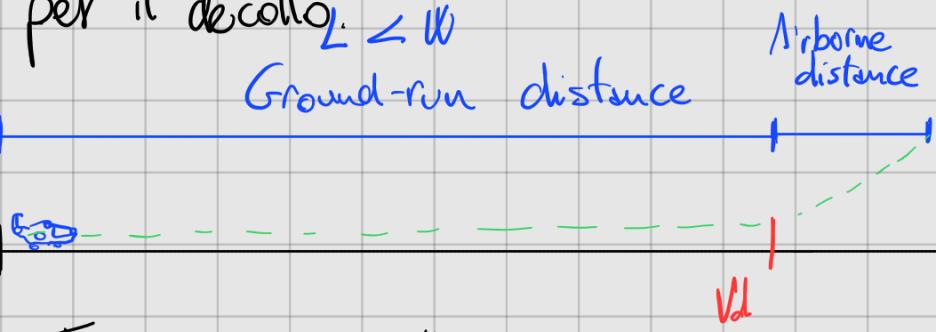


Dati

- $M_{\max} = 98,1 \text{ N}$
- $m_p \geq 1,25$
- $M_{\text{str.}} 35 - 50\% M_{\max} \rightarrow 45\% = 4,5 \text{ kg}$ ipotizzato arbitrariamente
- Takeoff $10 \times 10 \text{ m}$
- $V_{\max} = 50 \text{ kts}$
- $t \geq 15 \text{ min} = 0,25 \text{ h}$

Per la scelta del motore ho deciso di calcolare la spinta necessaria per il decollo $L < W$



T : spinta nec. decollo

$$T - D - \mu N = ma \rightarrow T = ma + \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D + \mu mg$$

Come massa ho utilizzato sempre la massa tot dato che l'obiettivo è trasportare il carico maggiore, come S superficie alare ho ipotizzato una superficie di 1 m^2 e per il profilo alare come suggerito dall'ultimo punto ho usato il NACA0012 e cercando su internet le tabelle ho scelto quello con Norit=5 e Nreind=200000 per avere una buona stabilità e manovrabilità.

NACA 0012 N_r. 5, Reynolds: 200 000

$$\left. \begin{array}{l} C_{L\max} = 1,1326 \\ C_{D\max} = 0,04995 \end{array} \right\} \alpha = 14^\circ$$

Per il C_D durante il decollo ho pensato di utilizzare un α di 15° quindi $C_D = 0,00974$ dalle tabelle

$$V_d = 1,2 V_s \rightarrow V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\max}}}$$

Con $\rho = 1,2252 \text{ Kg/m}^3$

Assumo un decollo con Accel. cost.

Dato che il decollo deve essere effettuato in 10m, assumo una ground-run di 6 metri = d
(d = 6m.)

$$a = \text{cost.}; a \cdot t = V; \frac{1}{2} a t^2 = s \rightarrow t_d = \sqrt{\frac{2d}{a}} = \frac{2d}{V}$$

$$a \sqrt{\frac{2d}{a}} = V_d = \sqrt{2da} = 1,2 V_s = 14,263 \text{ m/s}$$

$$a = \frac{V_d^2}{2d} \approx 16,952 \text{ m/s}^2$$

$$T = Ma + \frac{1}{2} \rho V_d^2 S C_D + \mu mg \quad \begin{matrix} \text{(calcolo la spinta massima con} \\ \text{per il dec.} \\ \text{V = V_d)} \end{matrix}$$

e con $\mu = 0,04$ con sup. erba asciutta con biciclo

$$T \approx 174,655 \text{ N}$$

Analizzando sul sito Tmotors i motori per UAV ad ala fissa

il motore migliore (AM670 GS KV520 18*10 prop)

ha un Thrust al 100% di $10132 \text{ g} = 99,395 \text{ N}$

che è molto più bassa rispetto alla T calcolata, e quindi la

soluzione sarebbe l'aggiunta di flap. Cercando online e su

vari manuali ho deciso di scegliere il fowler flap dato che aiuterrebbe

molto nel decollo su una distanza di 6 metri e rieffettuando

i calcoli ponendo il $C_{L\max} = 2$ ho ottenuto

$$\begin{cases} V_d = 10,7378 \text{ m/s} \\ a = 9,61 \text{ m/s}^2 \\ T = 98,84 \text{ N} \end{cases}$$

e di conseguenza quindi ho deciso di scegliere come motore il

AM670 GS
KV520

<https://store.tmotor.com/product/am670-freestyle-flight-plane-bldc-motor.html>

Come consigliato dal sito userò come ESC: AM116A e

come propeller 18*10 sui quali ho già test data (del sito)

