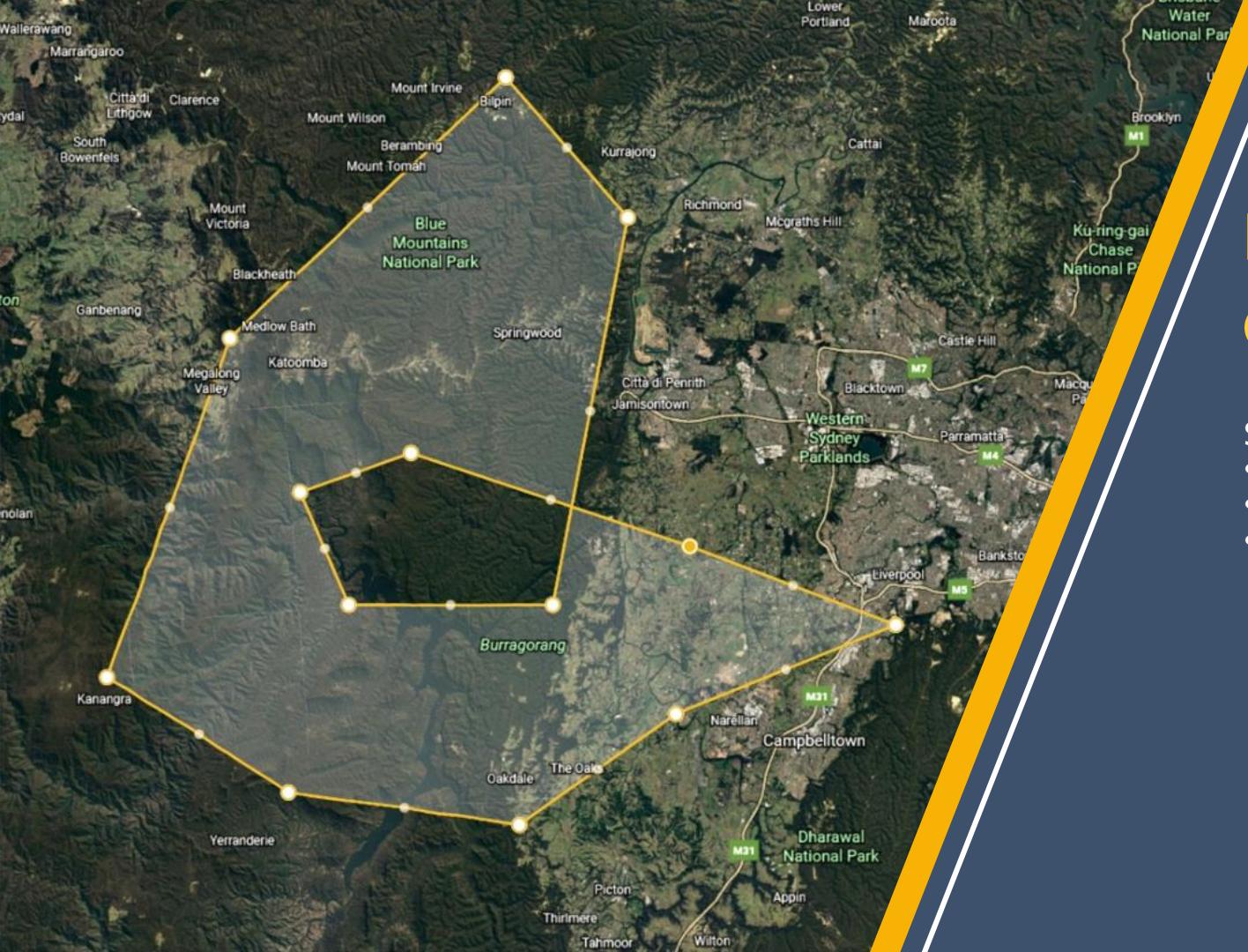




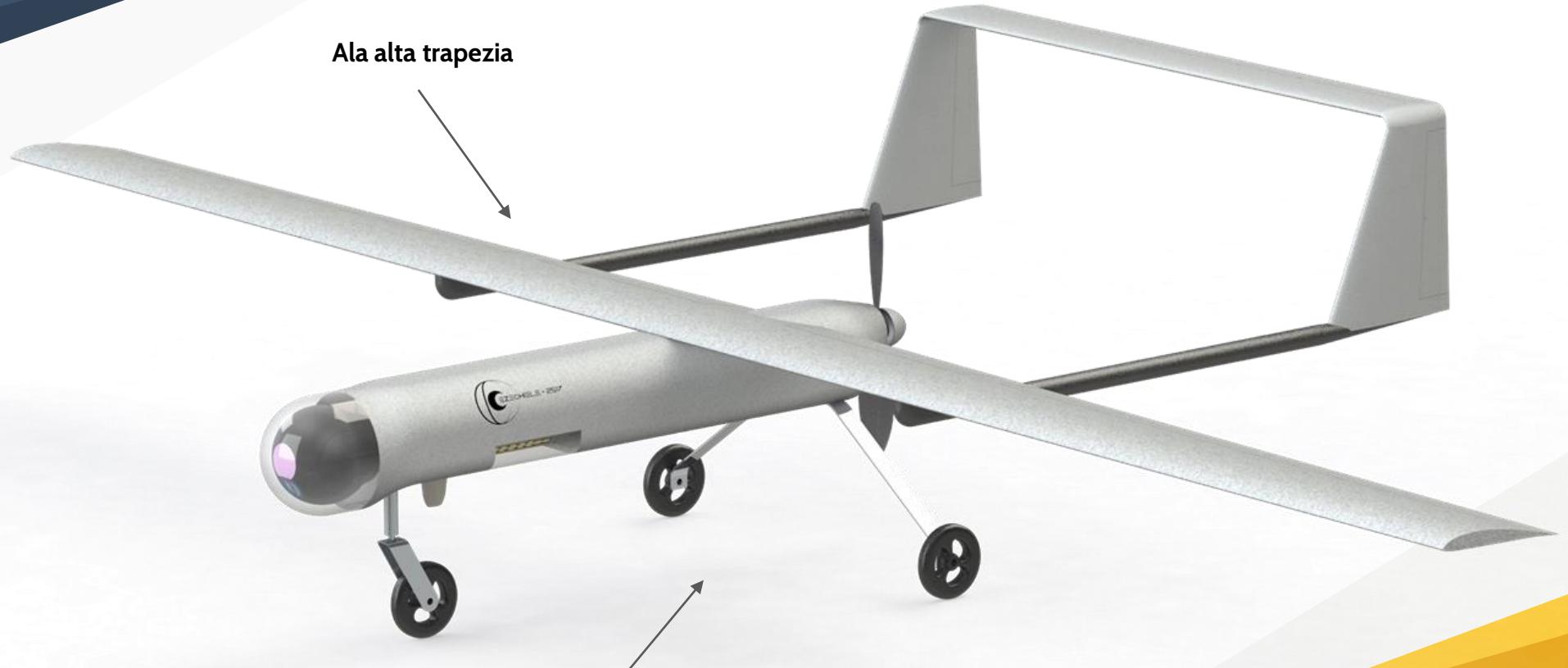
GRUPPO A2-UAV



Missione e Obiettivi

Scopo UAV

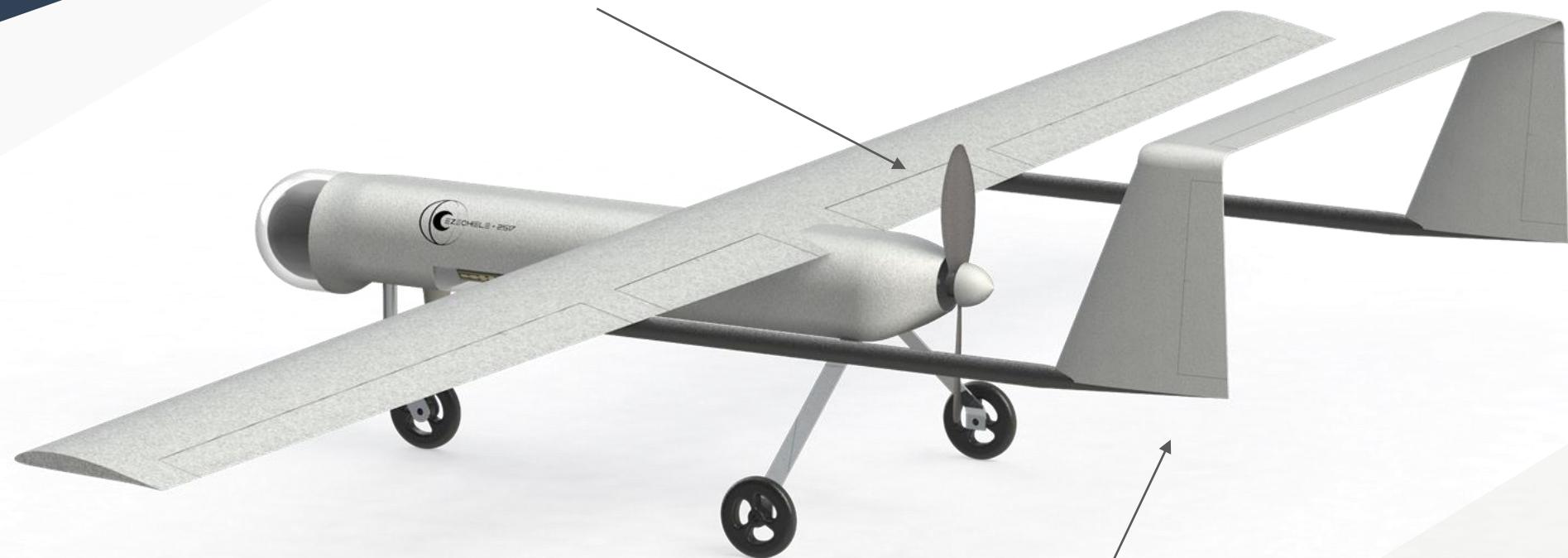
- Rilevazioni ambientali
- Mappatura
- Controllo del territorio



Ala alta trapezia

Carrello Triciclo Removibile

Elica Spingente



Impennaggi a T

Configurazione Geometrica

Impennaggi di coda a doppia T

Derivante dalla scelta della posizione dell'elica e da considerazioni di meccanica del volo

