

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea

Calcolo dei valori obiettivo e dimensionamento del piano di
coda per un drone ad ala fissa da competizione

Relatore

Prof. Francesco Picano

Laureando

Samuele Faggionato

1162516

Anno Accademico 2019/2020

Indice

1	Introduzione	1
1.1	Obiettivo della tesi	1
1.2	Cos'è l'ACC e regolamento dell'ACC 2021	1
1.3	Finalità dello studio	3
2	Calcolo dei valori obiettivo	4
2.1	Considerazioni preliminari	4
2.2	Calcolo della velocità di decollo	5
2.3	Superficie Alare	10
2.4	Stima coefficienti di resistenza	11
2.5	Rapporto d'aspetto e corda alare	12
2.6	Fase di salita: altezza massima raggiunta	16
2.7	Calcolo delle performance in crociera	17
2.8	Confronto punteggi	20
3	Dimensionamento del piano di coda	24
3.1	Introduzione	24
3.2	Studio generale coda a V	25
3.3	Introduzione al concetto di stabilità statica	26
3.3.1	Stabilità longitudinale	27
3.3.2	Stabilità direzionale	28
3.3.3	Stima dei coefficienti di stabilità	29
3.4	Le Equazioni	29
3.5	Valutazione Equazioni	31
3.6	Applicazione Diretta	33

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Obiettivo della tesi

L'obiettivo della tesi è di illustrare il mio contributo alla progettazione di un drone ad ala fissa per la competizione Air Cargo Challenge 2021, in quanto membro della divisione Meccanica del volo del Team LiftUP dell'università di Padova. Il Team, composto da oltre quaranta studenti universitari, si è formato nel 2017 appositamente per gareggiare all'ACC 2019, nella quale è riuscita peraltro a piazzarsi all'ottavo posto su trenta, nonostante non avesse esperienze pregresse in questo tipo di competizione [2]. A seguito degli ottimi risultati raggiunti e dell'ottimo bagaglio di esperienza ottenibile da questa esperienza, il Team è deciso a partecipare nuovamente alla prossima edizione, che si terrà nel 2021.

1.2 Cos'è l'ACC e regolamento dell'ACC 2021

L'air cargo challenge è una competizione biennale internazionale di ingegneria aeronautica, nata principalmente per permettere a studenti universitari di sperimentare e applicare concretamente in un ambiente competitivo e stimolante le nozioni apprese durante il corso di studi. Il fulcro della competizione consiste nella progettazione e costruzione di un drone ad ala fissa che dovrà essere in grado di sollevare il maggior carico possibile (denominato payload) sottostando a limiti e condizioni decise di anno in anno dagli organizzatori (costituiti dai vincitori dell'edizione precedente). La competizione del 2021, a cui saranno rivolti gli studi di questa tesi, si svolgerà a Monaco di Baviera, e sarà organizzata dal Team "Fly Harder" della Technical University of Munich.

Le modalità da loro scelte sono sostanzialmente molto diverse da quelle delle edizioni precedenti: in quest'ultime i limiti erano fissati principalmente dal sistema propulsivo concesso, e dall'obbligo di trasporto del velivolo smontato in un box di dimensioni limitate. Nella nuova edizione, il Team di Monaco ha invece deciso di improntare la gara su un tipo di velivolo molto più specifico e con caratteristiche più restrittive, ovvero un velivolo radio-comandato da soccorso medico destinato al trasporto di sacche di sangue in modo rapido e sicuro (le sacche di sangue saranno simulate in gara per mezzo di sacche contenenti acqua e amido in una certa percentuale che verrà fornita nei prossimi mesi). Un drone di

questo tipo deve avere delle caratteristiche ben precise, in quanto deve essere in grado di trasportare un carico molto voluminoso e delicato a grande velocità, in condizioni di sicurezza elevate, decollando e atterrando in ambienti imprevedibili e spesso ricchi di ostacoli. Per includere nella competizione tutte queste problematiche, la prova di volo ed il relativo sistema di punteggio è stata organizzata nel seguente modo:

- Caricamento del payload su velivolo pronto al decollo, nel minor tempo possibile

$$B_{loading} = \begin{cases} 60 \left(1 - \frac{t}{120}\right) & \text{se } t < 120s \\ 0 & \text{se } t \geq 120s \end{cases}$$

t = tempo impiegato per caricare il payload

- Decollo su pista erbosa in 60m (o 40m se si desidera ottenere un bonus). Optando per le restrizioni fissate a 40m, si ottiene un bonus del 10% sui punti delle prove di volo

$$B_{Take-off} = \begin{cases} 0 & \text{se si esce dai limiti della pista} \\ 1 & \text{se pista di 60m} \\ 1.1 & \text{se pista di 40m} \end{cases}$$

- Fase di salita, nella quale si cercherà di raggiungere la massima altezza in 60s

Sarà calcolato un pre-punteggio per mezzo della seguente funzione:

$$PS_{altitude} = ah_{60s}^4 + bh_{60s}^3 + ch_{60s}^2 + dh_{60s} + e$$

Dove a,b,c,d,e, sono valori costanti, che danno punteggio massimo per h=100m

$$\text{Punteggio effettivo: } S_{altitude} = 1000 \frac{PS_{altitude}}{PS_{altitude,max}}$$

$PS_{altitude,max}$ = prepunteggio massimo tutti i team per quel round

- Fase di volo libero, nella quale si dovrà percorrere la massima distanza possibile in 120s

$$S_{distance} = 1000 \frac{D_{team}}{D_{max}}$$

D_{team} = Distanza percorsa in volo, P_{max} =payload massimo tra tutti i team per quel round

- Atterraggio su suolo erboso
- Scaricamento del payload nel minor tempo possibile

$$B_{unloading} = \begin{cases} 60 \left(1 - \frac{t}{120}\right) & \text{se } t < 120s \\ 0 & \text{se } t \geq 120s \end{cases}$$

t = tempo impiegato per scaricare il payload

- Payload trasportato senza danni

$$S_{payload} = 1000 \frac{P_{team}}{P_{max}}$$

È significativo il fatto che, utilizzando questo particolare sistema, l'assegnazione del punteggio non risulta assoluta, ma dipenderà in larga parte dai risultati conseguiti dai Team avversari.

Inoltre, per simulare le ristrette dimensioni necessarie al trasporto di un drone da soccorso medico, è stato posto un forte limite dimensionale: il drone completo e pronto al decollo dovrà essere compreso in un parallelepipedo 1.5mx1.5m (angolo tra i lati variabile a piacere). Sono presenti inoltre, come nell'edizione precedente, limiti sulla scelta dell'elica e del motore. Le formule dei punteggi e le limitazioni qui indicate possono essere trovate nel regolamento ACC dell'edizione 2021 [7]

1.3 Finalità dello studio

Seguendo la metodologia di lavoro utilizzata per la scorsa edizione, il Team LiftUP procederà inizialmente con la progettazione e costruzione di un prototipo; a seguire, utilizzando l'esperienza e i dati forniti da quest'ultimo, si procederà alla realizzazione di un modello definitivo. Tuttavia, viste le notevoli differenze rispetto alle gare precedenti in termini di prestazioni richieste e limiti dimensionali, risulta impossibile ottenere dei valori obiettivo dai dati delle competizioni precedenti. In conseguenza di ciò, la prima parte del mio lavoro è costituita dal calcolo preliminare di valori obiettivo realistici in merito a massa, dimensionamento e prestazioni di volo. Tali informazioni saranno essenziali per permettere il dimensionamento dell'ala e del cargo bay (ovvero la struttura nella quale andrà inserito il payload) del prototipo, a seguito del quale sarà possibile procedere con il dimensionamento di ogni altra componente del velivolo. La seconda parte del lavoro si prefissa invece di calcolare nel dettaglio le dimensioni del piano di coda dell'aeromobile, a seguito del dimensionamento alare svolto dal Team Aerodinamica.

Capitolo 2

Calcolo dei valori obiettivo

2.1 Considerazioni preliminari

Questo studio preliminare si pone l'obiettivo di ricavare i valori obiettivo esposti in precedenza, basandosi sui limiti dimensionali posti dagli organizzatori e sui dati di elica e motore consentiti da regolamento.

Un primo punto di partenza è costituito dal fatto che i limiti dimensionali imposti rendono le possibili proporzioni del nuovo drone abbastanza simili a quelle del velivolo progettato dal Team LiftUP per l'ACC 2019, ovvero il "Marcoplano". Pertanto, nel corso di questo studio, sarà più volte utilizzato questo velivolo per effettuare alcune stime preliminari.

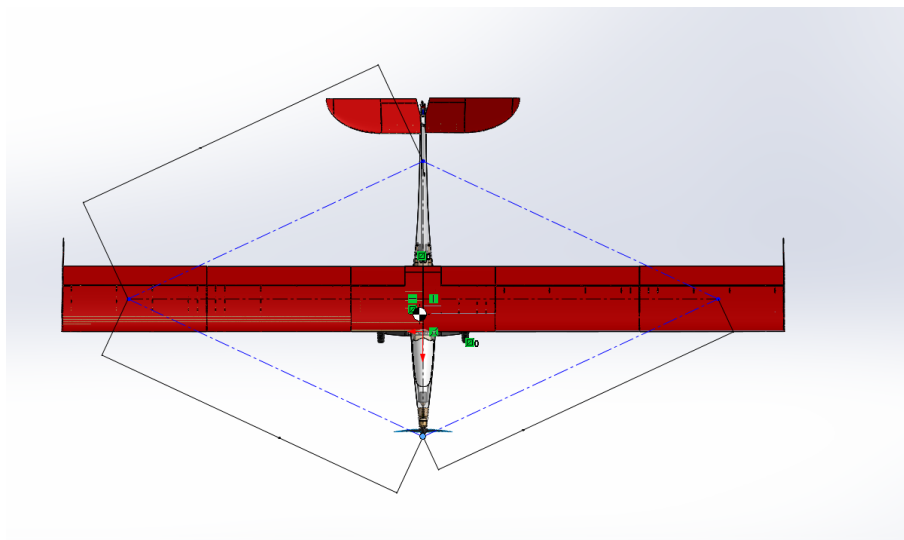


Figura 2.1: Proporzioni del "Marcoplano" rispetto al quadrilatero limite

Una delle principali difficoltà riscontrate è stata l'impossibilità di porre un algoritmo univoco per il calcolo di una situazione ottimale: il punteggio di gara, infatti, non risulterà assegnato in maniera assoluta, ma sarà calcolato relativamente al risultato massimo rag-

giunto dai concorrenti in ogni gara. Per poter ottenere dei risultati preliminari si è deciso quindi di realizzare uno script Matlab che calcolasse i valori obiettivo per molteplici aerei con diverse masse e superfici alari. Per tali aerei sono stati dunque calcolati (per mezzo di alcune approssimazioni elencate in seguito) i risultati che avrebbero conseguito in gara. Ipotizzando quindi una competizione nella quale tutti gli aerei calcolati gareggino tra loro, è stato possibile calcolare i punteggi effettivi che avrebbero ottenuto, permettendo di individuare il modello che avrebbe conseguito un punteggio migliore.

Si riassumono in seguito tutti i dati e i vincoli utilizzati in questa fase dello studio [7]:

- Le modalità di gara e i relativi punteggi assegnati
- Aereo compreso in un box 1.5m x 1.5m e altezza massima 0.5m
- Box di trasporto di dimensioni $1100 \times 400 \times 250 \text{ mm}^3$
- Elica: APC-E 10x6E
- Motore elettrico singolo “AXI 2826/10 GOLD LINE V2” non modificato
 - Batterie: voltaggio massimo: 12.6V
 - Massimo 3 celle in serie
 - Maximum continous discharge rate = 30A

2.2 Calcolo della velocità di decollo

Una prima problematica da affrontare consiste nell’assicurarsi che il drone sia in grado di decollare entro i 60 metri imposti dal regolamento, valutando anche l’eventualità di tentare il decollo in 40 metri per ottenere il relativo bonus. Si procederà inizialmente ricavando i dati di potenza del sistema propulsivo concesso e stimando di conseguenza le velocità raggiungibili in 60 metri e 40 metri. Noto questo dato, si potrà definire, per un set di aerei a diverse masse, le corrispondenti superfici alari necessarie.

Per ricavare la velocità di decollo, si è utilizzata una metodologia già collaudata dal Team LiftUP nella scorsa edizione dell’ACC:

Si consideri la Figura 2.2

dove

- T è la forza impressa dal sistema propulsivo.
- D è la resistenza aerodinamica (Drag, in inglese) totale agente sul velivolo.
- L è la portanza (Lift, in inglese), ossia la forza di natura aerodinamica generata dalle ali e diretta perpendicolarmente alla direzione del vento relativo che investe l’ala, e che pertanto si oppone alla forza peso del drone, permettendone il volo .
- W è il peso complessivo del drone.
- N_n è la forza normale esercitata dal terreno.

