< 1	100	< 1	< 0,0250	Si
Micro	μ	< 10	250	1	< 5	Si
Mini	Mini	< 10	150 - 300	< 2	< 30	Si
Close Range	CR	10 - 30	3 000	2 - 4	150	Si
Short Range	SR	30 - 70	3 000	3 - 6	200	Si
Medium Range	MR	70 - 200	5 000	6 - 10	1 250	Si
Medium Range Endurance	MRE	> 500	8 000	10 - 18	1 250	Si
Low Altitude Deep Penetration	LADP	> 250	50 - 9 000	0,5 - 1	350	Si
Low Altitude Long Endurance	LALE	> 500	3 000	> 24	< 30	Si
Medium Altitude Long Endurance	MALE	> 500	14 000	24 - 48	1500	Si
Strategic UAV						
High Altitude Long Endurance	HALE	> 2 000	20 000	24 - 48	12 000	Si
Special purpose UAV						
Unmanned combat aerial vehicle	UCAV	1 500	10 000	2	10 000	Si
Lethal	LETH	300	4 000	3 - 4	250	Si
Decoy	DEC	0 - 500	5 000	< 4	250	Si
Stratospheric	STRATO	> 2 000	> 20 000 & < 30 000	> 48	Da definire	No
Exo - stratospheric	EXO	Da definire	< 30 000	Da definire	Da definire	No
Space	SPACE	Da definire	Da definire	Da definire	Da definire	No

TABELLA 1.1. FONTE: 2011 - 2012 UAS YEARBOOK - UAS: THE GLOBAL PERSPECTIVE - 9TH EDITION - JUNE 2011 - BLYENBURG & CO - WWW.UVS-INFO.COM - PAGE: 151/216.

I *Nano UAV* hanno dimensioni simili a quelle dei grossi insetti e vengono tipicamente utilizzati come velivoli spia. Un esempio è il Black Hornet Nano che misura circa 10 cm x 2,5 cm (Figura 2.8.).

I *Micro UAV* o *MAV* hanno dimensioni che vanno dai 30 ai 50 cm e vengono utilizzati nelle aree urbane. Una loro caratteristica è quella di avere un volo lento. Inoltre è richiesto che possano rimanere in condizione di volo stazionario; per questo motivo spesso utilizzano un sistema propulsivo ad ala battente o ala rotante.

I *Mini UAV* o *MUAV* sono velivoli con una lunghezza che va dai 50 cm fino al metro. Sono solitamente lanciati a mano e possono essere ad ala fissa o rotante. Hanno pesi che non superano i 20 kg e raggio d'azione intorno ai 10-15 km.

Questi tipi di velivoli sono anche denominati *Small UAV* e sono caratterizzati, oltre che dalle piccole dimensioni, da un raggio d'azione ed una quota operativa molto bassi; non superano infatti i 10-15 km di distanza orizzontale ed altezze di 300 metri.



Figura 1.8. Esempio di Nano UAV.

Si hanno poi i *Medium* e *Large UAV*, caratterizzati oltre che da un aumento delle dimensioni, anche da una maggiore distanza operativa e altezza di volo.

I *Closed Range UAV* possono operare fino a distanze intono ai 100-200 km (Short e Medium Range) e quote che vanno dai 3000 ai 5000 metri. In campo militare sono solitamente utilizzati per ricognizione o designazione dei bersagli, mentre in ambito civile per monitoraggio ed ispezione. I *MALE (Medium Altitude Long Endurance)* raggiungono quote che variano tra i 5000 ed i 15000 metri, mentre gli *HALE (High Altitude Long Endurance)* possono raggiungere i 20000 metri. Di queste ultime categorie ne fanno parte i già citati e più noti RQ-1 Predator e RQ-4 Global Hawk.

Infine, un altro modo per classificare gli UAV è in base al modo con cui può essere generata la sustentazione. Possono distinguersi UAV a sustentazione dinamica, dei quali si possono individuare diverse categorie:

- Ala fissa;
- Ala rotante;
- Superfici alari battenti,

oppure UAV a sustentazione mista, di cui ne fanno parte i velivoli VTOL e STOL. [1] [2]



Figura 1.9. UAV ad ala fisa, ala rotante, ala battente e VTOL.

Capitolo 2

Dimensionamento preliminare di un UAV

1. Introduzione

La progettazione di un aeromobile è il risultato di un compromesso tra molti fattori tra loro in competizione e molteplici vincoli.

Dal momento in cui comincia a prendere forma l'idea per la progettazione di un nuovo velivolo, sino a quando questo viene prodotto, l'iter progettuale passa attraverso tre fasi:

- a) *conceptual phase*;
- b) *preliminary design phase*;
- c) *detail design phase*.

Seguono altre fasi dopo la fabbricazione iniziale. Queste possono includere la progettazione di modifiche durante lo sviluppo o successive migliorie mentre il sistema è in servizio.

1.1. Conceptual phase

Questa fase iniziale è fondamentale per creare un prodotto che possa portare profitto ad una compagnia.

Il *Conceptual design study* è la fase in cui si prendono in considerazione tutte le soluzioni che possono essere adottate per la realizzazione del prodotto finale, da quelle più convenzionali, sino a condurre degli studi su soluzioni innovative. È importante quindi avere un'idea sulle tendenze del mercato nei riguardi di un determinato settore economico e soprattutto vedere come un prodotto possa offrire il migliore rapporto costi-benefici per il cliente. Risulta quindi necessario stabilire la redditività commerciale in questa prima fase del processo di progettazione.

In questa fase iniziale quindi, si ottiene uno studio di fattibilità delle varie soluzioni ed uno studio di massima delle dimensioni ottenibili dalle diverse configurazioni. Vengono perciò determinate le principali caratteristiche che il velivolo dovrà avere, quali dimensioni della fusoliera e dell'ala, peso complessivo, impianto propulsivo ecc.

È ovvio, che in questa fase preliminare, i dati che si ottengono sono sole delle stime, ancora ben lontane dalla configurazione finale che avrà il velivolo. Tuttavia sono indispensabili in quanto permettono di poter considerare diverse configurazioni e *layout* e di avere un'idea più concreta della direzione da dare all'intero progetto.

In questa fase, particolarmente importante è la scelta delle caratteristiche aerodinamiche del velivolo, ovvero dimensioni e forma dell'ala, i profili impiegati, la disposizione dell'ala rispetto alla fusoliera, ecc.

1.2. Preliminary Design

Dopo la fase di progettazione di massima, si entra sempre più in dettaglio. Questa fase di revisione porta ad alcune modifiche, ma non sostanziali e tali da stravolgere completamente la configurazione ideata e scelta per il velivolo.

In questa fase della progettazione è utile utilizzare un software di disegno in 3D, in modo da avere un'idea in tre dimensioni della configurazione del velivolo, dei vari componenti, come si montano ed interagiscono tra loro, e la facilità con la quale si può intervenire durante le fasi di manutenzione dell'aeromobile.

Si andrà a definire, inoltre, quali componenti possono essere prodotti "in casa" e quali invece reperire da fornitori esterni.

La fase di *Preliminary Design* si conclude con la definizione del progetto del sistema completo con le sue interfacce e le specifiche del sistema.

1.3. Detail Design

A questo punto del lavoro, si entra nella fase di progettazione di dettaglio. Segue un'analisi più accurata dell'aerodinamica, della dinamica, delle strutture e dei sistemi ausiliari del velivolo, come sistemi meccanici ed elettronici di bordo,

nonché i sottosistemi come la stazione di controllo o il sistema di lancio e recupero.

In quest'ultima fase vengono specificati gli schemi di progettazione e costruzione di ogni componente e vengono stilati i manuali per la manutenzione delle varie parti e dei sistemi e come accedervi all'interno del velivolo.

In ultima analisi vengono stabilite le procedure per i test del velivolo completo e la verifica della rispondenza con le specifiche che l'aeromobile deve soddisfare.

Dopo i test, il velivolo è pronto per andare in produzione, dove verrà avviata la catena produttiva necessaria per la realizzazione di ogni singolo componente e l'assemblaggio. [1] [3]

2. Specifiche del progetto

Il punto di partenza per la progettazione di un velivolo è l'esigenza di soddisfare certi requisiti o specifiche. Tali specifiche sono dettate dal cliente committente il lavoro, oppure da un ente governativo (per aerei militari) oppure dalla casa costruttrice stessa, che sulla base di indagini di mercato prende la decisione di lanciare sul mercato un nuovo prodotto.

Tipiche specifiche riguardano:

- autonomia oraria e chilometrica;
- distanza di decollo;
- velocità di stallo;
- velocità massima;
- massimo fattore di carico;
- quota di tangenza massima;
- ecc.

Oltre alle specifiche vi sono dei limiti imposti dalle normative nazionali ed internazionali, che possono riguardare diversi aspetti della progettazione, come ad esempio il peso massimo al decollo o il fattore di carico massimo per una determinata categoria di velivolo.

In questo caso le specifiche son riportate nella seguente tabella, insieme ad un primo abbozzo della configurazione che l'aeromobile dovrà assumere. Il velivolo dovrà essere un bimotore ad elica trainante e costruito in materiale composito⁶.

Specifiche di progetto	
<i>Range</i>	300 km
<i>Endurance</i>	5 h
Velocità di crociera	80 km/h
Velocità massima	90 km/h
Quota	3000 m
<i>Payload</i>	5-10 kg

Tabella 2.1. Specifiche di progetto.

Occorre però tener presente che vi sono dei vincoli dettati dalla normativa nazionale, infatti ad esempio, il peso massimo al decollo deve essere inferiore a 25 kg, e ciò porta a dover cercare il miglior compromesso tra i limiti imposti dalla regolamentazione e le specifiche di volo, nel caso queste non portino ad un risultato soddisfacente.

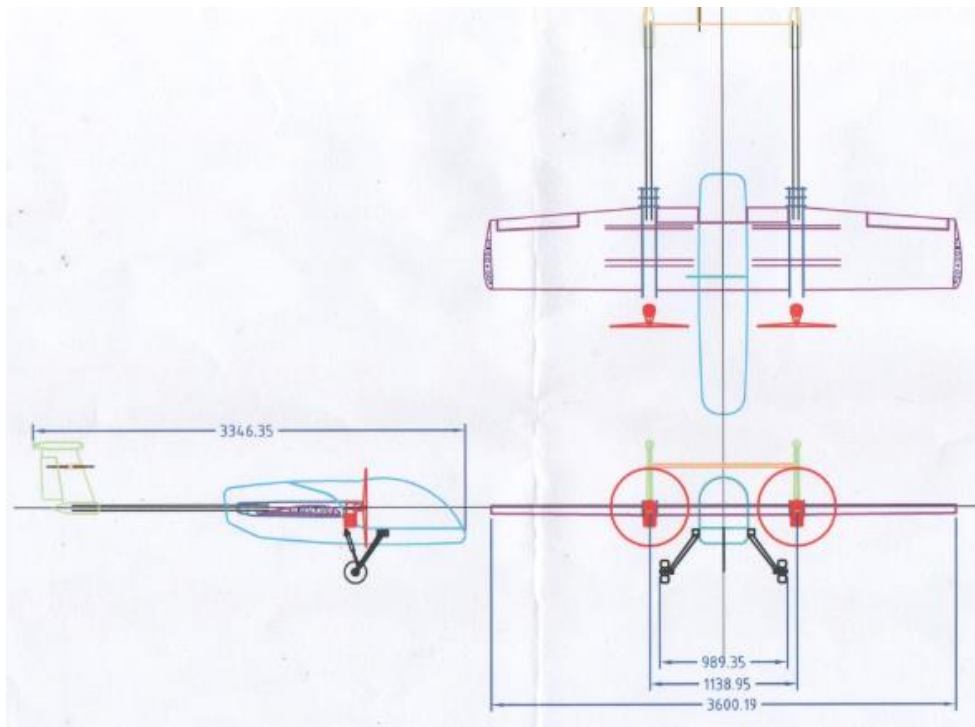


Figura 2.1. Configurazione iniziale per il progetto del velivolo UAV.

⁶ Per il dimensionamento del velivolo UAV si considera il metodo proposto dal Raymer. Questo è un procedimento che si basa anche su dati storici che sono però riferiti ad aeromobili convenzionali. Si può comunque far rientrare l'UAV nella categoria *Homebuilt* suggerita dal Raymer.

Per dimensionare in modo corretto il velivolo si prendono in esame velivolo della stessa categoria, considerando prestazioni e dimensioni simili a quelle che si vogliono ottenere in questo progetto. In particolare si fa riferimento ai metodi di progettazione sviluppati per il dimensionamento e la costruzione di un velivolo a pilotaggio remoto da parte dell'Università di Bologna, con particolare riferimento alla struttura alare ed ai materiali utilizzati per soddisfare i requisiti di leggerezza e resistenza della struttura.

Poiché un requisito del progetto è quello di impianto propulsivo costituito da due motori a benzina, caratteristica non molto utilizzata nell'ambito dei velivoli a pilotaggio remoto, si fa riferimento anche ad un progetto sviluppato in Inghilterra nell'Università di *Southampton*.

- *UAV per il monitoraggio di fenomeni vulcanici (Università di Bologna)*

Il velivolo è stato progettato per svolgere missioni di protezione civile, con particolare riferimento al monitoraggio dei fenomeni vulcanici. Le possibili missioni sono molteplici, come il monitoraggio del territorio, individuazione di incendi, analisi di gas e sostanze inquinanti disperse nell'ambiente, valutazione dell'inquinamento dei mari e ricerca di dispersi in mare o in zone impervie. L'aeromobile è quindi equipaggiato con sensori di gas SO₂, camere termiche ad infrarossi e nel visibile, interferometro e magnetometri. [20]

Le principali caratteristiche del velivolo sono riportate di seguito:

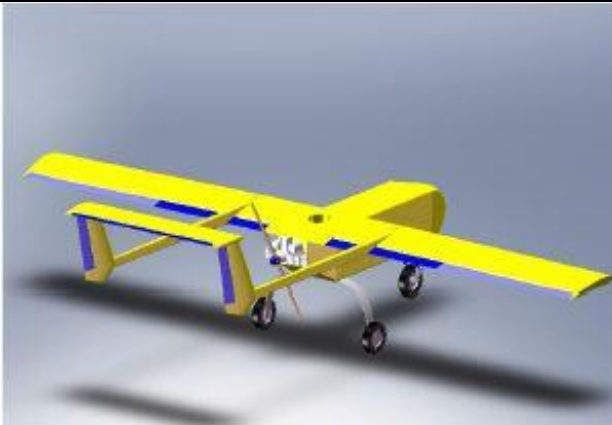
	<i>Caratteristiche principali</i>	
	Peso max al decollo	60 kg
	<i>Payload</i>	5 kg
	<i>Range</i>	100 km
	<i>Endurance</i>	4 h
	Velocità di crociera	80 km/h
	Apertura alare	4.75 m
	Motore	Benzina

Figura 2.2. UAV per il monitoraggio dei fenomeni vulcanici.

- *UAV 2SEAS-20 (Southampton University)*

E' un velivolo bimotore sviluppato per il pattugliamento del mare del Nord contro il narcotraffico. Il velivolo è in fibra di carbonio ed è in larga parte prodotto con stampanti 3D.

Le specifiche nascono dall'esigenza di velivolo veloce e robusto, che abbia un'autonomia sufficiente per un'eventuale inseguimento di motoscafi. L'impianto propulsivo è costituito da due motori a benzina che gli consentono di effettuare missioni ad ampio raggio della durata di 6 ore, ad una velocità di crociera di 90 km/h.



Caratteristiche principali

Peso a vuoto	18 kg
Payload	5 kg
Range	540 km
Endurance	6 h
Velocità di crociera	90 km/h
Apertura alare	3.5 m
Motore	Benzina

Figura 2.3. UAV 2SEAS-20.

3. *Peso massimo al decollo*

Una prima stima del peso massimo al decollo⁷ per un UAV può essere determinata come la somma del peso del *payload*, del peso del combustibile e del peso a vuoto dell'aeromobile.

Le incognite, oltre che il peso massimo al decollo, sono il peso del combustibile ed il peso a vuoto.

$$W_{TO} = W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad (2.1)$$

⁷ I calcoli sono effettuati considerando la velocità espressa in piedi al secondo ed il *Range* in piedi. Il peso massimo al decollo che si ottiene è quindi espresso in libbre e verrà successivamente convertito in chilogrammi.

$$W_{TO} = \frac{W_{payload}}{1 - \frac{W_{fuel}}{W_{TO}} - \frac{W_{empty}}{W_{TO}}} \quad (2.2)$$

Per determinare una stima del peso a vuoto dell'aeromobile possiamo considerare la formula:

$$\frac{W_{empty}}{W_{TO}} = AW_{TO}^C K_{vs} \quad (2.3)$$

dove i coefficienti A e C si ricavano da dati storici tramite la tabella⁸:

$W_{empty}/W_{TO} = AW_{TO}^C K_{vs}$	A	C
<i>Sailplane-unpowered</i>	0.86	-0.05
<i>Sailplane-powered</i>	0.91	-0.05
<i>Homebuilt-metal/wood</i>	1.19	-0.09
<i>Homebuilt-composite</i>	0.99	-0.09
<i>General aviation-single engine</i>	2.36	-0.18
<i>General aviation-twin engine</i>	1.51	-0.10
<i>Agricultural aircraft</i>	0.74	-0.03
<i>Twin turboprop</i>	0.96	-0.05
<i>Flying boat</i>	1.09	-0.05
<i>Jet trainer</i>	1.59	-0.10
<i>Jet fighter</i>	2.34	-0.13
<i>Military cargo/bomber</i>	0.93	-0.07
<i>Jet transport</i>	1.02	-0.06

$K_{vs} = \text{variable sweep constant} = 1.04 \text{ if variable sweep}$
 $= 1.00 \text{ if fixed sweep}$

Tabella 2.2. Peso a vuoto su W_{TO} .

Considerando la categoria *Homebuilt-composite* si ricava:

$$\frac{W_{empty}}{W_{TO}} = 0.99W_{TO}^{-0.09} \quad (2.4)$$

con $K_{vs}=1.00$ per aeromobili ad ala fissa.

Si può ora passare al calcolo del peso del combustibile.

La missione può essere suddivisa in tutte le sue fasi e tramite queste è possibile determinare la frazione di combustibile totale.

⁸ Tutte le tabelle ed i grafici in questo capitolo fanno riferimento al testo: Daniel P. Raymer, "Aircraft Design: A Conceptual Approach", AIAA Third Edition.

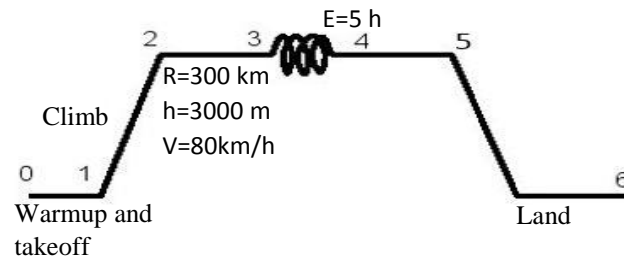


Figura 2.4. Profilo di missione.

$$\frac{W_6}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \quad (2.5)$$

La frazione di combustibile per le fasi di decollo, salita ed atterraggio la si ricava tramite dati storici dalla seguente tabella:

	(W_i/W_{i-1})
Warmup and takeoff	0.970
Climb	0.985
Landing	0.995

Tabella 2.3. Frazione di peso per fase di missione.

Per le fasi di crociera e *loiter* si applicano invece le formule di Breguet:

- Crociera:

$$R = \frac{V}{c} \frac{L}{D} \ln \frac{W_{i-1}}{W_i} \quad (2.6)$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \frac{-RC}{V(L/D)} \quad (2.7)$$

dove R è il *Range*, C il consumo specifico e L/D l'efficienza in fase di crociera.

- Loiter:

$$E = \frac{L/D}{c} \ln \frac{W_{i-1}}{W_i} \quad (2.8)$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \frac{-EC}{L/D} \quad (2.9)$$

con E l'*endurance* ed L/D l'efficienza in fase di *loiter*.

Dobbiamo quindi calcolare una stima del consumo specifico e dell'efficienza.

Il consumo specifico per un aeromobile ad elica può essere ricavato come:

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} \quad (2.10)$$

Valori tipici di C_{bhp} e η_p per un aeromobile ad elica sono:

<i>Propeller: C=C_{bhp}V/(550η_p)</i>	<i>Cruise</i>	<i>Loiter</i>
<i>Typical C_{bhp} and η_p</i>		
<i>Piston-prop (fixed pitch)</i>	0.4/0.8	0.5/0.7
<i>Piston-prop (variable pitch)</i>	0.4/0.8	0.5/0.8
<i>Turboprop</i>	0.5/0.8	0.6/0.8

Tabella 2.4. Consumo specifico per aeromobili ad elica.

Si ottiene quindi:

$$C_{cruise} = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} = 1.833 \cdot 10^{-5} \text{ 1/s} \quad (2.11)$$

$$C_{loiter} = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} = 2.639 \cdot 10^{-5} \text{ 1/s} \quad (2.12)$$

Occorre ora stimare l'efficienza (L/D) e per questo ci si basa ancora su dati storici: la portanza in volo livellato sarà uguale al peso mentre la resistenza dipenderà dalla superficie esposta e quindi dalla configurazione del velivolo scelta.

Il seguente grafico permette di ricavare la superficie bagnata ed una volta deciso l'allungamento alare (AR), la stessa efficienza.

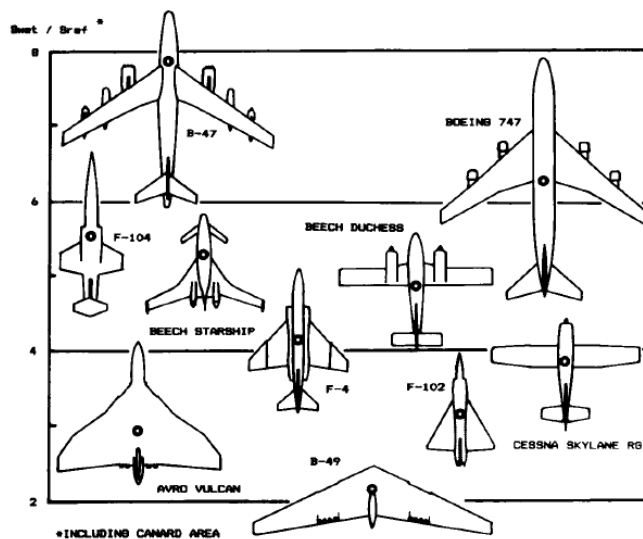


Figura 2.5. Stima della superficie bagnata.

Dal grafico si ricava un rapporto tra la superficie alare bagnata e la superficie di riferimento pari a 5 ed avendo scelto un valore per l'allungamento alare pari a 6, si ricava l'allungamento bagnato:

$$AR_{wet} = \frac{b^2}{S_{wet}} = \frac{b^2}{S \frac{S_{wet}}{S_{ref}}} = \frac{\frac{b^2}{S}}{\frac{S_{wet}}{S_{ref}}} = \frac{AR}{\frac{S_{wet}}{S_{ref}}} = \frac{6}{5} = 1.2 \quad (2.13)$$

L'efficienza massima può essere determinata tramite il grafico riportato in Figura 2.3 che lega l'efficienza all'allungamento alare bagnato.

Per calcolare il massimo rapporto di L/D occorre considerare che la resistenza del velivolo varia con la velocità e la quota, perciò per ogni quota c'è una velocità che massimizza L/D . Per massimizzare l'efficienza in crociera e in fase di *loiter* l'aeromobile dovrebbe volare alla velocità che permette di ottenere il massimo rapporto L/D .

Si ricava quindi che la più efficiente velocità di crociera per un aereo ad elica si ha in corrispondenza del massimo rapporto L/D , mentre in fase di *loiter* la più efficiente velocità si ha in corrispondenza del 86.6% del massimo rapporto L/D .

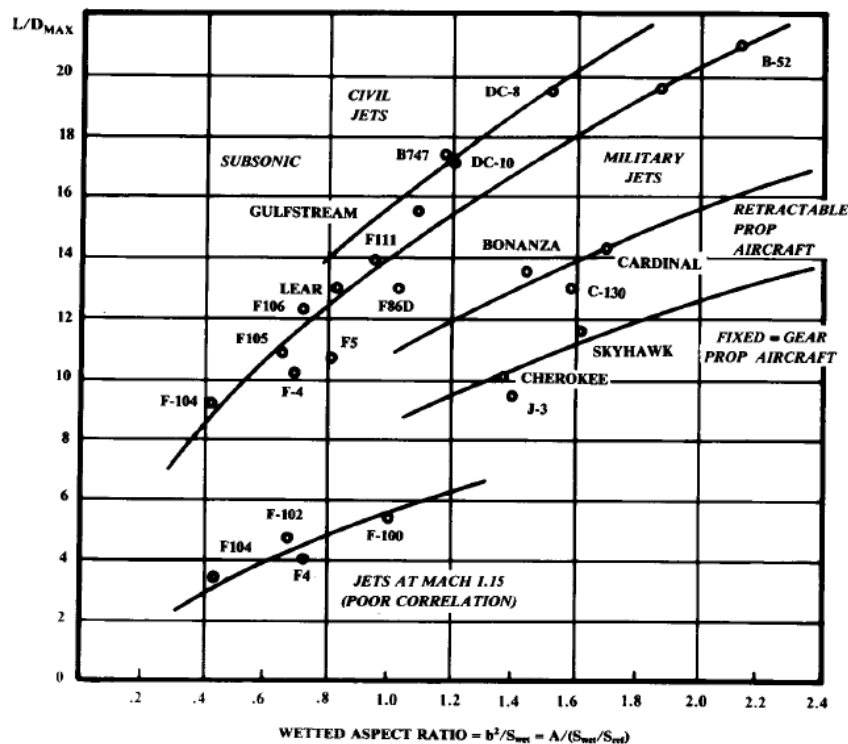


Figura 2.6. Andamento del massimo L/D .

Si ricava quindi:

$$(L/D)_{cruise} = (L/D)_{max} = 10 \quad (2.14)$$

$$(L/D)_{loiter} = 0.866(L/D)_{max} = 8.66 \quad (2.15)$$

Si possono ora calcolare le frazioni di peso per le fasi di crociera e *loiter*:

$$\frac{W_3}{W_2} = \exp \frac{-RC}{V(L/D)} = 0.975 \quad (2.16)$$

$$\frac{W_4}{W_3} = \exp \frac{-EC}{L/D} = 0.947 \quad (2.17)$$

A questo punto si è in grado di determinare la frazione totale di peso. Tramite l'espressione (2.5) si ottiene:

$$\frac{W_6}{W_{TO}} = 0.856 \quad (2.18)$$

Si può calcolare quindi il peso massimo al decollo del velivolo *UAV* combinando le equazioni (2.2), (2.4) e (2.18) ed applicando un metodo iterativo. Considerando un peso del *payload* iniziale di 10 kg ed un peso massimo al decollo di primo tentativo pari a 20 kg, si ricava:

$$W_{TO} = 50.347 \text{ kg} \quad (2.19)$$

Per la normativa *ENAC* e per le esigenze dettate dalle specifiche di progetto, bisogna mantenersi al di sotto dei 25 kg, per cui occorre ripetere i calcoli variando il peso del *payload* ed i parametri come *range*, *endurance* e allungamento alare.

Dopo vari tentativi, il compromesso migliore tra i vari parametri risulta essere:

- $R = 200 \text{ km};$
- $E = 2 \text{ h};$
- $V_{cruise} = 80 \text{ km/h};$
- $W_{payload} = 5 \text{ kg};$
- $AR = 8$

Considerando questi valori e ripetendo i calcoli si ottiene un valore del peso

massimo al decollo minore di 25 kg e pari a $W_{TO} = 24.283$ kg.

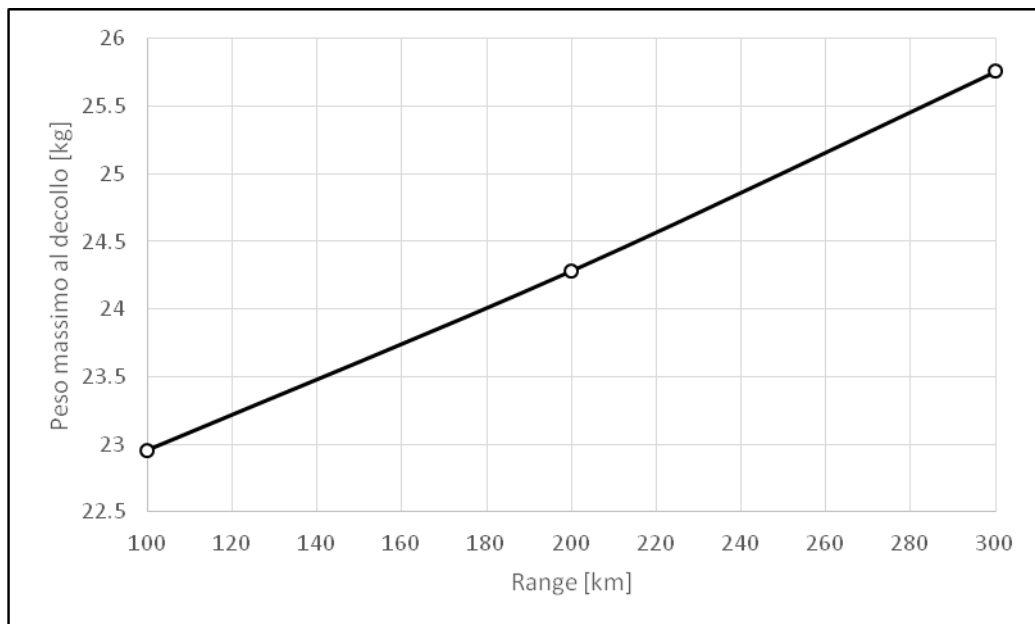
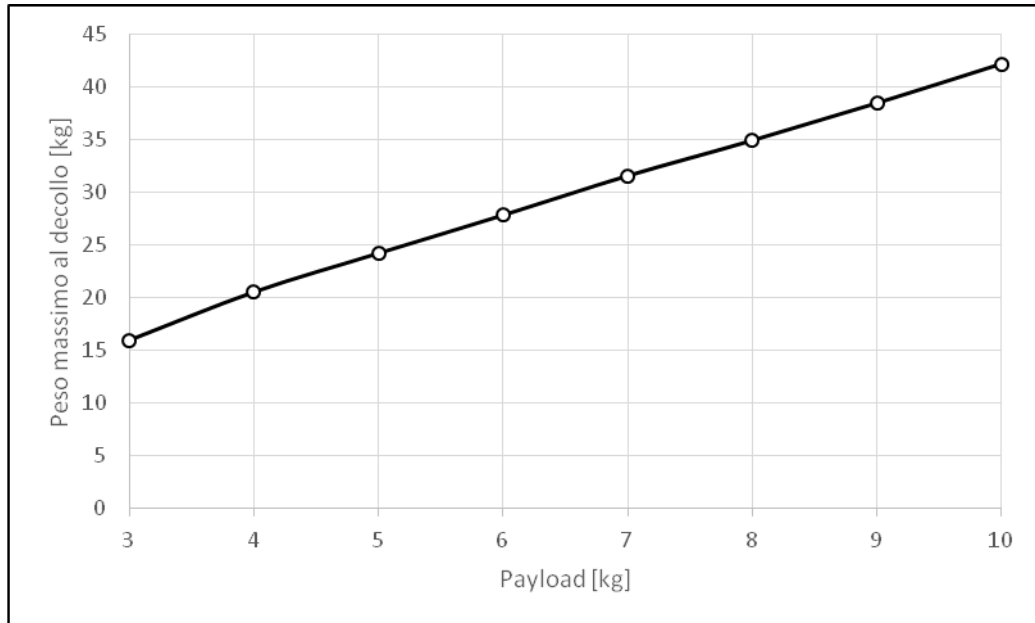


Figura 2.7. Andamento del peso massimo al decollo in funzione della variazione di *payload* e *Range*.

Possiamo quindi calcolare il peso del combustibile. Considerando che una parte di combustibile rimane intrappolato all'interno del serbatoio o comunque resta inutilizzato (6%), si ottiene la frazione necessaria alla missione tramite l'espressione:

$$\frac{W_{fuel}}{W_{TO}} = 1.06 \left(1 - \frac{W_{\xi}}{W_{TO}} \right) \quad (2.20)$$

dalla quale si ottiene il peso del combustibile $W_{fuel} = 2.463 \text{ kg}$.

Sostituendo, infine, il valore trovato di W_{TO} nell'equazione (2.4) si ricava il peso a vuoto del velivolo, pari a $W_{empty} = 16.820 \text{ kg}$. [3] [17] [18]

Ricapitolando si ha:

Peso massimo al decollo W_{TO}	24.283 kg
Peso del combustibile W_{fuel}	2.463 kg
Peso del combustibile utilizzabile $W_{f-usable}$	2.324 kg
Peso a vuoto W_{empty}	16.820 kg

Tabella 2.5. Stima dei pesi del velivolo UAV.

4. Carico di potenza e carico alare

Il carico di potenza (hp/W) ed il carico alare (W/S) sono i più importanti parametri che influiscono sulle prestazioni del velivolo.