Supporti di coda con aggancio sul ventre dell'ala

Considerazioni di carattere strutturale

Ala trapezia

Distribuzione di portanza favorevole

Ala alta

Conseguenza di tutte le altre scelte

Motore in fusoliera

Considerazioni di carattere strutturale e confronto con soluzioni esistenti

Elica spingente

Efficienza aerodinamica e analogia con velivoli della stessa categoria

Carrello triciclo removibile

Conseguenza di tutte le altre scelte di design e di missione

Operatività



Octopus E140
EO-IR Sensor

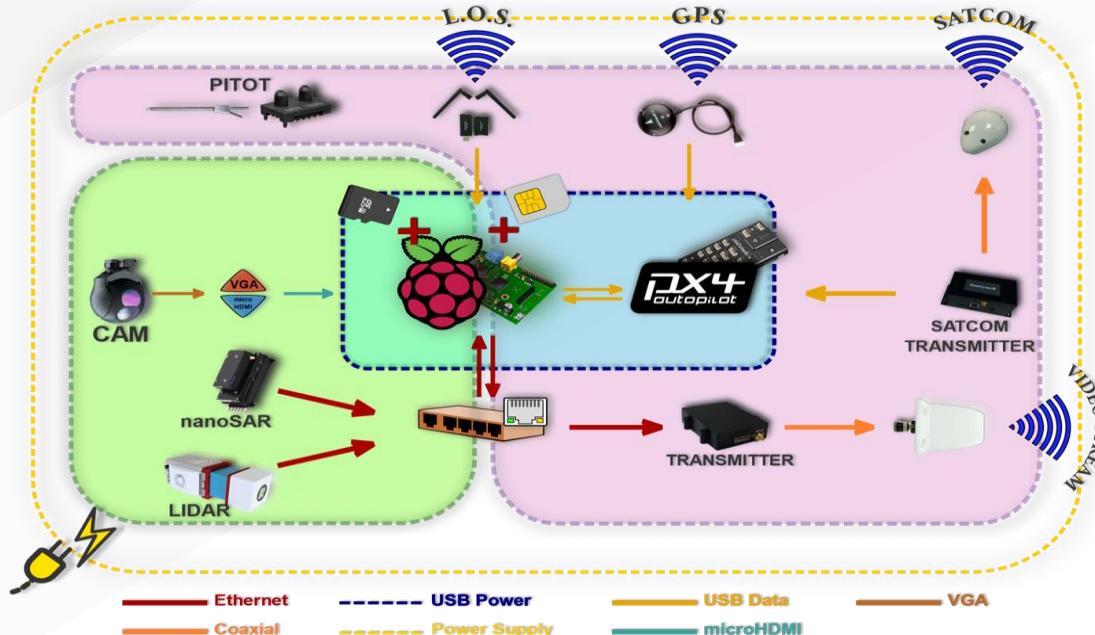


Imsar - Nanosar
SAR



Riegl Minivux-2UAV
LIDAR

Architettura di sistema



Viewer does not support full DVI-D 1.1

| | |
|-------------|------|
| E_b/N_0 | 30dB |
| Link Margin | 16dB |

Caratteristiche componenti

| Nome elemento | Tipologia | Peso(g) | Consumo (W) | Dimensioni(mm) | Costo(euro) | Volume(mm^3) |
|-----------------------------------|------------------------------------|---------|-------------|---|-------------|--------------|
| Raspberry Pi CASE | accessori hardware | 100 | | 60 x 90 x 15 | 5,95 | 81000 |
| Raspberry Pi 4 8 GB | computer | 50 | 15 | dentro al case | 83,99 | |
| Pixhawk 4 | hardware | 37 | | 69 x 45 x 16 | 60 | 49680 |
| Scheda MicroSD 128 GB Samsung | hardware | | | dentro al raspberry | 21,95 | |
| Epsilon 140 | EO+IR (LWR) | 1570 | 17 | 140 diametro x 189 | | 2909428 |