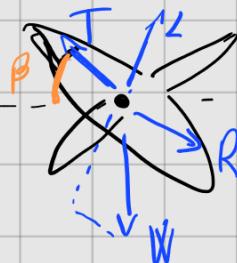
Per le batterie prima calcolero' il consumo necessario,
quindi

t_{GR} : tempo per percorrere ground-run

$$t_{GR} = \frac{2d}{V_d} \approx 1,1175 \text{ s}$$

Considero il tempo totale durante il quale il mio UAV avrà il motore al 100 %: $t_{GR} + t_s$

con t_s : tempo salita fino ad una quota arbitraria a 100 m



$$F_{sal} = T - D - W \sin \beta = ma$$

Considero una salita ad assetto costante e fisso $\beta = 15^\circ$



$$W = V \sin \beta$$

$$V_0 = V_d \quad W_0 = V_0 \sin \beta$$

$$h = W_0 \cdot t_f + \frac{1}{2} a_w t_f^2 ;$$

Considero la come salita dall'airborne distance del decollo ad $h=100 \text{ m}$

$$T - W \sin \beta - D = ma$$

(dato che durante il decollo la D era quasi trascurabile per semplificare la trascurò qui)

con $T = \text{Thrust motore al } 100\%$

$$a = \frac{T - W \sin \beta}{m} \rightarrow a_w = a \sin \beta = 2,32 \text{ m/s}^2$$

$$\frac{1}{2} a_w t_f^2 + W_0 t_f - h = 0 \quad t_{s_{1,2}} = 8,622 \text{ s} ; > 10 \text{ s}$$

$t = t_{GR} + t_s \simeq 9,3835$ s al 100%

$$C_{\text{sp.m}} = \frac{P_m \cdot t}{22,2V} = 0,32566 \text{ Ah}$$

P_m = pot. motore al 100% dal test dati

motore con batteria 6S $\rightarrow 22,2 \text{ V}$

Dato che il consumo di batteria durante il decollo + salita

è molto basso quello durante l'atterraggio sarà ancora più trascurabile e quindi ora calcolo il consumo durante i 15 minuti:

L'idea era quella di avere il UAV in VORU e come nel decollo

Calcolare la T necessaria con $T=1$ e di conseguenza la potenza necessaria

ma ^{si} ottengo dei risultati poco realistici.

Quindi ipotizzando un volo al 60% del motore di 15 minuti alla velocità

massima di 50 nodi calcolo il consumo

$$P_{m_{60\%}} = 983,03 \text{ W} \quad C = \frac{P_m \cdot 0,25h}{22,2V} = 11,07$$

$$C_1 = C + C_n \simeq 11,5 \text{ Ah}$$

e dato che deve atterrare con 20% $C_{\text{tot}} = \frac{C_1}{0,8} = 14,37 \text{ Ah}$

Andando su Tmotors si trova una batteria 6S 16Ah

<https://shop.tmotor.com/products/t-drones-16ah-polymer-battery>

Analizzando le masse

$$M_{strutt} = 4,5 \text{ Kg}$$

motore: 0,4163 Kg + \approx 0,04 Kg prop. + 0,13 Kg ESC

$$\approx 0,6 \text{ Kg}$$

batteria 1,650 Kg

$$M_{viv} \approx 6,65 \text{ Kg}$$

$$M_{Payload} \approx 3,35 \text{ Kg}$$

Considerazioni finali:

Nel corso di questo progetto, ho scelto di focalizzarmi su aspetti di cui avevo una conoscenza adeguata, e ho evitato di approfondire punti come il centro di gravità (CG), la superficie alare (S), l'apertura alare (b), e il momento di stabilità (sm), nei quali mi sentivo meno sicuro.

Questa decisione mi ha permesso di completare in modo più efficace la parte di progettazione in cui mi sentivo più competente, nonostante l'incertezza riguardo alla correttezza di tutti i valori ottenuti.

Riflettendo su tutto il lavoro svolto, mi sono reso conto che, per i valori ipotizzati, sarebbe stato più vantaggioso effettuare tutti i calcoli utilizzando un foglio di calcolo Excel. Questo mi avrebbe consentito di valutare meglio e regolare i valori che apparivano più realistici, ma purtroppo il tempo a disposizione non lo ha permesso.

In conclusione, sebbene ci siano stati dei limiti nella mia analisi, ho apprezzato l'opportunità di esplorare gli aspetti di progettazione aeronautica e di lavorare su un progetto concreto.