Questi parametri sono interconnessi tra loro nel calcolo delle prestazioni dell'aeromobile, come ad esempio per la determinazione della distanza di decollo, che spesso è un valore critico durante la fase di progetto.

A causa di questa interconnessione è spesso difficile utilizzare dati storici per determinare i valori di carico alare e carico di potenza indipendentemente l'uno dall'altro.

4.1. Determinazione del carico di potenza

Il rapporto spinta peso (T/W) influisce direttamente sulle prestazioni del velivolo. Questo però non è costante in quanto il peso dell'aeromobile varia durante il volo a causa del consumo di combustibile. Inoltre, la spinta dei motori varia in funzione dell'altezza e della velocità.

Il termine T/W è associato però con i jet. Per aeromobili ad elica il termine

equivalente è il carico di potenza (*power loading*), definito come il rapporto tra il peso dell'aeromobile e i cavalli di potenza (*horsepower*)(W/hp).

Considerando l'espressione del rendimento dell'elica, si ha un'espressione equivalente del rapporto T/W per un aeromobile ad elica:

$$\frac{T}{W} = \left(\frac{550\eta_p}{V}\right) \left(\frac{hp}{W}\right) = 0.483 \quad (2.21)$$

dove:

$$\eta_p = \frac{TV}{550hp} \quad (2.22)$$

Per tener conto della velocità massima si considera l'equazione:

$$\frac{hp}{W_{TO}} = aV_{max}^C \quad (2.23)$$

dove i coefficienti a e C si ricavano dalla tabella 2.6 per la categoria *Homebuilt-composite*.

Si ottiene quindi un rapporto hp/W_{TO} pari a 0.040, dal quale si ricava la potenza necessaria uguale a 2.112 hp .

$hp/W_{TO} = aV_{max}^C$	a	C
<i>Sailplane – powered</i>	0.043	0
<i>Homebuilt – metal/wood</i>	0.005	0.57
<i>Homebuilt – composite</i>	0.004	0.57
<i>General aviation – single engine</i>	0.024	0.22
<i>General aviation – twin engine</i>	0.034	0.32
<i>Agricultural aircraft</i>	0.008	0.50
<i>Twin turboprop</i>	0.012	0.50
<i>Flying boat</i>	0.029	0.23

Tabella 2.6. hp/W_{TO} in funzione di V_{max} (mph).

Una stima che tenga conto della geometria dell'aeromobile la si ottiene tramite il *Thrust Matching*.

Si ha che hp/W è uguale all'inverso del rapporto L/D :

$$\left(\frac{hp}{W}\right)_{cruise} = \frac{1}{(L/D)_{cruise}} = 0.091 \quad (2.24)$$

Per aeromobili ad elica, il rapporto L/D in fase di crociera è uguale a quello

massimo.

Il rapporto spinta peso ricavato tramite questa equazione è riferito a condizioni di crociera, non di decollo. L'aeromobile ha quindi consumato parte del combustibile durante la fase di decollo e prima di iniziare la fase di crociera.

Il peso dell'aeromobile all'inizio della fase di crociera è pari al peso al decollo meno il carburante consumato durante la fase di takeoff e salita. Moltiplicando la frazione di peso durante le fasi di decollo e salita (0.970 e 0.985), si ottiene un valore pari a 0.956.

Per un velivolo ad elica, la potenza disponibile varia con la densità dell'aria. Si ricava quindi che la potenza in fase di crociera è circa il 75% di quella al decollo.

Il carico di potenza (hp/W) al decollo è determinato dall'equazione:

$$\left(\frac{hp}{W}\right)_{takeoff} = \left(\frac{V_{cruise}}{550\eta_p}\right) \left(\frac{1}{(L/D)_{cruise}}\right) \left(\frac{W_{cruise}}{W_{takeoff}}\right) \left(\frac{hp_{takeoff}}{hp_{cruise}}\right) = 0.019 \quad (2.25)$$

Si può ora passare alla scelta dell'apparato propulsivo. Una possibile soluzione è data da due motori a scoppio 10 cc a benzina.

EVOLUTION MOTORE A SCOPPIO 10cc BENZINA	
Cilindrata	10 cc
Giri	2300-18000
Potenza	1.68 hp a 16400 rpm
Peso	635 g
Eliche	10x6 – 13x8
Cuscinetti	2
Diametro albero	8 mm
Filetto interna albero	M4
Peso marmitta	75 g
Peso accensione	60 g

Tabella 2.7. Caratteristiche principali dei motori.

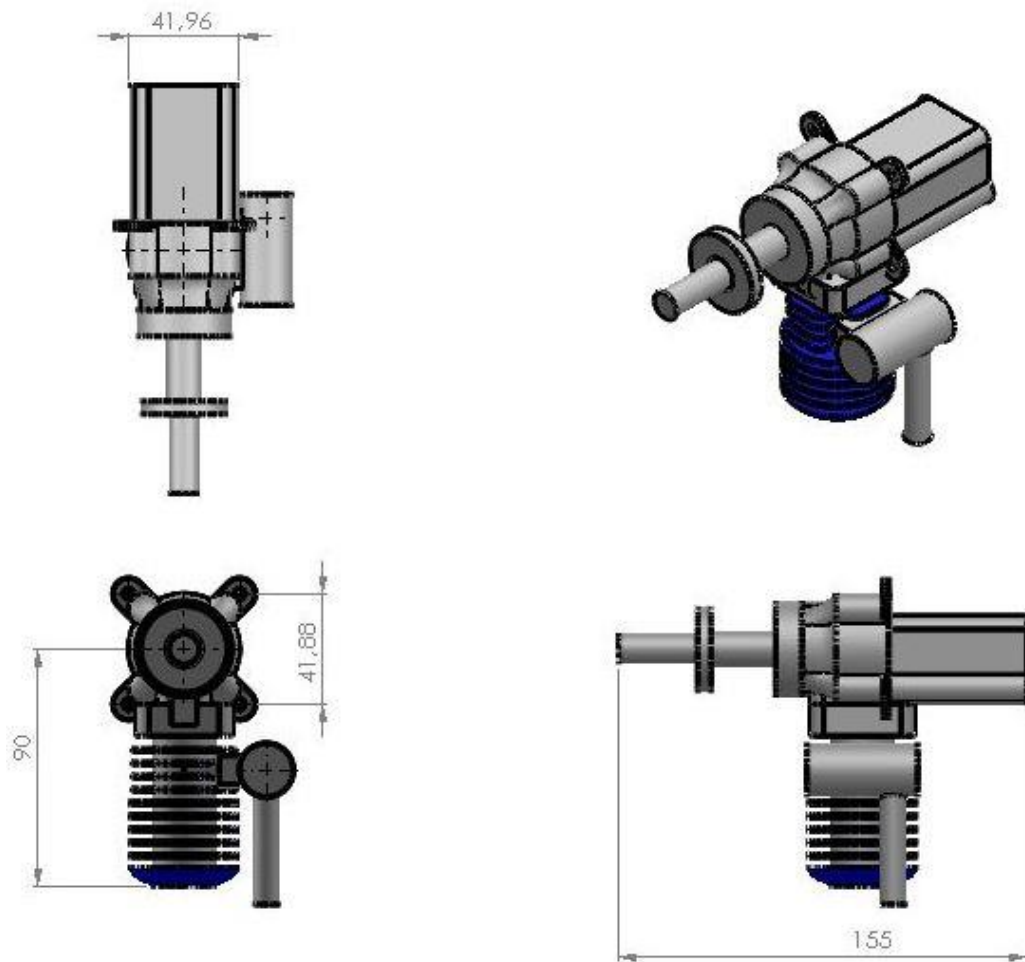


Figura 2.8. Rappresentazione CAD del motore.

4.2. Determinazione del carico alare

Il carico alare è dato dal rapporto tra il peso dell'aeromobile e la superficie alare. Questo influisce sulla velocità di stallo, il *climb rate*, distanze di decollo e atterraggio e sulle *performance* di virata.

Si può determinare il carico alare in base alle diverse fasi del volo e naturalmente anche quelle relative alla fase di loiter e di crociera.

Una volta stimati i carichi per le diverse condizioni di volo, occorre scegliere quello che ha il valore più piccolo per poter determinare una prima stima delle dimensioni dell'ala. [3]

- *Carico alare in funzione della velocità di stallo.*

Considerando che in condizioni di volo livellato la portanza eguaglia il peso del velivolo, possiamo considerare le seguenti espressioni⁹:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{L_{max}} \quad (2.26)$$

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{max}} \quad (2.27)$$

Poiché non si conosce il coefficiente di portanza, si possono assumere dei valori statistici che variano da 1.2 a 1.5 per un aeromobile senza flap.

Ipotizzando un velocità di stallo $V_s = 11.1 \text{ m/s}$ ed un $C_L = 1.2$ si ha che il carico alare è pari a:

$$\frac{W}{S} = 90.741 \frac{N}{m^2} \quad (2.28)$$

- *Carico alare in funzione della distanza di decollo.*

Può essere ricavato tramite l'equazione:

$$\frac{W}{S} = (TOP) \sigma C_{L_{TO}} (hp/W) \quad (2.29)$$

dove il termine TOP indica il *Takeoff parameter*¹⁰, $\sigma = \rho/\rho_0$ è il rapporto tra la densità dell'aria alla quota dell'aeromobile in fase di decollo e la densità dell'aria al livello del mare e $C_{L_{TO}}$ il coefficiente di portanza al decollo. Questo può essere stimato considerando che l'aeromobile decolla a circa 1.1 volte la velocità di stallo, quindi il coefficiente di portanza in fase di *takeoff* è dato dal rapporto tra il $C_{L_{max}}$ e 1.21 (1.1^2).

Il parametro TOP può essere statisticamente ricavato in funzione della distanza di decollo tramite la figura seguente:

⁹ Nell'espressione del carico alare si considera la densità dell'aria ρ al livello del mare, mentre nelle successive equazioni del carico alare in fase di crociera e *loiter* ci si riferisce alla densità alla quota di volo. Alla quota di 3000 metri, ρ è pari a 0.909 kg/m^3 .

¹⁰ Il *Takeoff parameter* è dato da: $TOP = \frac{W/S}{\sigma C_{L_{TO}} hp/W}$

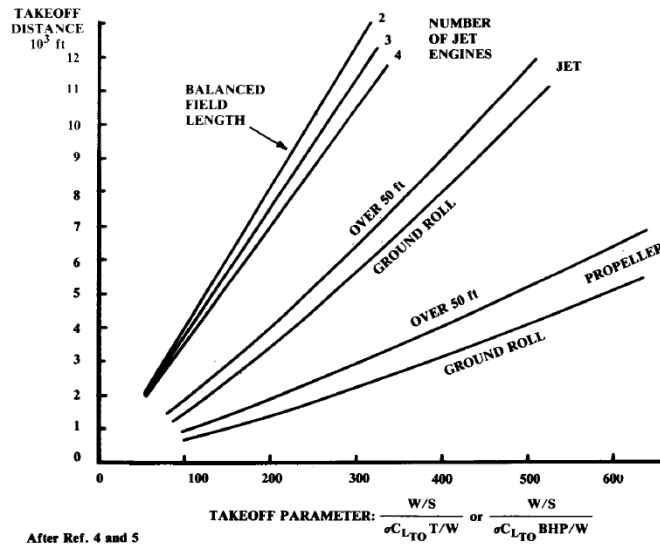


Figura 2.9. Stima della distanza di decollo e del parametro TOP .

Considerando che il *Takeoff parameter* abbia un valore pari a 100 lb/ft^2 e sostituendo tale valore nella (2.29) si ricava il carico alare in funzione della distanza di decollo:

$$\frac{W}{S} = 91.175 \frac{N}{m^2} \quad (2.30)$$

- *Carico alare per loiter endurance*

Per un aeromobile ottimizzato per la fase di *loiter*, il carico alare deve essere scelto per fornire un elevato rapporto L/D . Per un velivolo ad elica si determina il carico alare per la fase di *loiter* considerando che la resistenza indotta deve essere tre volte la resistenza parassita.

Si applica l'espressione:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V^2 \sqrt{3\pi A R e C_{D_0}} \quad (2.31)$$

dove $C_{D_0}^{11}=0.023$ ed $e^{12}=0.811$.

¹¹ Il coefficiente di resistenza è calcolato tramite l'espressione:

$$C_{D_0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

dove C_{fe} è l' *equivalent skin friction coefficient*, pari a 0.0045.

Sostituendo questi valori nell'equazione precedente si ottiene un valore del carico alare per la fase di *loiter* pari a:

$$\frac{W}{S} = 223.718 \frac{N}{m^2} \quad (2.32)$$

- *Carico alare in fase di crociera*

Per massimizzare il *range* durante la fase di crociera, il carico alare deve essere scelto per fornire un elevato rapporto L/D in condizioni di crociera.

Per un aeromobile ad elica si ha:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V^2 \sqrt{\pi A R e C_{D_0}} \quad (2.33)$$

che in questo caso fornisce il valore:

$$\frac{W}{S} = 151.957 \frac{N}{m^2} \quad (2.34)$$

Si può ora determinare la superficie alare di riferimento del velivolo come il rapporto tra il peso del velivolo ed il valore del carico alare più piccolo tra quelli calcolati:

$$S = \frac{W}{w/s} = 2.625 m^2 \quad (2.35)$$

5. Aerodinamica e geometria dell'ala

Le forze principali che agiscono su un velivolo sono spinta, portanza, resistenza e peso; a queste si aggiunge il momento angolare attorno agli assi di *pitch*, *roll* e *yaw* che determinano la rotazione del velivolo attorno a questi assi. Le forze e i momenti sono calcolati tramite la pressione dinamica, la superficie alare e dei coefficienti adimensionali, che insieme definiscono le equazioni aerodinamiche fondamentali alla base delle *performance* di un aeromobile.

La pressione dinamica di un flusso d'aria in movimento è data da:

¹² il parametro e è denominato "*Oswald span efficiency factor*" ed è espresso tramite l'equazione:
 $e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.6$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2.36)$$

dove ρ è la densità dell'aria e V la velocità. Le forze che agiscono sul velivolo dipendono da q , oltre che dalla superficie alare S e dai coefficienti aerodinamici C_l , C_d , C_m , a loro volta funzione del numero di *Reynolds*, del numero di *Mach* e dalla forma della sezione trasversale dell'ala. [2] [4]

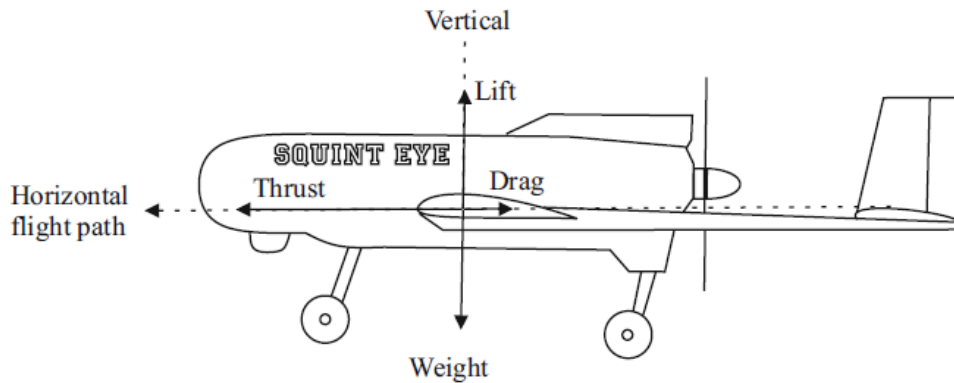


Figura 2.10. Forze agenti su un veicolo aereo.

Le espressioni delle forze di portanza, resistenza e dei momenti sono:

$$L = C_l q S \quad (2.37)$$

$$D = C_d q S \quad (2.38)$$

$$M = C_m q S c \quad (2.39)$$

dove c è la corda del profilo aerodinamico dell'ala, C_l , C_d e C_m sono i coefficienti di portanza, resistenza e momento di ogni profilo alare e sono di interesse fondamentale per la definizione delle caratteristiche aerodinamiche di un UAV.

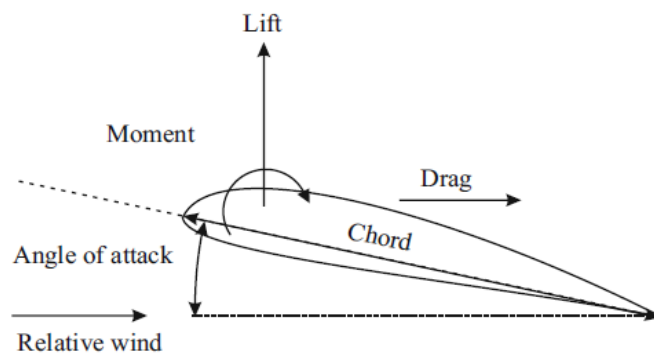


Figura 3.11. Geometria dei profili alari.

5.1. Scelta dei profili di ala e coda

La scelta dei profili che andranno a definire la superficie dell'ala è basilare per la definizione delle caratteristiche aerodinamiche del velivolo. La distribuzione di pressione sul dorso e sul ventre, generata dalla curvatura geometrica del profilo, è infatti responsabile della forza di portanza che sostiene l'aeromobile. La loro forma influenza anche la dinamica dello strato limite e quindi la resistenza viscosa.

La scelta del profilo deve tener conto, oltre che considerazioni di tipo aerodinamico, anche di fattori più pratici, come la necessità di stivare il combustibile all'interno di serbatoi alari o l'installazione di impianti e sistemi e, eventualmente, la presenza del carrello d'atterraggio.

Per un velivolo *UAV*, che opera a basse velocità e bassi numeri di *Reynolds*, una scelta ottimale è il profilo *Clark Y* (Figura 2.8). Si tratta di un profilo piano-convesso, quindi con un fattore di portanza molto elevato, che lo rende un ottimo profilo compatibile con l'aeromodellismo. Per questo motivo è uno dei profili più utilizzati nella progettazione di velivoli a pilotaggio remoto.

Per i piani di coda si utilizza invece un profilo simmetrico *NACA0012*, al fine di garantire le necessarie caratteristiche di stabilità statica.

5.1.1. Analisi dei profili

L'analisi dei profili di ala e coda è stata effettuata tramite il programma *XFLR5*, un *software* per l'analisi di ali e aerodine complete. Il programma analizza il comportamento non solo di un profilo isolato ma anche di un'ala finita. In questo modo è possibile studiare la resistenza indotta dell'ala, costruire la polare dell'ala o del modello, analizzare la distribuzione di portanza lungo l'apertura alare, individuare le condizioni di trim e di stabilità del modello. [4] [23]

Per determinare la polare dei profili occorre impostare il numero di *Reynolds* in crociera. Questo si calcola tramite la relazione:

$$Re = \frac{\rho v c}{\mu} = \frac{v c}{\nu} \quad (2.40)$$

con ρ la densità dell'aria a 3000 m, v la velocità, c la corda del profilo, μ la viscosità dinamica del fluido e $\nu = \mu/\rho$ la viscosità cinematica.

Considerando la corda media aerodinamica dell'ala, si ricava un numero di *Reynolds* con valori intorno ai 900000.

È quindi possibile determinare gli andamenti dei coefficienti aerodinamici del profilo dell'ala.

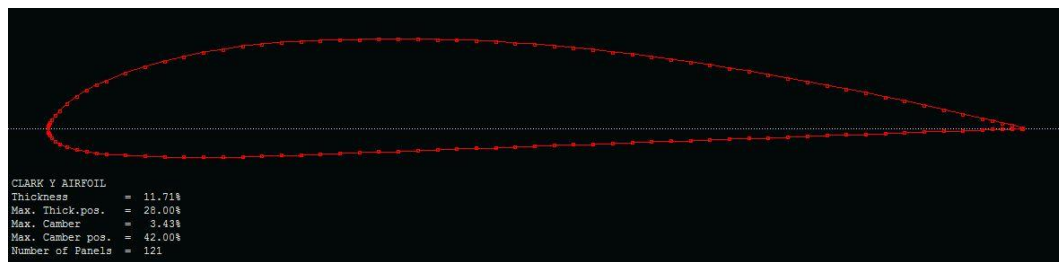


Figura 2.12. Profilo *Clark Y*.

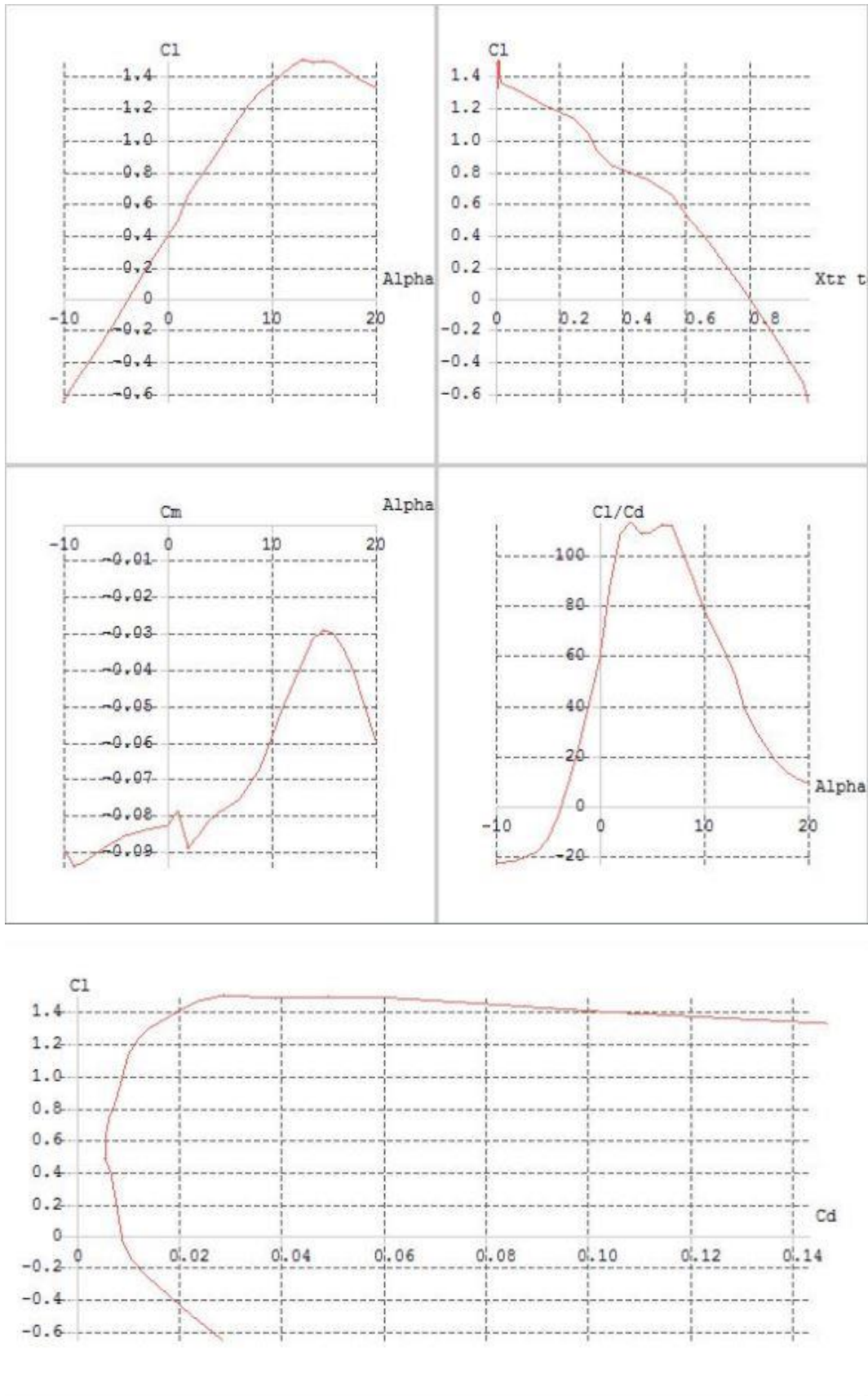


Figura 2.13. Andamento dei coefficienti aerodinamici del profilo Clark Y.

Allo stesso modo si ottengono gli andamenti dei coefficienti aerodinamici per il profilo utilizzato per il piano di coda.

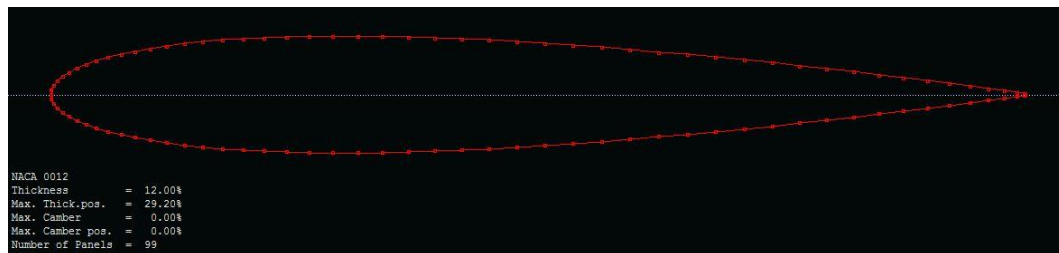
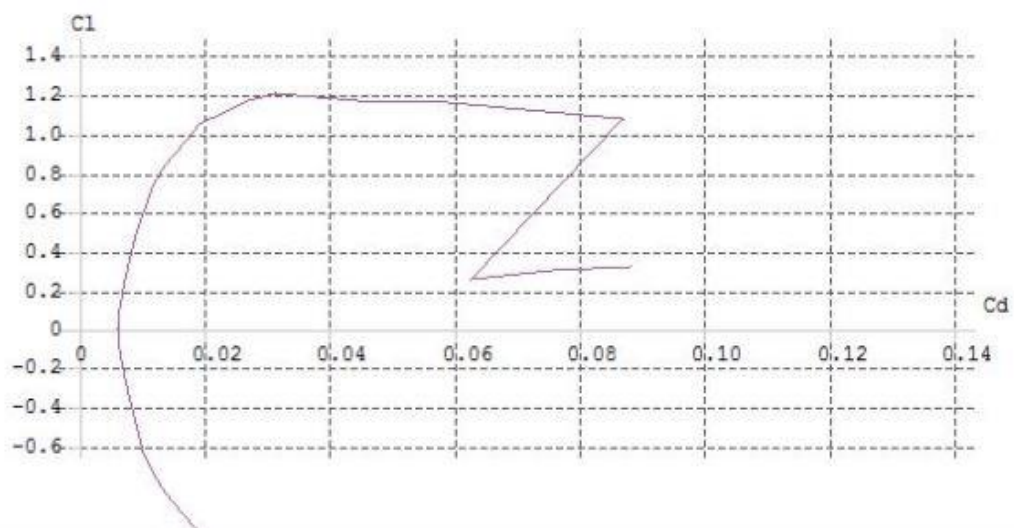


Figura 2.14. Profilo NACA0012.



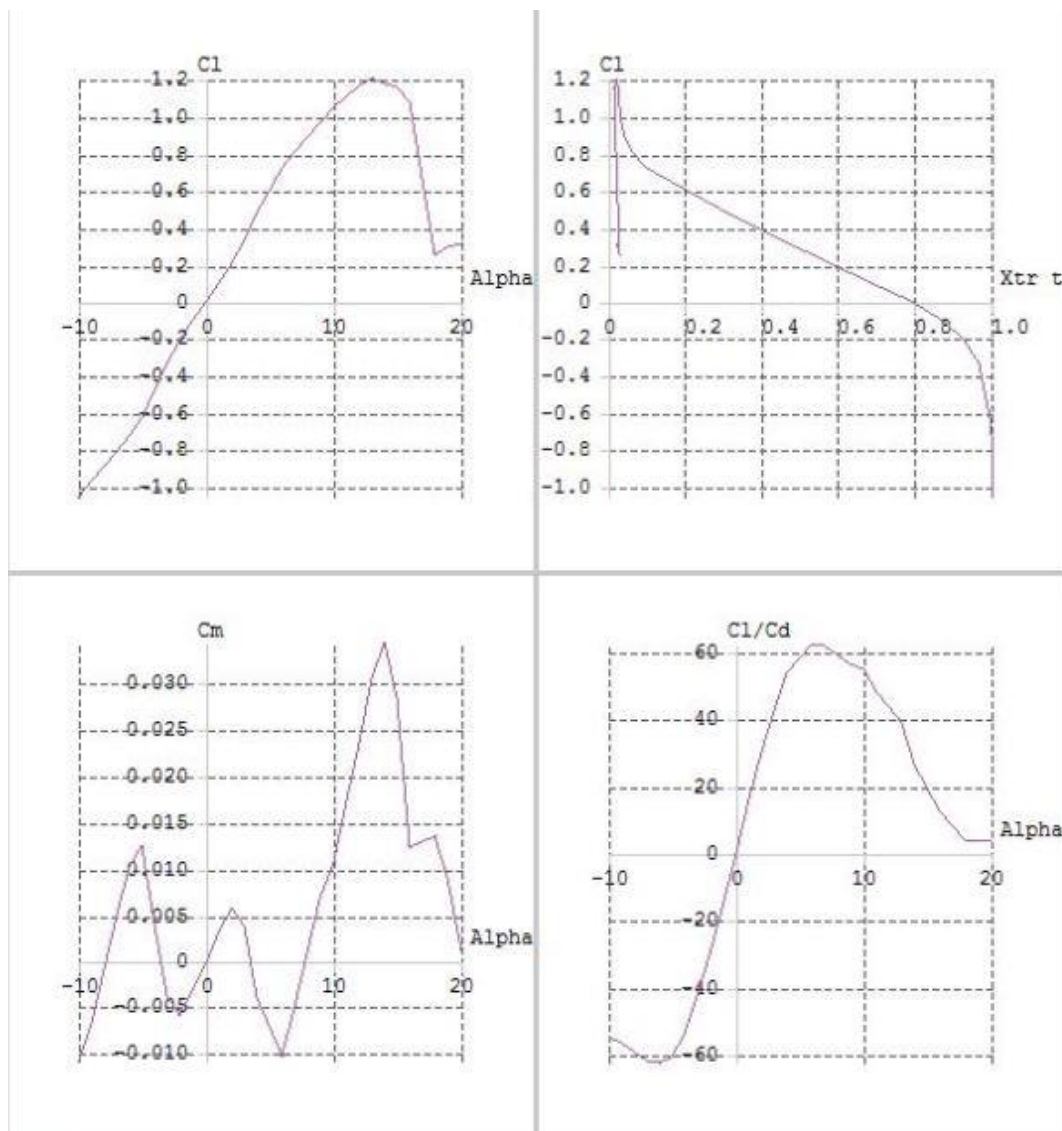


Figura 2.15. Andamento dei coefficienti aerodinamici del profilo NACA0012.

5.2. Geometria dell'ala

Una volta scelti i profili alari si può passare a determinare la geometria e le dimensioni dell'ala. [3]

È stata già determinata la superficie alare di riferimento S_{ref} come rapporto tra il peso massimo al decollo e il carico alare (equazione (3.35)). Moltiplicando quest'ultima con l'allungamento alare si determina l'apertura alare b :

$$b^2 = AR \cdot S \quad (2.41)$$

da cui si ricava:

$$b = \sqrt{AR \cdot S} = 4.583 \text{ m} \quad (2.42)$$

Si ottiene infine il coefficiente di portanza in crociera tramite l'espressione:

$$C_{L_{cruise}} = \frac{2W_{TO}}{\rho S V^2} = 0.4 \quad (2.43)$$

Si possono quindi calcolare gli altri parametri che definiscono la geometria dell'ala:

- *Angolo di freccia e rapporto di rastremazione*: si consideri l'espressione:

$$\tan \Lambda_{LE} = \tan \Lambda_{c/4} + [(1 - \lambda)/AR(1 + \lambda)] \quad (2.44)$$

dove Λ_{LE} è l'angolo di freccia¹³ al *leading edge*, $\Lambda_{c/4}$ l'angolo di freccia al quarto di corda e λ il rapporto di rastremazione. Quest'ultimo viene stimato tramite il grafico seguente ed assume un valore pari 0.8:

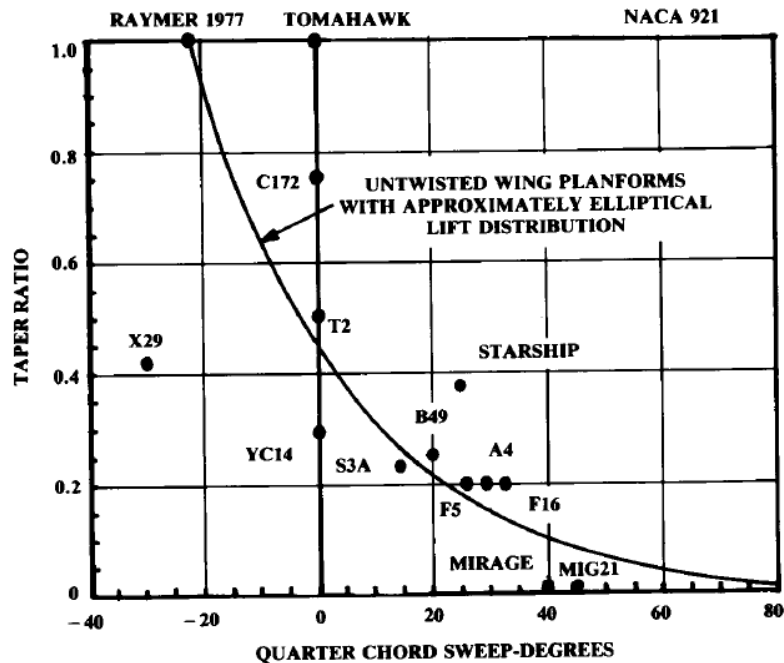


Figura 2.16. Andamento di λ in funzione di $\Lambda_{c/4}$.