| Nanosar | SAR | 907 | 15 | 157 x 190,5 x 114 | | 3409569 |
| RIEGL miniVUX-2UAV | lidar | 1550 | 18 | 111 x 85 x 243 | | 2292705 |
| Commact AMLS | trasmettitore + modulatore | 300 | 23 | 27 x 95 x 115 5,6 x 4,3 x 5,6 (esterno) | | 294975 |
| UVW-0827 | antenna LS | 45,5 | | | | |
| Ethernet Switch | --- | 80 | | 14,1 x 7,5 x 2,43 | 12,39 | 12,39 |
| Adattatore HDMI to microHDMI | --- | 20 | | 12 x 6,5 x 1,2 | | 93,6 |
| Cavo VGA to HDMI | --- | 60 | | 24 x 10,2 x 2,4 | 11,59 | 587,52 |
| | | 4719,5 | 88 | | | 9038050,51 |
| Sensirion SDP33 | sensore pitot | 10 | | 5mm x 8mm x 5mm | | |
| Slm wave share (for Raspberry Pi) | ricevitore telefonia+GPS | 100 | | 186 x 132 x 48 | | |
| PH PX4 GPS | antenna GPS del Pixhawk (posiz) | 32 | | 60 x 10 | | |
| SFF Gen 3 | Small UAV SATCOM (controllo e com) | 1000 | 17 | 129 x 74 x 48 | | |
| 3DR Radio Telemetry Kit | Comunicazione LOS | 50 | | | | |
| | | 1192 | 17 | | | |

Nuovo propulsore:



APC - Thin Electric 15x8



SunnySky X Series V3X4120

2x
Dimensioni

Prestazioni in Cruise

66% Manetta

14.4 V - Tensione di alimentazione
21.6 V (6S) - Tensione massima

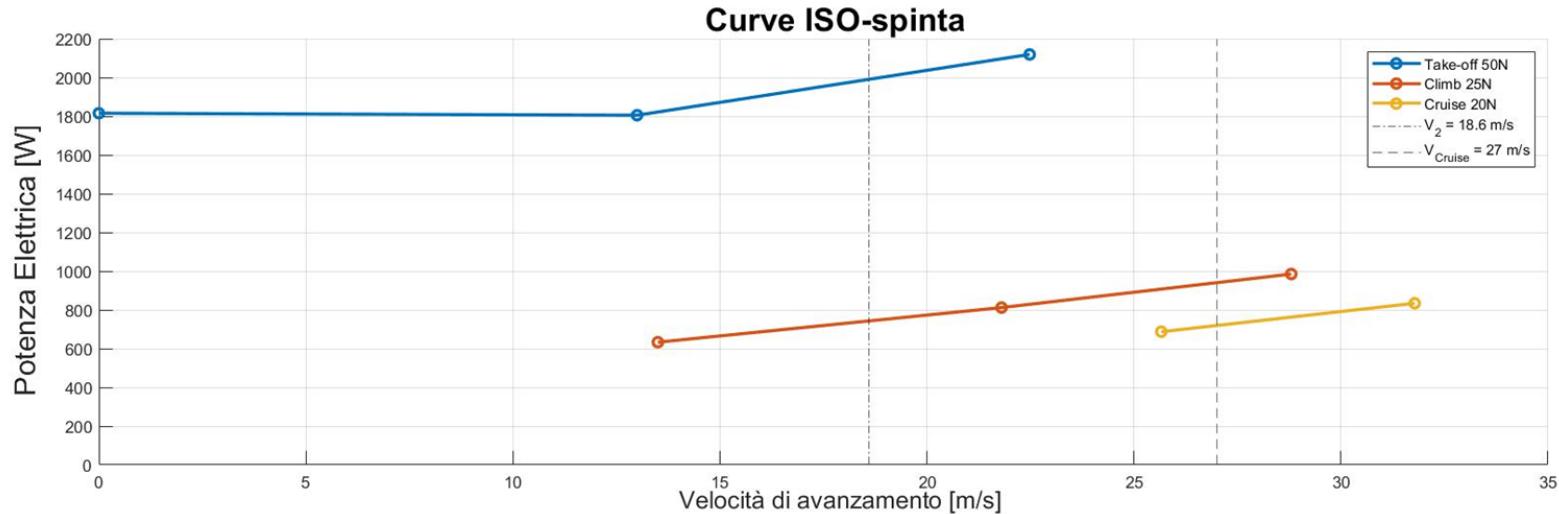
720 W

Potenza elettrica
2750 W - Potenza massima

34 A

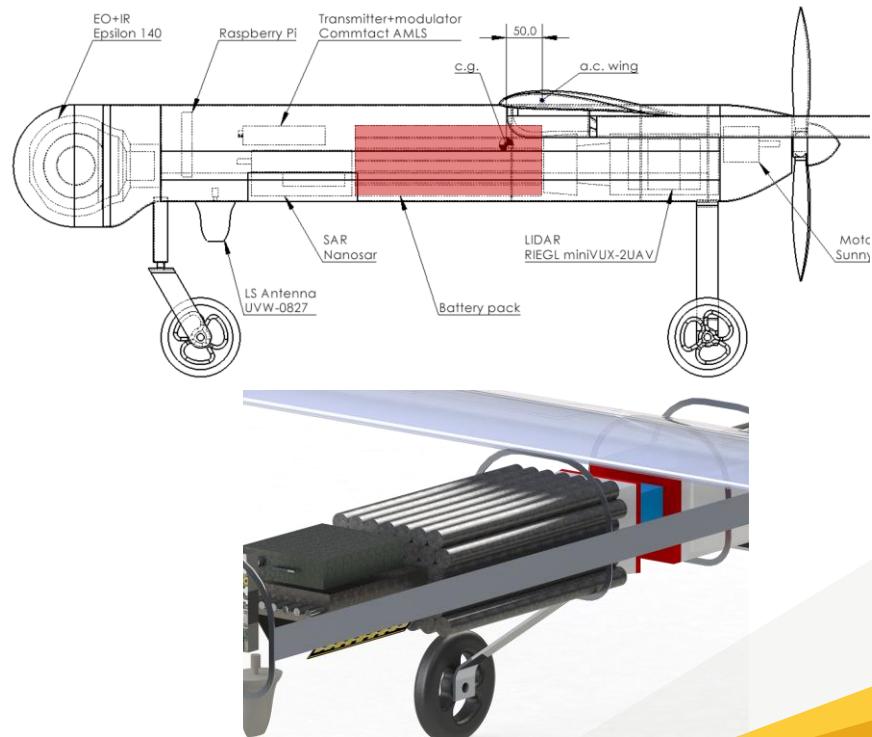
Corrente assorbita
80 A - Corrente massima