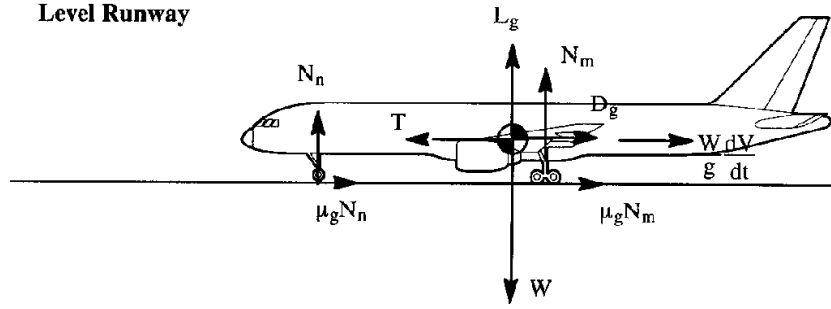


Figura 2.2: Schema di forze agenti su un aereo durante la fase di decollo

- μ è il coefficiente di attrito volvente del carrello di atterraggio, in genere dipendente sia dal carrello stesso che dal tipo di terreno sul quale avviene il decollo.

La somma di queste forze determinerà l'accelerazione a cui è sottoposto il velivolo: considerando che la forza normale al terreno N_n può essere calcolata come $N_n = W - L$, possiamo scrivere:

$$T - D - (W - L)\mu = \frac{W}{g} \cdot \frac{dV_\infty}{dt} \quad (2.1)$$

Poiché le caratteristiche dell'aereo non sono ancora note, non è possibile calcolare con esattezza né la portanza L né la resistenza D agenti sul velivolo istante per istante. È possibile tuttavia notare che entrambe sono fortemente legate alla velocità, tramite le formule

$$L = \frac{1}{2} \rho S_w C_{l_{Take-off}} V_\infty^2 = W \quad (2.2)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho S_w C_d V_\infty^2 \quad (2.3)$$

Dove

- C_l è detto coefficiente di portanza, dipende dal profilo e dalla pianta dell'ala e risulta generalmente molto maggiore quando i flap dell'aereo sono abbassati, in modo da generare più portanza per il decollo a fronte delle basse velocità in gioco.
- C_d è detto coefficiente di resistenza, definito dalla formula

$$C_d = C_{d0} + K C_l^2 \quad (2.4)$$

dove i fattori C_{d0} e K dipendono unicamente dalla geometria del velivolo.

La velocità in fase di decollo risulta tuttavia essere molto contenuta, per velivoli di queste dimensioni. Inoltre, nonostante al momento del distacco dal terreno sia necessaria una portanza almeno equivalente al peso del velivolo, tale condizione viene ottenuta abbassando completamente i flap dell'ala negli ultimi istanti disponibili, dunque solo quando la velocità di decollo è stata raggiunta. In fase di accelerazione invece, flap e alettoni vengono abbassati solo in parte, garantendo valori C_l , e dunque anche C_d , generalmente contenuti. Velocità contenute e coefficienti stimati come non elevati, permettono quindi di ipotizzare che anche i valori di portanza e resistenza sia bassi, in fase di accelerazione. Vista la natura preliminare di questi conti, possiamo dunque affermare che, entro un margine di errore ragionevole:

$$T \gg D, T \gg (W - L) \cdot \mu$$

Sulla base di tali considerazioni, quindi, si decide in questa fase di trascurare i termini di resistenza aerodinamica e attrito volvente (conti più accurati saranno possibili per il modello da competizione, a seguito dei dati forniti dal prototipo).

Si ottiene quindi la formula:

$$T = \frac{W}{g} \cdot \frac{dV_\infty}{dt} \quad (2.5)$$

Per proseguire è necessario esplicitare il termine dx , riscrivendo l'equazione (2.5) come:

$$\begin{aligned} T &= \frac{W}{g} \cdot \frac{dV_\infty \cdot dx}{dt \cdot dx} \\ T &= \frac{W}{g} \cdot \frac{V_\infty \cdot dV_\infty}{dx} \\ dx &= \frac{W}{g} \cdot \frac{V_\infty \cdot dV_\infty}{T} \end{aligned}$$

Integrando si ottiene

$$X_{decollo} = \frac{W}{g} \cdot \int_0^{V_{decollo}} \frac{V_\infty^2}{P_a} dV_\infty \quad (2.6)$$

Dove $X_{decollo}$ è la distanza massima di decollo 60m (o 40m per il bonus) e P_a è la potenza complessivamente erogata dall'elica. Per poter risolvere l'integrale (2.6) è necessario quindi stimare la potenza erogata dall'apparato propulsivo in funzione della velocità di avanzamento. Per fare ciò si consideri la composizione di tale apparato: esso è composto da un motore alimentato da una batteria elettrica, in grado di convertire l'energia elettrica fornita da quest'ultima in energia meccanica. Tale energia meccanica sarà applicata ad un'elica, la quale tramite il profilo aerodinamico di cui è dotata, genererà un flusso d'aria diretto

verso il velivolo, e produttore per reazione una spinta che permetterà l'accelerazione del velivolo stesso. La potenza disponibile quindi, è fornita in primo luogo dalle batterie, ma sarà soggetta a due fattori principali di riduzione: le perdite di conversione da energia elettrica a energia meccanica, che costituiscono il rendimento del motore, e le perdite di conversione da energia meccanica dell'elica ad energia meccanica del flusso d'aria generato, che costituiscono invece il rendimento dell'elica.

Per stimare il rendimento del motore, è stato utilizzato il programma eCalc, il quale mediante l'inserimento dei dati di batteria, motore, esc, elica ed alcune generalità del velivolo (i quali, per quanto non ancora disponibili, risultano praticamente ininfluenti sui dati richiesti), permette di stimare la potenza elettrica erogata ed il rendimento del motore, in funzione dei giri al minuto (RPM) dell'albero motore:

Carico motore parziale												
Elica:	Gas	Corrente (DC)	Tensione (DC)	Potenza elettrica	Efficienza	Spinta		Spinta specifica		Velocità del pass		velocità stimata (livellato)
rpm	%	A	V	W	%	g	oz	g/W	oz/W	km/h	mph	km/h
1200	13	0.2	11.1	2.2	21.9	25	0.9	11.3	0.40	11	7	-
1800	19	0.4	11.1	4.2	38.2	56	2.0	13.2	0.47	16	10	-
2400	26	0.7	11.1	7.4	51.5	99	3.5	13.3	0.47	22	14	-
3000	32	1.1	11.1	12.1	61.4	154	5.4	12.7	0.45	27	17	-
3600	39	1.7	11.1	18.8	68.3	222	7.8	11.8	0.42	33	20	-
4200	45	2.5	11.0	27.9	73.2	302	10.7	10.8	0.38	38	24	-
4800	52	3.6	11.0	39.8	76.6	395	13.9	9.9	0.35	44	27	-
5400	59	5.0	11.0	54.9	79.0	500	17.6	9.1	0.32	49	31	-
6000	67	6.8	10.9	73.8	80.7	617	21.8	8.4	0.29	55	34	36
6600	74	9.0	10.9	96.8	81.9	746	26.3	7.7	0.27	60	38	45
7200	82	11.6	10.8	124.4	82.7	888	31.3	7.1	0.25	66	41	49
7800	90	14.8	10.7	157.0	83.3	1042	36.8	6.6	0.23	71	44	53
8400	98	18.5	10.6	195.3	83.7	1209	42.6	6.2	0.22	77	48	57
8539	100	19.6	10.6	206.2	83.3	1249	44.1	6.1	0.21	78	49	58

Figura 2.3: Risultati eCalc

Moltiplicando la potenza generata dal motore per il rendimento del motore è possibile calcolare quindi la potenza meccanica erogata dal motore in funzione delle RPM.

$$P_{erogata} = P_{gen} \cdot \mu_{motore} = f(RPM) \quad (2.7)$$

Il rendimento dell'elica invece può essere ricavato tramite i dati forniti dal sito del produttore [3]. Il rendimento delle eliche viene generalmente dato in funzione del parametro $J = \frac{V_\infty}{nD}$, dove $n = \frac{RPM}{60}$ e $D = 0.254m$ è il diametro dell'elica.

La potenza totale fornita al velivolo può essere quindi calcolata tramite la formula

$$P_{tot} = P_{gen} \cdot \mu_{motore} \cdot \mu_{elica} \quad (2.8)$$

Se fissiamo le RPM, la potenza erogata dal motore è univocamente definita e il parametro J risulta dipendere unicamente da V . È quindi possibile calcolare e graficare la potenza totale dell'apparato propulsivo in funzione della velocità, per una data RPM.

Di seguito, viene mostrato il grafico ottenuto tramite matlab, considerando diverse RPM:

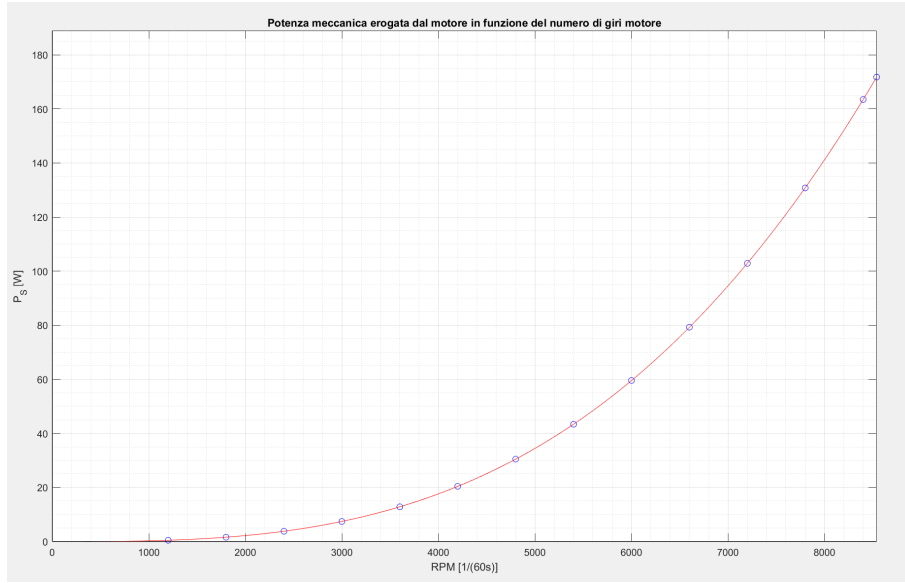


Figura 2.4: Grafico Potenza-RPM

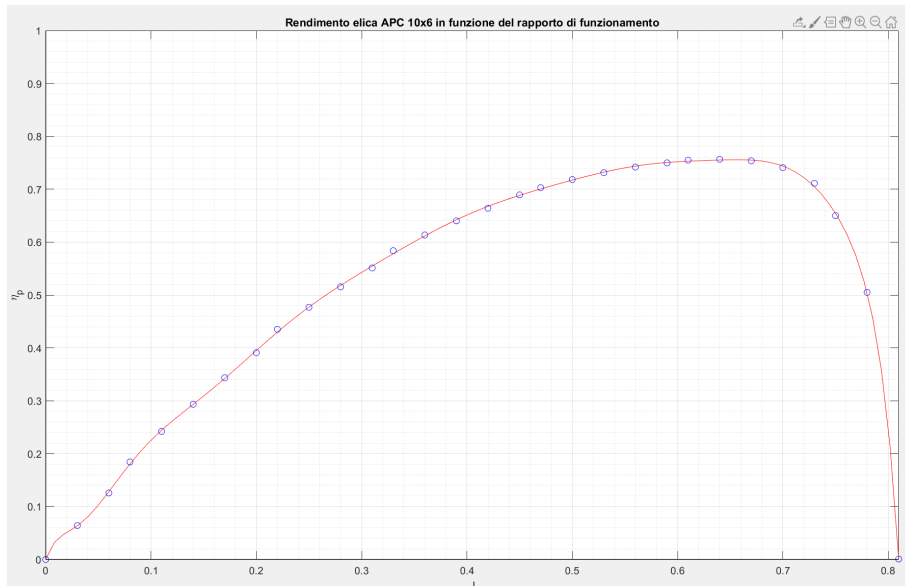


Figura 2.5: Grafico Rendimento-J

Utilizzando quindi l'RPM che permette di erogare la potenza maggiore, si ottiene la funzione precedentemente cercata.