¹³ L'angolo di freccia al *leading edge* può essere ricavato anche per costruzione geometrica una volta note le lunghezze delle corde dei profili alla radice e all'estremità. In questo caso $\Lambda_{c/4}=0$; la corda alla radice ed all'estremità verranno calcolati nel seguito.

- Corda alla radice e all'estremità dell'ala: utilizzando le equazioni (2.35), (3.42) ed il valore di λ si calcola:

$$c_{root} = 2S/[b(1 + \lambda)] = 0.636 \text{ m} \quad (2.46)$$

$$c_{tip} = \lambda c_{root} = 0.509 \text{ m} \quad (2.47)$$

Si calcola inoltre la corda media aerodinamica \bar{c} e la distanza \bar{Y} di questa dalla linea centrale:

$$\bar{c} = (2/3)c_{root} (1 + \lambda + \lambda^2)/(1 + \lambda) = 0.575 \text{ m} \quad (2.48)$$

$$\bar{Y} = (b/6)[(1 + 2\lambda)/(1 + \lambda)] = 1.103 \text{ m} \quad (2.49)$$

Riassumendo, i parametri che definiscono la geometria dell'ala sono riportati nella tabella:

Geometria dell'ala	
Superficie alare S_{ref}	2.625 m ²
Apertura alare b	4.583 m
Allungamento alare AR	8
Rapporto di rastremazione λ	0.8
Corda alla radice c_{root}	0.636 m
Corda aerodinamica \bar{c}	0.575 m
Corda all'estremità c_{tip}	0.509 m
Distanza di \bar{c} da c_{root}	1.103 m
Angolo di freccia al quarto di corda $A_{c/4}$	0°
Angolo di freccia al <i>leading edge</i> A_{LE}	0.93°
Angolo diedro Γ	0.5°

Tabella 2.8. Parametri principali per la determinazione della geometria dell'ala.

5.3. Geometria delle superfici di coda

Per definire la geometria della coda, si parte dalla scelta dell'allungamento alare e del rapporto di rastremazione dei piani orizzontale e verticale.

Per il velivolo da progettare, si può assumere un valore dell'allungamento del piano di coda orizzontale pari a $AR=5$ ed un rapporto di rastremazione $\lambda=1$. Per i piani di coda verticali si pone invece $AR=1.9$ e $\lambda=0.3$.

Successivamente si determinano i coefficienti volumetrici del piano di coda orizzontale v_{HT} e verticale v_{VT} tramite le relazioni:

$$v_{HT} = \frac{L_{HT}S_{HT}}{\bar{c}_w S_w} \quad (2.50)$$

$$v_{VT} = \frac{L_{VT}S_{VT}}{b_w S_w} \quad (2.51)$$

con L_{HT} e L_{VT} le distanze tra il 25% della corda media delle superfici di coda ed il 25% della corda media dell'ala, S_{HT} e S_{VT} le aree delle superfici di coda e S_w quella dell'ala, b_w e \bar{c}_w rispettivamente apertura e corda media aerodinamica dell'ala.

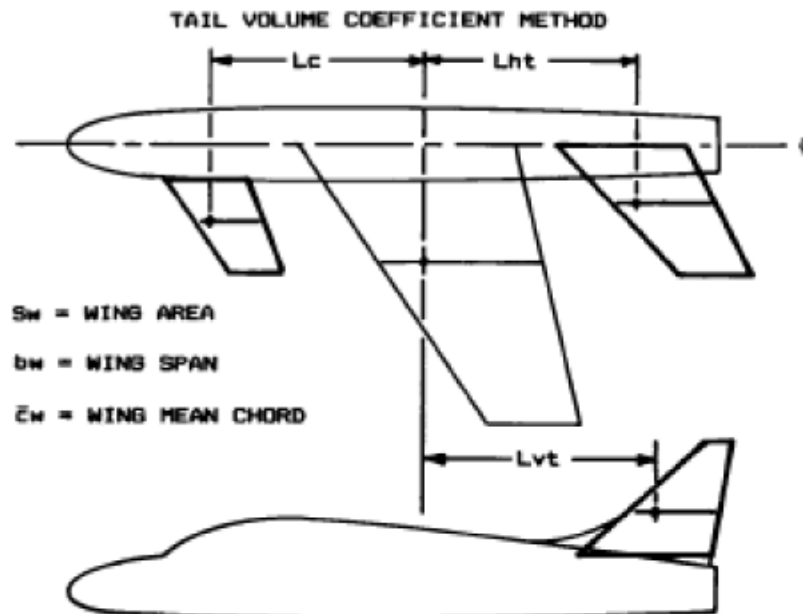


Figura 2.17. Dimensionamento iniziale delle superfici di coda.

I coefficienti volumetrici dei piani di coda orizzontale e verticale possono essere stimati tramite i valori riportati in Tabella 3.9, in funzione di valori tipici per diverse categorie di aeromobili.

	Typical value	
	Horizontal v_{HT}	Vertical v_{HT}
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation – single engine	0.70	0.04
General aviation – twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet Fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

Tabella 2.9. Coefficienti volumetrici di coda.

Occorre poi calcolare le aree delle superfici di coda:

$$S_{HT} = c_{HT} \bar{c}_w S_w / L_{HT} = 0.434 \text{ m}^2 \quad (2.52)$$

$$S_{VT} = c_{VT} b_w S_w / L_{VT} = 0.138 \text{ m}^2 \quad (2.53)$$

Le lunghezze L_{HT} e L_{VT} possono essere stimate conoscendo il braccio del momento generato dai piani coda. In questa fase di progetto si può considerare che per un aereo con i motori montati sulle ali, il braccio del momento delle superfici di coda si trovi tra il 50 ed il 55% della lunghezza della fusoliera. In questo caso si pone $L_{HT} = L_{VT} = 1.74 \text{ m}$.

Una volta note le aree delle superfici orizzontale e verticale, si ricavano le dimensioni principali che costituiscono la geometria dei piani di coda. [3] [18]

Horizontal tail		Vertical tail	
AR	5	AR	1.9
λ	1	λ	0.3
S_{HT}	0.434 m^2	S_{VT}	0.138 m^2
b_{HT}	1.473 m	b_{VT}	0.513 m
$c_{root HT}$	0.295 m	$c_{root VT}$	0.415 m
$c_{tip HT}$	0.295 m	$c_{tip VT}$	0.125 m
\bar{c}_{HT}	0.295 m	\bar{c}_{VT}	0.296 m
\bar{Y}_{HT}	0.368 m	\bar{Y}_{VT}	0.105 m
$A_{c/4}$	0°	$A_{c/4}$	35.7°

Tabella 3.10. Dimensioni principali delle superfici di coda.

5.4. Superfici di controllo

Le principali superfici di controllo sono gli alettoni, lo stabilizzatore ed i timoni di coda.

Per il dimensionamento preliminare degli alettoni si può considerare il grafico seguente che permette di determinare una stima iniziale dell'area della superficie mobile.

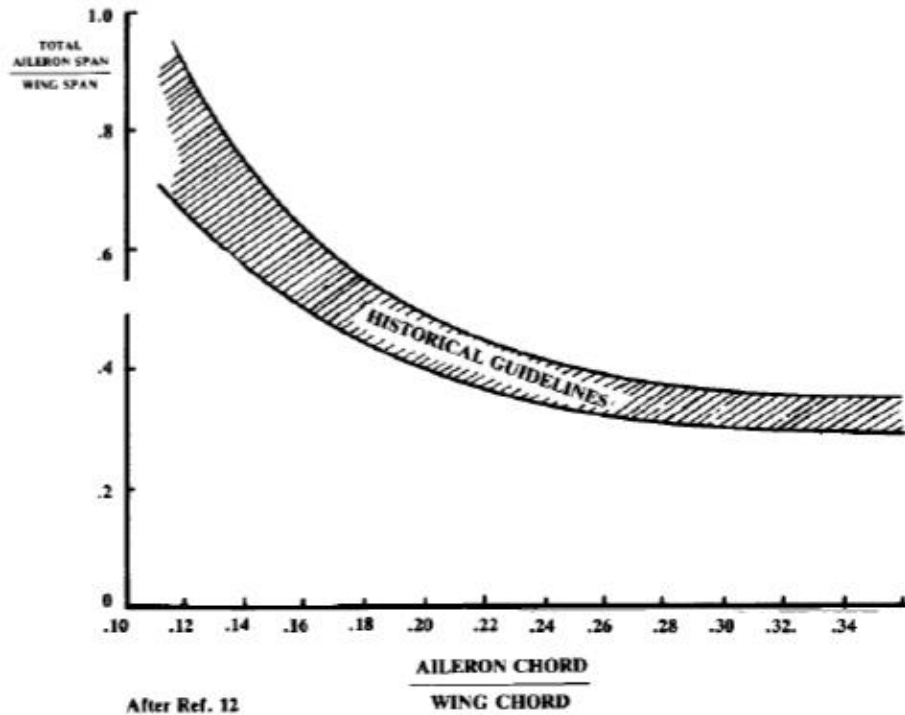


Figura 2.18. Linee guida per il dimensionamento degli alettoni.

Si considera la corda degli alettoni pari al 15-25% della corda dell'ala, ottenendo quindi un valore pari a 0.144 *m*.

Dal grafico in Figura 3.14 si determina il rapporto tra l'apertura alare dell'alettone e quella dell'ala in funzione del rapporto tra le corde e successivamente si ricava il valore dell'apertura dell'alettone $b_a=0.914$ *m*. Inoltre si ipotizza che gli alettoni si estendano dal 50 al 90% dell'apertura alare.

Lo stabilizzatore e la deriva invece, si estendono a partire dalla fusoliera sino al 90% dell'apertura della superficie considerata. La corda dello stabilizzatore e della deriva varia tra il 25 e il 50% della corda delle superfici di coda per cui, ipotizzando una lunghezza della corda pari al 30% rispetto al corrispondente piano di coda, si ottiene la dimensione della sezione trasversale dello stabilizzatore pari

a 0.088 m mentre, un valore che varia da 0.062 a 0.019 m per il timone di coda.
[3] [18]

6. Polari dell'ala completa

Utilizzando il *software XFLR5* è possibile determinare le polari complete dell'ala e dei piani di coda inserendo i parametri costitutivi le varie superfici e ricostruendo un modello dell'ala e della coda (Figura 2.19).

Per quanto riguarda l'ala si ottiene un coefficiente di portanza e di resistenza in crociera pari a $C_L = 0.4$ e $C_D = 0.013$ con un angolo d'incidenza $\alpha = 1.15^\circ$. Il coefficiente di momento dell'ala completa è invece uguale a $C_m = -0.099$.

Per quanto riguarda le superfici di coda, avendo utilizzato un unico profilo, con rapporto di rastremazione pari a 1, svergolamento ed angolo di freccia nulli, si possono considerare gli stessi andamenti dei coefficienti aerodinamici del singolo profilo. Avendo utilizzato un profilo *NACA0012* si ottiene quindi, in fase di crociera, $C_L = 0.119$, $C_D = 0.006$ e $C_m = 0.004$. [19] [23]

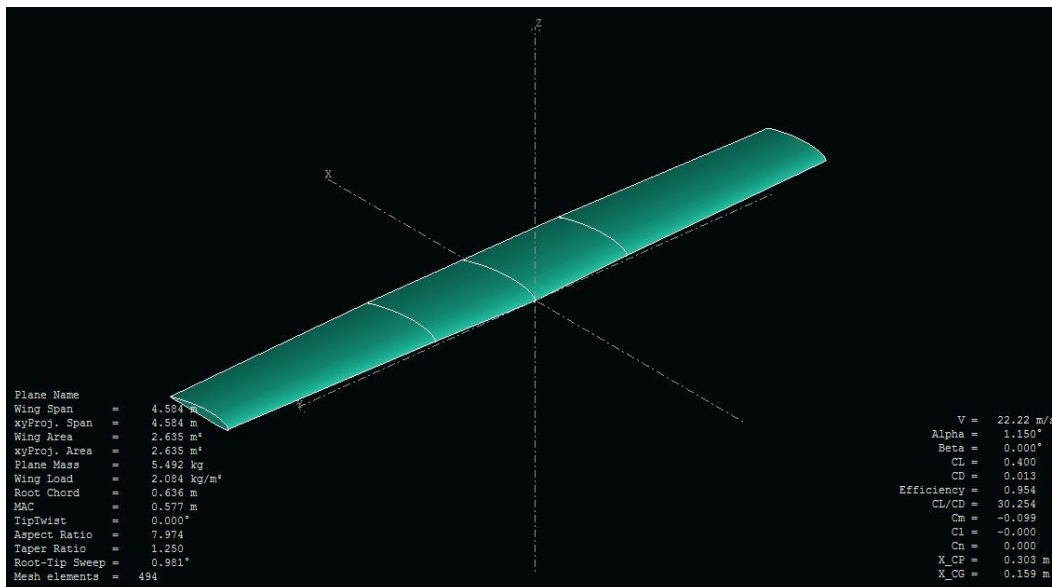


Figura 2.19 Ricostruzione dell'ala tramite *XFLR5* e valori dei coefficienti aerodinamici.

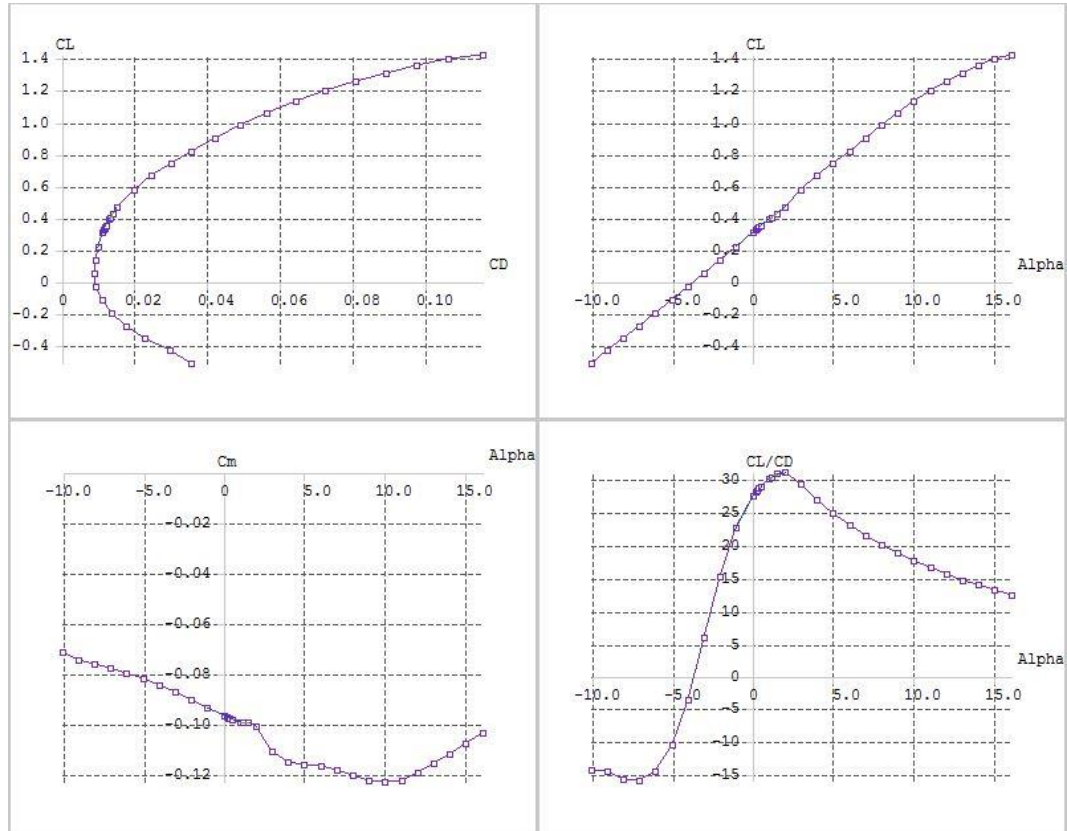


Figura 2.20. Andamenti dei coefficienti aerodinamici dell'ala completa.

7. Trittico UAV

Dallo studio preliminare delle dimensioni e caratteristiche del velivolo UAV sin qui eseguite, si sono ottenuti dati significativi sul dimensionamento del velivolo completo. Si può passare quindi a definire una prima configurazione del layout dell'aeromobile.

Tramite l'utilizzo del software CAD SolidWorks® si può costruire un modello tridimensionale del velivolo completo e un trittico della configurazione di quest'ultimo.

Per la definizione della configurazione del modello si è tenuto conto, oltre che dei calcoli eseguiti, anche delle specifiche di progetto (Figura 2.1).

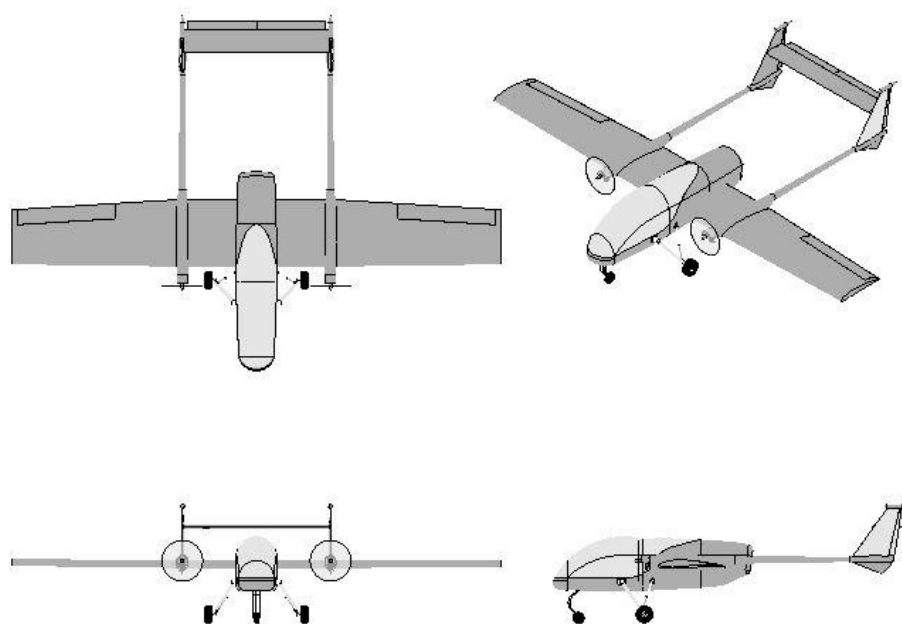


Figura 2.21. Trittico del velivolo UAV.



Figura 2.22. Modello fotorealistico del velivolo UAV.

Capitolo 3

Stima dei pesi e baricentro del velivolo

1. Introduzione

La stima dei pesi è una parte critica del processo di progettazione di un velivolo. Vi sono diversi livelli di analisi dei pesi. Nel capitolo precedente è stato determinato il peso a vuoto del velivolo ed il peso massimo al decollo tramite relazioni che permettono di ottenere dei valori utili a fornire un primo approccio per la progettazione dell'UAV.

Una diversa metodologia è quella di calcolare una stima dei vari componenti dell'aereo la cui somma fornisce il peso complessivo del velivolo.

<i>Group</i>	<i>Group</i>	<i>TOTAL WEIGHT EMPTY</i>
STRUCTURES GROUP	EQUIPMENT GROUP	USEFUL LOAD GROUP
Wing	Flight controls	Crew
Tail-horizontal/Canard	APU	Fuel-usable
vertical	Instruments	-trapped
ventral	Hydraulics	Oil
Body	Pneumatic	Passengers
Alighting gear-main	Electrical	Cargo/baggage
auxiliary	Avionics	Guns
arresting gear	Armament	Ammunition
catapult gear	Furnishings	Pylon and racks
Nacelle/engine section	Air conditioning/ECS	Expendable weapons
Air induction system	Anti-icing	Flare/chaff
	Photographic	
	Load and handling	
PROPULSION GROUP		TAKEOFF GROSS WEIGHT
Engine-as installed		Flight design gross weight
Accessory gearbox and drive		Landing design gross weight
Exhaust system		DCPR weight
Cooling provisions		
Engine controls		
Starting system		
Fuel system/tanks		

Tabella 3.1. Componenti di un velivolo per la stima dei pesi.

Il calcolo dei pesi dei vari componenti del velivolo è utile per la determinazione del baricentro dell'UAV. Il centro di gravità varia durante il volo a causa del consumo di combustibile e questo influisce sulla stabilità e la controllabilità del mezzo.

Per determinare se il baricentro rimane all'interno dei limiti stabiliti dall'analisi di stabilità dell'aeromobile, occorre considerare un diagramma relativo alla posizione del centro di gravità durante le varie fasi del volo. [3]

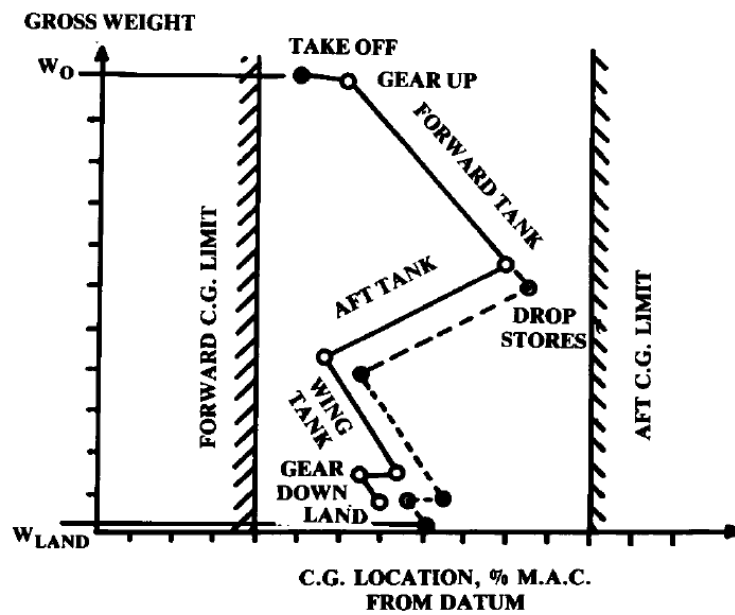


Figura 3.1. Diagramma sulla variazione della posizione del baricentro.

2. Stima dei pesi

La stima dei pesi dei singoli componenti del velivolo viene determinata tramite relazioni statistiche. Queste equazioni sono riferite ad un aeromobile della categoria *General-aviation* e non ad un velivolo *UAV*; sono quindi da ritenersi indicative nella stima dei pesi del velivolo.

I pesi dei singoli componenti saranno successivamente riportati in una tabella e la loro somma determinerà il peso complessivo dell'aeromobile.

$$W_{wing} = 0.036 S_w^{0.758} W_{fw}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{dg})^{0.49} \quad (3.1)$$

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.016(N_z W_{dg})^{0.414} q^{0.168} S_{ht}^{0.896} \left(\frac{100t/c}{\cos\Lambda}\right)^{-0.12} \left(\frac{A}{\cos^2\Lambda_{ht}}\right)^{0.043} \lambda_{ht}^{-0.02} \quad (3.2)$$

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.073 \left(1 + 0.2 \frac{H_t}{H_v}\right) (N_z W_{dg})^{0.376} q^{0.122} S_{vt}^{0.873} \left(\frac{100t/c}{\cos\Lambda_{vt}}\right)^{-0.49} \\ \times \left(\frac{A}{\cos^2\Lambda_{vt}}\right)^{0.357} \lambda_{vt}^{0.039} \quad (3.3)$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.052 S_f^{1.086} (N_z W_{dg})^{0.177} L_t^{-0.051} (L/D)^{-0.072} q^{0.241} + W_{\text{press}} \quad (3.4)$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.095 (N_l W_l)^{0.768} (L_m/12)^{0.409} \quad (3.5)$$

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.125 (N_l W_l)^{0.566} (L_n/12)^{0.845} \quad (3.6)$$

$$W_{\text{installed engine (total)}} = 2.575 W_{en}^{0.922} N_{en} \quad (3.7)$$

$$W_{\text{fuel system}} = 2.49 V_t^{0.726} \left(\frac{1}{1+V_l/V_t}\right)^{0.363} N_t^{0.242} N_{en}^{0.157} \quad (3.8)$$

$$W_{\text{flight controls}} = 0.053 L^{1.536} B_w^{0.371} (N_z W_{dg} \times 10^{-4})^{0.80} \quad (3.9)$$

$$W_{\text{hydraulics}} = 0.001 W_{dg} \quad (3.10)$$

Queste relazioni devono però essere corrette tramite dei fattori moltiplicativi che tengano conto del fatto che il velivolo è in materiale composito. Possiamo quindi considerare la seguente tabella:

Category	Weight group	Fudge factor (multiplier)
Advanced composite	Wing	0.85
	Tails	0.83
	Fuselage/nacelle	0.90
	Landing gear	0.95
	Air induction system	0.85
Braced wing	Wing	0.82
Wood fuselage	Fuselage	1.60
Steel tube fuselage	Fuselage	1.80
Flying boat	Fuselage	1.25

Tabella 3.2. Fattori di correzione per la stima dei pesi.

Applicando le equazioni dalla (4.1) alla (4.10) e riportando i risultati ottenuti in una tabella, si può ricavare il peso totale del velivolo.

<i>Component</i>	<i>Weight [lb]</i>
<i>Wing</i>	12.107
<i>Horizontal tail</i>	0.665
<i>Vertical tail</i>	0.811
<i>Fuselage</i>	1.416
<i>Main landing gear</i>	0.235
<i>Nose landing gear</i>	0.049
<i>Installed engine</i>	8.387
<i>Fuel system</i>	1.435
<i>Flight controls</i>	0.407
<i>Hydraulics</i>	0.054
<i>Beam tails</i>	3.307
<i>Avionics</i>	11.023
<i>Parachutes</i>	4.409
<i>Payload</i>	11.023
TOTAL WEIGHT [lb]	
55.327	

Tabella 3.3. Stima dei pesi dei singoli componenti e peso totale del velivolo.

Si ottiene un peso massimo al decollo di 25.096 kg ma, considerando che le equazioni utilizzate nel calcolo dei pesi dei singoli componenti sono relative a velivoli convenzionali, la soluzione si può ritenere accettabile. [3]

Terminologia utilizzata nelle equazioni per il calcolo dei pesi

- A Allungamento alare
- B_w Apertura alare [ft]
- D Larghezza della fusoliera [ft]
- H_t/H_v 0.0 per coda convenzionale; 1.0 per coda a "T"
- L Lunghezza della fusoliera [ft]
- L_m Lunghezza del carrello principale [ft]
- L_n Lunghezza del carrello anteriore [ft]
- L_t Distanza dal 25% della c.m.a dell'ala e il 25% della c.m.a della coda [ft]
- N_{en} Numero dei motori
- N_l *Ultimate landing load factor*, $N_{gear} \cdot 1.5$
- N_t Numero serbatoi
- N_z *Ultimate load factor*, $1.5 \cdot \text{limit load factor}$
- q Pressione dinamica in crociera [lb/ft^2]
- S_f Superficie bagnata della fusoliera [ft^2]
- S_{HT} Superficie del piano di coda orizzontale [ft^2]
- S_{VT} Superficie del piano di coda verticale [ft^2]
- S_w Superficie alare [ft^2]
- t/c Rapporto di finezza
- V_i Volume totale del serbatoio [gal]
- V_t Volume totale del combustibile [gal]

W_{dg}	Peso approssimativo di progetto [lb]
W_{en}	Peso del singolo motore [lb]
W_{fw}	Peso del combustibile nelle ali [lb]
W_l	Peso approssimativo del carrello [lb]
λ	Rapporto di rastremazione dell'ala
λ_h	Rapporto di rastremazione del piano orizzontale di coda
λ_v	Rapporto di rastremazione del piano verticale di coda
A	Angolo di freccia al 25% della c.m.a dell'ala
A_{HT}	Angolo di freccia al 25% della c.m.a del piano orizzontale di coda
A_{VT}	Angolo di freccia al 25% della c.m.a del piano verticale di coda

Nel grafico a torta seguente è riportata la distribuzione dei pesi in base alla suddivisione in gruppi estrapolata dai dati ottenuti e riportati in tabella 3.3; come si può notare il fattore che influenza maggiormente il peso totale del velivolo è la struttura (ali, fusoliera e piani di coda). Al contrario, il gruppo propulsivo è quello che influisce in maniera minore, con il 18% del peso complessivo dell'aeromobile.

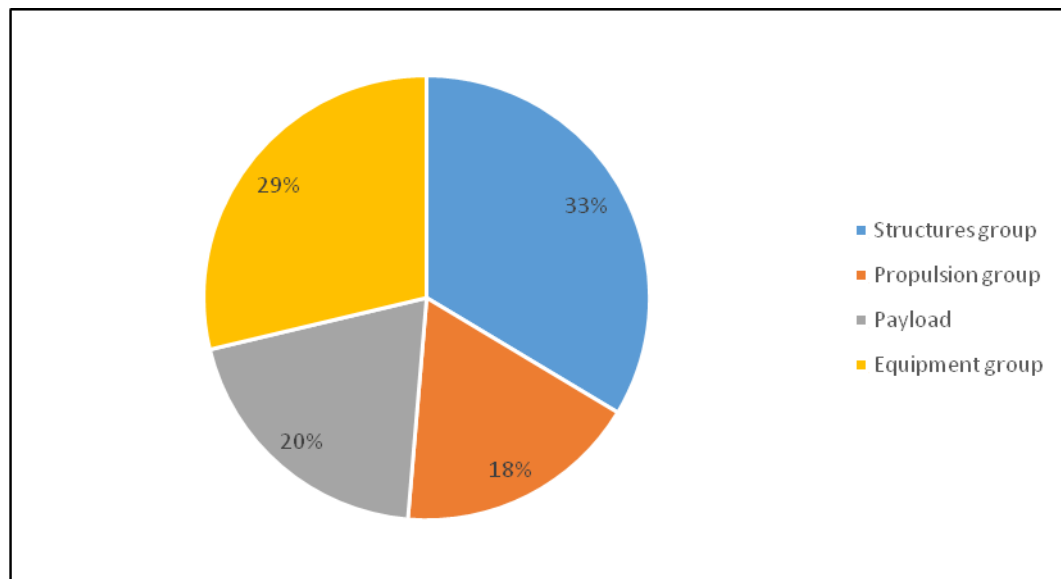


Figura 3.2. Distribuzione percentuale dei pesi.

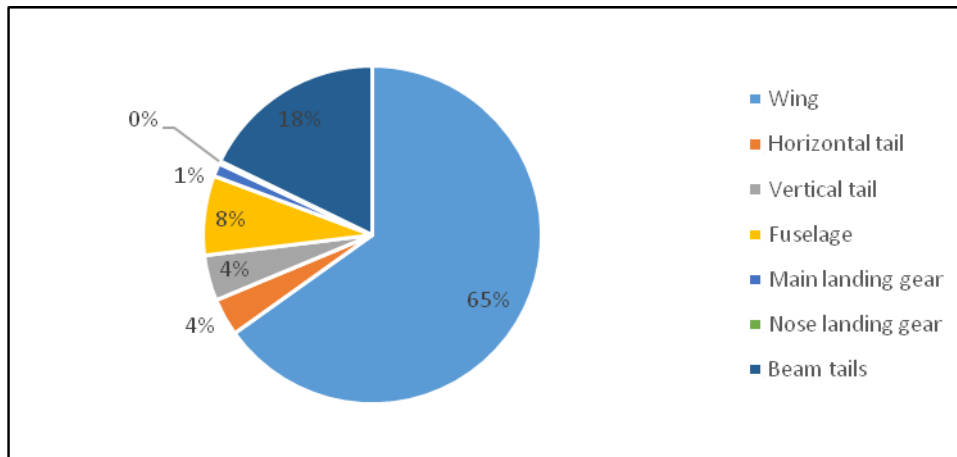


Figura 3.3. Distribuzione dei pesi dovuti alla struttura alare.

3. Stima del baricentro del velivolo

Una volta determinate delle stime dei pesi dei principali componenti del velivolo si può passare al calcolo della posizione del centro di gravità del velivolo.

Il centro di massa o baricentro di un corpo rigido può essere definito come il punto geometrico corrispondente al valore medio della distribuzione della massa del sistema nello spazio. Quindi, la somma delle distanze dei pesi dei vari componenti da un arbitrario punto di riferimento diviso la somma di tutti i pesi del velivolo, permette di ricavare la posizione del baricentro dell'*UAV*. Indicando con X_i la distanza, in piedi, del punto di applicazione delle forze del singolo componente dal punto di riferimento e con m_i la massa, espressa in libbre, del singolo componente, si ricava l'espressione per il calcolo del baricentro del velivolo completo:

$$X_{CG} = \frac{\sum_i x_i m_i}{\sum_i m_i} \quad (3.11)$$

Si considera come origine del sistema di riferimento l'inizio della fusoliera e il verso positivo delle ascisse in direzione della coda del velivolo. Le distanze dei singoli componenti X_i saranno quindi prese con riferimento l'inizio della fusoliera.