Prestazioni, risultati ottenuti durante la missione:

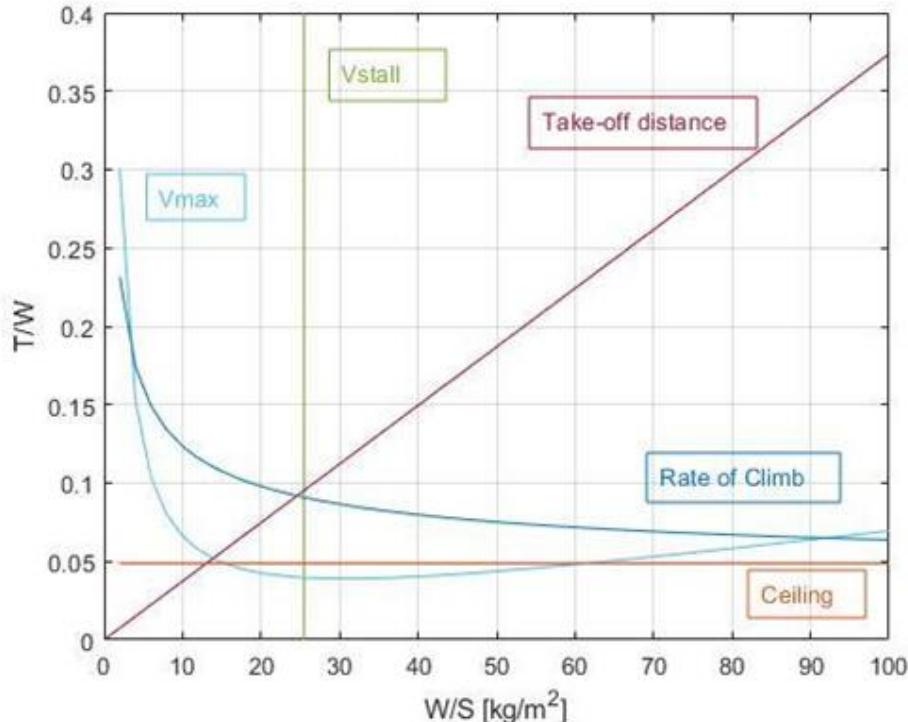


Prestazioni, risultati ottenuti durante la missione:

| Endurance | Samsung 30Q | LG MJ1 |
|-----------------------|-------------|-----------|
| Capacità [Ah] | 83.3 | 95.2 |
| Energia [Wh] | 1799 | 2056 |
| Autonomia solo motore | 2 ore 30' | 2 ore 51' |
| Autonomia (+100W) | 2 ore 12' | 2 ore 30' |
| C max scarica (+100W) | 1.6 | 1.4 |



Matching chart



Il Design Point è stato scelto nell'intersezione della retta Take-off distance e di quella della V_{stall} :

- $W/S = 25.5 \text{ kg}/\text{m}^2$
- $T/W = 0.0954$

Da cui si ricavano:

- Superficie alare $S = 0.7843 \text{ m}^2$
- Spinta $T = 18.7175 \text{ N}$

Successivamente sono stati calcolati i coefficienti aerodinamici

Coefficiente ideale di portanza dell'UAV: $CL_c = 0.7061$

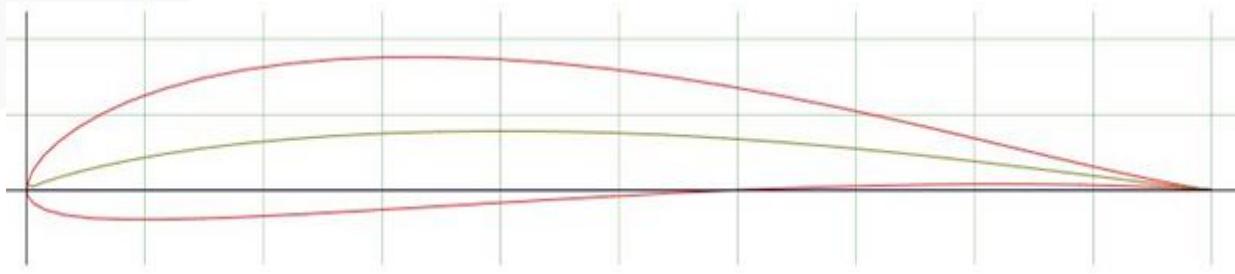
Coefficiente ideale di portanza del profilo: $CL_i = 0.8258$

Coefficiente di portanza massima dell'UAV: $CL_c = 1.7$

Coefficiente di portanza massima degli ipersostentatori (considerando plain flap): $CL_{HLD} = 0.7$

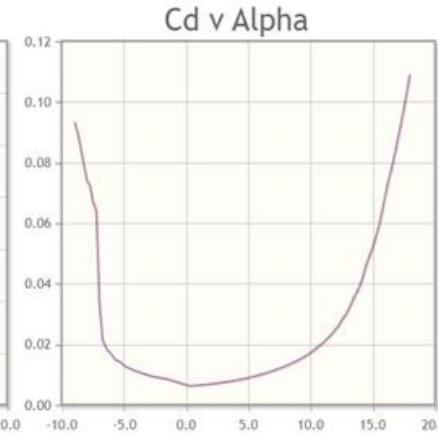
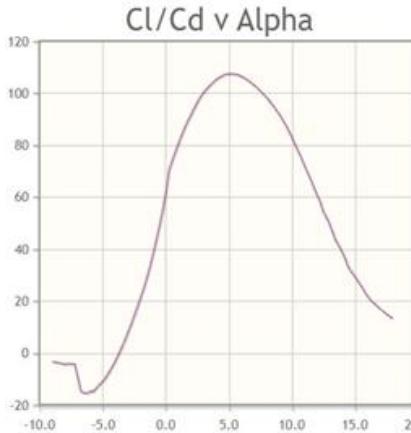
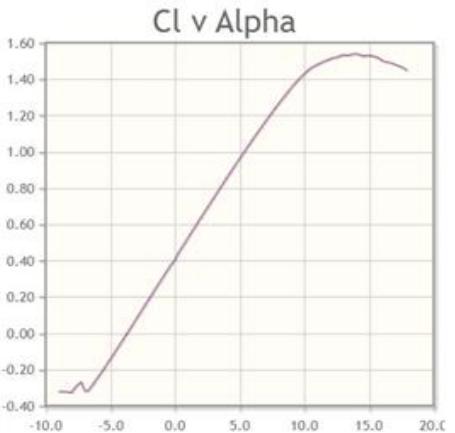
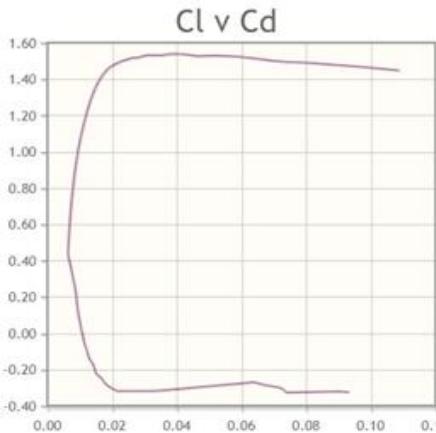
Coefficiente di resistenza ideale del velivolo: $CD = 0.0263$