Sostituendo nell'integrale (2.6) la potenza erogata da motore con tale funzione, ottengo:

$$X_{decollo} = \frac{W}{g} \cdot \int_0^{V_{decollo}} \frac{V_{\infty}^2}{f(V_{\infty})} dV_{\infty} \quad (2.9)$$

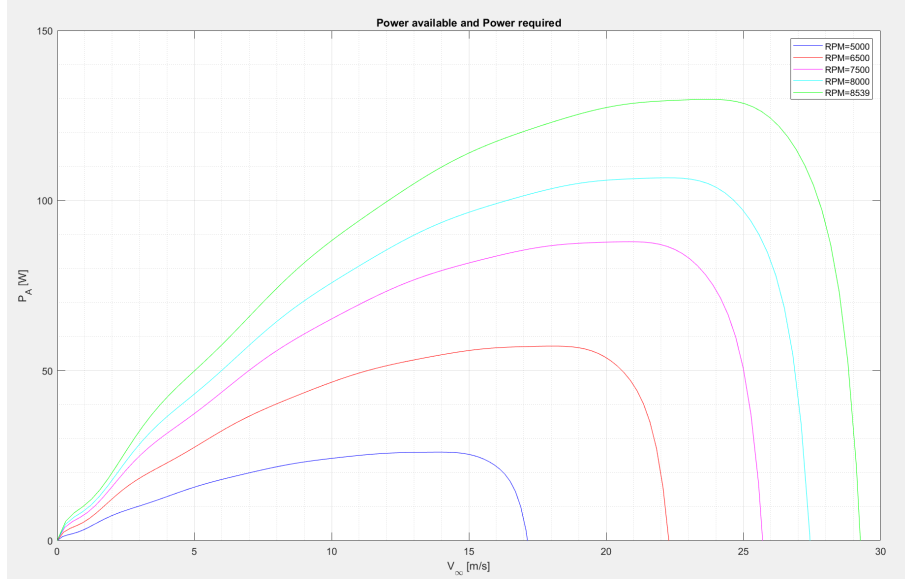


Figura 2.6: Grafico Potenza-Velocità

e risolvendolo, è possibile calcolare la velocità raggiunta rispettivamente a 60m e 40m. Tale velocità sarà quindi la velocità massima a cui l'aereo dovrà decollare per non uscire dai limiti consentiti dal regolamento. Nel caso di $m=6\text{kg}$ ad esempio, si ottiene:

$$V(60m) = 13,4\text{m/s}$$

$$V(40m) = 11,2\text{m/s}$$

2.3 Superficie Alare

Nota la velocità di decollo è possibile fare le prime considerazioni sulla superficie richiesta. Poiché al momento del decollo $W = L$, possiamo applicare l'equazione (2.2). Considerando la densità dell'aria $\rho = 1.225$ (valore medio al livello del mare) le uniche incognite sono il coefficiente di portanza $C_{l_{Take-off}}$ e la superficie alare S_w . Si decide quindi di effettuare i conti per tre valori separati di Cl , scelti come valori tipici tra i Cl di decollo sperimentati dal Team nel design di modelli precedenti: $C_{l_{Take-off}} = 1.6 - 1.8 - 2$.

Effettuando i conti per entrambe le distanze di decollo, quindi, otteniamo in tutto 6 superfici alari differenti, per ogni massa totale ipotizzata. Si riportano nuovamente i valori per $M = 6\text{kg}$:

$C_{l_{takeoff}}$	$X_{decollo} = 60m$	$X_{decollo} = 40m$
1,6	$0,333m^2$	$0,479m^2$
1,8	$0,296m^2$	$0,426m^2$
2,0	$0,267m^2$	$0,383m^2$

Tutti questi casi verranno confrontati al termine dello studio per identificare la condizione più vantaggiosa.

2.4 Stima coefficienti di resistenza

Per poter valutare le performance in salita e in crociera, non è più possibile trascurare il fenomeno della resistenza aerodinamica (drag), in virtù delle elevate velocità in gioco. Esso può essere calcolato tramite l'equazione (2.3). Per stimare il coefficiente di resistenza C_d , utilizziamo l'equazione (2.4)

$$C_d = C_{d0} + KC_l^2 \quad (2.10)$$

C_{d0} è chiamato “coefficiente di resistenza a portanza nulla”, e rappresenta la somma dei tipi di resistenza aerodinamica indipendenti dalla generazione di portanza, ossia la resistenza viscosa, dovuta all'attrito dell'aria sulla superficie del velivolo, resistenza di forma, dovuta alla differenza di pressione che si viene a creare tra monte e valle di un corpo investito dal flusso di un fluido viscoso a sua volta causata dal distacco dello strato limite lungo il profilo del corpo stesso, e resistenza d'interferenza, ossia un fenomeno attraverso il quale la resistenza prodotta da corpi diversi aumenta se questi vengono posti in vicinanza tra loro (ad esempio interferenza tra ala e fusoliera, o ancora il flusso turbolento dell'ala che investe il piano di coda). Si è deciso di stimare tale coefficiente sulla base di valori tipici per aeromodelli tipo aliante, risultati in accordo con il precedente aeromodello “Marcoplano”. Esso è generalmente compreso tra 0.03 e 0.002 [10] e poiché il carico costituito dalle sacche di sangue è molto voluminoso, si sceglie di considerare il valore massimo possibile, in previsione di una fusoliera molto ingombrante, dunque $C_{d0} = 0.3$.

Il secondo termine della somma rappresenta invece la resistenza indotta, ovvero la resistenza causata dalla generazione di portanza, la quale induce dei vortici sulle estremità alari, ai quali consegue una variazione del flusso agente sulle superfici alari. K è un coefficiente che può essere calcolato grazie alla formula:

$$K = \frac{1}{\pi AR_w e} \quad (2.11)$$

AR_w è il rapporto d'aspetto dell'ala, definito come:

$$AR_w = \frac{b^2}{S_w} \quad (2.12)$$

ossia il rapporto tra il quadrato dell'apertura alare b e la superficie alare S_w , che fornisce un indice di riferimento su quanto l'ala sia allungata. e invece è detto “fattore di Oswald” e rappresenta un numero adimensionale, di modulo compreso tra 0 e 1, che costituisce un coefficiente correttivo rispetto ad un'ala di uguale rapporto d'aspetto e distribuzione della pressione ellittica (nella quale quindi si avrà $e = 1$). Tale valore è stato stimato per mezzo di uno script Matlab [12] che richiede in input l'angolo di freccia dell'ala Λ , considerato pari a zero, il C_{d0} e il rapporto d'aspetto dell'ala AR_w . Per poter effettuare questi conti è quindi necessario stimare anche questo fattore, cercando di massimizzarlo entro i limiti dimensionali consentiti dal regolamento (un rapporto d'aspetto maggiore infatti, come si può notare dalla formula precedente permette di ridurre la resistenza indotta).

2.5 Rapporto d'aspetto e corda alare

Per stimare il rapporto d'aspetto, è necessario tenere conto sia dei limiti dimensionali imposti dal regolamento e da esigenze strutturali, che delle necessità del velivolo in termini di stabilità. I limiti strutturali fissati dal Team Strutture sono i seguenti:

- Corda alare minima = $0.2m$
- Rapporto d'aspetto massimo = 15

Si considerino innanzitutto i limiti dimensionali del quadrilatero

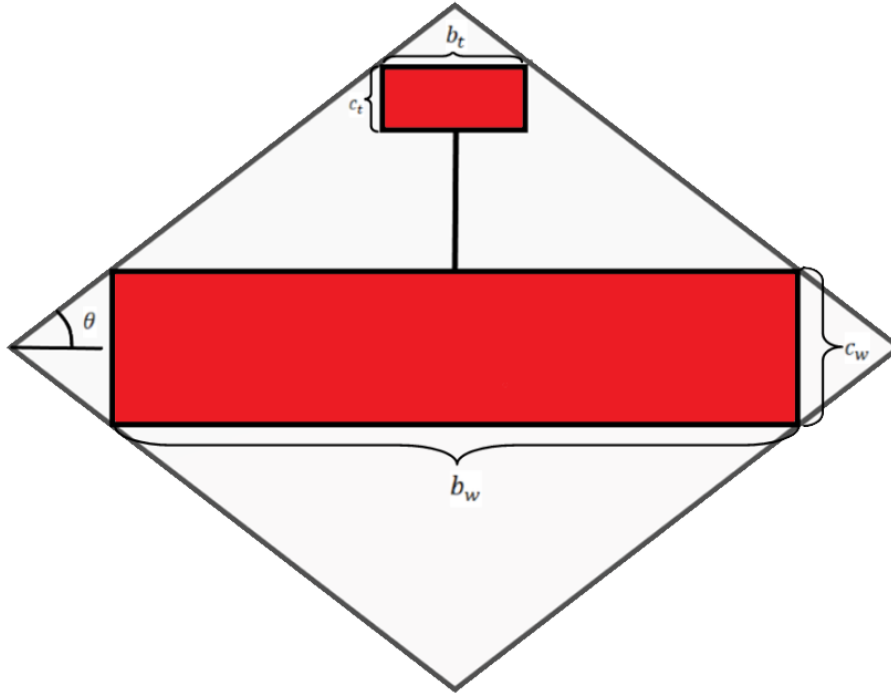


Figura 2.7: Limiti Geometrici Prototipo

Dove per semplicità, abbiamo considerato un'ala e una coda rettangolari di dimensioni maggiori possibili, ovvero tangenti al quadrilatero e parallele alla sua diagonale maggiore. Da semplici considerazioni geometriche si ottiene:

$$b_w = 2 \cdot 1.5 \cos(\theta) - 2 \cdot \frac{c_w}{2 \tan(\theta)}$$

$$S_w = b_w \cdot c_w = 3c_w \cdot \cos(\theta) - \frac{c_w^2}{\tan(\theta)} \quad (2.13)$$

La corda alare C_w è quindi funzione della superficie alare S_w nota e del semiangolo del quadrilatero θ . È ora necessario introdurre delle ulteriori restrizioni per garantire la possibilità di un piano di coda performante. Per comprendere bene questa necessità, si pensi al fatto

che il centro di pressione della portanza generata dall'ala risulta dipendente dall'angolo che questa forma con la direzione del vento relativo (detto angolo d'attacco) e pertanto, raramente esso risulta allineato con il baricentro del velivolo stesso. L'ala produce dunque un proprio momento attorno all'asse di beccheggio, e per contrastare tale momento è necessario aggiungere al velivolo un piano di coda, in grado di garantire l'equilibrio producendo un momento contrario. Esso poi svolge anche un'importante funzione nel garantire la stabilità statica del velivolo, ma questo concetto verrà trattato nel capitolo 3 in merito al dimensionamento del piano di coda.

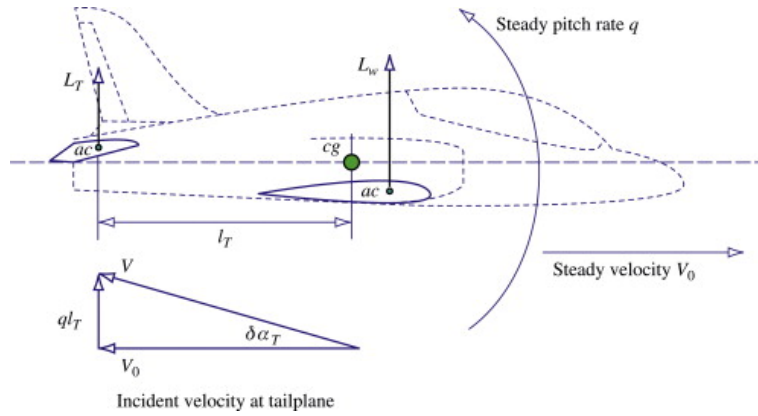


Figura 2.8: Funzione del piano di coda

Un dimensionamento preciso del piano di coda è impossibile senza conoscere i dati dell'ala, tuttavia si può ricorrere ad un metodo classicamente usato per la stima preliminare del piano di coda, ovvero quello del cosiddetto “volume di coda”. Si considerino i momenti agenti sul quarto di corda dell'ala, la cui somma in condizione di equilibrio dovrà essere nulla:

$$M_w + l_t L_t = 0 \quad (2.14)$$

Dove M_w è il momento dell'ala, l_t è detto braccio di coda ed è definito come la distanza tra il quarto di corda del profilo alare ed il quarto di corda del profilo di coda, ed L_t è la portanza prodotta dal piano di coda. Scrivendo M_w e L_t ai loro coefficienti adimensionali come già fatto per le equazioni (2.2) e (2.3) otteniamo

$$\frac{1}{2} \rho S_w MAC_w C_{m_w} V_\infty^2 + l_t \cdot \frac{1}{2} \rho S_{elev} C_{l_t} V_\infty^2 = 0 \quad (2.15)$$

dove MAC_w è la corda media aerodinamica alare e S_{elev} è la superficie dell'elevatore, ovvero della componente orizzontale del piano di coda. Pertanto il coefficiente di momento C_{m_w} può essere scritto come:

$$C_{m_w} = - \frac{l_t S_{elev}}{MAC_w S_w} \cdot C_{l_t}$$

possiamo quindi definire il concetto di volume di coda:

$$TV = \frac{l_t S_{elev}}{MAC \cdot S_w} \quad (2.16)$$

In questo modo possiamo scrivere

$$C_{m_w} = -TV \cdot C_{l_t}$$

Il volume di coda, rappresenta quindi la misura in cui un piano di coda, con un determinato coefficiente di portanza C_{l_t} riesce a bilanciare il momento proprio dell'ala. L'utilità di introdurre tale coefficiente risiede nel fatto che, confrontando aerei di tipologia simile, si riscontra che i volumi di coda risultano anch'essi simili tra loro, permettendo di effettuare una stima preliminare in modo molto comodo. [11]

Table 6.4 Tail volume coefficient		
	Typical values	
	Horizontal c_{HT}	Vertical c_{VT}
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