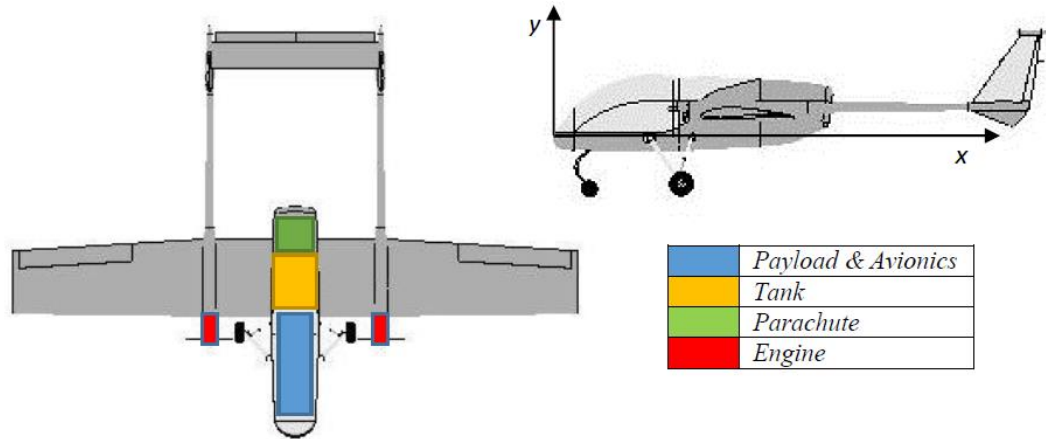


Figura 3.4. Posizione di alcuni componenti utile per il calcolo del centro di gravità del velivolo.

Per determinare la posizione del baricentro del velivolo completo si ipotizza di concentrare il peso della fusoliera poco al di dietro del centro della fusoliera stessa, mentre i pesi del *payload* e dell'avionica, situati nella parte anteriore della fusoliera, si ipotizzano concentrati in corrispondenza del primo terzo della fusoliera. Il peso dell'ala invece, si considera concentrato a metà della corda alare. [18]

Infine, il peso dei controlli di volo e degli impianti, come quello idraulico, si ipotizzano concentrati a metà della lunghezza totale del velivolo.

Dopo un primo calcolo della posizione del baricentro, risulta che per una maggiore stabilità del velivolo, è opportuno spostare la posizione del carrello principale dietro la posizione del centro di massa e sotto le ali, all'incirca in corrispondenza della metà della corda alare. Per ottenere un buon posizionamento del carrello principale, anche tenendo conto di considerazioni di equilibrio in fase di atterraggio e decollo, si considera il grafico riportato in Figura 3.5. [3]

Il carrello è il sistema che sorregge un velivolo quando non è in volo e gli permette un più rapido spostamento a terra. È inoltre progettato per ammortizzare il momento in cui tocca terra durante la fase di atterraggio. Avendo considerato di utilizzare un carrello triciclo per la movimentazione a terra del velivolo UAV, la sua posizione può essere determinata tramite lo schema seguente:

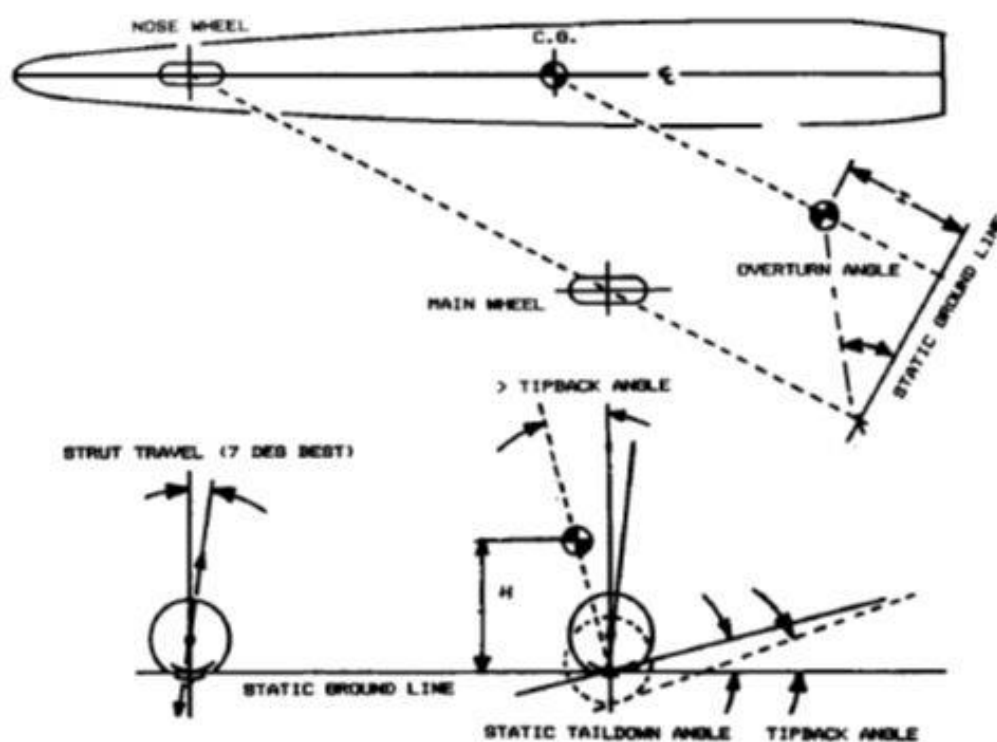


Figura 3.5. Posizione e geometria del carrello.

Si può quindi determinare la posizione del baricentro. Nella tabella seguente sono riportati i pesi dei vari componenti e le distanze dei punti di applicazione delle masse rispetto all'origine del sistema di riferimento e applicando l'equazione (3.11), la posizione del centro di massa del velivolo completo.

<i>Component</i>	<i>Position [ft]</i>	<i>Weight [lb]</i>
<i>Wing</i>	3.986	12.107
<i>Horizontal tail</i>	10.164	0.665
<i>Vertical tail</i>	9.685	0.811
<i>Fuselage</i>	3.340	1.416
<i>Main landing gear</i>	4.554	0.234
<i>Nose landing gear</i>	0.584	0.049
<i>Installed engine</i>	4.012	8.387
<i>Fuel system</i>	4.314	1.435
<i>Flight controls</i>	5.752	0.407
<i>Hydraulics</i>	5.752	0.054
<i>Beam tails</i>	9.55	3.307
<i>Parachutes</i>	5.551	4.409
<i>Payload & Avionics</i>	1.703	22.046
<i>CENTER OF GRAVITY [ft]</i>		
		3.701

Tabella 3.4. Calcolo del baricentro del velivolo UAV.

Si ottiene che il baricentro dell'UAV si trova posizionato a circa 1.128 m dal muso della fusoliera, che coincide con la posizione del quarto di corda del profilo alare alla radice. La posizione stimata del centro di gravità consente di avere una buona stabilità del velivolo alla rotazione attorno all'asse di rollio.

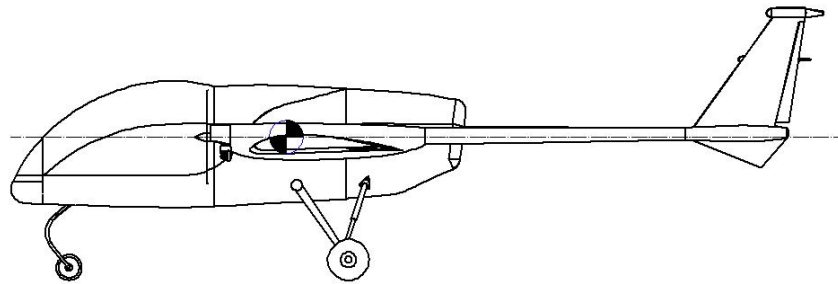


Figura 3.6. Posizione del baricentro del velivolo.

Capitolo 4

Layout finale e determinazione dei carichi di volo

1. Configurazione finale del velivolo

Il processo di progettazione di un velivolo include numerose stime statistiche, analisi e ottimizzazioni numeriche, ma il prodotto finale del progetto concettuale è un disegno.

Le linee guida per la definizione della configurazione e del layout finale del velivolo includono la conoscenza di molte informazioni geometriche oltre che alle stime calcolate per la definizione delle caratteristiche principali che costituiscono la geometria dell'aeromobile.

Tramite l'utilizzo di *software CAD* è possibile ottenere un modello in tre dimensioni del velivolo, questo dopo aver determinato i pesi, le geometrie e la posizione dei vari componenti rispetto al baricentro del sistema di corpi.

Per ottenere un modello tridimensionale del velivolo *UAV* trattato in questo elaborato, è stato utilizzato il programma *SolidWorks*¹⁴. Questo è un *software* di disegno e progettazione che prevede la creazione di disegni 2D e 3D di solidi e superfici, attraverso un sistema geometrico di tipo parametrico e completamente personalizzabile.

La modellazione parametrica consente di generare i solidi mediante l'immissione di parametri numerici, ad esempio altezza, lunghezza, profondità ecc. e di poter intervenire su questi parametri anche dopo aver realizzato il modello, per modificarne o aggiornarne la geometria senza doverlo ricostruire. In aggiunta alla

¹⁴ Il *software* è prodotto e commercializzato dalla *Dassault Systèmes*, azienda francese leader nella produzione di *software PLM, CAD e 3D*. Oltre a *SolidWorks*, gli altri *software* prodotti dalla compagnia sono: *CATIA, SIMULIA, DELMIA, ENOVIA e 3DVIA*.

modellazione tramite parametri viene introdotto anche il concetto di “*feature*” e di albero di costruzione: in pratica tutte le lavorazioni applicate sul modello solido vengono registrate (come *feature*), in una specie di albero cronologico che funziona secondo uno schema di dipendenza padre-figlio; è possibile in ogni momento della modellazione tornare indietro nell’albero di costruzione, selezionare una *feature*, editare e modificare i suoi parametri e aggiornare tutto il modello con i nuovi parametri.

Nel disegno del modello dell’UAV, i vari componenti sono stati realizzati come parti separate, rispettivamente per la fusoliera, l’ala e la coda, i motori ed il carrello. Le varie parti sono poi state accoppiate insieme per ottenere il modello finale.

Grazie alla struttura ad albero del *software* è stato possibile modificare più volte il disegno (come già accennato nel capitolo precedente, ad esempio, è stata modificata la posizione del carrello principale rispetto alla fusoliera).

Si è ottenuta quindi la configurazione finale del velivolo e da questa è stato possibile passare alla creazione delle viste in pianta del modello.

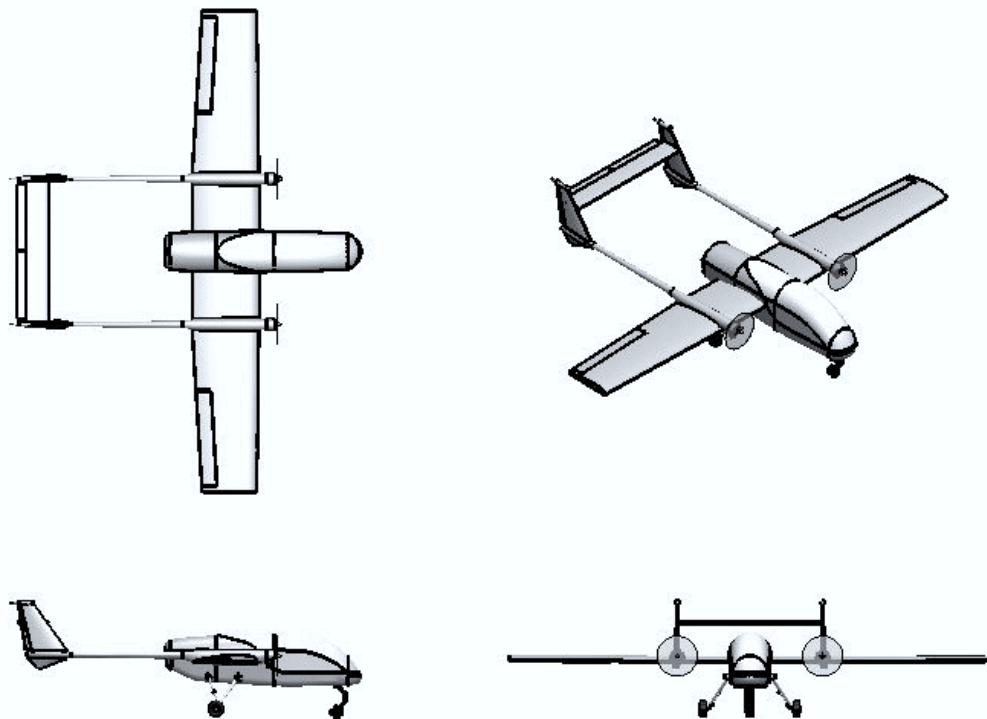


Figura 4.1. Trittico finale dell’UAV.

Nella tabella seguente sono inoltre riportate le principali dimensioni dell'aeromobile:

Lunghezza	3.327 m
Altezza	1.120 m
Apertura alare	4.583 m
Superficie alare	2.635 m ²
Larghezza fusoliera	0.374 m
Peso a vuoto	16.820 kg
Peso massimo al decollo	24.283 kg
Potenza motori (totale)	2.122 hp
Velocità massima di progetto	90 km/h
Velocità di crociera	80 km/h

Tabella 4.1. Principali dimensioni dell'UAV.



Figura 4.2. Rendering fotorealistico del modello.

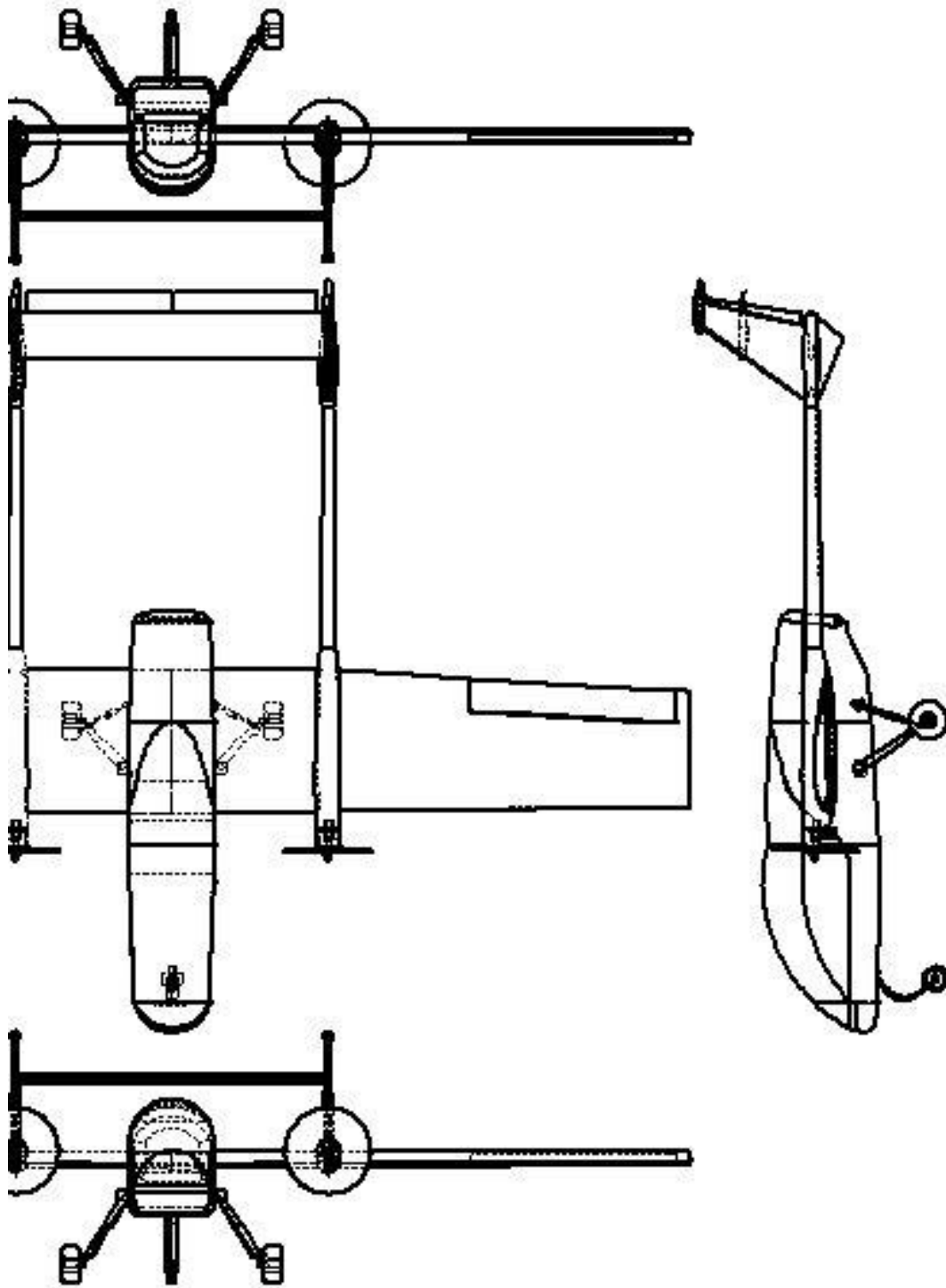


Figura 4.3. Layout CAD del velivolo UAV.

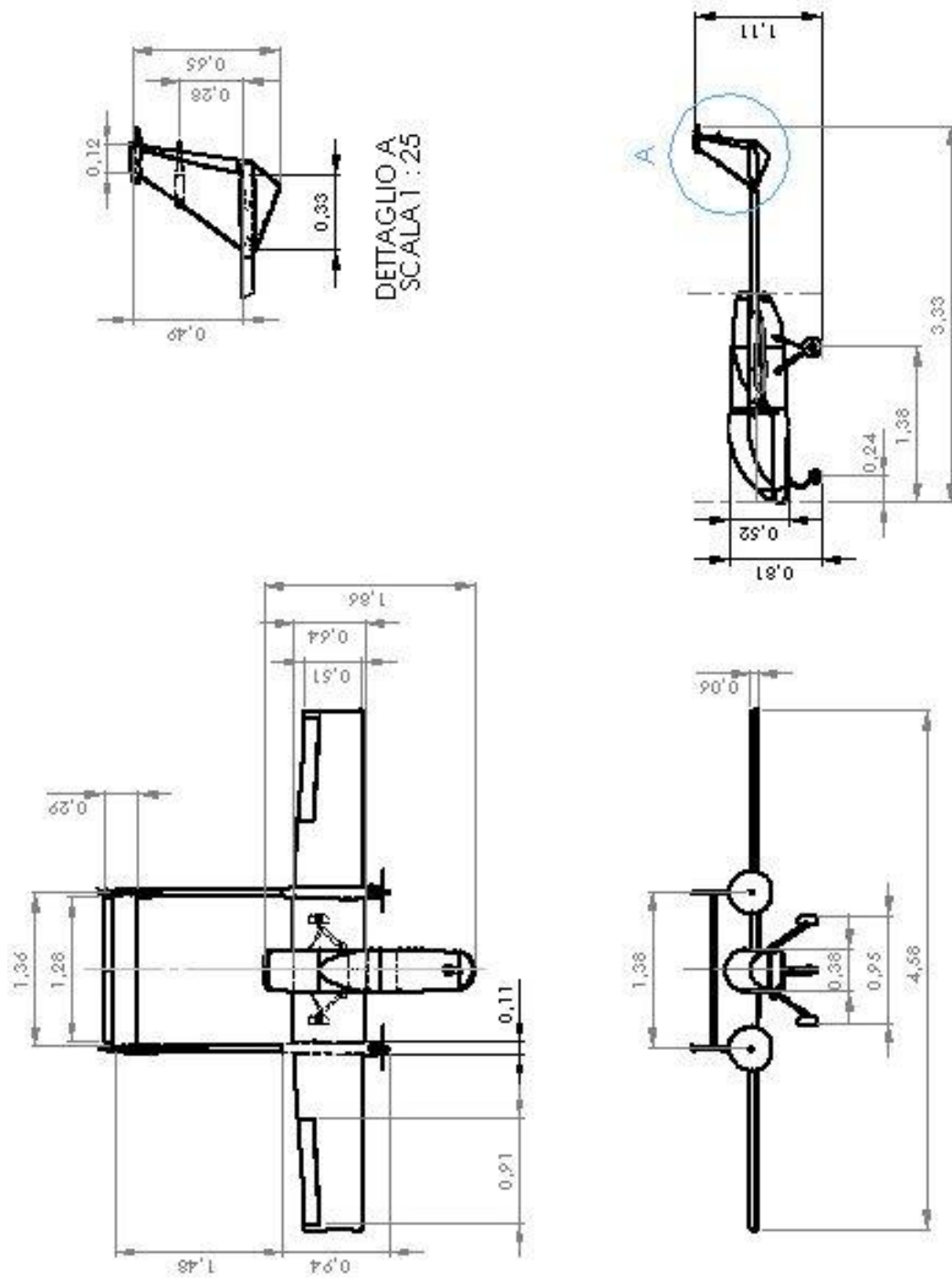


Figura 4.4 Dimensioni principali dell' UAV.

2. Diagramma di manovra

I carichi di volo più alti in un aeromobile sono dovuti principalmente alla generazione della portanza, a cui è soggetta l'ala, durante le manovre ad elevati g . Nel dimensionamento e l'analisi strutturale di un'ala occorre quindi determinare i carichi ai quali questa è soggetta e calcolarne i limiti ammissibili durante le fasi di manovra. [5]

Il fattore di carico n , esprime una misura delle accelerazioni che agiscono su un velivolo durante la fase di manovra. Alle basse velocità, il fattore di carico, è limitato dalla portanza necessaria a mantenere l'aeromobile in volo, mentre ad elevate velocità dipende da considerazioni sull'utilizzo stesso del velivolo.

Il diagramma di manovra o diagramma $V-n$ lega la velocità di volo di un aeromobile ai valori massimi positivi e negativi del fattore di carico n che possono essere raggiunti durante le varie manovre.

Considerando con W il peso del velivolo, la forza totale W^* che agisce sul baricentro è espressa tramite la relazione:

$$W^* = W + \frac{W}{g} a_z = W \left(1 + \frac{a_z}{g} \right) \quad (4.1)$$

dove a_z è l'accelerazione diretta verso l'alto (Figura 4.4).

Il termine $(1+a_z/g)$ costituisce il fattore di carico nel piano verticale n_z ed il suo valore (misurato in g) indica di quanto l'accelerazione che agisce sull'aeromobile supera l'accelerazione di gravità.

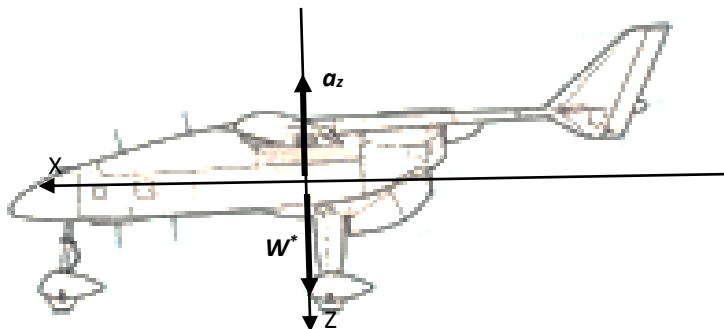


Figura 4.5. Accelerazione agente su un velivolo UAV.

In condizioni di equilibrio, la forza W^* dovrà essere equilibrata da una forza diretta in senso contrario. Considerando che questa sia costituita dalla portanza del velivolo, dove C_{Lmax} è il coefficiente di portanza ed S la superficie alare, si ha:

$$n_z = \frac{\frac{1}{2}C_{Lmax}\rho SV^2}{W} \quad (4.2)$$

Riportando l'equazione (4.2) su un grafico si ottiene il diagramma di manovra del velivolo.

Il primo tratto del grafico cresce in funzione di V^2 , sia per valori di n positivi che negativi, successivamente mantiene un andamento costante al variare di V in corrispondenza dei limiti massimi positivi e negativi del fattore di carico.

Il punto $n=1$ corrisponde alla velocità di stallo del velivolo, mentre con V_A si indica la velocità minima per la quale è possibile raggiungere il valore massimo del fattore di carico e con V_C e V_D la velocità di crociera e la velocità massima del velivolo rispettivamente.

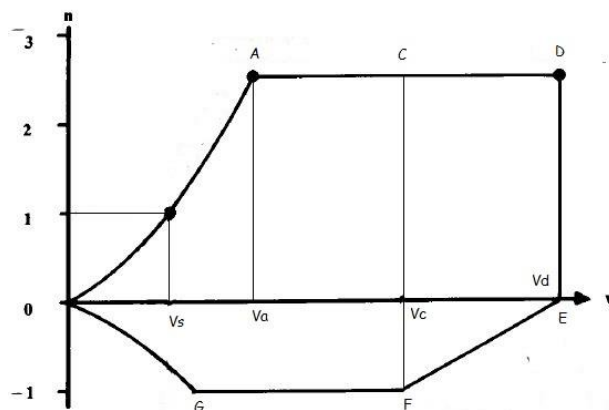


Figura 4.6. Diagramma di manovra.

Per la costruzione del diagramma di manovra si fa riferimento alle normative ICAO per la definizione dei fattori di carico nelle diverse condizioni di volo.

Poiché non esiste una normativa precisa per il progetto dei velivoli *UAV*, in questo capitolo si fa riferimento alla normativa *EASA* per la certificazione dei velivoli leggeri¹⁵. Si considera quindi la tabella:

	VELOCITA' DI PROGETTO [m/s]	FATTORE DI CARICO LIMITE n
Stallo	$V_s = \sqrt{\frac{2W_{max}}{\rho_0 S C_{Lmax}}}$	$n = 1$
Manovra (punto A)	$V_A = \sqrt{\frac{2n_A W_{max}}{\rho_0 S C_{Lmax}}}$	$n_A = 4$
Crociera	$V_C = 2.2V_s$ (1)	
Picchiata (segmento D-E)	$V_D = 1.5V_A$	$n_D = 4$
Il più grande tra i due valori	$V_E = 1.22V_H$	$n_E = -2$
Manovra negativa (punto G)	$V_G = \sqrt{\frac{2n_G W_{max}}{\rho_0 S C_{Lmax(-)}}}$	$n_G = -2$
Può essere assunto $C_{Lmax} = 0.68$		

(1) Può essere non maggiore di $0.9 V_H$

Tabella 4.2. Calcolo delle velocità per la costruzione del diagramma di manovra.

Si ottengono le velocità caratteristiche del velivolo *UAV*:

- Velocità di stallo positiva: $V_{s+} = 11.091 \text{ m/s}$;
- Velocità di stallo negativa: $V_{s-} = 14.733 \text{ m/s}$;
- Velocità di manovra: $V_A = 22.181 \text{ m/s}$;
- Velocità di crociera: $V_C = 24.399 \text{ m/s}$;
- Velocità massima in volo livellato: $V_H = 25.296 \text{ m/s}$ ¹⁶;
- Velocità di affondata: $V_D = V_E = 33.272 \text{ m/s}$;
- Velocità di manovra negativa: $V_G = 20.835 \text{ m/s}$.

È possibile quindi costruire il diagramma di manovra relativo alle velocità ora calcolate in funzione dei fattori di carico limite imposti dalle regolamentazioni.

¹⁵ Regolamentazione *EASA CS-VLA: "Certification Specification of Very Light Aeroplanes"*.

¹⁶ V_H è calcolata tramite la relazione:

$$V_H = \sqrt{\frac{\eta P_{max}}{C_{dmin} \rho S}}$$

dove η è l'efficienza del motore, P_{max} la sua potenza al massimo numero di giri e C_{dmin} il minimo coefficiente di resistenza.

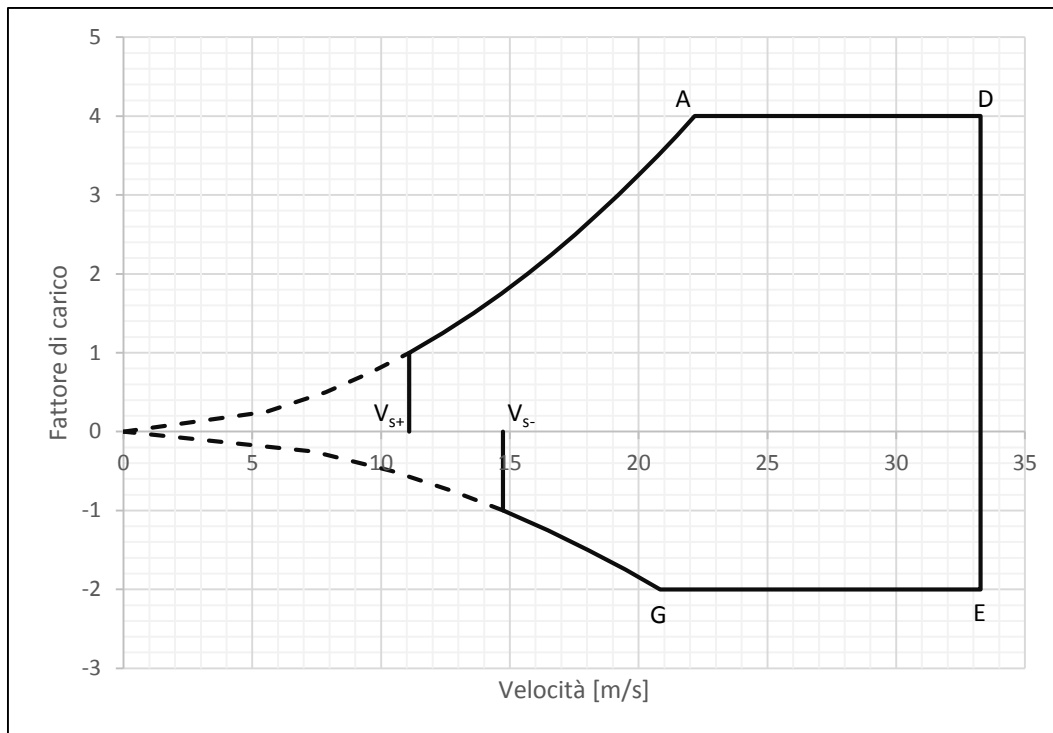


Figura 4.7. Diagramma di manovra del velivolo UAV.

3. Diagramma di bilanciamento statico del piano di coda

Il diagramma di bilanciamento statico del piano di coda permette di legare il carico generato dalla coda e la velocità del velivolo. Lo stabilizzatore infatti, deve equilibrare il momento aerodinamico ed il momento generato dalla portanza della superficie alare.

Considerando l'equilibrio alla traslazione e l'equilibrio alla rotazione attorno al baricentro del velivolo, si ha:

$$P_V + P_C = Q \quad (5.3)$$

$$M_V + P_V a - P_C b = 0 \quad (5.4)$$

dove P_V e P_C sono la portanza del velivolo e del piano di coda, Q il peso del velivolo, M_V il momento aerodinamico del velivolo, mentre con a e b si indicano le distanze dei centri aerodinamici dal baricentro, rispettivamente per l'ala e la coda.

Tramite la (4.3) e (4.4) si ricava l'espressione della portanza del piano di coda, pari a:

$$P_C = \frac{nQa}{a+b} + \frac{\frac{1}{2}\rho S C_{Lm}}{a+b} V^2 = k_1 n + k_2 V^2 \quad (4.5)$$

Il calcolo di P_C è utile per calcolare il contributo che lo stabilizzatore, tramite le travi di coda, fornisce al momento torcente della semiala.

Si ricavano i valori della portanza per il piano di coda in corrispondenza delle velocità caratteristiche del velivolo:

Punti caratteristici	Portanza del piano di coda [N]
A	84.038
D	70.962
E	-87.396
G	-65.549

Tabella 4.3. Portanza del piano di coda.

Si può quindi costruire il diagramma di bilanciamento del piano di coda. [6] [8]

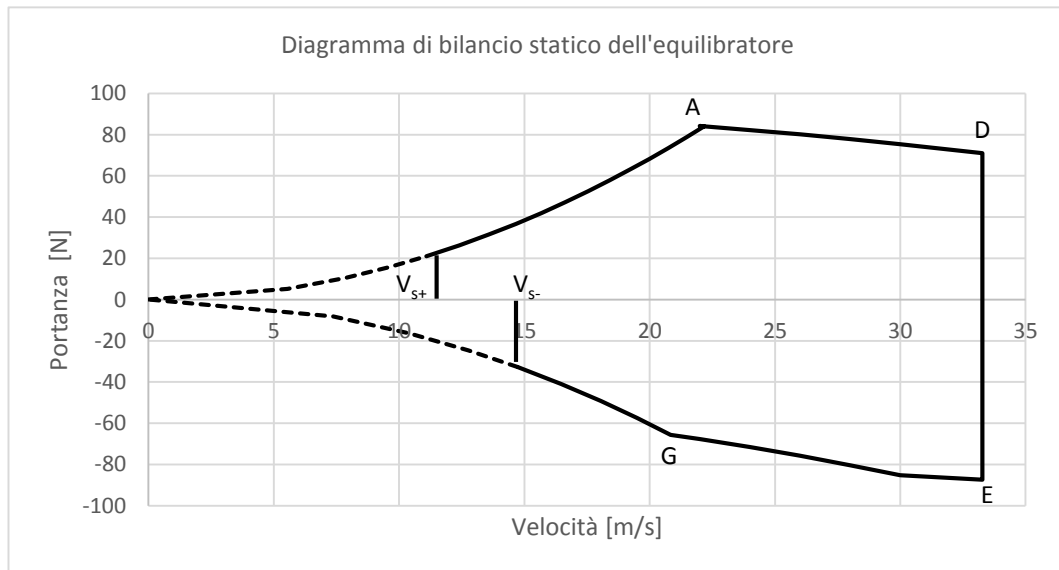


Figura 4.8. Diagramma di bilanciamento statico del piano di coda dell'UAV.