Profilo alare



SELIG 2091-101-83

$Re \approx 500000$ per UAV che
vola a quota = 800 m
velocità di crociera = 25 m/s

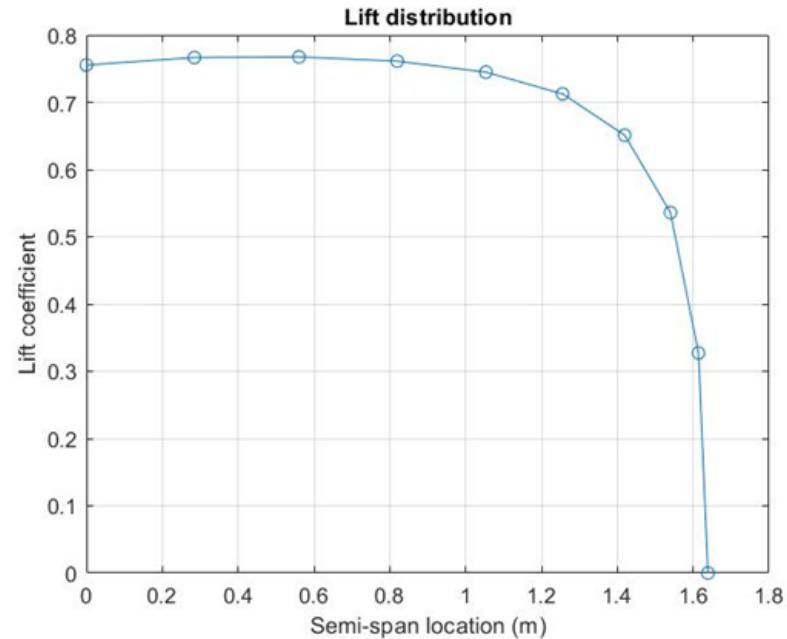


Carichi alari ottenuti con la teoria della linea portante

Rispetto all'ala definita precedentemente sono state apportate le seguenti modifiche:

- ala trapezia al posto di ala rettangolare-trapezia;
- $c_{root} = 0.2648$ m;
- $\lambda=0.8$
- $c_{tip} = 0.2118$ m;

La distribuzione ottenuta si avvicina di più a quella ellittica rispetto ad un'ala completamente rettangolare o ad una con taper ratio vicino a 0.3 come precedentemente ipotizzato per l'estremità alare.



Dati ricavati dalla distribuzione di portanza

| | | |
|------------------------|-----------------|----------|
| CL_wing | 0.7183 | cruise |
| CL_wingbody | 0.7983 | cruise |
| L_ala_cruise [N] | 199.6526 | cruise |
| L_ala_cruise [kg] | 20.3519 | cruise |
| L_wingbody_cruise [kg] | 22.6133 | cruise |
| Cl_confronto_cruise | 0.6354 | cruise |
| Cl_confronto_TO | 1.2645 | take off |
| L_wingbody_TO [N] | 176.58 | take off |
| L_wingbody_TO [kg] | 18 | take off |

$$CL_{confronto_cruise} = k((2 \cdot W/S) / (\rho_{cruise} V_{cruise}^2))$$

Risulta verificato che:

$$C_L_{confronto_cruise} < C_{(L_wing)}$$

Si può osservare che i dati ricavati in condizione di crociera rispettano il requisito di sostentamento in volo della massa dell'UAV: l'ala può sostenere 20.35 kg, il complesso ala-fusoliera 22.61 kg (ricavato considerando $k = 0.9$). Per quanto riguarda la fase di decollo, la teoria della linea portante non permette di modellizzare condizioni con incidenze elevate, per cui i risultati non sono affidabili.

Pressione (relativa ad una quota di 800 m) [MPa]

0.0920764

Densità aria [kg/m^3]

1.13364

Origine assi

[0,0,0,0] bordo
d'attacco dell'ala, sezione di
radice

Superficie di riferimento [m^2]

0.7843 (superficie alare)

Raggio di riferimento per il CM [m]

0.2393 (corda media)

Velocità di volo: 25
m/s

Velocità di volo: 27
m/s

CL

0.6873

0.8024

CD

0.0353

0.0409

Lift [N]

190.9822

222.9649

Drag [N]

9.8051

11.3663

CM (beccheggio)

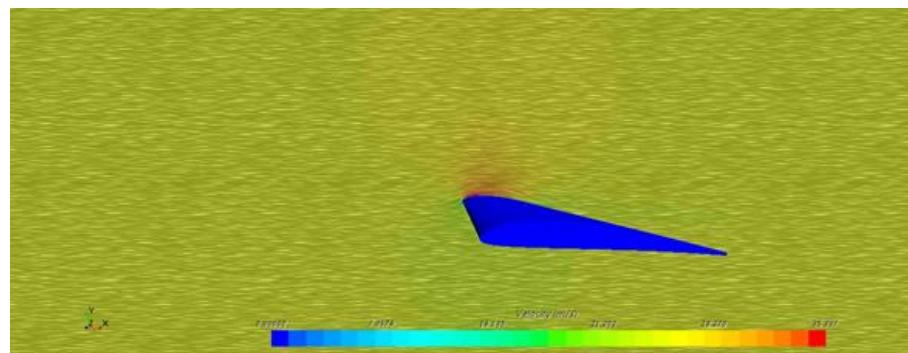
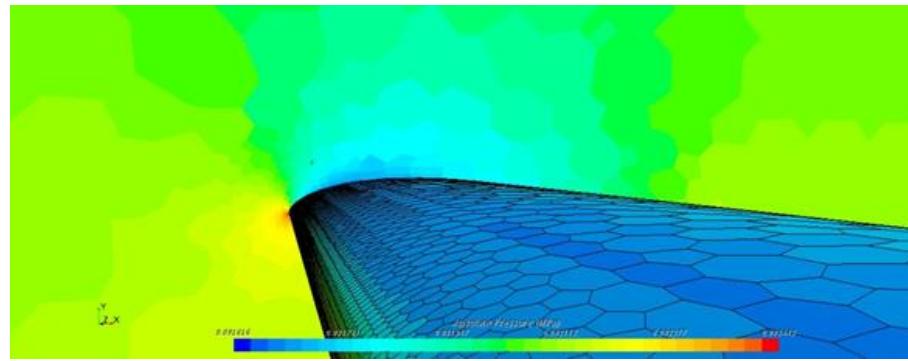
-0.2449