Figura 2.9: Tabella sperimentale Volume di Coda

Data la similitudine del prototipo con il "Marcoplano", si decide di adottare un valore simile di volume di coda, ovvero $TV=0.3$. Si ricordi che l'obiettivo che si cerca di raggiungere è quello di ottenere un Rapporto d'Aspetto più alto possibile, tuttavia ciò porterebbe ad un parallelogramma limite dal semiangolo al vertice θ ridotto, e dunque un braccio di coda molto corto. Basandosi sull'equazione 2.16 si avrebbe quindi una superficie di coda molto ampia (e quindi con una forte resistenza d'attrito viscoso) con un braccio corto, e ciò rappresenterebbe un ulteriore problema, in quanto la coda risulterebbe pesantemente investita dalla scia dell'ala. È necessario pertanto fissare un limite alla superficie massima del piano di coda, che si traduce di conseguenza in un limite sul parallelogramma e dunque sul rapporto d'aspetto alare. Basandosi sulle dimensioni tipiche del Marcoplano e di altri aerei simili, si decide di fissare:

$$S_{elev_{max}} = \frac{S_w}{7}$$

Per applicare simultaneamente questa condizione, la condizione del volume di coda e la condizione di permanenza del piano di coda entro il parallelogramma 1.5x1.5m si procede nel seguente modo:

Supponendo, in fase di studio preliminare, che la corda del piano di coda c_w sia mediamente pari a metà della corda alare (considerazione avvalorata dai modelli delle edizioni precedenti dell'ACC), la condizione di permanenza entro il quadrilatero può essere scritta come

$$l_t < 1.5\sin(\theta) - \frac{b_t}{2}\tan(\theta) \quad (2.17)$$

Sostituendo l'equazione (2.16) nella (2.17) tramite l_t si ottiene una disequazione di secondo grado in funzione di b_t :

$$b_t^2\tan(\theta) - 3\sin(\theta)b_t + 4TV * S_w < 0 \quad (2.18)$$

La quale ammette soluzioni solamente nel caso in cui il delta non risulti negativo. Si possono quindi imporre le condizioni di stabilità e di vincolo geometrico come:

$$9\sin(\theta)^2 - 16TV * S_w\tan(\theta) > 0 \quad (2.19)$$

Riscrivendo anche la condizione di superficie massima di coda in funzione di b_t otteniamo:

$$b_t < \frac{2S_w}{7C_w} \quad (2.20)$$

Occorre quindi che l'apertura alare del piano di coda possa essere contemporaneamente inferiore a tale quantità, e compresa entro i valori fissati dalla disequazione (2.18). Per assicurarci di avere almeno un valore b_t possibile, bisognerà dunque imporre:

$$\frac{3\sin(\phi) - \sqrt{9\sin(\theta)^2 - 16TV * S_w\tan(\theta)}}{2\tan(\phi)} < \frac{2S_w}{7C_w} \quad (2.21)$$

Tutte le condizioni poste sono dunque funzioni di parametri noti, e del semiangolo del quadrilatero θ . Pertanto, si procede iterativamente ricercando il più piccolo angolo θ che riesca a rispettare tutte le condizioni. L'angolo minimizzato tramite questo procedimento, sarà quindi l'angolo che conferirà al prototipo il rapporto d'aspetto massimo disponibile

Portando sempre come esempio il caso $m = 6kg$ risulta:

$S[m^2]$	AR_{max}	$C_w[m]$
0.33321	8.21697	0.20137
0.29618	7.24179	0.20224
0.26657	6.34732	0.20493
0.47884	10.37252	0.21486
0.42563	10.41801	0.20213
0.38307	9.31358	0.20281

2.6 Fase di salita: altezza massima raggiunta

Per stimare l'altezza massima raggiungibile nei 60s stabiliti dal regolamento, è conveniente studiare il moto dal punto di vista dell'energia meccanica. Consideriamo inizialmente una situazione di volo a velocità costante. Nel caso generale del volo livellato la direzione di volo è parallela al terreno e dunque perpendicolare alla forza peso, che non farà lavoro: la potenza del motore dunque viene impiegata completamente per contrastare il lavoro della resistenza aerodinamica. In fase di ascesa invece, la direzione di volo è inclinata rispetto al terreno: in questa situazione, parte della potenza che veniva impiegata per contrastare la resistenza viene ora impiegata per aumentare l'energia potenziale del velivolo.

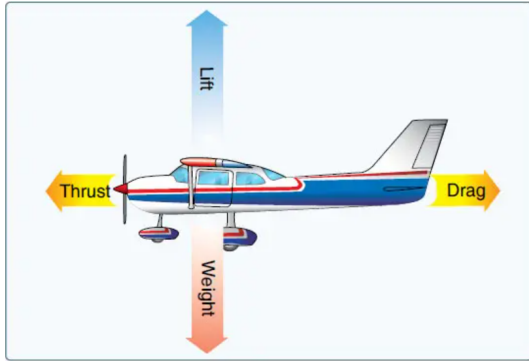


Figura 2.10: Forze in Volo Livellato

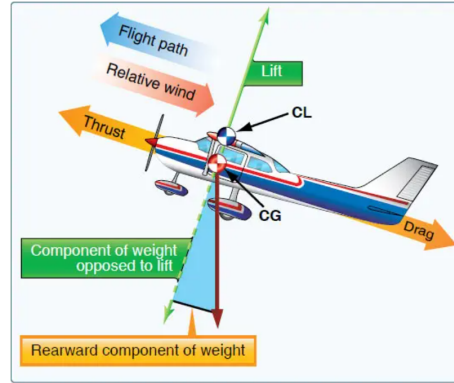


Figura 2.11: Forze in Salita

Pertanto, sacrificando parte della velocità di avanzamento diventa possibile aumentare la quota di volo. Il bilancio energetico in questione si può scrivere come:

$$P_{erog} = P_{drag} + P_{climb} \quad (2.22)$$

- La potenza erogata dal motore P_{erog} è stata già calcolata come funzione della velocità nel paragrafo precedente (considereremo sempre un valore di RPM tale da fornire la potenza massima).
- La potenza necessaria per contrastare la resistenza P_{drag} può essere valutata utilizzando la nota formula:

$$P_{drag} = A \cdot V^3 + \frac{B}{V} \cos(\gamma)^2 \quad (2.23)$$

$$A = \frac{1}{2} \rho S C_{d0}$$

$$B = \frac{2KW^2}{\rho S}$$

Poiché la direzione di volo γ non risulta quasi mai superiore a 8° , è ragionevole ricondurre questa potenza a quella che si avrebbe in volo livellato: $\gamma \approx 0, \cos(\gamma) \approx 1$

- Per quanto concerne la potenza necessaria alla salita P_{climb} , è possibile vedere dall'immagine che essa può essere scritta come:

$$P_{climb} = V_{climb} \cdot W \sin(\gamma) \quad (2.24)$$

Ricordando che $W = 9.8m$, $\rho = 1.225$, $C_{d0} = 0.03$ e S e K sono già stati calcolati, le uniche incognite dell'equazione (2.22) risultano essere V_{climb} e γ . È conveniente quindi eseguire i conti per diversi γ , in modo da ricavare la direzione di volo per il quale l'altezza raggiunta è massima. **Ipotizzando per semplicità che la velocità di salita venga raggiunta in un tempo trascurabile, e che dunque la salita avvenga a velocità costante**, si può scrivere

$$H = V_{climb} \cdot \sin(\gamma) 60 \quad (2.25)$$

Si può notare dall'equazione (2.24) che γ alto permette di aumentare la componente della velocità perpendicolare al suolo, ma allo stesso tempo, come si può vedere dall'equazione (2.23), aumenta la potenza necessaria per l'ascesa. Infatti, aumentando l'angolo γ , una certa percentuale della massa, che prima era sostenuta dalla portanza generata dalle ali, è ora a carico del motore, che potrà spendere meno energia per contrastare la resistenza aerodinamica, permettendo una velocità inferiore. Poiché in questi casi, il γ risulta essere attorno a $5 - 7^\circ$, si decide di effettuare i conti in un range di γ compreso tra 3° e 8° . Svolti i conti, e individuato il caso migliore, restano definite sia la velocità di crociera che la direzione di salita γ .

È infine possibile calcolare anche il Cl necessario per la salita, tramite la formula 2.2:

$$C_l = \frac{2L \cos(\gamma)}{\rho S V^2} \approx \frac{2L}{\rho S V^2} \quad (2.26)$$

Dove V è la velocità totale del velivolo. Anche in questo caso, poiché $\gamma \approx 0$, possiamo considerare $\cos(\gamma) \approx 1$.

2.7 Calcolo delle performance in crociera

In base al regolamento dell'ACC2021, la fase di volo libero al termine della salita durerà 120s e potrà avere una traiettoria libera. Per evitare curve accentuate, che rallenterebbero il velivolo e complicherebbero il lavoro al pilota, si è deciso di ipotizzare un andamento in virata continua, seguendo una traiettoria circolare alla stessa altezza dal suolo. È bene notare tuttavia, che in seguito, quando saranno noti più dettagli sul velivolo, sarà compito del Team Meccanica del volo costruire un algoritmo che, ipotizzando diverse traiettorie, valuti quella che consentirebbe di percorrere una distanza maggiore. Un altro fattore da considerare è che per aumentare la velocità raggiungibile, sarebbe conveniente ridurre la propria quota gradualmente nel corso della virata, per poter sfruttare la conversione di energia potenziale in energia cinetica per aumentare la velocità, e dunque la distanza

percorsa dal velivolo. Poiché tuttavia questa manovra dipende molto dalle abilità del pilota, si è deciso di non tenerla in considerazione, e di valutarla eventualmente dopo le prove di volo effettuate con il prototipo. Un metodo per calcolare la velocità di crociera in condizioni di virata può essere facilmente ottenuto utilizzando la conservazione dell'energia meccanica, similmente a quanto fatto per lo studio della fase di salita. Tuttavia ora, trattandosi di volo livellato a velocità costante, tutta la potenza del motore viene utilizzata per contrastare l'azione della resistenza aerodinamica, ovvero:

$$P_{erog} = P_{drag} \quad (2.27)$$

Trattandosi di volo in virata, è necessario operare una correzione alla formula utilizzata precedentemente per il calcolo di P_{drag} . Tale correzione viene fornita dalla relazione:

$$P_{virata} = P_{crociera} \left(\frac{1}{\cos(\phi)} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (2.28)$$

Con ϕ = bank angle della virata

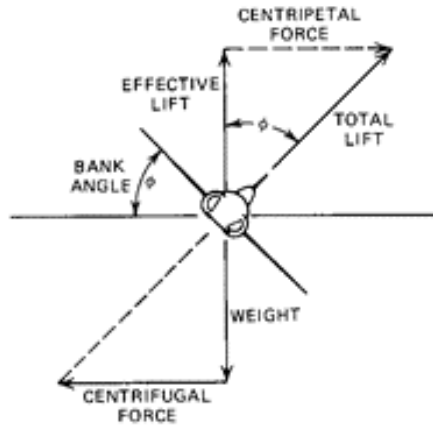


Figura 2.12: Schema di forze in virata

Per il calcolo di ϕ , si può ricorrere al bilancio delle forze, rappresentato in figura 2.12:

$$\tan(\phi) = \frac{V_{virata}^2}{Rg} \quad (2.29)$$

Sostituendo nella formula (2.28), ottengo:

$$P_{virata} = P_{crociera} \left(\sqrt{1 + \left(\frac{V_{virata}^2}{Rg} \right)^2} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (2.30)$$

Se a quest'ultima sostituisco la formula (2.23):

$$P_{virata} = \left(AV^3 + \frac{B}{V} \right) \left(\sqrt{1 + \left(\frac{V_{virata}^2}{Rg} \right)^2} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (2.31)$$

L'unica variabile rimasta libera, oltre alla velocità, è il raggio della circonferenza R descritta dalla virata. Poiché la traiettoria di volo è libera, la scelta ricadrà sul raggio maggiore consentito dalle dimensioni del campo di volo, in modo che la potenza richiesta sia ridotta al minimo (come si può evincere dall'equazione 2.31).