4. Distribuzione dei carichi lungo la semiala

I carichi agenti sulla semiala sono la portanza ed il peso della semiala stessa, che costituiscono i carichi di contingenza agenti sull'aeromobile.

Si può ricavare la distribuzione della portanza lungo la semiala e la distribuzione del peso considerando come origine del sistema di riferimento l'estremità alare (Figura 5.8). Si calcola quindi la portanza per unità di lunghezza come:

$$P(y) = \frac{nW_{TO/2}}{s/2} c = 208.006 \frac{N}{m} \quad (4.6)$$

con n il fattore di carico massimo.

La forza peso per unità di lunghezza è data da:

$$F_p(y) = \frac{nW_w/2}{s/2} c = 20.229 \frac{N}{m} \quad 0 < y < (b/2 - f/2) \quad (4.7)$$

$$F_p(y) = 0 \quad (b/2 - f/2) < y < b/2 \quad (4.8)$$

con f la larghezza della fusoliera.

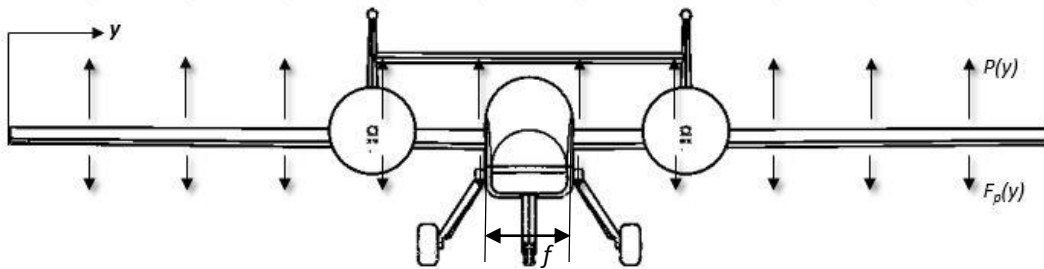


Figura 4.9. Distribuzione della portanza e della forza peso sul velivolo UAV.

Successivamente si ricavano i carichi di robustezza come differenza tra la distribuzione di portanza e di forza peso, moltiplicato per un fattore di sicurezza f_s pari a 1.5.

$$R(y) = [P(y) - F_p(y)]f_s = 281.665 \frac{N}{m} \quad 0 < y < (b/2 - f/2) \quad (4.9)$$

$$R(y) = [P(y)]f_s = 312.009 \frac{N}{m} \quad (b/2 - f/2) < y < b/2 \quad (4.10)$$

Tramite le equazioni (5.9) e (5.10) si determinano il taglio ed il momento flettente della parte a sbalzo dell'ala ($0 < y < (b/2 - f/2)$) e per la parte incastrata nella fusoliera ($(b/2 - f/2) < y < b/2$):

$$T(y) = \int_0^{(b/2-f/2)} R dy = Ry = 281.665y \frac{N}{m} \quad (4.11)$$

$$M_f(y) = \int_0^{(b/2-f/2)} -T(y) dy = -140.833y^2 \frac{N}{m} \quad (4.12)$$

$$T(y) = \int_{(b/2-f/2)}^{b/2} R dy = Ry = 312.009y \frac{N}{m} \quad (4.13)$$

$$M_f(y) = \int_{(b/2-f/2)}^{b/2} -T(y) dy = -156.004y^2 \frac{N}{m} \quad (4.14)$$

Gli andamenti del taglio e dei momenti sono riportati nei seguenti grafici:

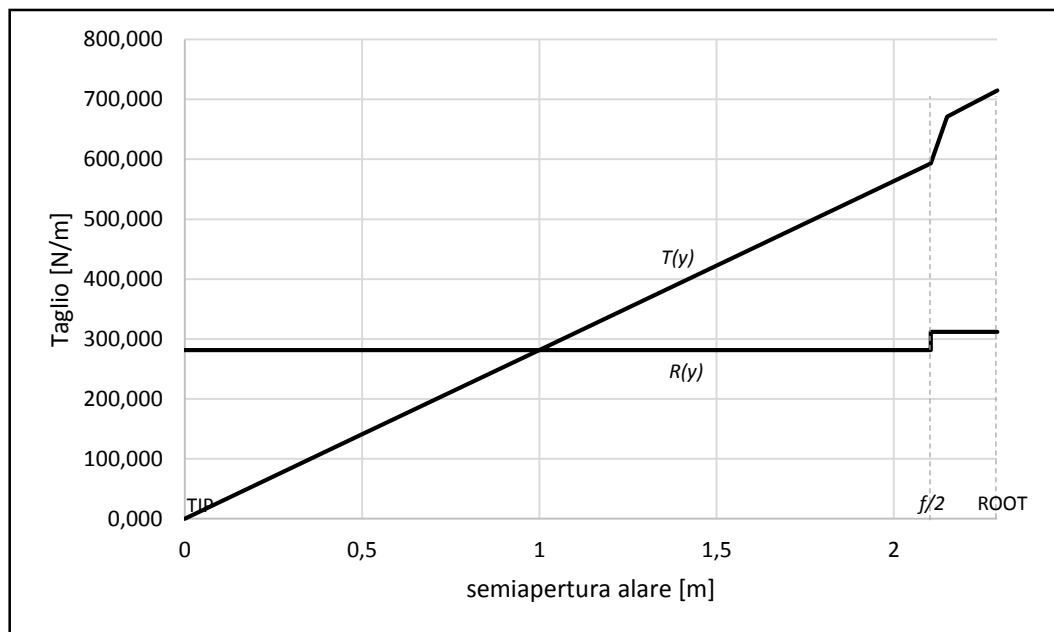


Figura 4.10. Andamento del taglio lungo la semi apertura alare.

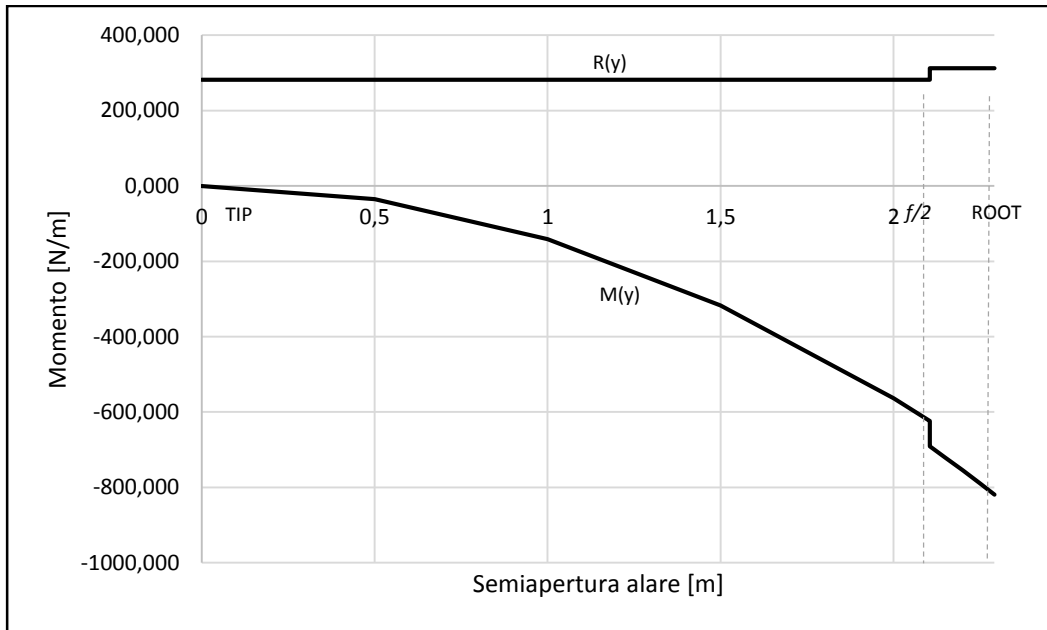


Figura 4.11. Andamento del momento lungo la semi-apertura alare.

Si può passare ora al calcolo del momento torcente lungo la semiala. Questo è dovuto a tre contributi: il momento aerodinamico distribuito lungo la semiala, il momento aerodinamico distribuito sugli alettoni ed il momento dovuto alle travi di coda.

4.1. Momento aerodinamico distribuito sulla semiala

Il momento sulla semiala è dato dall'espressione:

$$M_a = \frac{1}{2} \rho C_m \frac{S}{2} c V^2 \quad (4.15)$$

con la velocità V pari a:

$$V = \sqrt{\frac{2nQ}{\rho S C_l(\alpha)}} \quad (4.16)$$

Calcolando il momento aerodinamico in funzione dei diversi angoli d'incidenza, si ricava che il valore di M_a corrispondente alla condizione di volo più gravosa si ha per $\alpha = 2^\circ$ e $V = 30.302 \text{ m/s}$, con un momento aerodinamico risultante pari a $M_a = -37.506 \text{ Nm}$.

Si ottiene quindi il valore del momento aerodinamico distribuito lungo la semiala, come:

$$m_a = \frac{M_a}{(b/2)} = -16.368 \text{ Nm/m} \quad (4.17)$$

4.2. Momento aerodinamico distribuito sull'alettone

Per determinare il momento aerodinamico distribuito sull'alettone, si considera con δ_a la deflessione della superficie mobile, pari a $+15^\circ$. Da qui si ricava il coefficiente di momento dell'alettone, tramite l'espressione:

$$C_{m_a} = C_{m_w} + \Delta C_m = -0.231 \quad (4.18)$$

dove C_{m_w} è il coefficiente di momento dell'ala e ΔC_m la variazione del coefficiente di momento¹⁷.

Considerando la (4.18) si ricava il momento aerodinamico:

$$M_{a+} = \frac{1}{2} \rho C_{m_a} S_a c V^2 = -9.789 \text{ Nm/m} \quad (4.19)$$

da cui risulta un momento distribuito sull'alettone pari a:

$$m_{a+} = \frac{M_{a+}}{b_a} = -10.710 \text{ Nm/m} \quad (4.20)$$

Allo stesso modo, considerando una deflessione dell'alettone pari a -15° ed applicando la (4.18), (4.19) e (4.20), si ottiene:

$$m_{a-} = 3.199 \text{ Nm/m} \quad (4.21)$$

4.3. Momento introdotto dalle travi di coda

La coda del velivolo, insieme con le travi di coda, determinano un momento torcente concentrato, che è dato dalla distanza tra i centri aerodinamici di ala e coda e dalla portanza dell'equilibratore, determinata precedentemente. Si possono quindi ricavare il momento torcente della singola trave nel caso di coda portante e deportante, come:

¹⁷ $\Delta C_m = -0.01 \delta_a$

$$M_{dep} = \frac{P_{C_{dep}} L_{HT}}{2} = 76.065 \text{ Nm} \quad (4.22)$$

$$M_{port} = \frac{P_{C_{port}} L_{HT}}{2} = -73.113 \text{ Nm} \quad (4.23)$$

con $P_{C_{dep}} = 87.396 \text{ N}$, $P_{C_{port}} = 84.038 \text{ N}$ ¹⁸ e $L_{HT} = 1.74 \text{ m}$.

Occorre inoltre tener conto del contributo di travi, stabilizzatore e derive. Si determina il baricentro di questo sistema di masse ($X_T = 1.139 \text{ m}$) e si calcola il peso totale dei tre componenti ($W_T = 21.288 \text{ N}$). Risulta che il momento torcente dovuto al peso di questa struttura è pari a:

$$M_T = \frac{1}{2}(W_T X_T) = 12.119 \text{ Nm} \quad (4.24)$$

Si ottiene il momento torcente complessivo dovuto alla coda, dalla somma della (5.24) con le espressioni ricavate per M_{dep} e M_{port} .

$$M_{T_{dep}} = M_{dep} + M_T = 88.154 \text{ Nm} \quad (4.25)$$

$$M_{T_{port}} = M_{port} + M_T = -60.994 \text{ Nm} \quad (4.26)$$

4.4. Andamento del momento torcente lungo la semiala

Considerando le equazioni (4.17), (4.20) e (4.21), (4.25) e (4.26), si è in grado di tracciare l'andamento del momento torcente lungo la semiala.

Moltiplicando i risultati ottenuti nei paragrafi precedenti per il fattore di sicurezza $f_s = 1.5$, si ricava:

$$m_a = -16.368 \cdot 1.5 = -24.552 \text{ N} \quad (4.27)$$

$$m_{a+} = -10.710 \cdot 1.5 = -16.065 \text{ N} \quad (4.28)$$

$$m_{a-} = 3.199 \cdot 1.5 = 4.799 \text{ N} \quad (4.29)$$

$$M_{T_{dep}} = 88.154 \cdot 1.5 = 132.231 \text{ Nm} \quad (4.30)$$

¹⁸ Si considera il verso del momento aerodinamico dell'ala negativo, quindi nel caso di coda deportante si ha un momento concentrato positivo, e viceversa per coda portante.

$$M_{T_{port}} = -60.994 \cdot 1.5 = -91.491 Nm \quad (4.31)$$

e si può tracciare l'andamento del momento torcente lungo la semiala nel caso di $\delta_a = +15^\circ$ e $\delta_a = -15^\circ$. [6] [8]

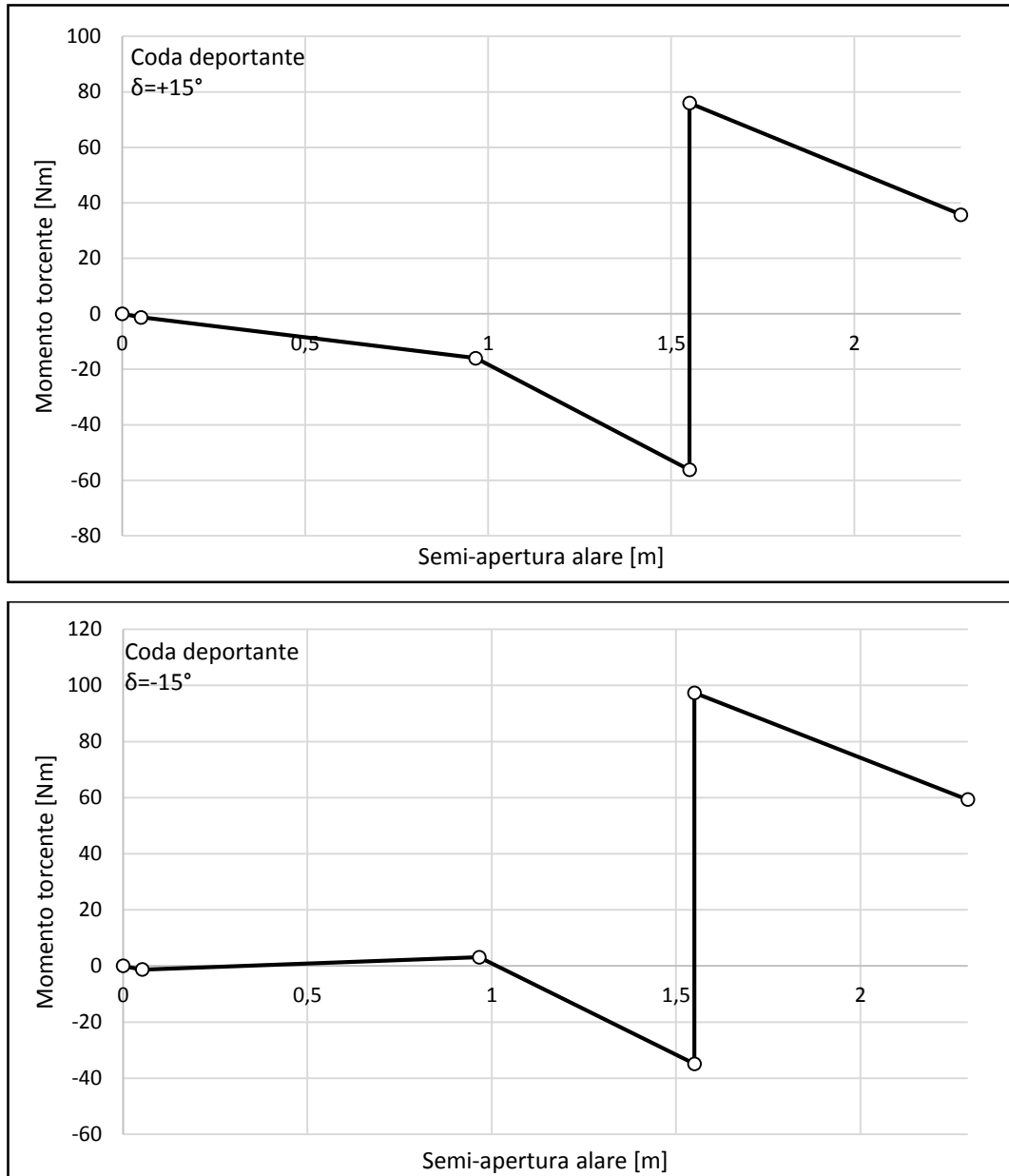


Figura 4.12. Andamento del momento torcente nel caso di coda deportante.

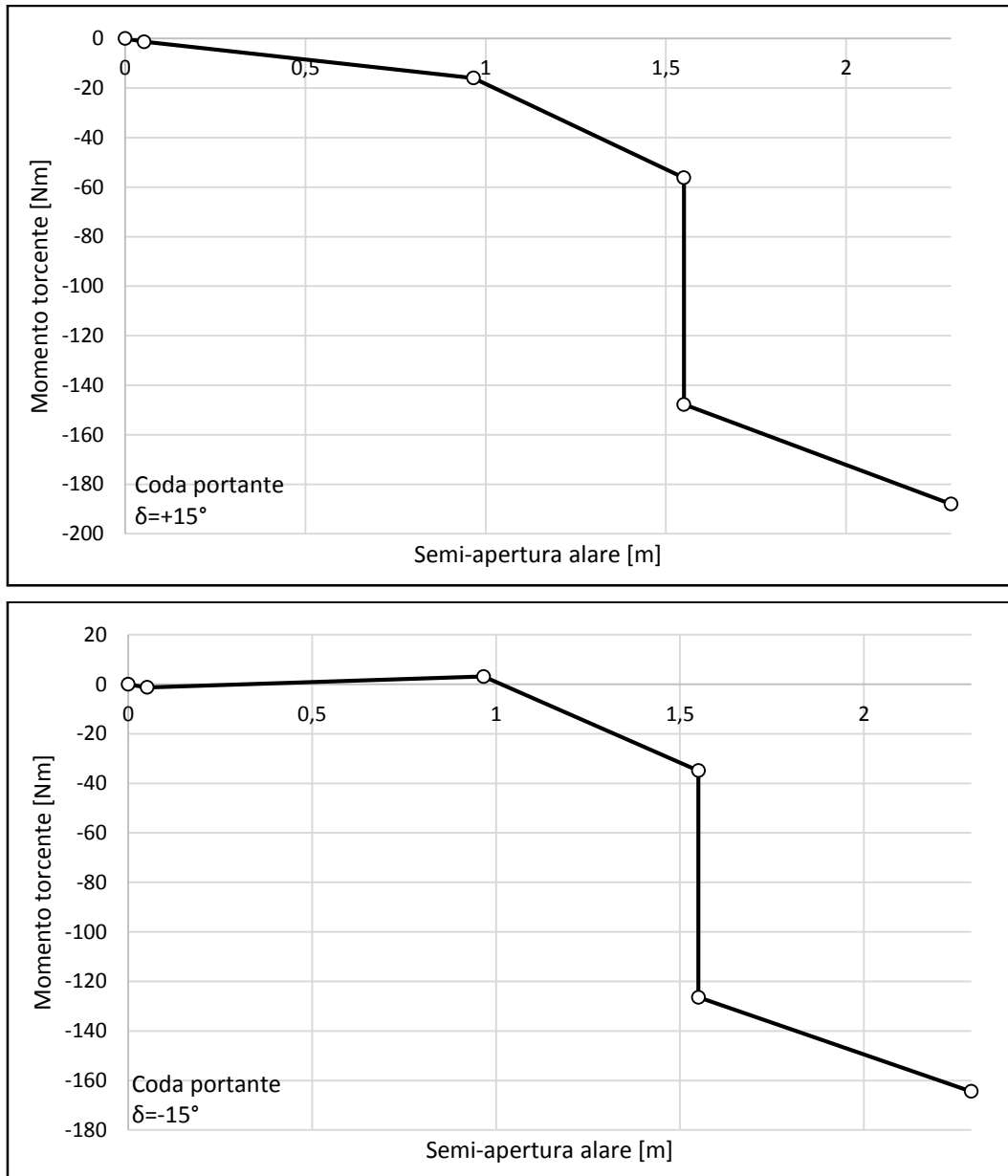


Figura 4.13. Andamento del momento torcente nel caso di coda portante.

Capitolo 5

Dimensionamento della struttura alare

1. Introduzione

Il primo passo per progettare la struttura e le dimensioni dell'ala di un UAV è calcolare le forze che agiscono sull'ala e che ne determinano flessione, taglio e torsione. Queste forze sono dovute a diversi fattori quali portanza e peso, pressione aerodinamica, inerzia, manovre e l'azione dell'impianto propulsivo.

Il momento flettente è calcolato tramite la seguente equazione:

$$M_f = \sum_i F_i d_i = \int_0^R F(r) \cdot r dr \quad (5.1)$$

dove F è la forza applicata e d la distanza dal centro della fusoliera.

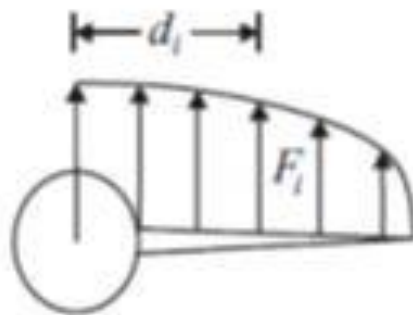


Figura 5.1. Momento flettente sull'ala.

Il longherone alare deve poter resistere al momento flettente. Se si considera una trave semplice sottoposta ad un carico flettente (Figura 5.2), si ha che la parte superiore tende ad essere compressa. Si ricava che se la capacità del materiale di resistere alla trazione nella parte inferiore del longherone, detta resistenza alla

trazione, non viene superata, allora la trave non si incurva nella parte superiore, determinando delle deformazioni.

Tensioni e deformazioni dipendono, oltre che dal momento flettente, anche dalle caratteristiche geometriche della trave, come sezione trasversale e profondità. Il rapporto tra la tensione e la deformazione risultante è una costante di proporzionalità, caratteristica del materiale, detta Modulo di *Young* (E):

$$E = \text{stress/strain} \quad (5.2)$$

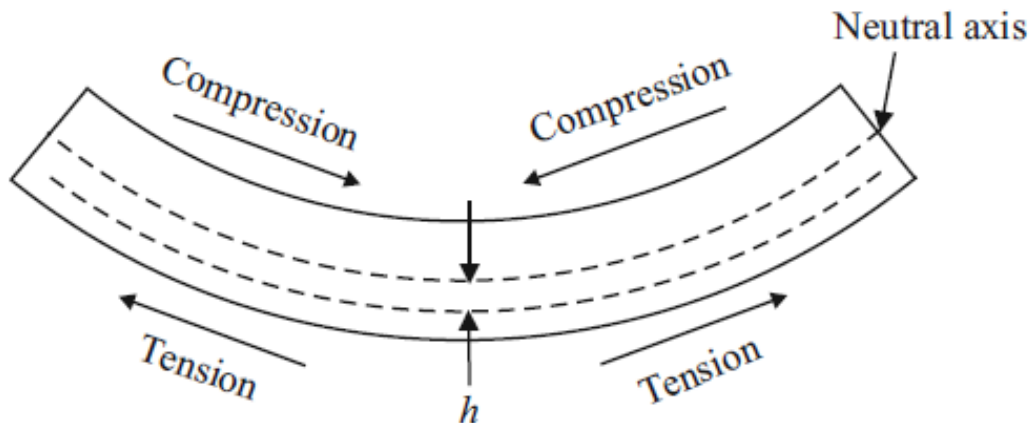


Figura 5.2. Flessione.

Oltre alle sollecitazioni di tensione e compressione dovute alla flessione, vi sono le tensioni dovute al taglio. Le due forze sono correlate tra loro in quanto il taglio è dato dalla derivata prima della flessione. Inoltre, può esservi un momento torcente se le forze applicate non sono allineate con l'asse centrale del longherone. Una volta noti i carichi a cui è soggetta l'ala occorre scegliere i materiali utilizzati per i singoli elementi strutturali. L'utilizzo di materiali compositi, piuttosto che l'alluminio, comporta diversi vantaggi che permettono di ottenere delle strutture semplici e resistenti che possono essere costruite senza l'utilizzo di attrezzature costose e metodi di assemblaggio complessi.

Quando un carico viene applicato su un elemento, come ad esempio un longherone, la maggior parte delle tensioni si presentano sulle fibre esterne del materiale o sulla superficie. Per questa ragione, si possono costruire strutture a *sandwich*, che permettono di rendere efficace l'utilizzo dei materiali compositi.

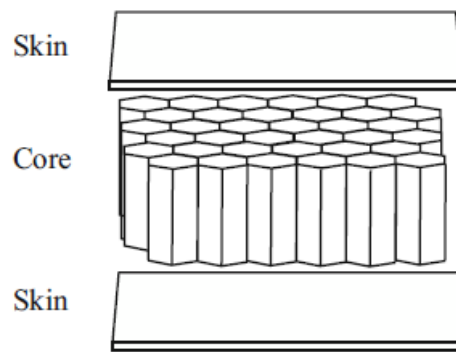


Figura 5.3. Pannello *sandwich*.

Un pannello a *sandwich* è costituito da due superfici esterne o *working skins*, separate da un nucleo di materiale leggero. Le superfici esterne possono essere di laminati compositi come fibra di vetro, *kevlar* o fibra di carbonio mentre, la parte interna può essere di polistirene, poliuretano ecc. I due elementi interno ed esterno sono tenuti insieme tramite resine che permettono di trasferire gli sforzi attraverso le superfici.

Gli sforzi in una struttura composita dipendono dal tessuto che costituisce la superficie. Questo può essere costituito da una trama unidirezionale o bidirezionale. Un tessuto unidirezionale ha le fibre disposte lungo una singola direzione, per cui la resistenza alla trazione è maggiore in questa direzione. Un tessuto bidirezionale è costituito, invece, da fibre intrecciate l'una all'altra, così che gli sforzi si hanno in direzioni multiple.

I materiali più utilizzati per i rivestimenti di una struttura alare sono:

- *E Glass*: fibra di vetro standard.
- *S Glass*: simile alla *E Glass* ma del 30% più resistente.
- *Kevlar*: fibra sintetica aramidica¹⁹ con una grande resistenza meccanica alla trazione ma molto difficile da lavorare.
- *Graphite*: lunghe catene parallele di atomi di carbonio, molto resistente ma anche molto costoso.

¹⁹ Una fibra sintetica aramidica è costituita da fibre polimeriche ad altissime prestazioni meccaniche ottenute per lavorazione di *Poliammidi Aromatiche*. Le poliammidi sono una famiglia di materiali polimerici ottenuti per policondensazione di diammine e acido dicarbossilico. Esse possono essere caratterizzate da una struttura lineare oppure contenere gruppi aromatici.

Il nucleo interno in un'ala di un *UAV* viene utilizzato principalmente per mantenere la forma del profilo dell'ala e su questo si poggiano i pannelli del rivestimento esterno. I materiali più utilizzati sono:

- Polistirene: una schiuma bianca leggerissima, facile da tagliare tramite filo a caldo per ottenere la forma del profilo alare.
- Poliuretano: una schiuma a bassa densità, facile da lavorare ma non può essere tagliato tramite filo a caldo.
- Poliesteri uretano: una schiuma che presenta una buona resistenza ai solventi.

Le resine utilizzate per tenere insieme il nucleo e i pannelli esterni possono essere:

- Resina poliesteri: la resina più comune, viene utilizzata in molti ambiti, dalla costruzione di barche a vasche da bagno.
- Resina epossidica: una resina termoindurente, molto usata per aeromobili della categoria *homebuilt* e per *UAV*.
- Resina vinilesteri: resina ibrida tra le due precedenti.

Nel capitolo precedente sono stati determinati i carichi agenti sul velivolo e gli andamenti delle forze di taglio, flessione e torsione in corrispondenza delle condizioni di volo più gravose ottenute dal diagramma di manovra dell'aeromobile. In questo capitolo invece, verranno scelti i materiali e dimensionati gli elementi che costituiscono la struttura alare e verrà applicata la metodologia per verificare la resistenza di questi ai carichi. [2]

2. Materiali utilizzati

La scelta dei materiali è un punto fondamentale per il corretto dimensionamento di un *UAV*, in quanto influisce sul peso del velivolo e sulla capacità di resistenza della struttura ai carichi. I materiali compositi presentano ottime caratteristiche in funzione del rapporto resistenza-peso e rigidità-peso rispetto ai materiali metallici, per questo si sceglie di impiegare una struttura alare diversa da quella tradizionale (longheroni, centine, correnti e pannelli) e di optare per una struttura a *sandwich*, costituita da due pannelli o pelli esterne in materiale composito e da

un'anima interna di materiale leggero che permette di trasferire gli sforzi alle pelli esterne e di aumentare la rigidità flessionale della struttura.

Si possono definire quindi i materiali che verranno utilizzati per ogni elemento costituente la struttura dell'ala. Per i longheroni si ipotizza di utilizzare del compensato di abete *Douglas*, un legno americano con una densità di 400 kg/m^3 e carico di rottura pari a 90 N/mm^2 e costituito da diversi fogli molto sottili incollati tra loro tramite resina fenolica.



Compensato Abete Douglas

Densità	415 kg/m^3
Modulo di <i>Young</i>	8000 N/mm^2
Modulo di taglio	750 N/mm^2
Resistenza a flessione	86 N/mm^2
Resistenza a compressione	52.5 N/mm^2

Figura 5.4. Caratteristiche meccaniche principali del compensato di Abete *Douglas*.

Il riempimento interno dell'ala è composto di polistirolo espanso (*EPS*), un polimero dello stirene sotto forma di una schiuma bianca leggerissima modellata in piccole sferette. La sua funzione principale è quella di mantenere la forma del profilo e trasferire i carichi ai pannelli esterni.

Può essere incollato agli altri elementi strutturali tramite resina epossidica, in quanto presenta il problema di essere solubile se a contatto con solventi (idrocarburi, carburanti, oli, paraffine, vaseline, mastici, ecc.).



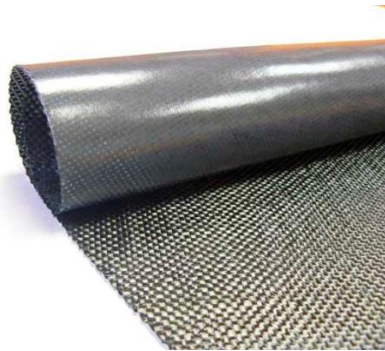
Polistirene Espanso (EPS)

Densità	20 kg/m^3
Modulo di <i>Young</i>	6.5 N/mm^2
Modulo di taglio	1.1 N/mm^2
Coefficiente di <i>Poisson</i>	0.02
Resistenza a trazione	0.25 N/mm^2
Resistenza a flessione	0.25 N/mm^2
Resistenza al taglio	0.12 N/mm^2

Figura 5.5. Caratteristiche meccaniche principali dell' *EPS*.

Il rivestimento esterno invece è costituito da uno strato di fibra di vetro con matrice epossidica ed uno strato di legno di balsa.

Il legno di balsa è il legno più utilizzato nel campo dell'aeromodellistica, essendo molto leggero ma anche resistente alla compressione grazie alla sua struttura alveolare. La fibra di vetro viene invece utilizzata come pelle della struttura *sandwich* ed è a contatto con il *core* di polistirolo.



Fibra di vetro-S

Densità	2480 kg/m ³
Modulo di <i>Young</i>	86000 N/mm ²
Coefficiente di <i>Poisson</i>	0.22
Resistenza a trazione	4585 N/mm ²

Figura 5.6. Caratteristiche meccaniche principali della Fibra di vetro-S.



Balsa

Densità	159 kg/m ³
Modulo di <i>Young</i>	3000 N/mm ²
Modulo di taglio	300 N/mm ²
Resistenza a compressione	11.8 N/mm ²

Figura 5.7. Caratteristiche meccaniche principali della Balsa.

Una volta definiti i materiali si passa al dimensionamento dei singoli elementi strutturali ed alle verifiche degli sforzi agenti su di essi.