-0.2859

CL linea portante: 0.7183

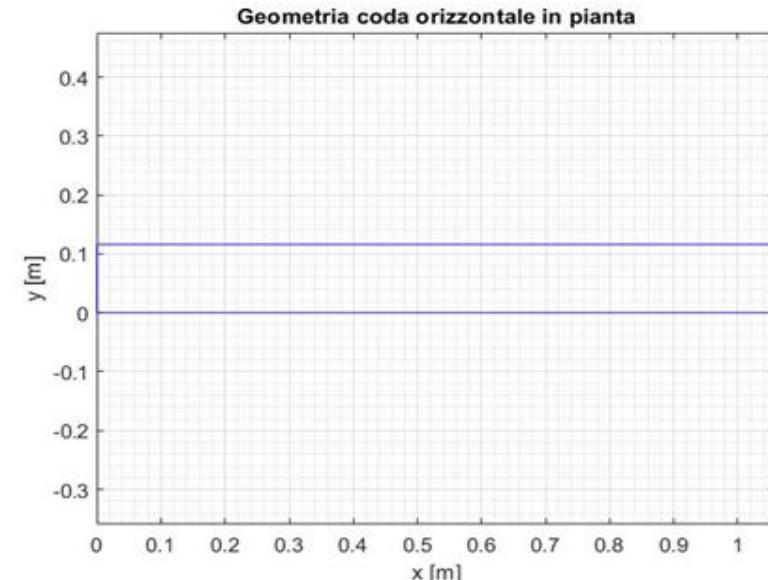
CL CFD: 0.6873

CFD con Star CCM+



Impennaggio orizzontale

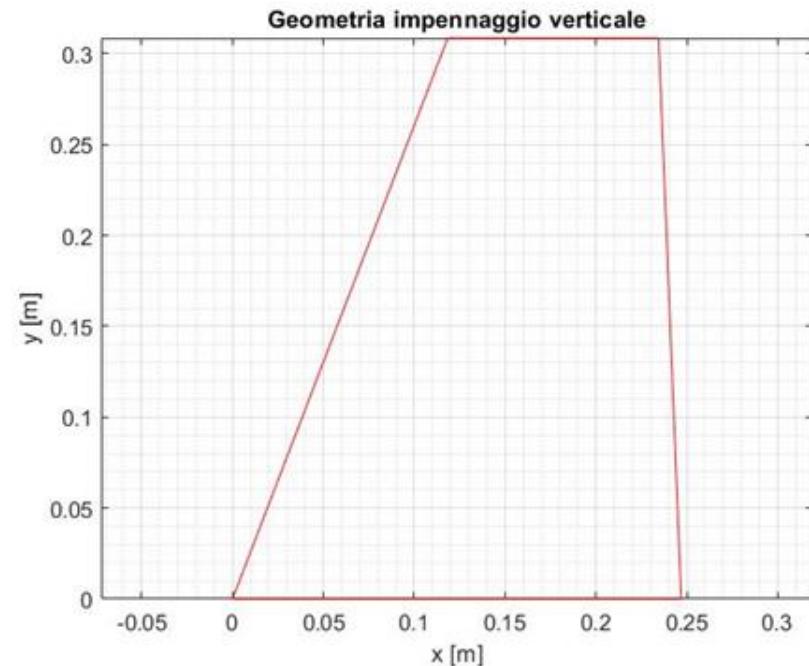
| NACA 0010 | |
|--|---------|
| S_h [m^2] | 0.1226 |
| b_h [m] | 1.0583 |
| c_t [m] | 0.1159 |
| c_r [m] | 0.1159 |
| sweep angle [°] | 0.0000 |
| α twist [°] | 0.0000 |
| Cm_af = wing airfoil pitching moment | -0.0777 |
| Cm0_wf = wing fuselage pitching moment | -0.0678 |
| C_Lh = coefficiente di portanza coda | -0.3589 |
| AR_h = $[2/3]*AR$ | 9.1333 |
| h - h0 [m] | 0.0500 |
| λ_h | 1.0000 |



Le dimensioni dell'impennaggio orizzontale sono state ricavate considerando le formule e i valori statistici presenti in letteratura, cercando di ottenere dei valori credibili (tramite il confronto con le dimensioni degli impennaggi di altri UAV della stessa categoria).

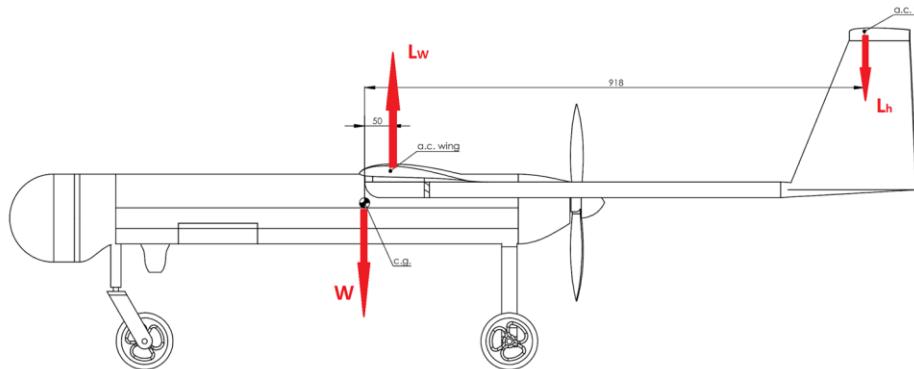
Impennaggio verticale singolo

| | NACA 0010 |
|-------------------------------|-----------|
| S_v [m^2] | 0.1120 |
| S_v [m^2] singolo impennaggio | 0.0560 |
| b_v [m] | 0.3085 |
| c_t [m] | 0.1160 |
| c_r [m] | 0.0000 |
| AR_v | 1.7000 |
| λ_v | 0.4700 |
| $l_v = l_{opt}$ [m] | 0.9184 |
| sweep angle [°] | 21 |