Dalla rappresentazione in scala del campo di volo fornita dagli organizzatori [7]

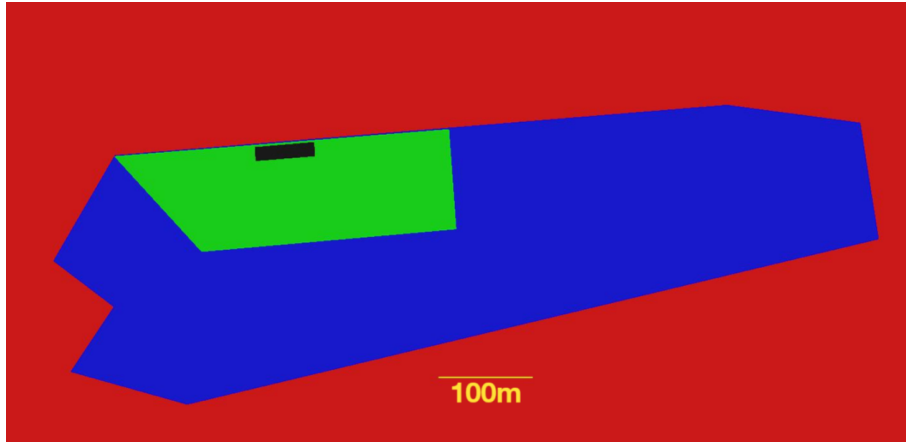


Figura 2.13: Pianta campo di volo ACC 2021

si può calcolare:

$$R_{max} = 120m$$

Nota la velocità di crociera, possono essere calcolati altri dati utili:

- $C_{l_{Cruise}} = \frac{2L}{\rho S V^2}$

Osservando la figura precedente si nota che in fase di virata la portanza deve essere calcolata in modo che possa provvedere non solo a sostenere il peso del velivolo (componente perpendicolare al suolo), ma anche a mantenere una traiettoria circolare, agendo in qualità forza centripeta (componente parallela al suolo, in caso di volo livellato). A differenza del caso precedente quindi, ora il lift L da considerare per il calcolo di C_l sarà dato dalla formula:

$$L = \sqrt{\left(\frac{m V_{virata}^2}{R} \right)^2 + (mg)^2} \quad (2.32)$$

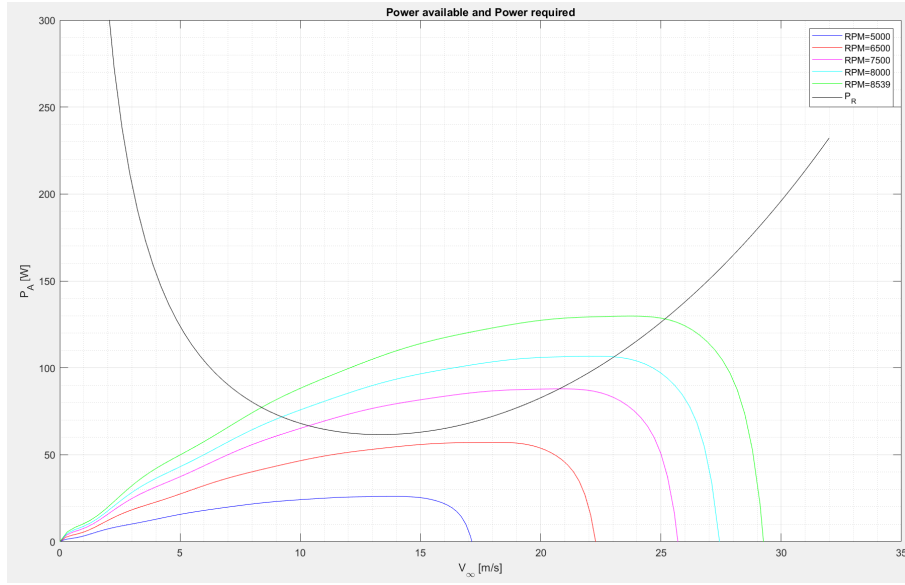


Figura 2.14: Intersezione della potenza erogata dal motore per ogni RPM con la curva della potenza richiesta, in funzione della velocità di volo

- $\phi = \tan^{-1} \left(\frac{V_{virata}^2}{Rg} \right)$
come conseguenza diretta dell'equazione (2.29)
- Distanza totale percorsa

$$X_{max} = 120V_{cruise}$$

2.8 Conronto punteggi

Ora che tutti i dati sono stati calcolati, si procede facendo i conti per aerei con diverse masse totali (aereo+payload). Il set di masse analizzate è stato scelto basandosi su un confronto effettuato con il precedente modello "Marpolano". Quest'ultimo possedeva un peso complessivo di $11Kg$ dei quali la metà era costituita dal payload trasportato. Considerando quindi le dimensioni più ridotte concesse dal nuovo regolamento, è lecito ipotizzare che il payload trasportato in questa nuova edizione sarà inferiore. Inoltre si è scelto, in prima approssimazione, di conservare il criterio secondo cui il payload andrà a costituire circa la metà del peso totale. Sono state quindi analizzate delle masse da un minimo di $4kg$ ad un massimo di $8kg$, con incremento di $0.5kg$. Se tra questi estremi non risultasse un aereo ottimale, ma un andamento monotono crescente o decrescente, sarà opportuno ampliare tali estremi. Si consideri comunque che, anche risultasse più conveniente un aereo a masse molto più elevata, la bassa densità del payload richiederebbe una fusoliera di dimensioni eccessive, causando problemi strutturali, di resistenza aerodinamica e di ingombro volumetrico. Si ricorda poi, che per ogni massa otterremo 6 aerei totali, ovvero $C_l = 1.6 - 1.8 - 2$ per una distanza di decollo di 40m o 60m. Noti i dati di tutti gli aerei, è ora possibile organizzare un'ipotetica competizione nella quale partecipino tutti i velivoli, e confrontare i punteggi pesati sui risultati migliori in ogni categoria (ecco che quindi, ad esempio, aerei

con massa maggiore guadagneranno più punti nella sezione payload, ma ne guadagneranno meno in velocità). Il calcolo del punteggio viene effettuato tramite la formula fornita da regolamento;

$$S_{Round,N} = \left(\frac{S_{payload} + S_{distance} S_{altitude}}{3} + (B_{Loading} + B_{Unloading} + B_{Prediction}) \right) \cdot B_{take-off} \cdot P_{flight} \quad (2.33)$$

Dove i termini di $B_{Loading}$, $B_{Unloading}$ e $B_{Prediction}$ sono stati valutati come massimi, mentre le altre incognite indicate sono tutte già state presentate in precedenza.

Organizzando tutto questo procedimento in uno script matlab si ottengono i seguenti valori:

M=4Kg

$Xto[m]$	$Vto[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$Cw[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
60.00000	15.78635	1.60000	0.16067	3.67786	0.20901	0.76872	0.71467	47.18434	25.17169	845.84915
60.00000	15.78635	1.80000	0.14282	3.18835	0.21165	0.67480	1.29439	23.97317	19.04269	642.09291
60.00000	15.78635	2.00000	0.12854	3.08352	0.20417	0.62956	<i>Inf</i>	10.22065	0.00000	247.16461
40.00000	13.42580	1.60000	0.22214	5.31847	0.20437	1.08694	0.49493	85.96145	25.89669	1048.09149
40.00000	13.42580	1.80000	0.19746	4.59168	0.20737	0.95218	0.55759	74.29853	25.87222	1021.73178
40.00000	13.42580	2.00000	0.17771	4.17845	0.20623	0.86172	0.62416	63.36659	25.74581	990.90886

M=4.5Kg

$Xto[m]$	$Vto[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$Cw[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
60.00000	15.19458	1.60000	0.19511	4.65642	0.20470	0.95316	0.66769	48.61880	25.03567	886.06570
60.00000	15.19458	1.80000	0.17343	4.29897	0.20085	0.86347	0.77664	36.30416	24.51012	828.91420
60.00000	15.19458	2.00000	0.15609	3.80417	0.20256	0.77057	<i>Inf</i>	18.58438	0.00000	385.58264
40.00000	12.74179	1.60000	0.27746	6.91990	0.20024	1.38563	0.46753	78.41022	25.10429	1061.57290
40.00000	12.74179	1.80000	0.24663	6.01243	0.20253	1.21772	0.51997	70.57139	25.29083	1044.77045
40.00000	12.74179	2.00000	0.22196	5.32333	0.20420	1.08701	0.57749	61.71465	25.29821	1020.62667

M=5Kg

$Xto[m]$	$Vto[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$Cw[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
60.00000	14.54546	1.60000	0.23657	5.84027	0.20126	1.17543	0.62688	48.58327	24.65170	918.06048
60.00000	14.54546	1.80000	0.21028	5.18287	0.20143	1.04397	0.72282	37.11852	24.27274	866.93882
60.00000	14.54546	2.00000	0.18926	4.34148	0.20879	0.90645	1.42795	18.36125	17.49821	644.66760
40.00000	12.15636	1.60000	0.33869	8.44753	0.20023	1.69148	0.45422	69.92931	24.09090	1066.90976
40.00000	12.15636	1.80000	0.30106	7.52497	0.20002	1.50515	0.49863	64.76921	24.46273	1058.22245
40.00000	12.15636	2.00000	0.27095	6.66606	0.20161	1.34395	0.54798	58.17367	24.63290	1041.52752

M=5.5Kg

$Xto[m]$	$Vto[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$Cw[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
60.00000	13.95159	1.60000	0.28285	6.76383	0.20450	1.38317	0.60720	44.03280	23.87126	928.73361
60.00000	13.95159	1.80000	0.25142	5.87745	0.20683	1.21562	0.69742	33.69767	23.56897	877.15433
60.00000	13.95159	2.00000	0.22628	5.20415	0.20852	1.08517	0.82671	21.96558	22.66695	782.51454
40.00000	11.64757	1.60000	0.40582	9.90834	0.20238	2.00525	0.44899	61.85884	23.02669	1070.48894
40.00000	11.64757	1.80000	0.36073	8.92435	0.20105	1.79424	0.48890	58.14725	23.48619	1066.01652
40.00000	11.64757	2.00000	0.32466	8.07008	0.20057	1.61864	0.53170	53.59472	23.79671	1056.02877

M=6Kg

$Xto[m]$	$Vto[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$Cw[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
60.00000	13.42580	1.60000	0.33321	8.21697	0.20137	1.65467	0.58879	42.07508	23.20921	949.51707
60.00000	13.42580	1.80000	0.29618	7.24179	0.20224	1.46455	0.66259	34.69657	23.20491	914.96297
60.00000	13.42580	2.00000	0.26657	6.34732	0.20493	1.30076	0.76144	25.11678	22.74024	846.80770
40.00000	11.19963	1.60000	0.47884	10.37252	0.21486	2.22862	0.45097	52.54480	21.92474	1066.87281
40.00000	11.19963	1.80000	0.42563	10.41801	0.20213	2.10576	0.48423	52.15025	22.53415	1074.13219
40.00000	11.19963	2.00000	0.38307	9.31358	0.20281	1.88885	0.52457	48.15947	22.87700	1064.74039

M=6.5Kg

$Xto[m]$	$Vto[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$Cw[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
60.00000	12.95752	1.60000	0.38754	9.51420	0.20182	1.92018	0.58035	38.63215	22.43744	961.69869
60.00000	12.95752	1.80000	0.34448	8.27672	0.20401	1.68853	0.64942	31.87587	22.50832	927.14944
60.00000	12.95752	2.00000	0.31003	7.68096	0.20091	1.54315	0.72224	26.74990	22.49612	893.08090
40.00000	10.80096	1.60000	0.55774	8.29078	0.25937	2.15037	0.47014	38.39279	20.53609	1029.83484
40.00000	10.80096	1.80000	0.49577	9.75984	0.22538	2.19969	0.45293	41.88472	22.45850	1073.76238
40.00000	10.80096	2.00000	0.44619	11.07742	0.20070	2.22321	0.51865	44.30975	22.06386	1078.76559

M=7Kg

$Xto[m]$	$Vto[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$Cw[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
60.00000	12.53693	1.60000	0.44582	11.08984	0.20050	2.22352	0.57437	35.89900	21.71805	976.25206
60.00000	12.53693	1.80000	0.39628	9.89347	0.20014	1.98005	0.63412	31.18226	21.95723	952.92927
60.00000	12.53693	2.00000	0.35665	8.67627	0.20275	1.75910	0.70860	24.61682	21.88448	905.95746
40.00000	10.44289	1.60000	0.64254	6.61193	0.31173	2.06117	0.50715	24.53578	18.96744	954.70230
40.00000	10.44289	1.80000	0.57115	7.94022	0.26820	2.12956	0.52070	29.09321	19.94849	1005.21015
40.00000	10.44289	2.00000	0.51403	9.32023	0.23484	2.18881	0.53889	32.62974	20.76084	1040.83194

M=7.5Kg

$Xto[m]$	$Vto[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$Cw[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
60.00000	12.15636	1.60000	0.50804	9.33763	0.23325	2.17804	0.60388	24.99595	20.37590	926.65880
60.00000	12.15636	1.80000	.45159	11.21778	0.20064	2.25074	0.62943	28.70788	21.27876	965.33249
60.00000	12.15636	2.00000	0.40643	9.88972	0.20272	2.00487	0.69720	23.35950	21.31661	925.40950
40.00000	10.11886	1.60000	0.73323	5.03557	0.38159	1.92152	<i>Inf</i>	8.01261	0.00000	520.99179
40.00000	10.11886	1.80000	0.65176	6.45582	0.31774	2.05126	0.57529	16.08373	18.24643	896.36130
40.00000	10.11886	2.00000	0.58659	7.65258	0.27686	2.11870	0.57990	20.80202	19.24016	963.73829

M=8Kg

$Xto[m]$	$Vto[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$Cw[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
60.00000	11.80973	1.60000	0.57419	7.86257	0.27024	2.12476	0.66123	14.64896	18.76870	841.93510
60.00000	11.80973	1.80000	0.51039	9.25872	0.23479	2.17383	0.67617	18.13770	19.77986	893.82844
60.00000	11.80973	2.00000	0.45935	11.12603	0.20319	2.26069	0.69200	21.32928	20.71300	936.91268
40.00000	9.82372	1.60000	0.82981	<i>Inf</i>	0.00000	<i>Inf</i>	0.41726	56.40755	19.74383	1211.59157
40.00000	9.82372	1.80000	0.73761	4.98062	0.38483	1.91671	<i>Inf</i>	1.55320	0.00000	437.12157
40.00000	9.82372	2.00000	0.66385	6.24132	0.32613	2.03551	<i>Inf</i>	8.20411	0.00000	564.9838

Si noti che i casi che non presentano un Cl_{cruise} sono i casi per il quale la potenza erogata dal motore non era sufficiente a permettere una virata di raggio uguale o inferiore a quello massimo permesso dal campo di volo. Per i casi a massa elevata ciò è dovuto all'eccessivo

peso da trasportare, o all'impossibilità di raggiungere un AR con le condizioni geometriche e di stabilità necessarie. Per i casi a massa inferiore invece, la potenza fornita risulta insufficiente poiché i ratei d'aspetto molto bassi provocano elevati attriti durante il volo.