Nel dimensionamento e verifica del rivestimento esterno ci si pone nella condizione più conservativa possibile, ossia si considera solo la presenza dei pannelli in legno di balsa. In questo modo, se la resistenza del rivestimento alla torsione è verificata, allora nel caso reale (considerando anche l'anima in polistirolo e lo strato di fibra di vetro) si ha una resistenza ancora maggiore rispetto a quella calcolata. [9]

3. Dimensionamento della struttura

La soluzione scelta per il dimensionamento della struttura è quella di un'ala bilongherone, in cui la forma del profilo viene mantenuta tramite un riempimento in polistirolo espanso a bassa densità e dal rivestimento esterno.

Un'ala bilongherone è costituita da due longheroni a cui è affidato il compito di resistere a flessione e taglio e sono posizionati a circa il 20% ed il 60% della lunghezza della corda.

La resistenza a torsione è invece affidata al cassone alare, delimitato dai due longheroni e dal rivestimento rigido, mentre le zone del bordo di d'attacco e quello d'uscita hanno solo funzione di forma.

L'ala monolongherone è la soluzione costruttiva più utilizzata per i velivoli leggeri, come alianti, aerei *homebuilt* ed UAV; risulta però meno adatta nei casi in cui vi siano motori montati sulle ali, determinando un aumento dei pesi. Per questo motivo, nel caso in esame è stato escluso l'utilizzo di un solo longherone alare.

Le principali dimensioni del cassone alare sono:

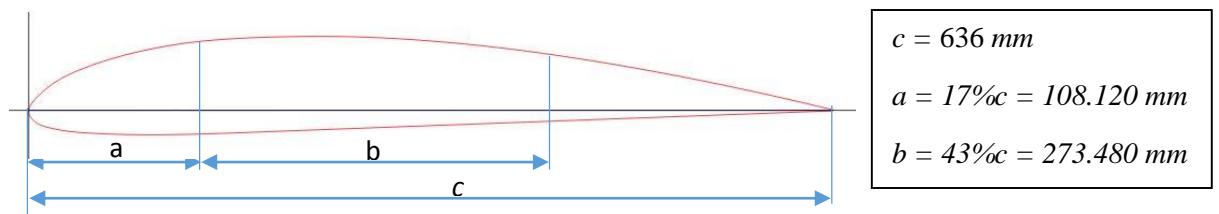


Figura 5.8. Dimensioni del cassone alare.

Il longherone principale è posto al 17% della lunghezza della corda, mentre quello posteriore al 60% di c , a 273.480 mm dalla trave anteriore.

Il longherone deve assorbire gli sforzi di taglio e di flessione. In particolare, per ogni sezione dell'ala, le solette devono resistere al momento flettente e l'anima agli sforzi di taglio, mentre il momento torcente viene assorbito dal cassone alare nella parte centrale dell'ala. La parte della sezione alare del bordo d'attacco e del bordo d'uscita, come già detto, hanno solo funzioni di forma e non assolvono a compiti strutturali.

3.1. Dimensionamento dei longheroni

I longheroni utilizzati hanno una struttura rettangolare, le cui dimensioni sono riportate nello schema seguente.

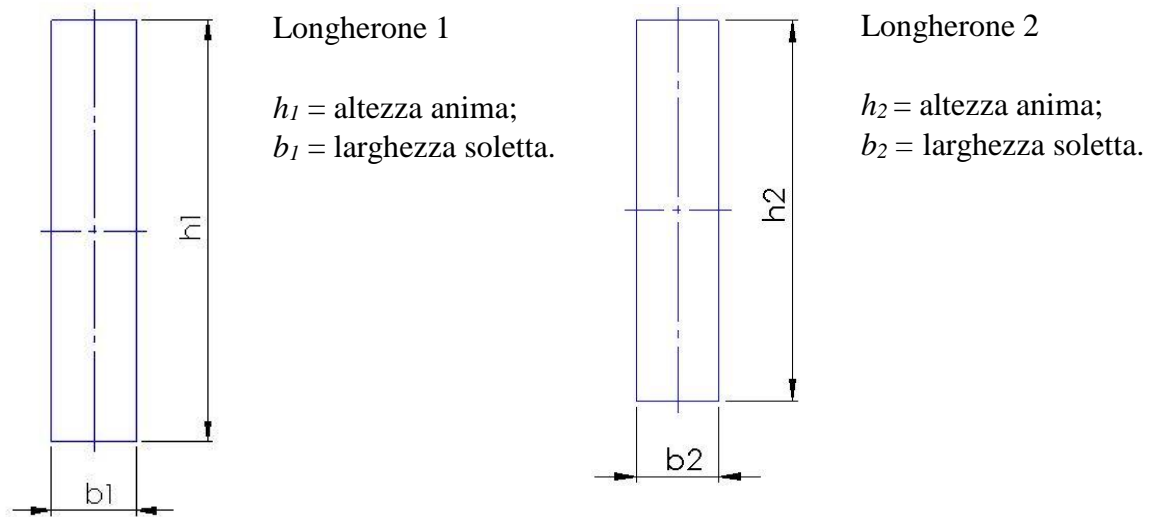


Figura 5.9. Schema della sezione trasversale dei longheroni alari.

Per il dimensionamento dei longheroni si considera la sezione alla radice dell'ala, in corrispondenza dell'asse di simmetria del velivolo. In questa sezione l'altezza del longherone anteriore ha un valore $h_1 = 69.690 \text{ mm}$, mentre quella del longherone posteriore vale $h_2 = 57.909 \text{ mm}$. Le forze di taglio e di momento nella sezione alla radice risultano pari a $T = 714.969 \text{ N}$ e $M_f = 819.179 \text{ Nm}$.

Ipotizzando uno spessore per ciascuna soletta del longherone 1 pari a $t_s = 34.845 \text{ mm}$, si ricava la posizione del baricentro dei due elementi come:

$$h_f = h_1 - 2 \left(\frac{t_s}{2} \right) \quad (5.3)$$

e quindi l'area resistente²⁰ di una singola soletta sarà data da:

$$A_s = \frac{M_f}{\sigma_{amm} h_f} \quad (5.4)$$

Si ottiene infine la larghezza della soletta dall'espressione:

²⁰ Il termine σ_{amm} nell'equazione (6.4) è la tensione ammissibile, ricavabile come:

$$\sigma_{amm} = \frac{\sigma_0}{f_s}$$

dove σ_0 è la tensione di rottura del materiale ed f_s il fattore di sicurezza.

$$b_s = \frac{A_s}{t_s} \quad (5.5)$$

Per dimensionare l'anima si calcola lo spessore tramite la relazione:

$$t_a = \frac{3}{2} \frac{T}{h_a \tau_{amm}} \quad (5.6)$$

con $\tau_{amm} = 0.58 \sigma_{amm}$ e

$$h_a = h_1 - 2t_s \quad (5.7)$$

Si ottiene quindi la larghezza del longherone pari a $b_1 = 21 \text{ mm}$. Allo stesso modo si ottiene per il longherone 2 un valore pari a $b_2 = 18.5 \text{ mm}$. Poiché l'ala è rastremata, le dimensioni dei longheroni alle estremità sono diverse da quelle alla radice, in particolare si ricava altezza e larghezza relative al longherone anteriore pari a 55.774 mm e 16.807 mm rispettivamente, mentre le dimensioni per la trave posteriore sono 46.346 mm e 14.806 mm .

Si determina ora il baricentro delle sezioni dei due longheroni alla radice ed i relativi momenti d'inerzia.

- Baricentro:

$$\text{Longherone 1: } \begin{cases} X = \frac{b_1}{2} = 10.5 \text{ mm} \\ Y = \frac{h_1}{2} = 34.845 \text{ mm} \end{cases} \quad (5.8)$$

$$\text{Longherone 2: } \begin{cases} X = \frac{b_2}{2} = 9.250 \text{ mm} \\ Y = \frac{h_2}{2} = 28.955 \text{ mm} \end{cases} \quad (5.9)$$

- Momento d'inerzia:

$$\text{Longherone 1: } \begin{cases} I_x = \sum_j A_j y_j^2 = 592310.515 \text{ mm}^4 \\ I_y = \sum_j A_j x_j^2 = 53783.258 \text{ mm}^4 \end{cases} \quad (5.10)$$

$$\text{Longherone 2: } \begin{cases} I_x = \sum_j A_j y_j^2 = 299384.063 \text{ mm}^4 \\ I_y = \sum_j A_j x_j^2 = 30554.839 \text{ mm}^4 \end{cases} \quad (5.11)$$

Si può quindi passare alla determinazione degli sforzi agenti sui due longheroni. Per calcolare le tensioni agenti occorre valutare l'entità dei carichi su ogni singolo

elemento strutturale. Considerando il valore del taglio alla radice dell'ala ed indicando con x la sezione trasversale del profilo, si ha:

$$T(x) = \frac{2T}{c} \left(1 - \frac{x}{c}\right) = (2.248 - 0.004x) N \quad (5.12)$$

Si suppone una distribuzione triangolare del carico lungo la corda e si ipotizza che la sua azione sul longherone anteriore sia distribuita tra $x = 0$ e $x = a+b/2$, mentre sul longherone posteriore agisca tra $x = a+b/2$ e c .

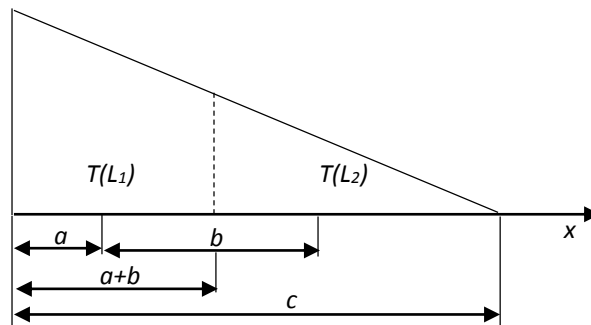


Figura 5.10. Andamento del taglio lungo la corda alare.

$$T(L_1) = \int_0^{a+b/2} T(x) dx = \int_0^{244.86} (2.248 - 0.004x) dx = 444.550 N \quad (5.13)$$

$$T(L_2) = \int_{a+b/2}^c T(x) dx = \int_{244.86}^{636} (2.248 - 0.004x) dx = 270.419 N \quad (5.14)$$

Per calcolare i flussi di taglio si considera la figura seguente:

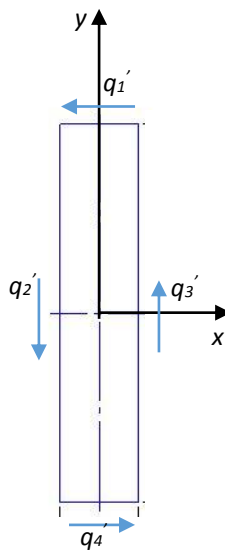


Figura 5.11. Andamento dei flussi di taglio.

Si determinano quindi i flussi sorgenti:

$$q'_1 = -\frac{T_L}{I_x} A \left(\frac{h}{2} \right) \quad (5.15)$$

$$q'_2 - q'_1 = -\frac{T_L}{I_x} A \left(\frac{h}{2} \right) \rightarrow q'_2 = 2q'_1 \quad (5.16)$$

$$-q'_3 - q'_1 = -\frac{T_L}{I_x} A \left(-\frac{h}{2} \right) \rightarrow q'_3 = -q'_1 \quad (5.17)$$

e si calcola successivamente il flusso circolante:

$$q^* = \frac{T_L d - 2\Omega_{1,0} q'_1}{2bh} \quad (5.18)$$

Si ottengono infine i flussi totali sommando i flussi sorgenti al flusso circolante:

$$q_1 = q'_1 + q^* \quad (5.19)$$

$$q_2 = q'_2 + q^* \quad (5.20)$$

$$q_3 = q'_3 - q^* \quad (5.21)$$

$$q_4 = q'_4 - q^* \quad (5.22)$$

$$\tau_{soletta \max} = \frac{|q_1|}{t_s} \quad (5.23)$$

$$\tau_{anima \max} = \frac{|q_2|}{t_a} \quad (5.24)$$

I risultati ottenuti per i due longheroni sono:

	Longherone 1	Longherone 2
q_1	-9.568 N/mm	-7.005 N/mm
q_2	-28.705 N/mm	-21.014 N/mm
q_3	9.568 N/mm	7.005 N/mm
q_4	28.705 N/mm	21.014 N/mm
$\tau_{soletta \max}$	0.275 N/mm ²	0.242 N/mm ²
$\tau_{anima \max}$	4.101 N/mm ²	3.362 N/mm ²

Tabella 5.1. Flussi di taglio e tensioni massime nei longheroni.

Come per le forze di taglio, si suppone una distribuzione triangolare del carico lungo la cora anche per il momento flettente. Considerando il profilo alla radice si ottiene:

$$M_f(x) = \frac{2M}{c} \left(1 - \frac{x}{c}\right) = (2576.035 - 4.050x) \text{ Nmm} \quad (5.25)$$

Si ricava quindi che il carico agente sui due longheroni è così ripartito:

$$M_f(L_1) = \int_0^{a+b/2} M(x) dx = 509345.023 \text{ Nmm} \quad (5.26)$$

$$M_f(L_2) = \int_{a+b/2}^c M(x) dx = 309833.977 \text{ Nmm} \quad (5.27)$$

Si ottengono le tensioni di trazione e compressione dovute al momento flettente:

Longherone 1:

$$\sigma(x, y) = \frac{M_x}{I_x} y \begin{cases} \sigma\left(\frac{h_1}{2}\right) = \frac{-M_f(L_1)}{I_x} \left(\frac{h_1}{2}\right) = -29.964 \text{ N/mm}^2 \\ \sigma\left(-\frac{h_1}{2}\right) = \frac{-M_f(L_1)}{I_x} \left(-\frac{h_1}{2}\right) = 29.964 \text{ N/mm}^2 \end{cases} \quad (5.28)$$

Longherone 2:

$$\sigma(x, y) = \frac{M_x}{I_x} y \begin{cases} \sigma\left(\frac{h_2}{2}\right) = \frac{-M_f(L_1)}{I_x} \left(\frac{h_1}{2}\right) = -29.965 \text{ N/mm}^2 \\ \sigma\left(-\frac{h_2}{2}\right) = \frac{-M_f(L_2)}{I_x} \left(-\frac{h_2}{2}\right) = 29.965 \text{ N/mm}^2 \end{cases} \quad (5.29)$$

I valori di tensione ricavati devono essere inferiori alla tensione di rottura del materiale utilizzato per dimensionare i longheroni. Supponendo di utilizzare del compensato di abete *Douglas*, si ha un carico di rottura pari a 90 N/mm^2 , per cui risulta, considerando un fattore di sicurezza di 1.5, una tensione ammissibile σ_{amm} di 60 N/mm^2 ; si è quindi notevolmente al di sotto di questo valore limite.

3.2. Dimensionamento del rivestimento

Il rivestimento della superficie dell'ala ha il compito di mantenere la forma del profilo e di resistere alla torsione dell'ala generata dai carichi agenti su di essa.

Nel dimensionamento del rivestimento resistente di un'ala occorre determinare lo spessore di questo e verificarne la resistenza alla torsione, e quindi calcolare le tensioni che provocano un momento torcente sul cassone alare e l'angolo di torsione della struttura che ne deriva.

Si considera il momento torcente aerodinamico sulla semiala, ricavato nel capitolo precedente come:

$$M_T = \frac{1}{2} \rho C_m \frac{S}{2} c V^2 = 37506 \text{ Nmm} \quad (5.30)$$

Noto il materiale del rivestimento, il suo spessore lo si ricava tramite la teoria di *Bredt* sui tubi a parete sottile, secondo la quale il momento torcente è determinato dal prodotto tra lo spessore della parete t del tubo, l'area della sezione A e la tensione τ agente su di esso:

$$M_T = 2\tau t_r A \quad (5.31)$$

Considerando la tensione ammissibile del materiale $\tau_{amm} = 0.58\sigma_{amm}$, si ricava lo spessore del rivestimento dell'ala tramite la relazione:

$$t_r = \frac{M_T}{2A\tau_{amm}} \quad (5.32)$$

Per determinare lo spessore del rivestimento dell'ala si considera il profilo alla radice e quello all'estremità e si indicano con t_{r1} e t_{r2} gli spessori al *root* e al *tip* e con A_1 e A_2 le rispettive aree del cassone alare.

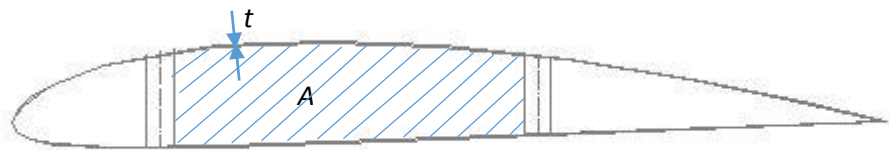


Figura 6.12. Schema dell'area e dello spessore del cassone alare.

Applicando la relazione (5.32) si ottengono i valori riportati nella tabella seguente.

	<i>Root</i>	<i>Tip</i>
τ_{amm} (Balsa) [N/mm^2]	7.733	7.733
A [mm^2]	17877.61	14897.145
t_r [mm]	0.136	0.163

Tabella 5.2. Determinazione degli spessori del rivestimento.

I valori degli spessori trovati vengono approssimati per eccesso ad 1 *mm*, che corrisponde al valore più vicino, tra i prodotti disponibili sul mercato, a quelli calcolati.

Occorre ora verificare la rigidità torsionale del cassone e l'angolo di torsione dell'ala. La rigidità torsionale è data dall'espressione:

$$B = \frac{4GA^2}{P_a/t_r} \quad (5.33)$$

dove G è il modulo di elasticità trasversale del materiale, A l'area della sezione trasversale del cassone alare e P il perimetro, t lo spessore del rivestimento.

Successivamente si calcola l'angolo di torsione massimo, che per un'ala di apertura b e rigidità B è pari a:

$$\Delta\theta = \frac{M_T}{B} b \quad (5.34)$$

Applicando la (5.33) e la (5.34) alla semiala in esame si ottiene:

$$B_1 = \frac{4GA_1^2}{P_{a1}/t_{r1}} = 1502627829 \text{ Nmm}^2 \quad \Delta\theta_1 = \frac{M_T}{B_1} \left(\frac{b}{2}\right) = 0.057^\circ \quad (5.35)$$

$$B_2 = \frac{4GA_2^2}{P_{a2}/t_{r2}} = 1301559051 \text{ Nmm}^2 \quad \Delta\theta_2 = \frac{M_T}{B_2} \left(\frac{b}{2}\right) = 0.066^\circ \quad (5.36)$$

L'angolo di torsione complessivo è quindi pari a:

$$\theta = \Delta\theta_1 + \Delta\theta_2 = 0.123^\circ \quad (5.37)$$

La configurazione finale della struttura alare è riportata nella figura seguente. Nell'immagine sotto invece (Figura 5.12), è riportata una sezione dell'ala in cui si possono distinguere gli elementi costitutivi ed i materiali utilizzati. [6] [7] [8] [9]

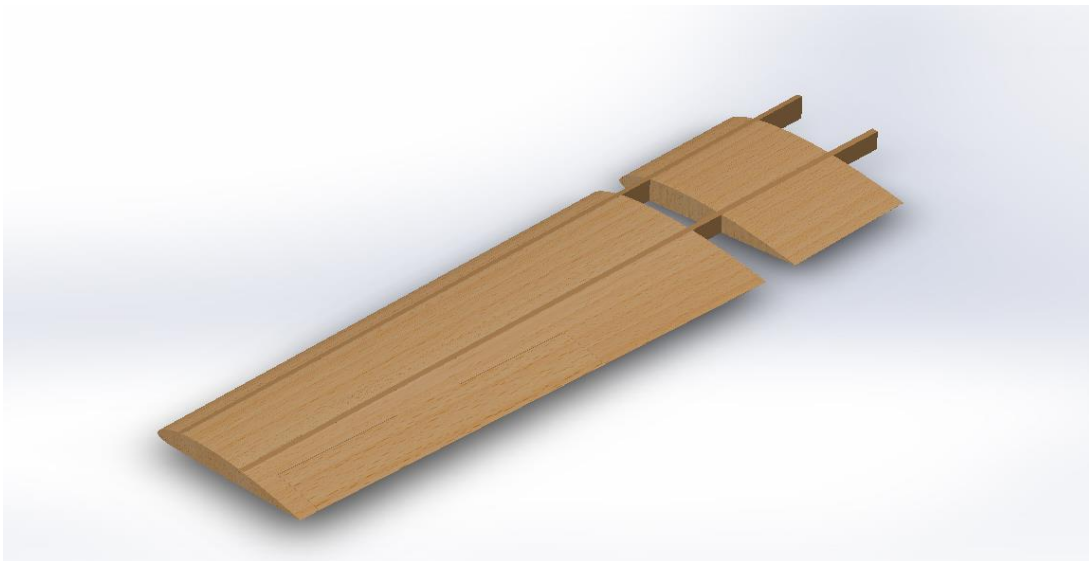


Figura 5.13. Configurazione della struttura alare.

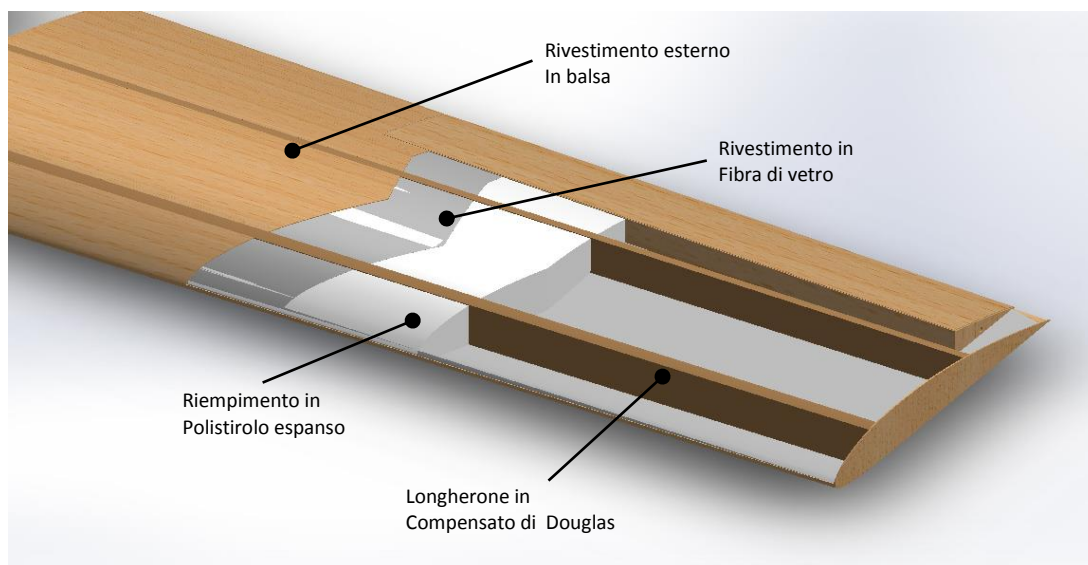


Figura 5.14. Vista degli elementi strutturali dell'ala e dei materiali utilizzati.

Capitolo 6

Progettazione di un sistema di *Folding Wing*

1. Introduzione

Uno dei principali problemi relativo alle dimensioni di un aeromobile è lo spazio occupato al suolo quando questo è fermo. Questo problema è ancora maggiore per i velivoli imbarcati, che devono essere “parcheggiati” in spazi ristretti o, nel caso di alianti o ultraleggeri, durante le fasi di trasporto. Occorre quindi trovare delle soluzioni che permettano di ridurre gli spazi occupati dai velivoli quando non sono in uso.

È facile osservare come questo problema sia dovuto principalmente alle dimensioni dell'ala (o alle pale dell'elica per gli elicotteri), per cui anche un *UAV*, seppure di dimensioni ridotte rispetto ad un aereo pilotato, presenta le stesse difficoltà nel trasporto e nel ricovero del mezzo.

Le soluzioni adottate per ridurre l'ingombro dovuto alle dimensioni delle ali sono diverse. A seconda della categoria di velivolo, dell'utilizzo e della rapidità con cui occorre portare l'ala nella sua configurazione di volo, si possono avere ali separabili e ripiegabili (*folding wing*).

Gli aerei imbarcati solitamente utilizzano sistemi di ripiegamento delle ali, poiché si rivela necessario che l'apertura o la chiusura delle ali avvenga automaticamente e rapidamente, al comando del pilota e senza l'intervento di meccanici. Il meccanismo di solito è costituito da un'articolazione in corrispondenza delle solette superiori dei longheroni e da un gancio di bloccaggio all'altezza delle solette inferiori. Essendo un sistema automatico, sono presenti dei martinetti idraulici per la movimentazione dell'articolazione e del gancio di bloccaggio.

Il sistema di riduzione dell'ingombro per gli ultraleggeri o gli alianti è invece costituito da un sistema di separazione dell'ala dalla fusoliera ed in alcuni casi da un meccanismo di ripiegamento manuale. Nel primo caso, i longheroni della semiala separabile si incastrano all'interno del longherone della parte fissa e vengono poi tenuti insieme tramite un perno, che può essere inserito o estratto grazie ad un'apertura ricavata nel rivestimento dell'ala.



Figura 6.1. Un A-6 Intruder con ali ripiegate e particolare del meccanismo di *folding wing*.

Una delle caratteristiche di un UAV è quella di essere facilmente trasportabile, ad esempio all'interno di un automezzo o tramite un rimorchio, risultando quindi di fondamentale importanza la capacità di ridurre le dimensioni o di renderlo smontabile. Proprio per questo motivo, uno dei metodi più adottati è quello di separare le ali dal tronco in modo da poterlo alloggiare in spazi ristretti come può essere il vano di un furgone.

Con la crescente diffusione dei velivoli pilotati da remoto e con il continuo sviluppo di questi mezzi sono stati studiati diversi sistemi che permettono al mezzo di ridurre lo spazio occupato dalle ali. Alcuni di questi sistemi prevedono l'apertura delle ali direttamente in volo, soprattutto per quei velivoli per i quali non è prevista una corsa di decollo e, al contrario, vengono sganciati in volo da un aeromobile pilotato o vengono lanciati tramite rampa.

Nel proseguo di questo capitolo verranno analizzati i vari sistemi adottati sui velivoli *Unmanned* per la riduzione degli ingombri e verrà proposto un progetto concettuale di tali metodi sul velivolo dimensionato nei capitoli precedenti.



Figura 6.2. Aliante con sistema *folding wing*.

2. Sistemi per la riduzione degli ingombri utilizzati negli UAV

Le metodologie utilizzate in un velivolo senza pilota per ridurre l'ingombro dovuto alla presenza delle ali sono diversi. Si possono definire in linea di massima tre categorie: *UAV* ad ala separabile, ad ala ripiegabile e ad ala dispiegabile.

I velivoli con meccanismo di separazione dell'ala sono i più diffusi ed i più semplici dal punto di vista progettuale, richiedono però un certo tempo per rimuovere o collegare le ali, poiché i due componenti separabili devono essere

imbullonati tramite dei perni. I sistemi ad ala pieghevole e dispiegabile permettono di porre il mezzo nella condizione di volo in tempi più brevi, o persino quando l'aeromobile è già in volo, e questo risulta vantaggioso per quelle operazioni dove è richiesto che l'UAV sia operativo in tempi ristretti, come ad esempio potrebbero essere operazioni di polizia o di protezione civile.

2.1. Metodo di separazione dell'ala

Nei velivoli ad ala smontabile, è di solito presente un'interruzione della struttura in corrispondenza della sezione in cui l'ala si divide e questo comporta anche l'interruzione dei longheroni. La parte mobile dell'ala presenta un prolungamento dei longheroni che hanno la funzione di baionette, ossia si inseriscono all'interno di cavità ricavate nella parte fissa dell'ala, ristabilendo la continuità della struttura. Solitamente i due blocchi vengono poi tenuti insieme tramite dei perni di fissaggio che devono essere avvitati tramite bullonatura.

Il problema di questo tipo di soluzione è che anche i cavi per l'azionamento delle superfici mobili, di eventuali sensori o dei motori, devono essere interrotti in corrispondenza della sezione in cui l'ala si divide. Per questo si adottano dei connettori che permettono di scollegare i cavi quando occorre smontare l'ala e ricollegarli quando questa viene messa in posizione.

2.2. Metodi di folding wing

Un sistema per il ripiegamento dell'ala in un UAV ha un'architettura più semplice rispetto ai velivoli pilotati, in quanto può essere costituito da un meccanismo manuale o azionato da un motorino elettrico.

In questo caso i collegamenti elettrici con le superfici di controllo possono anche non essere scollegate in quanto, non avendo una separazione vera e propria dell'ala, possono seguire la movimentazione della parte mobile della struttura.

In generale si possono individuare tre categorie di sistemi di *folding wing*:

- *Simple fold*;
- *Double fold*;
- *Aftward fold*;
- *Rotating wing*.

In un sistema *Simple fold* l'ala è divisa in due parti e generalmente la parte mobile ruota verso l'alto. Il meccanismo è costituito da cerniere che permettono la rotazione dell'ala fino alla posizione verticale o nella condizione operativa.

Un sistema *Double fold* è invece costituito da due superfici mobili per ogni semiala, la seconda solitamente per permettere il piegamento dell'ala anche intorno all'estremità alare.

Il sistema di ripiegamento in un velivolo *Aftward fold* avviene disponendo le due semi ali lungo i fianchi della fusoliera, mentre per un sistema *Rotating wing*, di solito un velivolo ad ala alta, l'intera ala ruota attorno ad un unico vincolo disponendosi parallelamente alla fusoliera, cosicché un'estremità alare è diretta verso il muso dell'aeromobile e l'altra verso la coda.

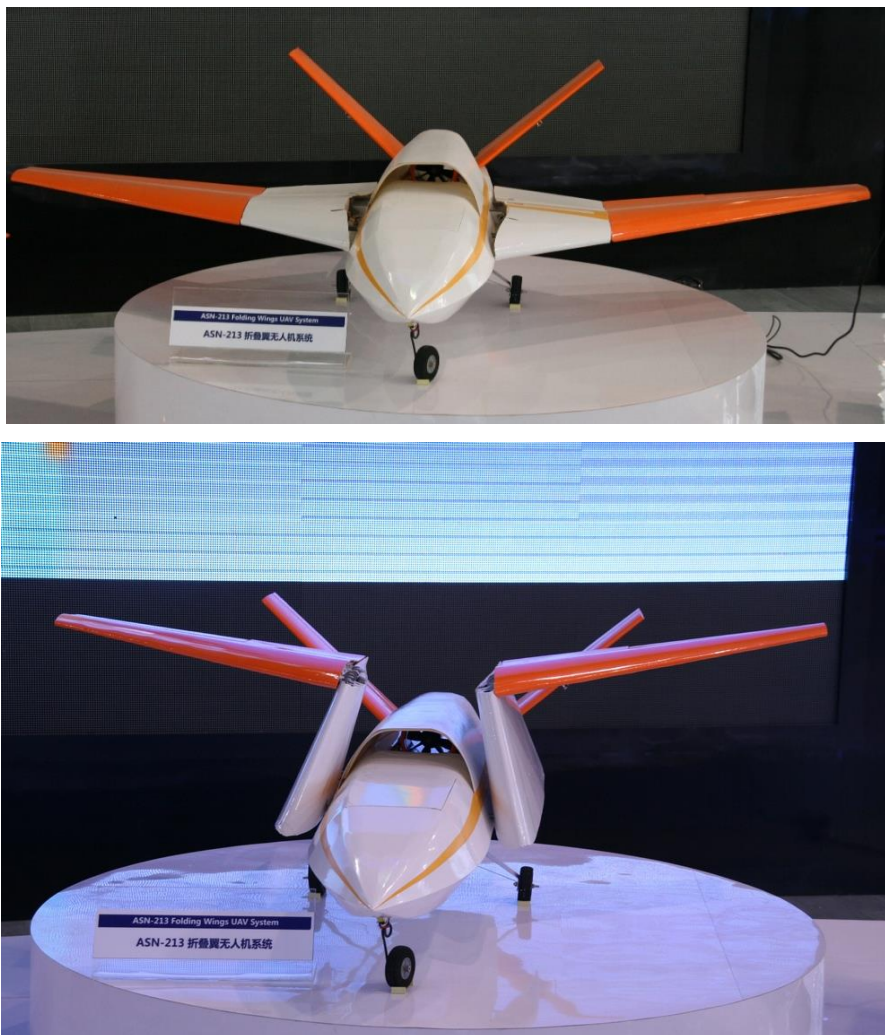


Figura 6.3. Esempio di *Double fold* UAV: prima ad ala in posizione e sotto ad ala chiusa.

2.3. UAV ad ala dispiegabile

Un'alternativa al *wing folding* è l'ala dispiegabile. Questo sistema consente di ridurre lo spazio occupato da un UAV, tramite dei materiali che consentono di avvolgere le ali attorno la fusoliera, oppure tramite l'utilizzo di ali gonfiabili. In questo modo è possibile ottenere un facile trasporto del velivolo, ad esempio all'interno di una custodia tubolare o di un rampa a razzo. Infatti, questa tecnologia viene studiata prevalentemente per velivoli che non sfruttano una pista per il decollo, ma che vengono lanciati tramite razzi o sganciati da altri mezzi aerei. Il principio su cui si basa un UAV ad ala dispiegabile è quello di aprire o estendere le superfici portanti una volta che è stato lanciato ed è in volo.