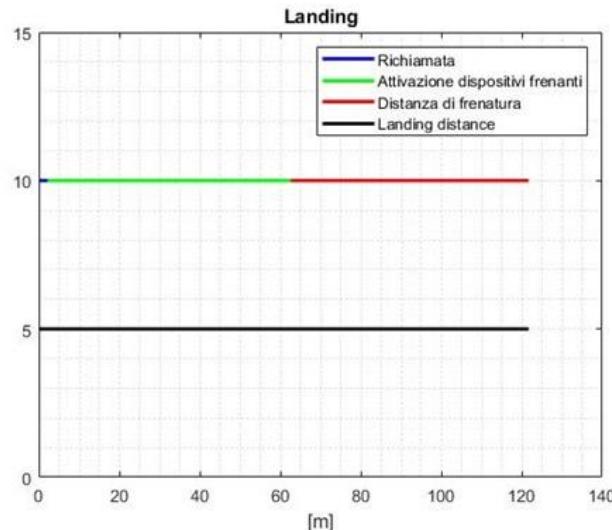
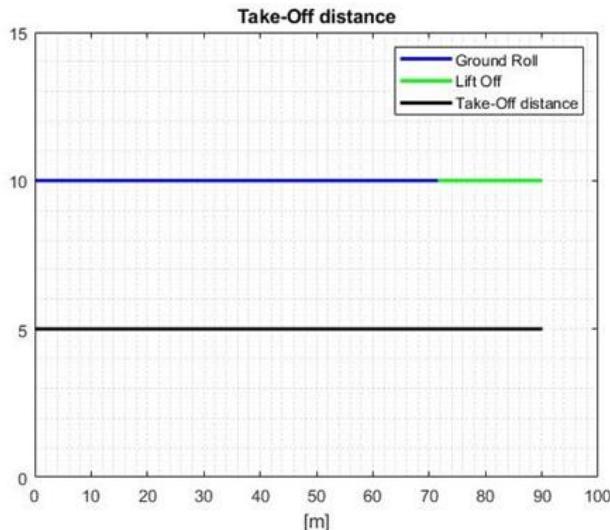
Il taper ratio dei due impennaggi verticali è stato dimensionato per avere la corda al tip della stessa lunghezza della corda dell'impennaggio orizzontale.

Stabilità statica longitudinale



| | |
|---------------|----------------------|
| CL α H | 5.2154 1/rad |
| αh | -4.083° |
| ϵ | 2.9444° |
| i_h | -2.8856° |
| C $m\alpha$ | -3.6660 1/rad |

Calcolo delle distanze di decollo e atterraggio

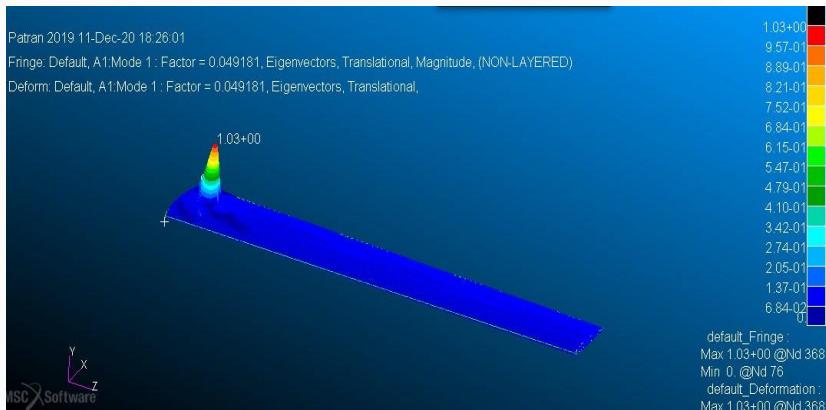
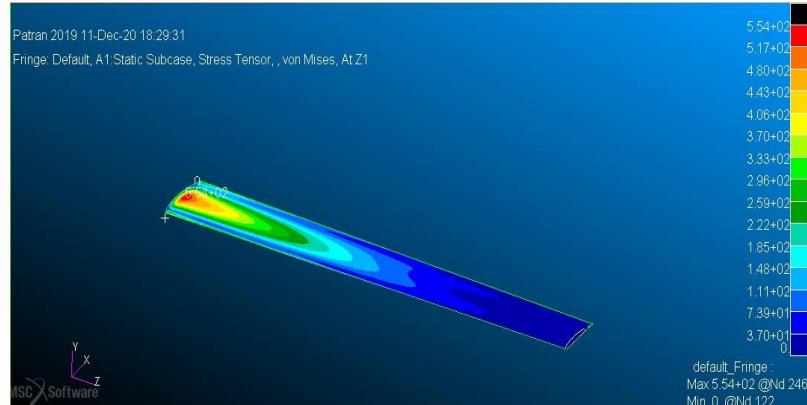
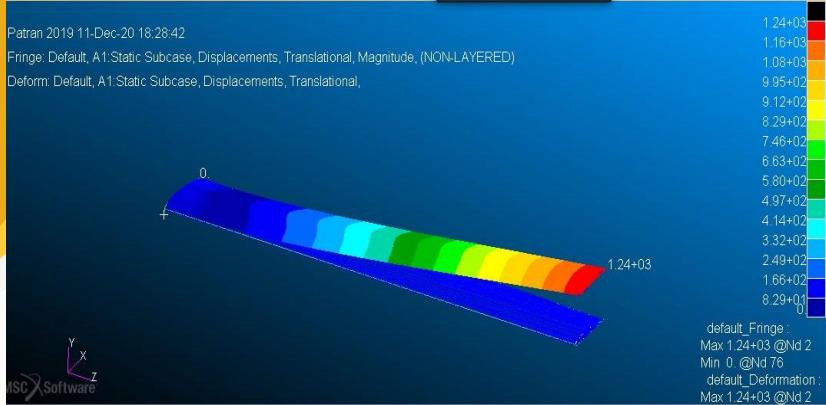


| | Decollo | Atterraggio |
|----------|----------------|-----------------|
| Distanza | 90.13 m | 121.74 m |

Materiali

| | Carrello / Rinforzi | Ala / Impennaggi | Fusoliera / Supporti | Superficie Trasparente |
|--|---------------------|------------------|----------------------|------------------------|
| Materiale | Alluminio 2024 T3 | PARA GF50 | PA66 CF40 | PS (Heat Resistant) |
| Densità [g/cm ³] | 2.75 | 1.75 | 1.35 | 1.45 |
| Modulo di Young [GPa] | 75 | 19 | 20.4 | 3.4 |
| Modulo Flessionale [GPa] | 20 | 20 | 28 | 3.3 |
| Energia di processo [MJ/kg] | 14 | 6 | 22.6 | 17 |
| σ_y/σ_R [MPa] | 450 | 310 | 260 | 50 |
| Max T Service [°C] | 200 | 199 | 127 | 95 |
| Robustezza (Charpy) [kJ/m ²] | 70 | 80 | 55 | 0.3 |
| Prezzo [€/kg] | 2.4 | 5.29 | 19.10 | 1.40 |