Come si può notare il punteggio maggiore viene raggiunto per $M = 6.5kg$, $Cl_{max} = 2$ e decollo in 40m. Nonostante ciò, si sceglie di optare per una diversa soluzione, ovvero $m = 6kg$, $Cl_{max} = 1.8$ decollo in 40m, in quanto a fronte di una diminuzione di punteggio molto contenuta, presenta diversi vantaggi:

- L'ala, per essere inserita nel box di trasporto necessiterebbe di essere divisa in 2 soli pezzi, conferendo un notevole vantaggio strutturale. L'ala della soluzione a punteggio massimo invece, necessiterebbe di più suddivisioni.
- I valori di Cl risultano meno elevati e complessi da raggiungere

I valori obiettivo fissati risultano quindi essere:

$X_{to}[m]$	$V_{to}[\frac{m}{s}]$	Cl_{max}	$S[m^2]$	AR_{max}	$C_w[m]$	bw	Cl_{cruise}	H_{max}	V_{cruise}	$Punteggio$
40.00000	11.19963	1.80000	0.42563	10.41801	0.20213	2.10576	0.48423	52.15025	22.53415	1074.13219

Capitolo 3

Dimensionamento del piano di coda

3.1 Introduzione

La seconda parte del mio lavoro, consiste nel calcolare le superfici del piano di coda. Alla luce dei limiti imposti dal regolamento e dei risultati del dimensionamento preliminare, si è scelto di adottare una configurazione molto diversa da quella del “Marcoplano”: In virtù del grande volume occupato dalle sacche di sangue, per poter caricare il peso ipotizzato servirà una fusoliera di superficie molto più ampia di quella precedente. Si è pensato quindi di progettare un velivolo ad elica spingente, piuttosto che traente. Poiché infatti la superficie della fusoliera risulterà molto ampia, evitare che essa venga investita dalla turbolenza generata dall’elica riduce fortemente gli attriti in gioco. Questa soluzione tuttavia, pone dei problemi per il piano di coda, in quanto porre un’elica spingente a valle di quest’ultimo, causerebbe dei problemi non trascurabili alla controllabilità durante il decollo. Si è deciso quindi di optare per una coda del tipo “twin boom”, la quale permetterebbe di inserire un’elica spingente a ridosso della fusoliera, senza porre i problemi di ingombro e controllo precedentemente illustrati. Più nello specifico, si è deciso di utilizzare una coda a “V inversa”, la quale porterebbe diversi vantaggi:

- Meno giunture di collegamento, e dunque maggiore semplicità costruttiva.
- rapporto d’aspetto maggiore, con conseguente diminuzione della resistenza aerodinamica totale.
- La geometria permette di evadere meglio il flusso d’aria prodotti dall’elica spingente.

Si decide di utilizzare come base del calcolo, uno studio da me svolto in precedenza per la stima della superficie di un piano di coda a V, in prospettiva di un tipo di aereo più simile a quello delle competizioni precedenti (ipotizzando che sia del tutto valido anche per code a V inversa). Il metodo sarà poi adattato ai limiti dimensionali imposti dal regolamento, e testato tramite il programma Xflr5 [1]. È bene tener presente che tramite tale programma, non è possibile tenere in considerazione gli effetti della fusoliera e dei boom, e si studierà semplicemente un piano di coda in relazione all’ala progettata dal Team Aerodinamica. In seguito, una volta che anche la fusoliera sarà pronta, sarà possibile svolgere un ulteriore



Figura 3.1: Esempio elica spingente 1

studio tramite il programma OpenVSP [4] che terrà conto degli effetti di quest'ultima in termini di stabilità e resistenza.

3.2 Studio generale coda a V

Legenda

AR_T = Rapporto d'aspetto piano di coda

AR_w = Rapporto d'aspetto ala

b_w = Apertura alare ala

$C_{L_{\alpha_0}}$ = Derivata del coefficiente di portanza rispetto all'angolo d'attacco di un profilo alare (angolo in radianti)

$C_{L_{\alpha_T}}$ = Derivata del coefficiente di portanza rispetto all'angolo d'attacco del piano di coda (angolo in radianti)

$C_{L_{\alpha_w}}$ = Derivata del coefficiente di portanza rispetto all'angolo d'attacco dell'ala (angolo in radianti)

C_{m_α} = Derivata del coefficiente momento picchiante del velivolo completo rispetto all'angolo d'attacco (angolo in radianti)

$C_{m_{\alpha_T}}$ = Derivata del coefficiente momento picchiante del piano di coda rispetto all'angolo d'attacco (angolo in radianti)

$C_{m_{\alpha_w}}$ = Derivata del coefficiente momento picchiante della sola ala rispetto all'angolo d'attacco (angolo in radianti)

C_{n_β} = Derivata del coefficiente momento imbardante del velivolo completo rispetto all'angolo d'attacco (angolo in radianti)

$C_{n_{\beta T}}$ = Derivata del coefficiente momento imbardante del piano di coda rispetto all'angolo d'attacco (angolo in radianti)

$C_{n_{\beta w}}$ = Derivata del coefficiente momento imbardante della sola ala rispetto all'angolo d'attacco (angolo in radianti)

c_w = corda alare dell'Ala

c_w = corda alare della coda

$C_{Y_{\beta T}}$ = Derivata del coefficiente di forza laterale rispetto all'angolo di derapata

K = Rapporto $\frac{C_{Y_{\beta T}}}{C_{L_{\alpha T}}}$.

l_t = Distanza LE piano di coda LE ala

S_T = Superficie del piano di coda

S_w = Superficie dell'Ala

z_T = Distanza del quarto di corda del piano di coda dall'asse di simmetria della fusoliera

z_w = Distanza del quarto di corda dell'ala dall'asse di simmetria della fusoliera

$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$ = Derivata dell'angolo di Downwash rispetto all'angolo d'attacco. L'angolo di downwash ϵ è definito come la variazione di angolo d'attacco della componente orizzontale del piano di coda a causa delle perturbazioni nel flusso d'aria indotte dall'ala e dalla fusoliera.

$\frac{\partial \sigma}{\partial \beta}$ = Derivata dell'angolo di Sidewash rispetto all'angolo di derapata. L'angolo di sidewash σ è definito come la variazione di angolo d'attacco della componente verticale del piano di coda a causa delle perturbazioni nel flusso d'aria indotte dall'ala e dalla fusoliera.

λ_T = Rapporto di rastremazione del piano di coda, definito come il rapporto tra la corda alla radice e la corda all'estremità dell'ala $\frac{c_{root}}{c_{tip}}$.

Λ = Angolo di freccia dell'ala, definito come l'angolo presente tra la line media dell'ala ed il piano trasversale al velivolo.

Γ = Angolo diedro del piano di coda, definito come l'angolo compreso tra l'ala vista frontalmente ed il piano orizzontale.

3.3 Introduzione al concetto di stabilità statica

Come è stato spiegato in precedenza nel paragrafo 2.5 il piano di coda è necessario per contrastare il momento dell'ala, mantenendo l'aereo in equilibrio. È necessario però tenere in conto anche il fatto che in un volo reale, l'aereo sarà costantemente soggetto a perturbazioni di natura ed entità variabile, come piccole o grandi perturbazioni atmosferiche, folate di vento o piccole imprecisioni di assetto da parte del pilota. Dunque, per non

rendere la navigazione impraticabile, è necessario che tale aeromobile sia in grado di ritornare automaticamente al proprio assetto iniziale a seguito della perturbazione. Il piano di coda è in grado di provvedere principalmente alla stabilità lungo l'asse di beccheggio (longitudinale) e di imbardata (direzionale). La stabilità lungo l'asse di rollio invece, viene principalmente raggiunta mediante l'inclinazione delle ali ad un certo angolo, detto angolo diedro. Nel corso dello studio sul piano di coda, verranno quindi analizzate solamente la stabilità longitudinale e direzionale.

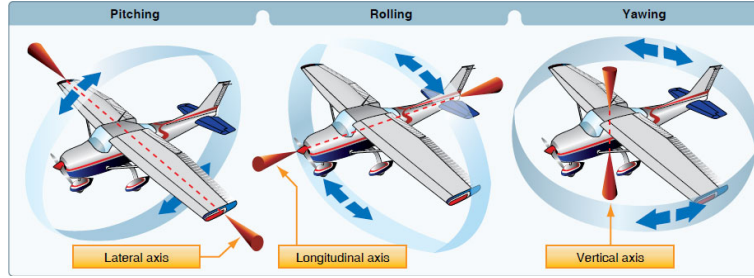


Figura 3.2: Sistema di riferimento utilizzato

3.3.1 Stabilità longitudinale

L'indice a cui si fa riferimento in termini di stabilità longitudinale, è la derivata del coefficiente di momento lungo l'asse di beccheggio, rispetto all'angolo d'attacco α :

$$C_{m_\alpha} = \frac{dC_m}{d\alpha}$$

Come detto in precedenza, nell'eventualità di una perturbazione che modifichi l'assetto di crociera lungo l'asse longitudinale è necessaria la presenza di un momento che riporti il velivolo alla situazione di partenza. Pertanto, considerando positivi gli angoli in accordo con la figura 3.2 e attribuendo il segno positivo ai momenti secondo la regola della mano destra, risulta che la derivata della retta $C_m - \alpha$ dovrà essere negativa, ed annullarsi in corrispondenza dell'angolo d'attacco di crociera. In questo modo, in risposta ad un aumento dell'angolo d'attacco, insorgerà un momento negativo che riporterà il velivolo ad angoli d'attacco inferiori, mentre per una diminuzione di tale angolo, accadrà l'esatto opposto. Questo risultato viene raggiunto mediante la superficie orizzontale del piano di coda, come si può vedere dai risultati ottenuti su Xflr5 in figura 3.3.

La pendenza di questa retta può essere derivata tramite la seguente formula

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} \cdot H_n \quad (3.1)$$

H_n è detto margine statico, ed è definito nel seguente modo:

$$H_n = \frac{X_{pn} - X_{cn}}{MAC_w} \quad (3.2)$$

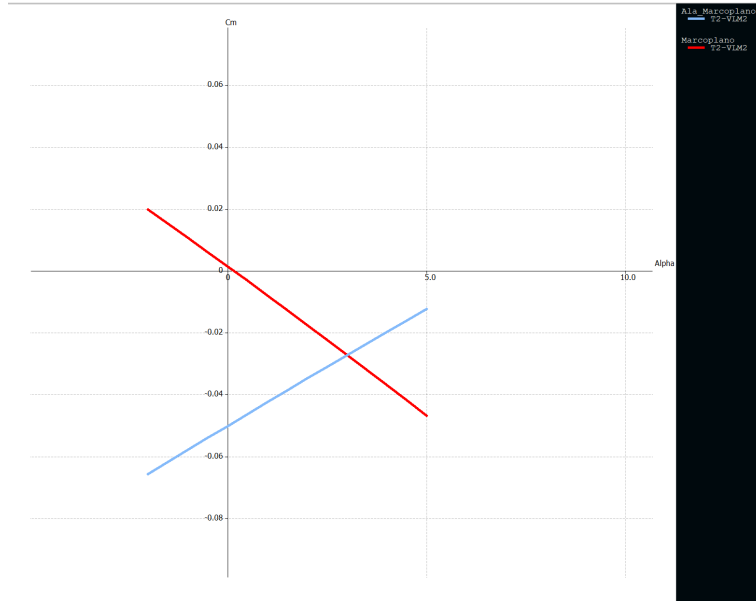


Figura 3.3: Confronto pendenza Cm_α con il piano di coda (rosso) e senza piano di coda (blu)

Dove X_{pn} è la coordinata del punto neutro, definito come il punto rispetto al quale il momento del vettore portanza L è indipendente dall'angolo d'attacco, X_{cn} è la coordinata del baricentro del velivolo e MAC_w è la corda media aerodinamica dell'ala. Poiché C_{L_α} , X_{cn} e MAC_w sono indipendenti dall'effetto del piano di coda, si capisce quindi che la sua funzione aerodinamica è quella di spostare il punto neutro del velivolo completo, garantendo maggiore o minore stabilità statica. Da questa osservazione si può dedurre anche che un altro metodo utilizzabile per modificare la stabilità del velivolo è quello di modificare la posizione del baricentro. Tale operazione però non è sempre possibile, in quanto se non la si riesce ad ottenere tramite le masse dei componenti dell'aereo si richiederebbe l'aggiunta di zavorre, che ne aumenterebbero il peso complessivo. In fase di progettazione, si supporrà che il baricentro sia collocato in una posizione tradizionalmente ritenuta idonea, ovvero in corrispondenza del terzo di corda alare. In caso si riscontrino problemi di stabilità, sarà possibile discutere un suo eventuale riposizionamento per garantire il raggiungimento dei valori obiettivo richiesti.