Questi velivoli, data la natura delle superfici alari, generalmente sono privi di superfici di controllo come gli alettoni, per cui il volo viene controllato tramite le superfici di coda o tramite forze esterne utilizzate per deformare l'ala. È stato inoltre dimostrato che l'utilizzo dell'ala gonfiabile è utile anche come ammortizzatore nel caso di impatti, evitando quindi il danneggiamento di componenti o di sistemi e sensori.

Gli UAV ad ala dispiegabile possono essere costituiti da una superficie portante completamente gonfiabile oppure una parte fissa collegata alla fusoliera ed una parte estendibile.

Un esempio di questi nuovi sistemi è il progetto sviluppato nel 2001 dalla NASA: il *Dreydon I2000*. Il velivolo non pilotato viene sganciato da un velivolo in volo; l'apertura dell'ala gonfiabile ed il mantenimento della geometria alare avviene tramite l'utilizzo di Nitrogeno pressurizzato a 1380-1725 kPa. In figura 7.3 è possibile vedere la sequenza con cui vengono dispiegate le ali.

Più recentemente sono stati sviluppati sistemi che utilizzano ali flessibili che possono essere avvolte attorno alla fusoliera. Ne è un esempio l'UAV *Maverick* prodotto dalla *Prioria Robotics*²¹ (figura 7.4). Il modello è costruito in materiale composito e l'ala è flessibile solo se viene applicata una forza in una certa direzione. In particolare, questa si può piegare ed avvolgere attorno alla fusoliera

²¹ *Prioria Robotics* è una compagnia fondata nel 2003 da laureati in Economia ed Ingegneria presso l'Università della Florida e si occupa della progettazione e produzione di UAV.

se viene applicata una forza verso il basso mentre, quando l'UAV è in volo, l'ala si irrigidisce grazie alla forza di portanza che spinge verso l'alto. [21]

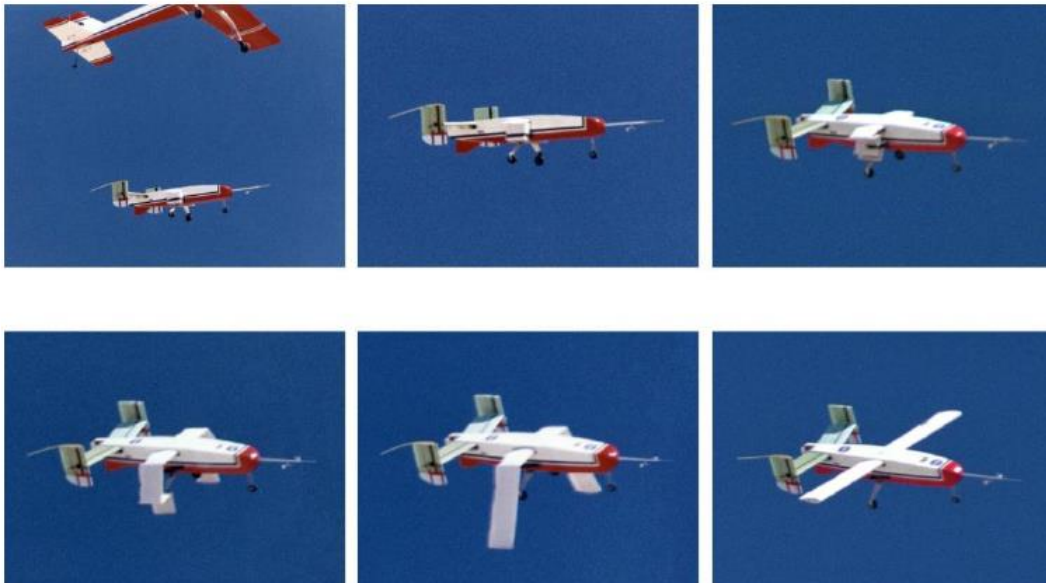


Figura 6.4. Sequenza di dispiegamento delle ali del *Dreydon I2000* della NASA.



Figura 6.5. *Priora Maverick*: ala chiusa (foto in alto) ed ala dispiegata (in basso).

3. Progettazione concettuale di un sistema di separazione dell'ala

Si propone ora un metodo concettuale per smontare l'ala del velivolo analizzato in questo elaborato, in modo da ridurre l'ingombro in caso di trasporto o di ricovero del mezzo. La soluzione più semplice è quella di dividere l'ala in due parti: una parte fissa collegata alla fusoliera ed una parte smontabile in corrispondenza della sezione in cui si vuole dividere la struttura e fissabile alla prima tramite dei perni. Considerando la struttura dell'ala dell'UAV in esame, si ipotizza di separare ogni semiala in due tronconi, in corrispondenza della sezione subito dopo gli attacchi delle travi di coda e dei motori. In corrispondenza dei longheroni della parte mobile dell'ala vengono collegati dei prolungamenti di lunghezza pari a 110.846 mm per il longherone anteriore e 110.871 mm per il longherone posteriore. Questi hanno la funzione di collegamento tra i longheroni dei due tronconi di semiala; andranno quindi ad incastrarsi in delle cavità praticate nei due longheroni della parte fissa dell'ala. I due collegamenti attraversano per intero il vano che collega motore e trave di coda al velivolo.

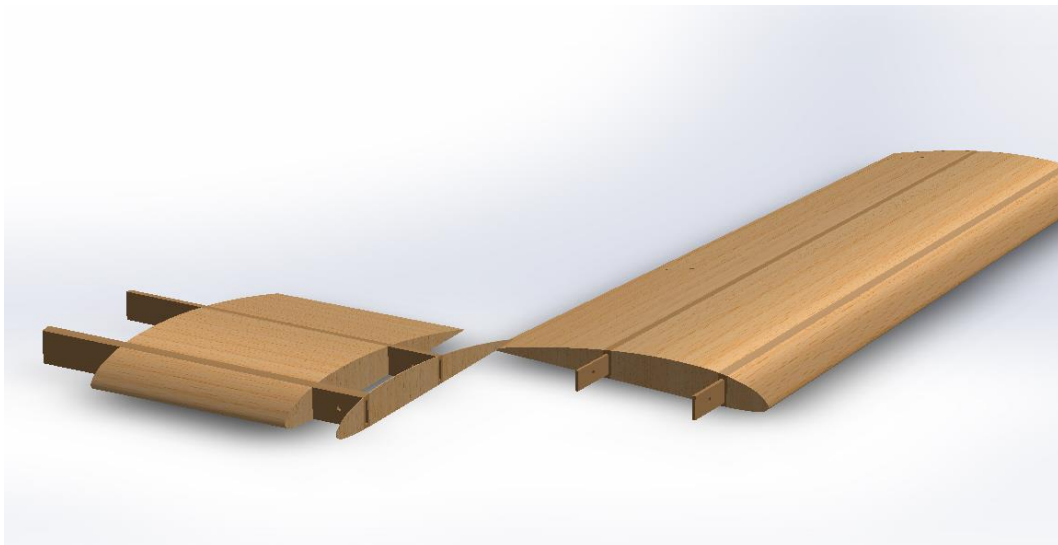


Figura 6.6. Rappresentazione della semiala smontata.

Per fissare le due parti di ala, vengono praticati dei fori del diametro di 10 mm in corrispondenza dei punti di incastro dei longheroni, nei quali vengono inseriti due perni. Per poter inserire i perni ed avvitare i bulloni si può pensare di creare un'apertura, richiudibile tramite uno sportellino, nella parte superiore della struttura dove è montata la trave di coda ed il motore.

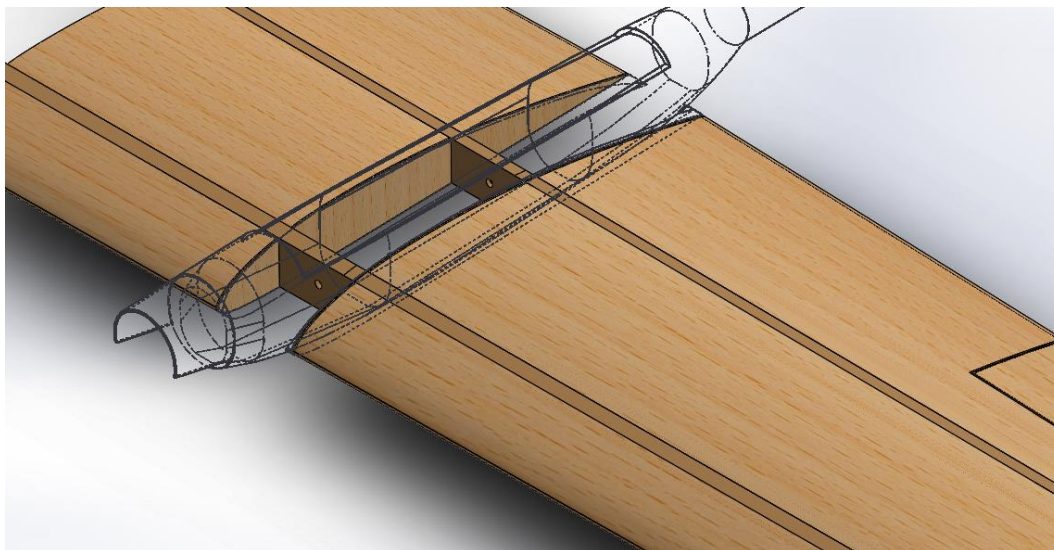


Figura 6.7. Particolare dell'ala incastrata.

Nell'immagine seguente viene presentata in vista esplosa la sequenza con cui i vari componenti interagiscono tra loro per tenere insieme le due parti che costituiscono l'ala del velivolo.

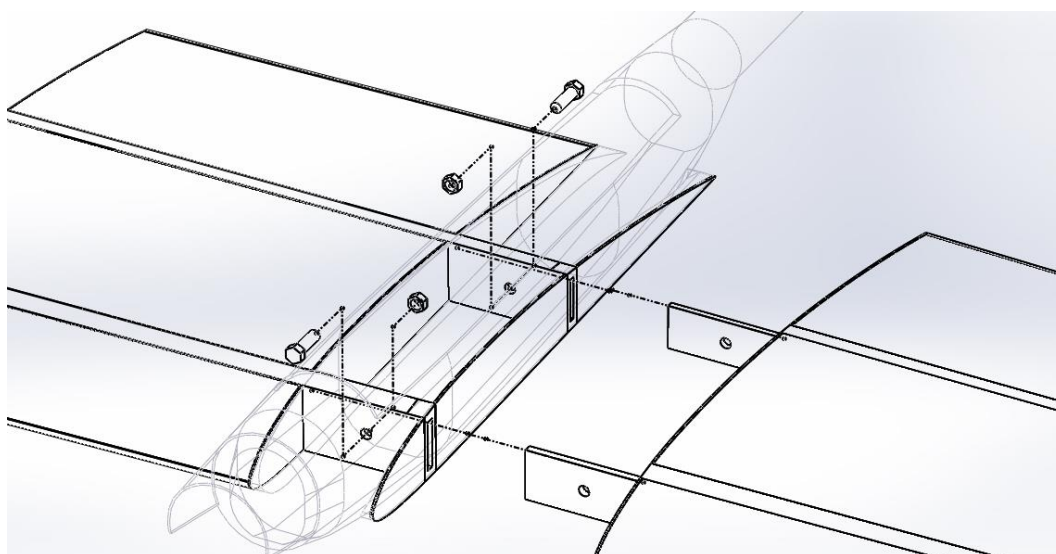


Figura 6.8. Vista esplosa del sistema di separazione dell'ala.

Come anticipato nel paragrafo precedente, nel caso di ala smontabile occorre anche prevedere di interrompere i collegamenti elettrici con le superfici mobili, eventuali cavi dei sensori o dei tubi per il passaggio del combustibile tra i serbatoi ed i motori. In questo caso i motori non creano problemi in quanto sono installati prima della sezione in cui si divide l'ala. Per quanto riguarda i collegamenti del sistema avionico con le superfici di controllo, occorre prevedere dei connettori in

4. Progettazione concettuale di un sistema di folding wing

Il fine su cui si basa un sistema di ripiegamento delle ali è quello velocizzare le operazioni di montaggio e smontaggio delle ali, in modo da rendere il velivolo operativo nel più breve tempo possibile. Al vantaggio portato dalla velocizzazione dei tempi per porre l'UAV nella condizione di volo, si ha di contro un leggero aumento del peso della struttura alare, il che potrebbe comportare una ridefinizione dei pesi del velivolo completo.

Per dimensionare il sistema di *folding wing* del velivolo UAV si considera la stessa struttura definita nel paragrafo precedente per lo smontaggio dell'ala. In questo caso però, l'ala non è completamente separabile ed occorre prevedere un meccanismo attorno al quale la parte mobile possa ruotare e piegarsi lungo i fianchi del velivolo.

Inoltre si suppone di non utilizzare un meccanismo elettrico per il sistema di *folding wing* bensì manuale, per cui bisogna trovare una soluzione che permetta di fissare i longheroni nei punti di incastro, senza però dover intervenire manualmente avvitando i perni.

Per risolvere questo problema ci si basa sul meccanismo utilizzato su un velivolo *Sportlight*, concepito come aeromobile "per tutti" e che quindi sia facile da pilotare e possa essere trasportato su un rimorchio. L'*Icon A-5*, questo il nome del velivolo, presenta un sistema di ripiegamento manuale delle ali, costituito fondamentalmente da una maniglia che quando ruotata permette di rimuovere i perni che tengono insieme le due parti dell'ala, consentendo un veloce ripiegamento della struttura tramite uno scivolamento dell'ala lungo un braccio che può essere poi ruotato e piegato per disporre l'ala lungo i fianchi della fusoliera (Figura 7.12).



Figura 6.10. *Icon A-5*: ala in posizione e ripiegata.

Allo stesso modo per il velivolo UAV in esame, si può prevedere un meccanismo semplificato di questo tipo, considerando inoltre che l'ala non è sottoposta a pesanti carichi e che quindi non dovrebbe compromettere la resistenza della struttura.

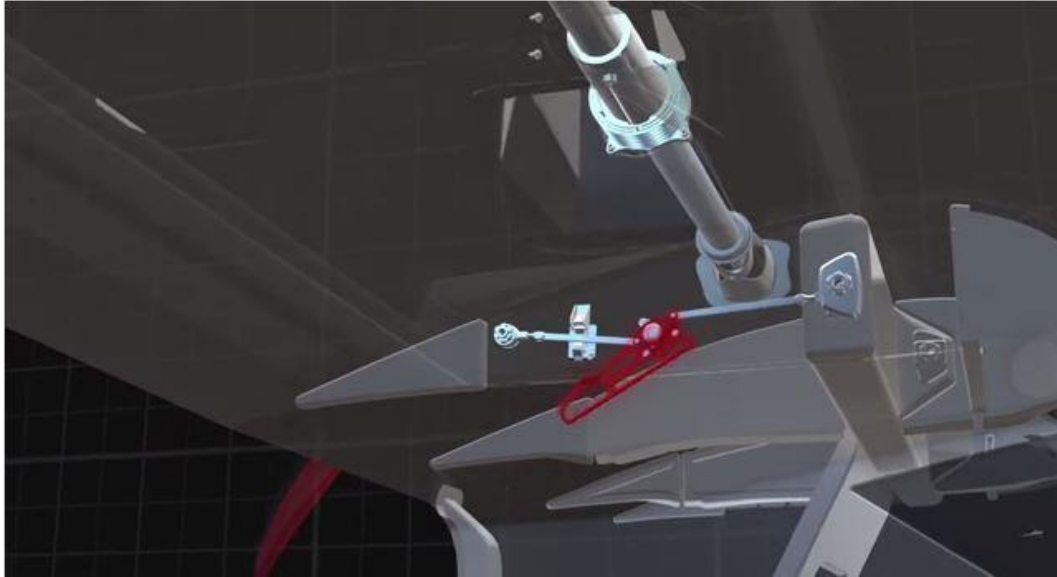


Figura 6.11. Particolare del meccanismo manuale di *folding wing* dell'A-5.

4.1. Definizione dei componenti

Il meccanismo di bloccaggio delle due parti che costituiscono l'ala del velivolo è simile ai sistemi di serraggio di sicurezza utilizzati nell'edilizia. Il meccanismo è sostanzialmente costituito da una maniglia e da due perni, tenuti saldamente nella posizione di bloccaggio, che impediscono il movimento della parte mobile della struttura alare rispetto a quella fissa. La rotazione della maniglia consente lo scivolamento dei due perni attraverso due sostegni, liberando in questo modo i longheroni alari che possono quindi essere separati.

A differenza del sistema di smontaggio dell'ala, in questo caso la parte mobile viene fatta scivolare su un braccio in fibra di vetro che mantiene collegata l'intera struttura alare. Successivamente l'ala viene fatta ruotare di 90° intorno al braccio in modo da disporre la sezione trasversale perpendicolarmente all'asse di simmetria del velivolo. La chiusura dell'ala avviene invece tramite una cerniera che consente di disporre il ventre ed il dorso parallelamente alla fusoliera dell'UAV e lungo i fianchi del velivolo.

Nell'immagine seguente è possibile vedere la disposizione dei vari componenti che costituiscono il meccanismo di *folding wing*, sia quando l'ala è in posizione e bloccata, sia quando è scollegata dalla parte fissa.

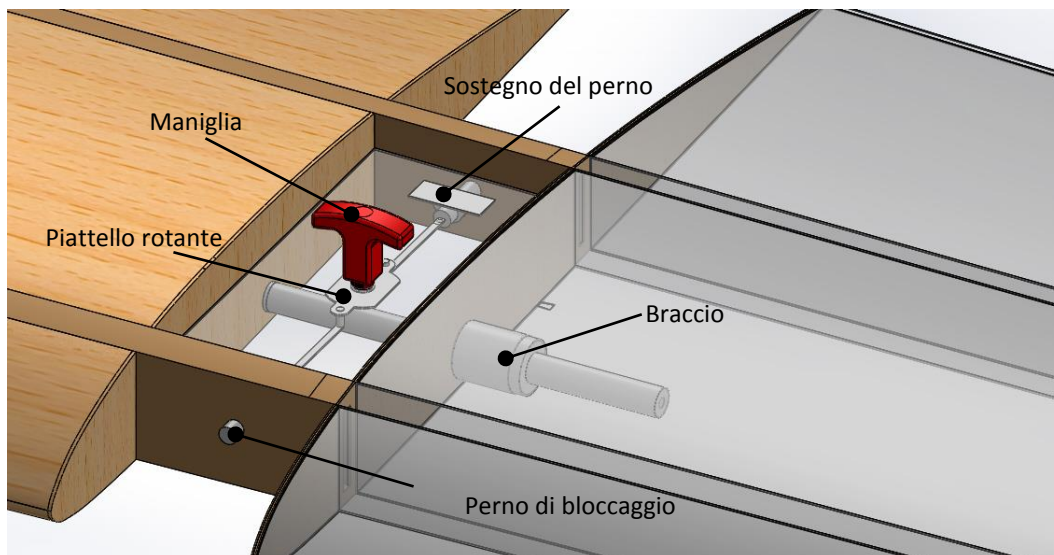


Figura 6.12. Ala in posizione bloccata.

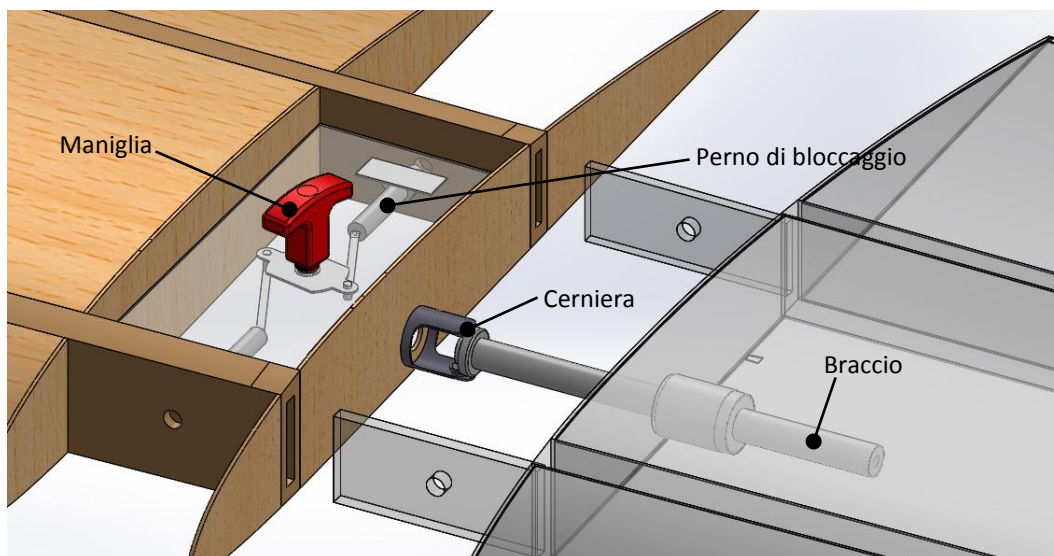


Figura 6.13. Ala sbloccata e separata.

Si passa ora ad analizzare i singoli componenti che costituiscono il meccanismo. Occorre precisare che si tratta di un dimensionamento concettuale, per cui le dimensioni di ogni parte ed i materiali che si suppone di utilizzare, costituiscono solo una prima stima del sistema, per cui in una fase successiva bisognerebbe entrare ancora più nel dettaglio e verificare il corretto funzionamento del meccanismo.

4.1.1. Maniglia a ripresa di sicurezza

La maniglia²² deriva dai meccanismi di serraggio di sicurezza. Il principio di funzionamento è che nella condizione normale di riposo, la maniglia è inattiva impedendo quindi il movimento dei perni. Per attivare il sistema occorre esercitare una pressione sulla maniglia per innestare la dentatura. Al cessare della pressione, la dentatura si disinserisce automaticamente riportando la maniglia nella condizione di folle.

Il materiale utilizzato è un tecnopolimero a base poliammidica rinforzato in fibra di vetro. Al suo interno è composta da un perno di serraggio e da una molla di richiamo che consente di mantenere la maniglia in posizione di folle quando non viene esercitata alcuna pressione. [22]

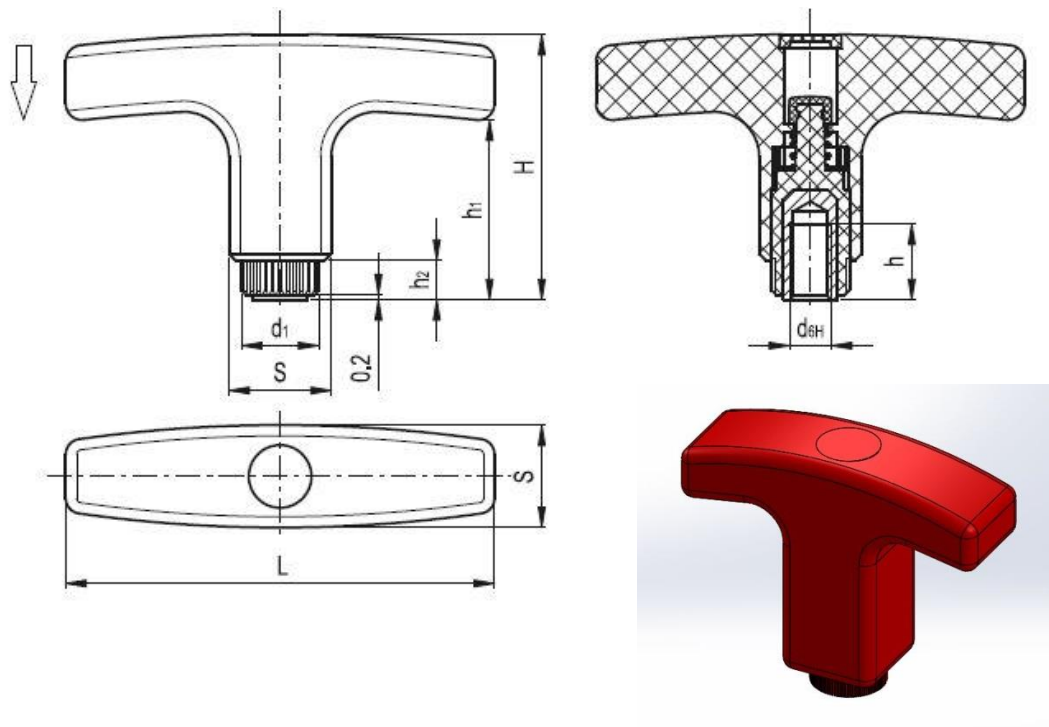


Figura 6.14. Schema della maniglia di serraggio.

Dimensioni principali						Foro montaggio		N. denti	Peso
L	S	H	h ₁	h ₂	d ₁	d _{6H}	h	z	g
67	16x16	42	29	3.5	12	M6	10	18	32

Tabella 6.1. Principali caratteristiche della maniglia di serraggio.

²² La maniglia in oggetto fa riferimento a disegni e schemi presi dal catalogo di ELESA.

4.1.2. Perni di bloccaggio

I perni di bloccaggio sono collegati direttamente al meccanismo di rotazione della maniglia, in questo modo quando questa è in folle, il sistema non è in grado di ruotare. Per aumentare la capacità dei perni di restare nella posizione di bloccaggio può essere predisposta una molla, in modo tale da mantenere sempre la posizione se questi non vengono forzati a muoversi dalla rotazione della maniglia. In questo modo si assicura un doppio bloccaggio del sistema.

Il materiale utilizzato per i perni è fibra di vetro, acciaio per la molla.

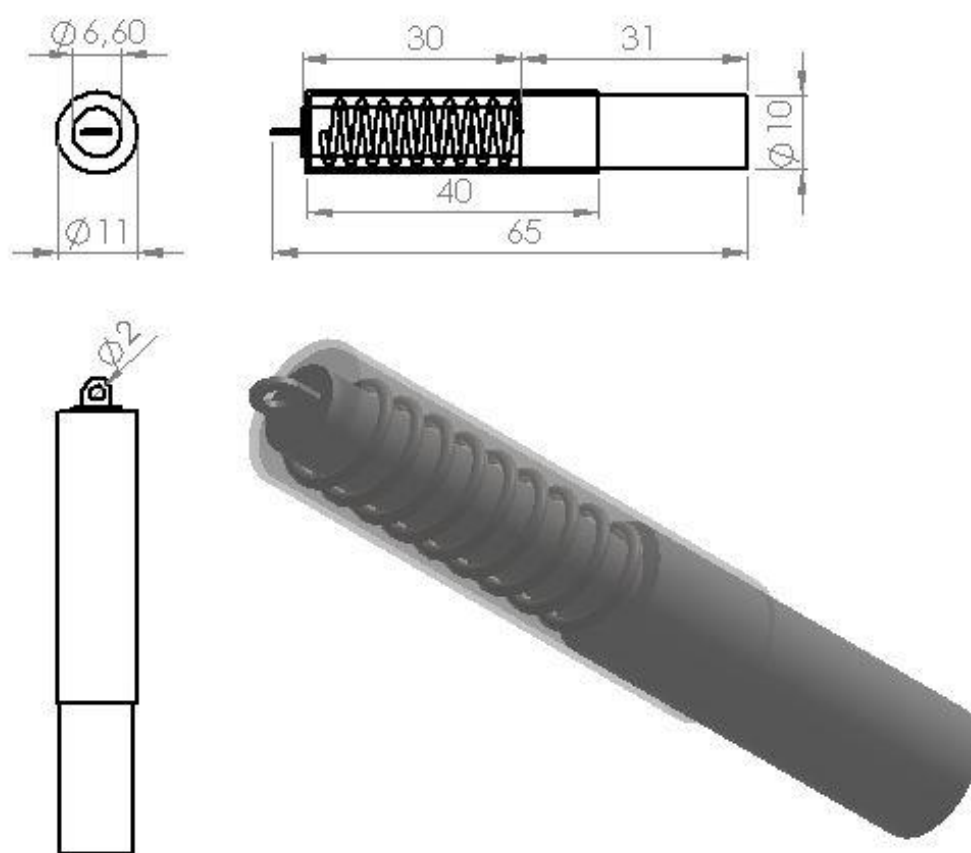


Figura 6.15. Schema del perno di bloccaggio a molla.

I perni sono direttamente collegati ad un piattello che ruota insieme alla maniglia quando la dentatura è innescata. La rotazione del piattello permette quindi il trascinarsi dei due perni verso l'interno della struttura, liberando in questo modo gli incastri dei longheroni alari.

Due sostegni fissati alla base della struttura infine, permettono ai due perni di mantenersi sempre in linea con i fori praticati nei longheroni ed impediscono lo spostamento verso altre direzioni ed il non allineamento della struttura.

4.1.3. Braccio e cerniera di ripiegamento dell'ala

Il collegamento tra la parte fissa dell'ala e quella richiudibile, come detto in precedenza, avviene tramite un braccio in fibra di vetro. Questo è fissato alla struttura della parte mobile dell'ala e si incastra nella parte fissa, permettendo quindi lo scivolamento di una rispetto all'altra. Le dimensioni del componente sono riportate nella figura seguente.

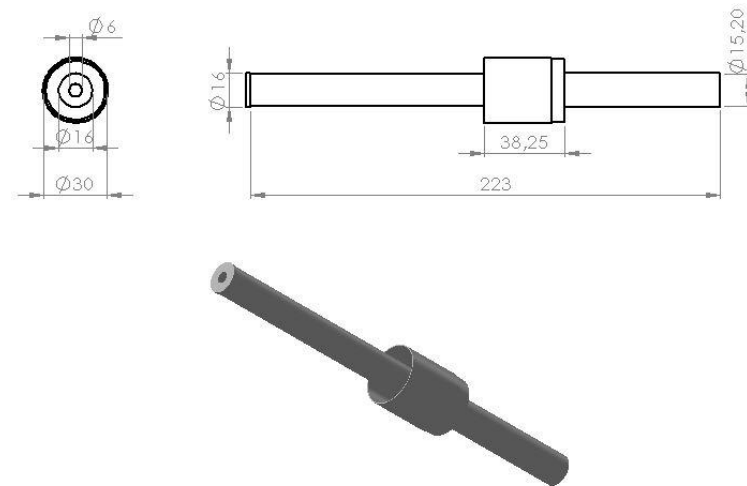


Figura 6.16. Schema del braccio per lo scivolamento dell'ala.

Grazie a questo braccio l'ala è in grado, oltre che separarsi dalla parte fissa, di ruotare di 90° disponendosi perpendicolarmente all'asse longitudinale del velivolo.

La rotazione attorno all'asse verticale dell'UAV avviene invece per mezzo di una cerniera a sezione circolare, all'interno della quale scorre il braccio di scivolamento dell'ala. La cerniera viene montata sulla centina di rivestimento della parte fissa dell'ala e si incastra, quando l'ala è in posizione di volo, in un apposito spazio creato sul braccio che impedisce eventuali rotazioni di questa (Figura 7.19.).

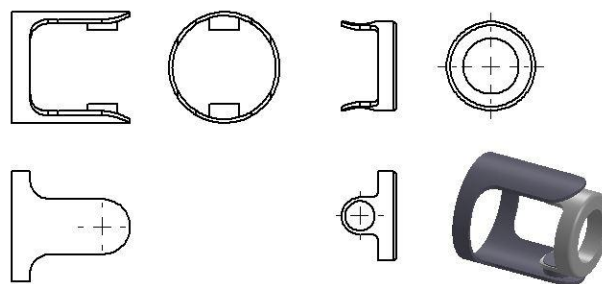


Figura 6.17. Schema della cerniera.

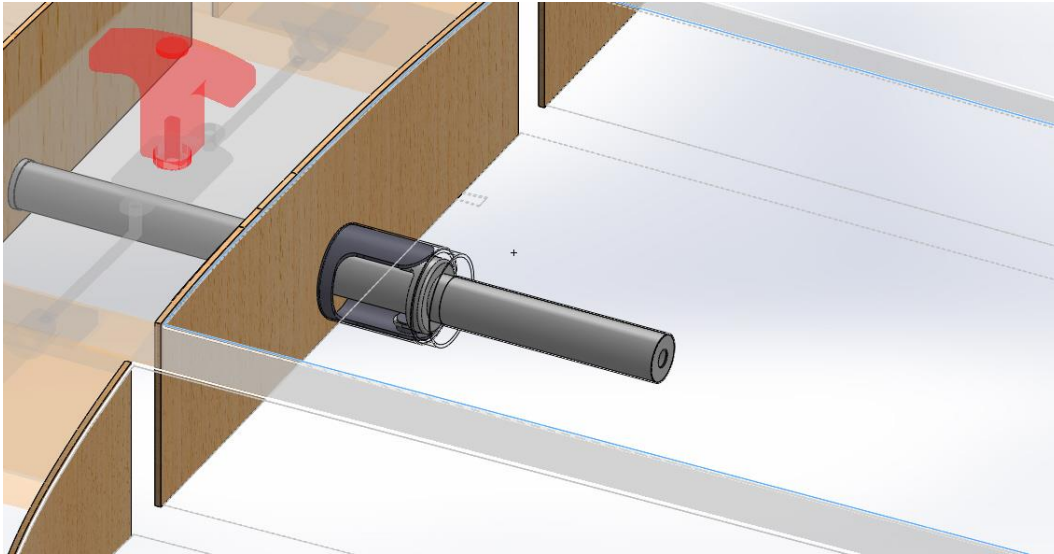


Figura 6.18. Particolare dell'incastro tra braccio e cerniera.

Per quanto riguarda i collegamenti elettrici con le superfici di controllo ed eventuali sensori, si suppone di farli passare all'interno del braccio di scivolamento, evitando di doverli sconnettere prima di separare l'ala.

La sequenza della varie fasi di chiusura dell'ala è quindi composta da:

1. Sgancio dei perni dai longheroni tramite la maniglia;
2. Separazione della parte mobile dell'ala;
3. Rotazione dell'ala di 90° attorno all'asse trasversale;
4. Rotazione dell'ala attorno all'asse verticale fino a disporla lungo i fianchi della fusoliera del velivolo.

Definite le parti che costituiscono il sistema di *folding wing* del velivolo, si possono analizzare le variazioni delle dimensioni dell'*UAV* quando l'ala è ripiegata.

Data un'apertura alare di 4.583 m ad ala completamente estesa, si ottiene una riduzione della larghezza totale del velivolo di circa 1.542 m . Si ricava quindi una dimensione laterale totale di 1.5 m circa.

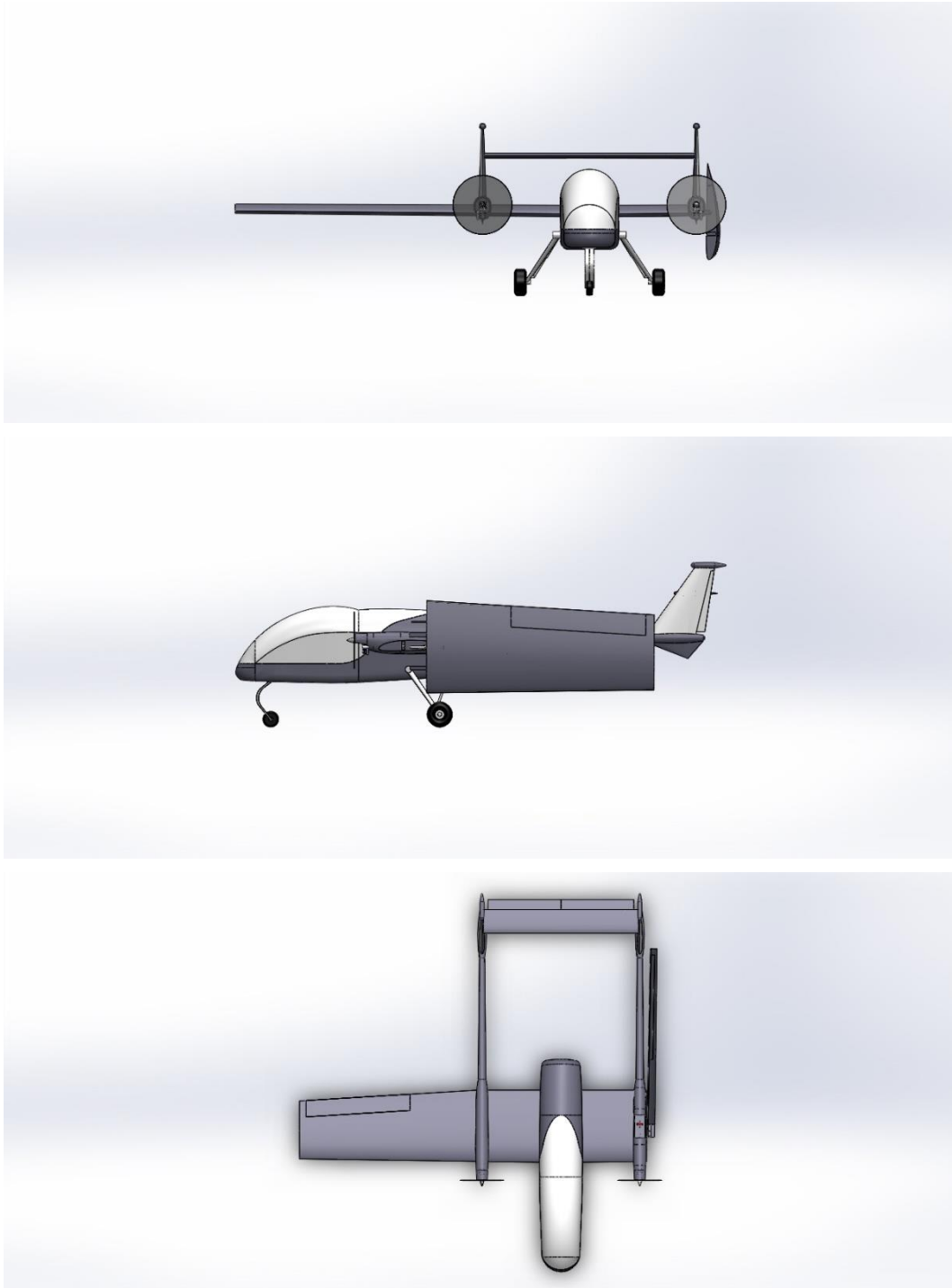


Figura 6.19. Confronto tra ala ripiegata e dispiegata.

Capitolo 7

Conclusioni

Lo studio del velivolo *UAV* sviluppato in questo elaborato ha portato alla definizione delle dimensioni e delle caratteristiche principali dell'aeromobile. A partire dalle specifiche e da un disegno iniziale fornito da *SAL Engineering*, si è arrivati a poter congelare una configurazione definitiva del sistema.

Il primo passo è stato quello di determinare una stima del peso massimo al decollo, che permette di porre le basi per il calcolo della potenza necessaria e per le dimensioni delle superfici. Il vincolo del quale si è dovuto tener conto è il limite dettato dal normativa *ENAC* per gli aeromobili a pilotaggio remoto, secondo il quale per ottenere l'autorizzazione all'utilizzo del mezzo senza il rilascio del certificato di aeronavigabilità, questo deve avere una massa massima al decollo inferiore ai *25 kg*. Il risultato ottenuto da una prima stima è di *24.6 kg* circa, abbastanza al di sotto del limite imposto dai regolamenti e comunque accettabile, dato che si ipotizza di utilizzare motori a benzina piuttosto che motori elettrici, come avviene spesso per velivoli non pilotati e questo comporta un certo peso dovuto all'impianto propulsivo ed alla presenza del combustibile e di un serbatoio.

Il carico di potenza che si ottiene dai calcoli è di *2.1 hp*, ripartito in due motori del peso di circa *650 g* ciascuno.

Si è quindi passati alla definizione della geometria delle superfici portanti. L'ala presenta un'apertura di *4.5 m* ed è rastremata. Viene utilizzato un unico profilo per tutte le sezioni alari e la scelta è ricaduta su un *Clark Y*, ottimo per le basse velocità e molto utilizzato nel campo degli *UAV*.

Determinate le dimensioni e la geometria dell'ala si sono potuti calcolare i carichi agenti su di essa corrispondenti alle condizioni più critiche ottenibili dal diagramma di manovra del velivolo. In particolare sono state determinate le forze di taglio ed i momenti flettenti e torcenti agenti sull'ala e fondamentali per il corretto dimensionamento dei componenti che ne costituiscono la struttura.

Un altro punto fondamentale per poter dimensionare una struttura che sia resistente ma anche leggera è la scelta dei materiali. L'utilizzo di materiali compositi ha consentito di ottenere un'ala estremamente leggera e del peso approssimativo di 6 kg, ma al tempo stesso sufficientemente resistente alle forze ed ai momenti che vi agiscono durante le varie fasi di volo.

Definita la struttura alare si è potuti passare alla definizione di due metodi per la riduzione dell'ingombro dovuto all'ala quando il velivolo è a terra. Infatti una caratteristica degli aeromobili non pilotati è quella di poter essere trasportati tramite automezzi, per cui occorre ridurre le dimensioni in modo che possano essere caricati nel vano di un furgone oppure trainati tramite rimorchio. In questo elaborato sono stati esaminati due metodi. Il primo, costruttivamente più semplice è un metodo per smontare l'ala dalla fusoliera, in modo che il velivolo possa essere trasportato sino a destinazione e qui rimontato tramite l'utilizzo di perni e bulloni. Il secondo metodo invece, consente di ripiegare l'ala lungo i fianchi della fusoliera, permettendo agli operatori di riconfigurare l'aeromobile nella condizione di volo in tempi più rapidi rispetto al primo metodo e, allo stesso modo, di riportarlo nella condizione di ricovero in tempi altrettanto brevi. Questo metodo però, al contrario del primo, risulta costruttivamente più complesso ed è costituito da un maggior numero di componenti che interagiscono tra loro per mantenere l'ala in posizione e bloccarla. Di conseguenza si avrà anche un aumento dei costi sia per quanto riguarda la fabbricazione dei singoli componenti, sia per quanto riguarda il montaggio del sistema nel suo complesso.

Per concludere, occorre precisare che i risultati ottenuti in questo lavoro sono derivanti da processi iterativi e da stime statistiche, cosicché il progetto può essere collocato in una fase iniziale di *Design* in cui i calcoli effettuati ed i risultati che ne derivano costituiscono una stima iniziale utile a porre le basi per una futura progettazione di dettaglio. Tuttavia in questo modo si può cominciare a vedere

quale direzione dare al progetto e come sviluppare il lavoro e quali sono i punti sui quali occorre maggiormente intervenire.

Per quanto riguarda i metodi di separazione dell'ala e di *folding wing* analizzati, costituiscono anche questi solo una prima fase concettuale del lavoro di progettazione. Hanno però permesso di spingere il progetto verso due direzioni: uno, con un metodo classico di riduzione degli ingombri, meno costoso ma che impegna l'operatore ad intervenire direttamente sulla macchina inserendo e fissando i perni di bloccaggio ed un secondo metodo, questa volta più costoso ma che svincola il personale da interventi diretti e prolungati, consentendo di accelerare le operazioni di preparazione al decollo.

Appendice A

Caratteristiche dell'atmosfera standard in funzione della quota

Le caratteristiche dell'atmosfera variano in funzione della quota, della latitudine e dalle diverse zone della Terra. Per poter considerare delle caratteristiche omogenee utilizzabili per il calcolo ed il confronto di rendimenti e prestazioni degli aeromobili o per la calibrazione degli strumenti di volo, viene definita l'*Atmosfera standard*, ossia un'atmosfera ideale alla quale fare riferimento. Questa è definita come l'atmosfera media che si trova a 45° di latitudine e caratterizzata da:

- Aria secca e priva di impurità;
- Pressione al livello del mare pari a 1013.25 hPa;
- Temperatura al livello del mare di 288.15 K;
- Densità al livello del mare di 1.225 kg/m³.

Considerando le caratteristiche dell'atmosfera standard si ricava che nella troposfera la temperatura diminuisce con la quota secondo la relazione:

$$T = T_0 - 0.0065h \quad (\text{A.1})$$

Dove T_0 è la temperatura al livello del mare, espressa in gradi *Kelvin* e h la quota in metri.

Per calcolare la variazione di pressione e densità, si considera la legge dei gas perfetti dove, indicando con R la costante dei gas, ρ la densità dell'aria e con g l'accelerazione gravitazionale, si ricava la pressione tramite l'espressione:

$$p = \rho gRT \quad (\text{A.2})$$

$$\frac{p}{p_0} = \frac{\rho T}{\rho_0 T_0} \quad (\text{A.3})$$

Considerando un volume infinitesimo di aria, si ricava, in condizione di equilibrio:

$$p - (p + dp) - \rho dh = 0 \rightarrow dp = -\rho g dh \quad (\text{A.4})$$

Sostituendo nella (A.4) la (A.2) si ottiene:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{1}{R} \frac{dh}{T} \quad (\text{A.5})$$

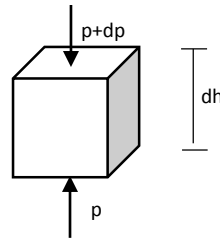


Figura A.1. Volume infinitesimo di aria.

Integrando la (A.5) tra p e p_0 si ha:

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{0.0065h}{T_0}\right)^{\frac{1}{0.0065R}} \quad (\text{A.6})$$

e sostituendo la (A.3) si ricava:

$$\frac{\rho(T_0 - 0.0065h)}{\rho_0 T_0} = \left(1 - \frac{0.0065h}{T_0}\right)^{\frac{1}{0.0065R}} \quad (\text{A.7})$$

Tramite la (A.6) e la (A.7) è possibile determinare la variazione di pressione e densità dell'aria in funzione della quota.

Nella tabella seguente sono riportati i valori caratteristici dell'atmosfera standard al variare della quota. [5]

Quota [m]	Temperatura [K]	Pressione [Pa]	Densità [kg/m ³]	Velocità del suono [m/s]
0	288.15	101325	1.225	340.2941
250	286.525	98357.5361	1.1959	339.3332
500	284.9	95460.8393	1.1673	338.3696
750	283.275	92633.6114	1.1392	337.4032
1000	281.65	89874.5705	1.1116	336.434
1250	280.025	87182.4513	1.0846	335.4621
1500	278.4	84556.0048	1.0581	334.4873
1750	276.775	81993.9984	1.032	333.5097
2000	275.15	79495.2155	1.0065	332.5292
2250	273.525	77058.4555	0.9814	331.5458
2500	271.9	74682.5337	0.9569	330.5595
2750	270.275	72366.2811	0.9328	329.5702
3000	268.65	70108.5447	0.9091	328.578
3250	267.025	67908.1865	0.8859	327.5828
3500	265.4	65764.0844	0.8632	326.5845
3750	263.775	63675.1312	0.841	325.5831
4000	262.15	61640.2353	0.8191	324.5787
4250	260.525	59658.3198	0.7977	323.5711
4500	258.9	57728.323	0.7768	322.5604
4750	257.275	55849.1978	0.7562	321.5466
5000	255.65	54019.9121	0.7361	320.5295
5250	254.025	52239.4482	0.7164	319.5091
5500	252.4	50506.803	0.6971	318.4856
5750	250.775	48820.9876	0.6782	317.4587
6000	249.15	47181.0276	0.6597	316.4284
6250	247.525	45585.9625	0.6416	315.3948
6500	245.9	44034.8461	0.6238	314.3579
6750	244.275	42526.7459	0.6065	313.3174
7000	242.65	41060.7432	0.5895	312.2736
7250	241.025	39635.9331	0.5729	311.2262
7500	239.4	38251.4241	0.5566	310.1752
7750	237.775	36906.3385	0.5407	309.1207
8000	236.15	35599.8114	0.5252	308.0626
8250	234.525	34330.9917	0.51	307.0009
8500	232.9	33099.0409	0.4951	305.9355
8750	231.275	31903.134	0.4806	304.8663
9000	229.65	30742.4584	0.4663	303.7934
9250	228.025	29616.2147	0.4525	302.7166
9500	226.4	28523.6158	0.4389	301.6361
9750	224.775	27463.8874	0.4256	300.5516
10000	223.15	26436.2676	0.4127	299.4632
10250	221.525	25440.0067	0.4001	298.3709
10500	219.9	24474.3673	0.3877	297.2745
10750	218.275	23538.6242	0.3757	296.1741
11000	216.65	22632.064	0.3639	295.0696
11250	216.65	21757.2178	0.3499	295.0696
11500	216.65	20916.186	0.3363	295.0696
11750	216.65	20107.6703	0.3233	295.0696
12000	216.65	19330.405	0.3108	295.0696
12250	216.65	18583.1851	0.2988	295.0696
12500	216.65	17864.849	0.2873	295.0696
12750	216.65	17174.2804	0.2762	295.0696
13000	216.65	16510.4058	0.2655	295.0696
13250	216.65	15872.1933	0.2552	295.0696
13500	216.65	15258.6511	0.2454	295.0696

13750	216.65	14668.8254	0.2359	295.0696
14000	216.65	14101.7996	0.2268	295.0696
14250	216.65	13556.6922	0.218	295.0696
14500	216.65	13032.6561	0.2096	295.0696
14750	216.65	12528.8766	0.2015	295.0696
15000	216.65	12044.5709	0.1937	295.0696
15250	216.65	11578.986	0.1862	295.0696
15500	216.65	11131.3984	0.179	295.0696
15750	216.65	10701.1124	0.1721	295.0696
16000	216.65	10287.4591	0.1654	295.0696
16250	216.65	9889.7957	0.159	295.0696
16500	216.65	9507.5041	0.1529	295.0696
16750	216.65	9139.9899	0.147	295.0696
17000	216.65	8786.6821	0.1413	295.0696
17250	216.65	8447.0315	0.1358	295.0696
17500	216.65	8120.5101	0.1306	295.0696
17750	216.65	7806.6105	0.1255	295.0696
18000	216.65	7504.8447	0.1207	295.0696
18250	216.65	7214.7437	0.116	295.0696
18500	216.65	6935.8566	0.1115	295.0696
18750	216.65	6667.7499	0.1072	295.0696
19000	216.65	6410.0069	0.1031	295.0696
19250	216.65	6162.2271	0.0991	295.0696
19500	216.65	5924.0252	0.0953	295.0696
19750	216.65	5695.031	0.0916	295.0696
20000	216.65	5474.8887	0.088	295.0696

Tabella A.1. Caratteristiche dell'atmosfera standard.

Appendice B

Calcoli per la determinazione del peso massimo al decollo

B.1. Variazione del peso massimo al decollo in funzione del payload

$W_{payload}$ [kg]	Range [km]	Endurance [h]	W_0 [kg]	W_e [kg]	W_f [kg]
10	300	5	48.051	31.155	6.896
9	300	5	46.164	30.539	6.625
8	300	5	41.034	27.145	5.889
7	300	5	37.105	24.780	5.325
6	300	5	33.051	22.308	4.743
5	300	5	28.485	19.397	4.088

Tabella B.1. Valori dei pesi in funzione della variazione del *payload*.

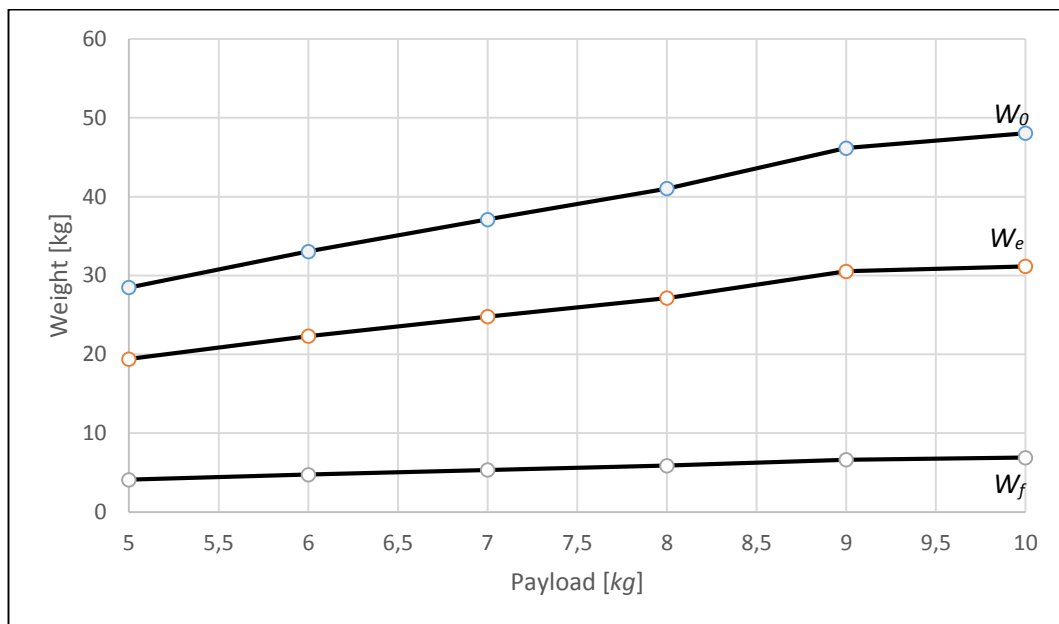


Figura B.1. Andamento del peso massimo al decollo, peso a vuoto e peso del combustibile in funzione del *payload*.

B.2. Variazione del peso massimo al decollo in funzione del Range

Range [km]	Payload [kg]	Endurance [h]	W_0 [kg]	W_e [kg]	W_f [kg]
300	10	5	48.051	31.155	6.896
200	10	5	45.041	29.203	5.837
150	10	5	43.658	28.307	5.351
100	10	5	44.845	29.666	5.179

Tabella B.2. Valori dei pesi in funzione della variazione del Range.

Range [km]	Payload [kg]	Endurance [h]	W_0 [kg]	W_e [kg]	W_f [kg]
300	5	5	28.485	19.397	4.088
200	5	5	27.020	18.518	3.502
150	5	5	26.350	18.121	3.230
100	5	5	25.719	17.749	2.970

Tabella B.3. Valori dei pesi in funzione della variazione di Range e Payload.

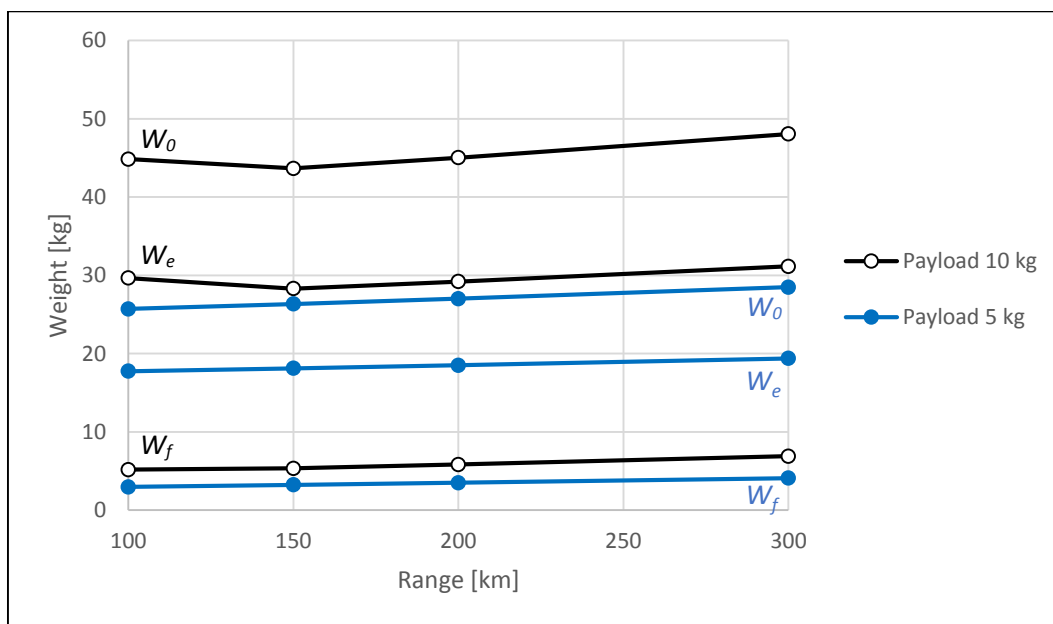


Figura B.2. Andamento del peso massimo al decollo, a vuoto e del combustibile in funzione di Range e Payload.

B.3. Variazione del peso massimo al decollo in funzione dell'Endurance

Endurance [h]	Range [km]	Payload [kg]	W_0 [kg]	W_e [kg]	W_f [kg]
4	300	5	27.732	19.006	3.726
4	200	5	26.040	17.907	3.133
4	150	5	25.422	17.544	2.878
4	100	5	24.529	16.928	2.601

Tabella B.4. Valori dei pesi in funzione della variazione del Range per Endurance pari a 4 h.

Endurance [h]	Range [km]	Payload [kg]	W_0 [kg]	W_e [kg]	W_f [kg]
3	300	5	26.708	18.367	3.341
3	200	5	25.130	17.342	2.787
3	150	5	24.558	17.010	2.548
3	100	5	24.019	16.700	2.318

Tabella B.5. Valori dei pesi in funzione della variazione del Range per Endurance pari a 3 h.

Endurance [h]	Range [km]	Payload [kg]	W_0 [kg]	W_e [kg]	W_f [kg]
2	300	5	25.758	17.776	2.982
2	200	5	24.283	16.820	2.463
2	150	5	23.753	16.516	2.237
2	100	5	22.957	15.962	1.995

Tabella B.6. Valori dei pesi in funzione della variazione del Range per Endurance pari a 2 h.

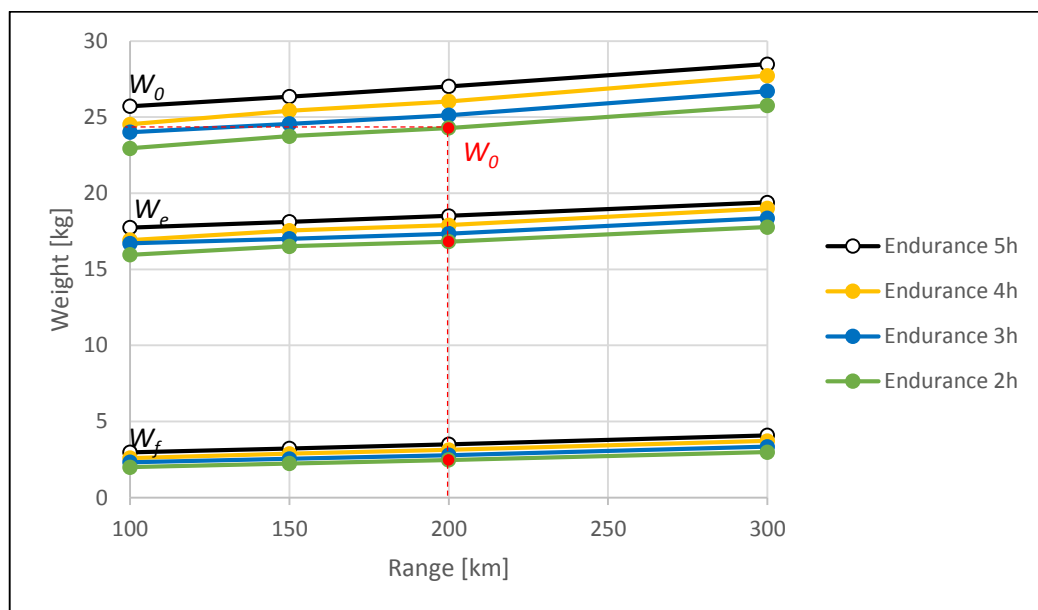


Figura B.3. Andamento del peso massimo al decollo, a vuoto e del combustibile in funzione del Range e dell'Endurance.

Bibliografia

- [1] Reg Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVs Design, Development and Deployment*, Wiley.
- [2] Paul Fahlstrom, Thomas Gleason, *Introduction to UAV Systems, 4th Edition* – Wiley.
- [3] Daniel P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Educational Series.
- [4] I.H. Abbott, A.E. Von Doenhoff, *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*, McGraw-Hill, 1949.
- [5] Carlo Casarosa, *Meccanica del volo*, Pisa, Plus-Pisa University Press.
- [6] V. Giavotto, *Strutture aeronautiche*, Edizioni CLUP-Milano, 1976.
- [7] M. Rivello, *Theory and Analysis of Flight Structures*, McGraw-Hill College, 1968.
- [8] T.H.G. Megson, *Aircraft Structures for Engineering Students*, Third Edition, Arnold.
- [9] Michael C.Y. Niu, *Composite Airframe Structures*, Conmilit Press Ltd. 1988.
- [10] Magg. GArn Luigi Caravita, *Rapporto di ricerca 2011 – STEPI AE-T-01, Military Unmanned Aircraft Systems*.
- [11] ICAO, *Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale – Convenzione di Chicago*.
- [12] ICAO Cir. 328, *Unmanned Aircraft System (UAS)*.
- [13] JAA/EUROCONTROL, *UAV TASK FORCE – Final Report. A concept for European regulations for civil unmanned aerial vehicles (UAVs)*.
- [14] EASA E.Y013-01, *Policy Statement Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems*.
- [15] EASA CS-VLA, *Certification Specification of Very Light Aeroplanes*.
- [16] ENAC, *Regolamento Enac – Mezzi Aeromobili a Pilotaggio Remoto*.

- [17] Sara Bagassi, *Progetto preliminare di un U.A.V. per il sorvolo della Regione Antartica* – Tesi di Laurea – Corso di Laurea in Ingegneria Meccanica, Facoltà di Ingegneria, Università di Bologna.
- [18] Alessio Lunghi, *Dimensionamento preliminare e progetto strutturale dell'ala di un UAV per missioni in Antartide* – Tesi di Laurea – Corso di Laurea Specialistica in Ingegneria Aerospaziale, Facoltà di Ingegneria, Università di Bologna.
- [19] Francesco Perini, *Structural design, manufacturing and testing of a new wing for the CSIR's Modular UAS in composite materials* – Tesi di Laurea – Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale, Facoltà di Ingegneria, Università di Bologna.
- [20] A. Ceruti, G.M. Saggiani, E. Troiani, “*Progetto e tecnologie di costruzione di un velivolo UAV*”, XIX Convegno Nazionale AIDAA, 17-21 Settembre 2007, Forlì (FC).
- [21] Michael I. Friswell, Daniel J. Inman, *Morphing Concepts for UAV*, 21st Bristol UAV Systems Conference, April 2006.
- [22] Catalogo Maniglie ELESA.
- [23] *XFLR5: Analysis of foils and wing operating at low Reynolds numbers*, Guidelines for QFLR5 v0.03, October 2009.

Sitografia

<http://www.salengineering.it/>

<http://www.evolutionengines.com/>

<http://airfoiltools.com/>

<http://www.xflr5.com/>

<http://www.enac.gov.it/>

<http://www.iconaircraft.com/>

<https://blog.soton.ac.uk/>

<http://www.engineerplant.it/>

<http://www.wood-database.com/>

Ringraziamenti

Desidero ricordare tutti coloro che, direttamente o indirettamente, mi hanno aiutato nella stesura della tesi.

Ringrazio anzitutto i Professori Enrico Troiani, relatore e Alberto Bernabeo, correlatore, per avermi dato l'opportunità di svolgere questo progetto di tesi all'interno di un'azienda e per il supporto datomi durante tutto il periodo di lavoro. Un ringraziamento particolare va poi a *SAL Engineering*, grazie alla quale ho potuto lavorare su un progetto che mi ha appassionato e che un giorno mi piacerebbe vedere realizzato.

Questi sono i ringraziamenti un po' più formali, rivolti a chi mi ha affidato il progetto ed ha creduto nelle mie possibilità e mi ha guidato con consigli sempre più che utili. Passiamo ora ai ringraziamenti meno "accademici".

Ringrazio i miei vecchi amici Cristian, Paola, Roberta e Daniela. Le vacanze tra una sessione d'esame e l'altra sono state sempre liberatorie. Tornare a casa e non trovarvi è un pensiero raccapricciante. Cristian e Paola, anche se ho finito gli esami e finalmente mi sono laureato, non vi preoccupate; non è che uno diventa una persona seria da un giorno all'altro!

Forlì. Questa città mi ha ospitato per ben quattro anni e, forse, dovrà farlo ancora per un po'. Per cui vale la pena ringraziare la Signora Anna ed il suo forno, che hanno dato da mangiare ad un povero studente squattrinato che per poca voglia ed ansia da esame si è nutrito di pizzette, panini, spianate...e sughi pronti!

Devo ringraziare i miei coinquilini: Ivan, Francesca, Gabriele e Giuseppe. Scusate se spesso ero nervoso ed arrabbiato ma lo studio mi provoca periodi di schizofrenia! Non sentire più le urla di Giuseppe perché il fornello non funziona, perché Ivan lo batte sempre a Fifa, perché il bagno è occupato, perché il doppiaggio

italiano di qualche strano telefilm è brutto o perché la gastrite non passa, un po' mi dispiace e mi manca.

Un grazie va poi alle mie amiche Anna, Chiara, Giorgia, Sara, Eugenia e Roberta, continuate a far festa e ad ubriacarvi che mi diverte tantissimo. Giorgia, tu continua a dimenticare cose ovunque perché è il motivo per cui ti voglio bene.

Ed ora tocca agli "Acusticazzi". Allora, cari Gianluca e Gianfilippo, venire ai vostri concerti perché minacciati di lapidazione non fa di me il vostro fan club, però, se proprio bisogna essere onesti, qualche canzoncina carina l'avete fatta, sapete a quale mi riferisco. E comunque, se proprio bisogna continuare ad essere onesti, qualche serata prima degli esami l'hanno rallegrata, ma non vi montate la testa ora. Manca una persona, che in questo ultimo periodo, in particolare durante la preparazione della tesi mi è stata molto vicina: Spud. Grazie per avermi mangiato gli appunti della tesi, per i graffi e per non avermi fatto dormire la notte perché piangevi.

No scherzo, devo ringraziare in modo particolare Valentina, che mi è stata sempre vicina durante questi ultimi mesi, sopportando i miei scleri e facendo finta di niente quando me la prendevo con il mondo perché non mi tornavano i conti. Da oggi puoi star tranquilla perché ho smesso di fare "giochini matematici" e non ho più scuse per non andare al parco a fare i figli dei fiori.

Infine devo ringraziare le due persone che più di tutte mi hanno aiutato nella mia lunghissima carriera universitaria. Grazie mamma e papà, anche se c'ho messo un po' più del dovuto a prendere questa laurea, voi avete sempre creduto che prima o poi, forse, ce l'avrei fatta. Alla fine, probabilmente, tutti i sacrifici che avete fatto son serviti a qualcosa.