3.3.2 Stabilità direzionale

Un discorso analogo può essere fatto per l'angolo di imbardata, e viene ottenuto dall'azione congiunta di fusoliera, superficie verticale del piano di coda e, seppur in modo inferiore, dell'ala stessa. Il coefficiente che funge da indicatore è la derivata del coefficiente di momento laterale, rispetto all'angolo di imbardata del velivolo.

$$C_{n_\beta} = \frac{dC_n}{d\beta} \quad (3.3)$$

A differenza del caso precedente tuttavia, a seguito del sistema dei segni stabilito convenzionalmente indicato in figura N, per ottenere il medesimo effetto, la derivata C_{n_β} dovrà risultare positiva.

3.3.3 Stima dei coefficienti di stabilità

Il segno di queste due derivate quindi, stabilisce se l'aereo abbia un comportamento staticamente stabile o meno. Il modulo di queste, invece, definisce con quanta intensità l'aereo reagirà alle perturbazioni imposte. È però fondamentale porre come requisito di progetto un valore ben preciso di queste derivate: un modulo troppo basso renderebbe la risposta troppo lenta e inefficace, mentre un modulo eccessivamente alto, renderebbe molto difficoltoso effettuare manovre col velivolo, in quanto si opporrebbe fortemente ad ogni tentativo del pilota di modificarne l'assetto per effettuare virate, picchiate o cabrate. Valori standard di questi coefficienti sono difficilmente rintracciabili dalla bibliografia, in quanto dipendono fortemente dalla sensibilità del pilota e dal tipo di operazioni che deve svolgere: ad esempio un aereo di linea dovrà essere molto stabile, per garantire sicurezza e comfort ai passeggeri, mentre un aereo da combattimento, necessiterà valori molto più bassi per poter essere estremamente reattivo nelle manovre. Per fissare i valori obiettivo del prototipo si è ricorsi a diverse prove svolte in campo di volo col pilota del Team LiftUP. Per quanto concerne la stabilità longitudinale, il pilota ha giudicato sufficiente quella propria del "Marcoplano", mentre ha reputato la stabilità laterale più carente. Per ricavare un valore più realistico È stato modificato un prototipo delle edizioni precedenti, aerodinamicamente molto simile al Marcoplano, in modo da presentare un braccio di coda variabile a piacere. Come si può evincere dalla formula (2.16) del volume di coda TV , infatti, un aumento del braccio di coda determina un braccio maggiore per il momento esercitato dalla forza prodotta dal piano di coda, permettendo di modulare il valore del C_{n_β} . Il pilota ha dunque testato diversi assetti, individuando quello che riteneva più idoneo al tipo di competizione che ci si prepara ad affrontare; tale assetto è stato modellato con Xflr5 ed è stato ricavato il relativo coefficiente di stabilità laterale. I valori obiettivo definiti in questo modo risultano essere:

$$\begin{aligned}C_{m_\alpha} &= 0.01deg^{-1} \\ C_{n_\beta} &= 0.0012deg^{-1}\end{aligned}$$

Nonostante il prototipo presenti delle evidenti differenze geometriche con il velivolo testato dal pilota, essi presentano la medesima funzione di aereo “cargo” e delle dimensioni simili per ordine di grandezza, pertanto si assume che tali valori possano essere ugualmente funzionali.

3.4 Le Equazioni

Il metodo che si è deciso di utilizzare, è basato sulle due equazioni [9].

$$S_T = \frac{S_W C_{m_{\alpha T}}}{\frac{l_t}{c_w} \frac{q_t}{q} C_{L_{\alpha T}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \cos^2(\Gamma)} \quad (3.4)$$

$$S_T = \frac{S_W C_{n_{\beta T}}}{\frac{l_t}{b_w} \frac{q_t}{q} K C_{L_{\alpha T}} \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \sin^2(\Gamma)} \quad (3.5)$$

Dalle quali è possibile ricavare una terza equazione:

$$\tan^2(\Gamma) = \frac{\frac{b_w}{c_w} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) C_{n_{\beta T}}}{K \left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) C_{m_{\alpha T}}} \quad (3.6)$$

Dove:

- $C_{n_{\beta T}}$ e $C_{m_{\alpha T}}$ sono i coefficienti di stabilità, relativi al solo piano di coda. Posso essere ottenuti sottraendo ai valori per il velivolo completo i valori sella sola ala (questi ultimi possono essere ricavati da un'analisi tramite Xfr5).

$$C_{n_{\beta T}} = C_{n_{\beta}} - C_{n_{\beta w}} \quad (3.7)$$

$$C_{m_{\alpha T}} = C_{m_{\alpha}} - C_{m_{\alpha w}} \quad (3.8)$$

- $\frac{q_t}{q}$ è il rapporto tra pressione dinamica esterna e pressione dinamica sul piano di coda. Tale valore è difficile da stimare, ma in genere risulta molto vicino a 1 [9], pertanto di decide di trascurarlo in sede preliminare.
- S_W, C_W, b_W Sono parametri geometrici dell'ala e sono da considerarsi tutti noti, poiché la pianta alare viene solitamente progettata prima del piano di coda.
- $C_{L_{\alpha T}}$ Può essere stimato per mezzo delle formule:

$$AR \geq 4 \quad C_{L_{\alpha T}} = \frac{C_{L_{\alpha 0}}}{1 + \frac{C_{L_{\alpha 0}}}{\pi AR} (1 + \tau)} \quad (3.9)$$

$$AR < 4 \quad C_{L_{\alpha T}} = \frac{C_{L_{\alpha 0}}}{\sqrt{1 + \frac{C_{L_{\alpha 0}}^2}{\pi AR} + \frac{C_{L_{\alpha 0}}}{\pi AR}}} \quad (3.10)$$

Dove il parametro tau viene ricavato graficamente dalla figura 3.4 [6]

- K È un parametro ottenibile tramite il grafico in figura 3.5 [9], in funzione di AR_T e λ . Per motivi di semplicità costruttiva, si è deciso di mantenere la pianta della coda rettangolare, quindi con un rapporto di rastremazione $\lambda_T = 1$
- $\left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)$ È stimabile per mezzo della formula [5]:

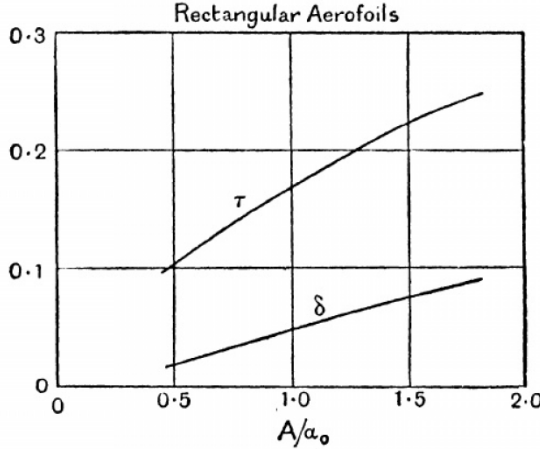


Figura 3.4: Grafico sperimentale $\tau - AR/C_{L\alpha_0}$

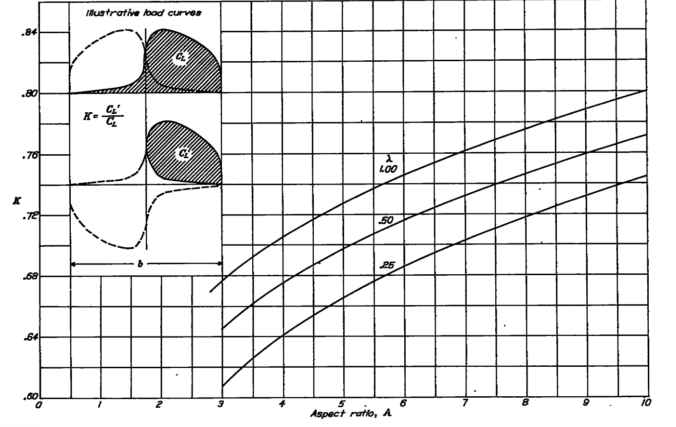


Figura 3.5: Grafico sperimentale $K - AR$

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = \frac{C_{L\alpha_w}}{\pi^2 AR_w} \sum_{\varphi=5}^{85} \frac{0,5 \cos^2 \left(\frac{\varphi \pi}{180} \right)}{\sqrt{x^2 + (0,5 \cos \left(\frac{\varphi \pi}{180} \right))^2 + z^2}} \left[\frac{x + \sqrt{x^2 + (0,5 \cos \left(\frac{\varphi \pi}{180} \right))^2 + z^2}}{(0,5 \cos \left(\frac{\varphi \pi}{180} \right))^2 + z^2} + \frac{x}{(x^2 + z^2)} \right] \frac{\pi}{180} \quad (3.11)$$

Con $x = \frac{l_t}{b_w}$ e $z = \frac{z_W - z_T}{b_w}$

Per applicare tale equazione è necessario inserire sia il rapporto d'aspetto dell'ala che la pendenza della retta del coefficiente di portanza dell'ala. Il primo è ricavabile dalla geometria alare, mentre il secondo può essere valutato dal grafico precedente o, in alternativa, modellando l'ala tramite Xflr5.

- $\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right)$ È approssimabile tramite la formula [8]:

$$\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) = 0,724 + 3,06 \frac{\frac{S_{wt}}{S_w}}{1 + \cos \Lambda} + 0,4 \frac{z_w}{h} + 0,009 AR_w \quad (3.12)$$

3.5 Valutazione Equazioni

Per testare la validità generale delle equazioni scelte, le si è inizialmente utilizzate per calcolare a posteriori la superficie del piano di coda di modelli costruiti con il software Xflr5, prendendo in esame superfici del piano di coda di dimensioni diverse e diverse distanze del piano di coda dal bordo d'attacco dell'ala. Il modello 1 presenta la stessa ala e lo stesso l_t di Marcoplano, ma la coda è stata semplificata per agevolare i conti, in modo però da mantenere la stessa superficie. I modelli 2 e 3 portano invece ali sperimentali realizzate in precedenza dal Team LiftUP denominate Ala1 e Ala2. Vi è stata aggiunto un piano di

coda casuale, con l'unico prerequisito di possedere una superficie diversa tra i vari modelli in modo da testare le equazioni in situazioni differenti.

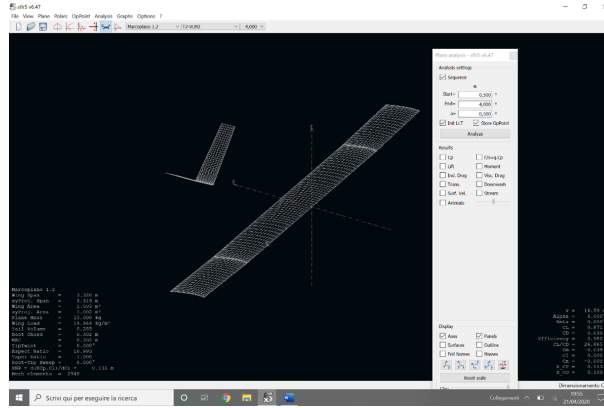


Figura 3.6: Marocoplano versione da Test

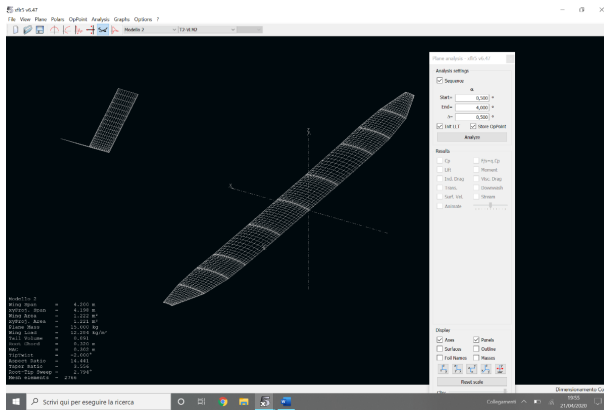


Figura 3.7: Modello Ala 1

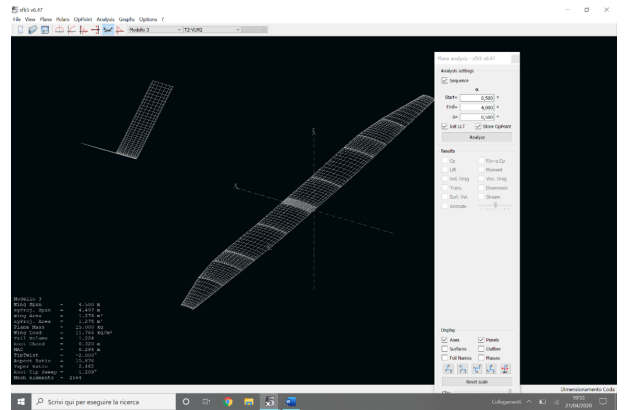


Figura 3.8: Modello Ala 2

Equazione 1

$C_{l_{takeoff}}$	$S_T(m^2)$	$S_{Tstimato}(m^2)$	Errore%
Ala Marcoplano $l_t = 0,9m$	0,15	0,158	5,33
Ala Marcoplano $l_t = 1,8m$	0,15	0,1456	2,93
Ala 1 $l_t = 0,9m$	0,24	0,229	4,58
Ala 1 $l_t = 1,8m$	0,24	0,2436	1,5
Ala 2 $l_t = 0,9m$	0,35	0,374	6,86
Ala 2 $l_t = 1,8m$	0,35	0,365	4,3

Equazione 2

$C_{l_{takeoff}}$	$S_T(m^2)$	$S_{Tstimato}(m^2)$	Errore%
Ala Marcoplano $l_t = 0,9m$	0,15	0,147	2
Ala Marcoplano $l_t = 1,8m$	0,15	0,1488	0,8
Ala 1 $l_t = 0,9m$	0,24	0,228	5
Ala 1 $l_t = 1,8m$	0,24	0,234	2,5
Ala 2 $l_t = 0,9m$	0,35	0,356	1,71
Ala 2 $l_t = 1,8m$	0,35	0,346	1,14

A dimostrare la validità delle equazioni, il valore stimato non si discosta di più del 7% dal valore reale. È inoltre interessante notare che la formula diventa sempre più precisa con l'aumentare del braccio del piano di coda l_t , probabilmente dovuto ad un diverso metodo utilizzato da Xflr5 per calcolare fattori difficili da valutare con precisione, come il rapporto delle pressioni dinamiche, il downwash ed il sidewash.

3.6 Applicazione Diretta

Una volta accertata la funzionalità di questo procedimento, si può procedere alla sua applicazione diretta al modello da competizione. Come si può notare, molti dati relativi al piano di coda richiesti dalle equazioni ricavate sono necessari sia come input che come output, ossia la corda, il braccio del piano di coda, il rapporto d'aspetto, la superficie verticale e l'angolo diedro. Per risolvere questo problema agevolmente, si eseguono vari cicli iterativi per mezzo di un programma Matlab. Si decide di considerare la lunghezza della corda alare e del piano di coda come parametri noti, e di ripetere tutta la procedura che seguirà per diverse lunghezze di questi ultimi. In merito alla corda di coda, si pone come limite strutturale un valore minimo di $0.13m$ ed un massimo di $0.18m$ per non ottenere ratei d'aspetto troppo bassi o avvicinare eccessivamente la corda all'ala. Una coda molto vicina all'ala sarebbe infatti fortemente influenzata dalla scia turbolenta prodotta da quest'ultima, con conseguente peggioramento delle performance di volo. Per quanto riguarda invece il braccio di coda, si fissa una distanza minima di $0.5m$ per i motivi detti in precedenza, e di $0.7m$ come distanza massima, per poter rimanere entro i limiti del quadrilatero di riferimento. Si procede dunque come indicato di seguito, per ogni corda di coda e per ogni lunghezza del braccio:

1. Si ipotizzano S_t e Γ
2. Si ricavano i valori provvisori di
 - AR_t riscrivendo l'equazione (2.12) come:

$$AR = \frac{S_t}{c_t^2}$$

- Cl_{α_t} tramite la formula (3.9)
- K tramite il grafico in figura(3.5)
- z_t, S_{vt} tramite semplici considerazioni geometriche

3. Si ricavano i valori di $\left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)$ e $\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right)$ tramite le equazioni (3.11) e (3.12)
4. Si ricava Γ con l'equazione (3.6)
5. Si ricava S_t con l'equazione (3.4) o (3.5)

Si ripete quindi l'operazione del punto 2, utilizzando come valori di S_t e Γ quelli appena calcolati anziché quelli ipotizzati, fino a quando il ciclo non giunge a convergenza, ovvero fino a quando la differenza tra la S_T e Γ di input e di output non è dell'ordine di 10^{-4} . Terminato il conto si applicano i limiti dimensionali del box imposti dal regolamento, per verificare la fattibilità della soluzione trovata. Siamo quindi in possesso di tutte le superfici di coda possibili in funzione del braccio e della corda di coda:

Risultati. Corda di coda=0.13m

$l_t[m]$	$S_t[m^2]$	$\frac{b_t}{2}[m]$	$\Gamma[^\circ]$	$z_t[m]$	AR_t
0.5	—	—	—	—	—
0.55	—	—	—	—	—
0.6	0.11095	0.42672	37.11865	0.25740	6.56488
0.65	—	—	—	—	—
0.7	—	—	—	—	—

Corda di coda=0.14m

$l_t[m]$	$S_t[m^2]$	$\frac{b_t}{2}[m]$	$\Gamma[^\circ]$	$z_t[m]$	AR_t
0.5	—	—	—	—	—
0.55	—	—	—	—	—
0.6	0.11505	0.41091	37.15417	0.24806	5.87011
0.65	—	—	—	—	—
0.7	—	—	—	—	—

Corda di coda=0.15m

$l_t[m]$	$S_t[m^2]$	$\frac{b_t}{2}[m]$	$\Gamma[^\circ]$	$z_t[m]$	AR_t
0.5	—	—	—	—	—
0.55	0.12812	0.42706	36.54769	0.25420	5.69413
0.6	0.11937	0.39789	37.17514	0.24032	5.30523
0.65	—	—	—	—	—
0.7	—	—	—	—	—

Corda di coda=0.16m

$l_t[m]$	$S_t[m^2]$	$\frac{b_t}{2}[m]$	$\Gamma[^\circ]$	$z_t[m]$	AR_t
0.5	—	—	—	—	—
0.55	0.13267	0.41461	36.55812	0.24685	5.18264
0.6	0.12378	0.38680	37.18680	0.23369	4.83505
0.65	—	—	—	—	—
0.7	—	—	—	—	—

Corda di coda=0.17m

$l_t[m]$	$S_t[m^2]$	$\frac{b_t}{2}[m]$	$\Gamma[^\circ]$	$z_t[m]$	AR_t
0.5	0.14848	0.43671	35.80965	0.25541	5.13782
0.55	0.13730	0.40383	36.56174	0.24045	4.75098
0.6	0.12820	0.37705	37.19279	0.22783	4.43589
0.65	—	—	—	—	—
0.7	—	—	—	—	—

Corda di coda=0.18m

$l_t[m]$	$S_t[m^2]$	$\frac{b_t}{2}[m]$	$\Gamma[^\circ]$	$z_t[m]$	AR_t
0.5	0.15336	0.42601	35.80670	0.24913	4.73343
0.55	0.14193	0.39424	36.56129	0.23474	4.38047
0.6	0.13257	0.36824	37.19551	0.22252	4.09160
0.65	—	—	—	—	—
0.7	—	—	—	—	—

I casi nei quali i parametri non sono stati segnati risultano essere quelli per il quale non è possibile raggiungere i livelli di stabilità statica richiesti entro i limiti geometrici e strutturali. Tra le soluzioni proposte, si sceglie di utilizzare:

Corda di coda=0.16m

0.6	0.12378	0.38680	37.18680	0.23369	4.83505
$l_t[m]$	$S_t[m^2]$	$\frac{b_t}{2}[m]$	$\Gamma[^\circ]$	$z_t[m]$	AR_t

In quanto costituisce un buon compromesso tra una corda di coda agevole dal punto di vista strutturale, un buon rapporto d'aspetto ed un braccio di coda proporzionato. Si conclude inserendo tale coda su Xfr5 per convalidare i risultati ottenuti

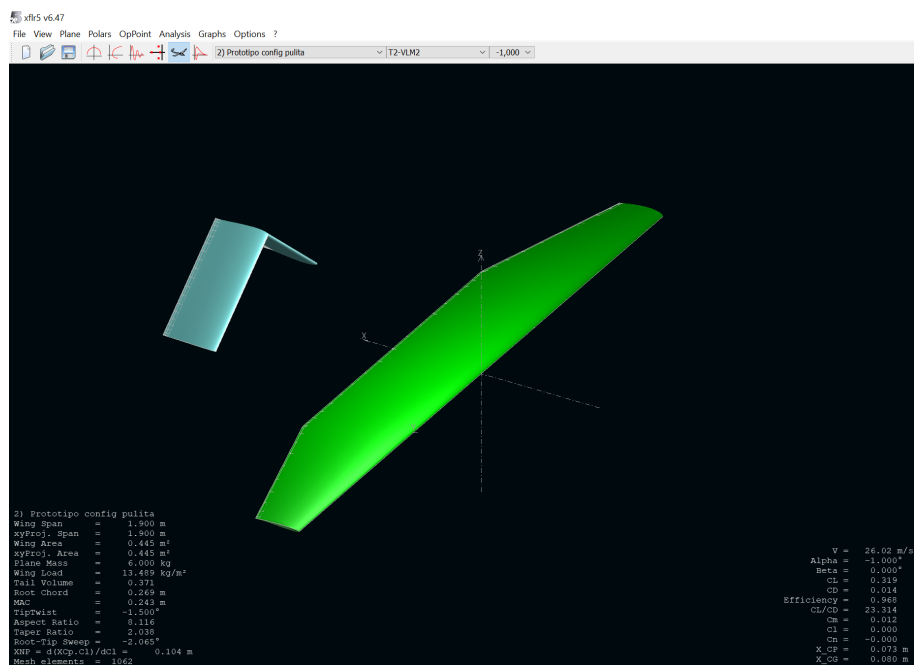


Figura 3.9: Prototipo Definitivo

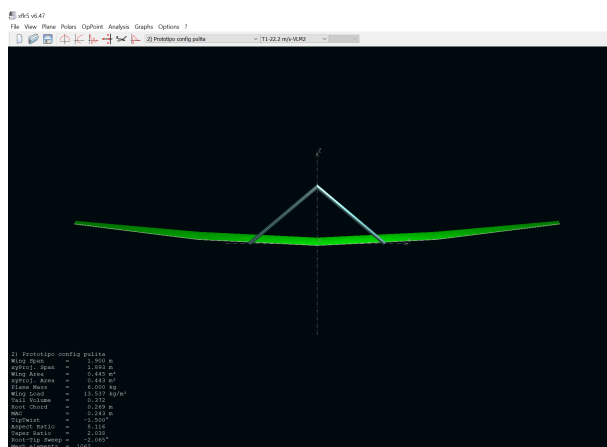


Figura 3.10: Prototipo Definitivo Vista Frontale

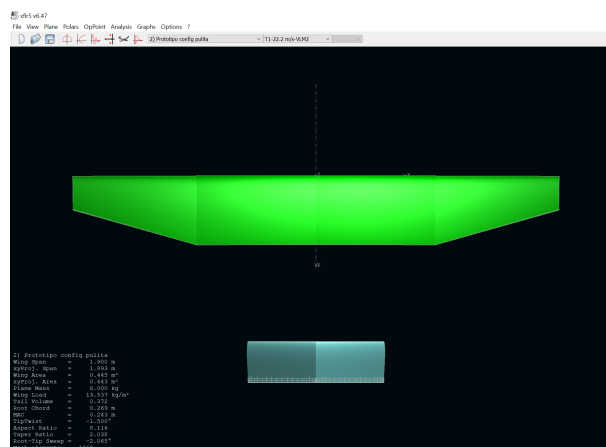


Figura 3.11: Prototipo Definitivo Pianta

Bibliografia

- [1] *Descrizione del software Xflr5*: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>.
- [2] *Homepage del sito del team Lift Up*: <https://www.teamliftup.it/>.
- [3] *Scheda tecnica dell'elica*: https://www.apcprop.com/files/PER3_10x6E.dat.
- [4] *Software OpenVSP*: <http://openvsp.org/>.
- [5] Michael V Cook. *Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control, Appendix 1*. Butterworth-Heinemann, 2012.
- [6] Hermann Glauert. *The elements of aerofoil and airscrew theory*. Cambridge University Press, 1983.
- [7] Aka Modell Munchen. *Air Cargo Challenge 2021, Participation Handbook*.
- [8] Fabrizio Nicolosi, Pierluigi Della Vecchia, and Danilo Ciliberti. a new vertical tailplane design procedure through cfd, chapter 2.
- [9] Paul E Purser and John P Campbell. *Experimental Verification of a Simplified Vee-tail Theory and Analysis of Available Data on Complete Modes with Vee-tails*. US Government Printing Office, 1945.
- [10] Daniel Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach, chapter 5*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [11] Daniel Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach, chapter 6*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [12] Sky Sartorius. Oswald efficiency estimation function. *File Exchange*, 2013.