Prima Analisi Strutturale



$$\begin{cases} \nu < 10\% \\ \sigma > \sigma_r \\ BLF < 1 \end{cases} \quad \begin{cases} \sigma_{PARA} = 310 \text{ MPa} \\ \sigma_{2024} = 450 \text{ MPa} \end{cases}$$

Risultati Pre Ottimizzazione

Patran 2019 28-Dec-20 12:11:12

Fringe: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A1:Static Subcase, Displacements, Translational,



Patran 2019 28-Dec-20 12:13:06

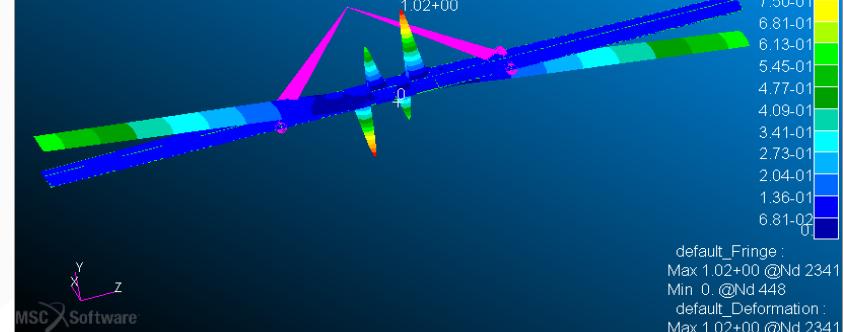
Fringe: Default, A1:Static Subcase, Stress Tensor, , von Mises, At Z1



Patran 2019 28-Dec-20 12:16:05

Fringe: Default, A1:Mode 1 : Factor = 0.57544, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)

Deform: Default, A1:Mode 1 : Factor = 0.57544, Eigenvectors, Translational,



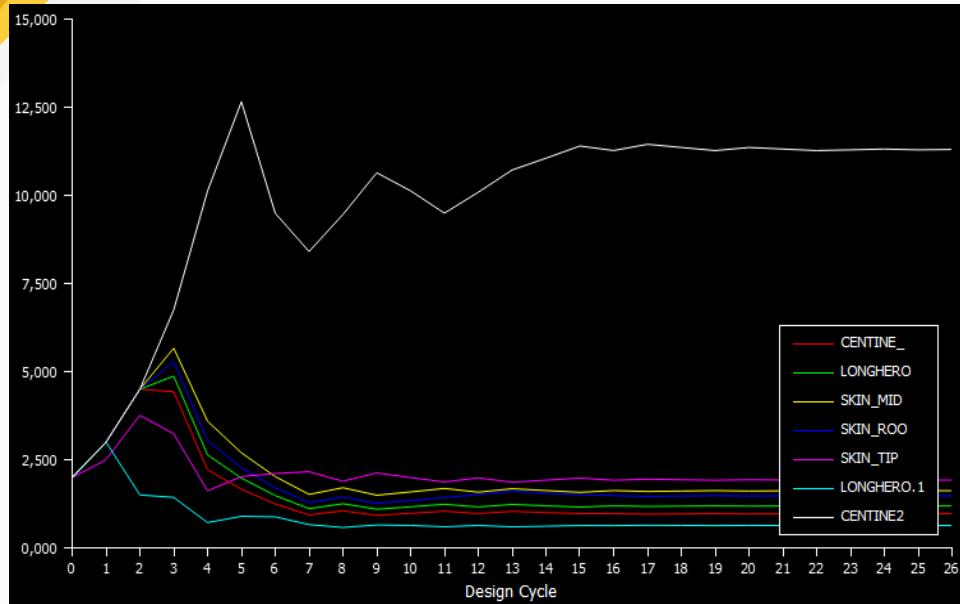
Patran 2019 28-Dec-20 12:14:02

Fringe: Default, A1:Static Subcase, Stress Tensor, , von Mises, At Z1



Spessori

| DESIGN VARIABLES | | | | | | |
|------------------|-----------|----------|-------------|------------|-------------|--|
| INTERNAL ID | DESVAR ID | LABEL | LOWER BOUND | VALUE | UPPER BOUND | |
| | 1 | CENTINE_ | 1.0000E-03 | 9.6715E-01 | 1.0000E+20 | |
| | 2 | LONGHERO | 1.0000E-03 | 1.1889E+00 | 1.0000E+20 | |
| | 3 | SKIN_MID | 1.0000E-03 | 1.6206E+00 | 1.0000E+20 | |
| | 4 | SKIN_ROO | 1.0000E-03 | 1.4774E+00 | 1.0000E+20 | |
| | 5 | SKIN_TIP | 1.0000E-03 | 1.9198E+00 | 1.0000E+20 | |
| | 6 | LONGHERO | 1.0000E-03 | 6.3149E-01 | 1.0000E+20 | |
| | 7 | CENTINE2 | 1.0000E-03 | 1.1302E+01 | 1.0000E+20 | |

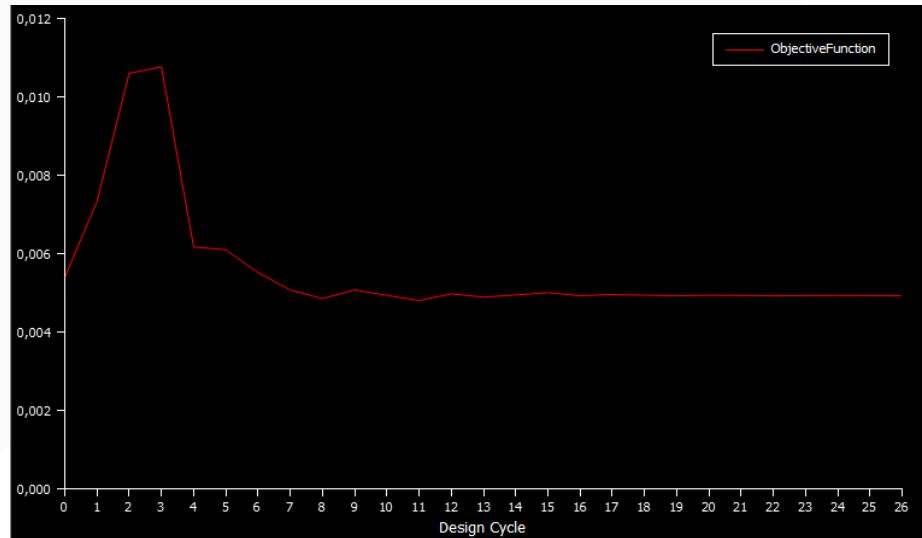


Confronto Peso

```
*****
*          MASS PROPERTIES REPORT
*****
```

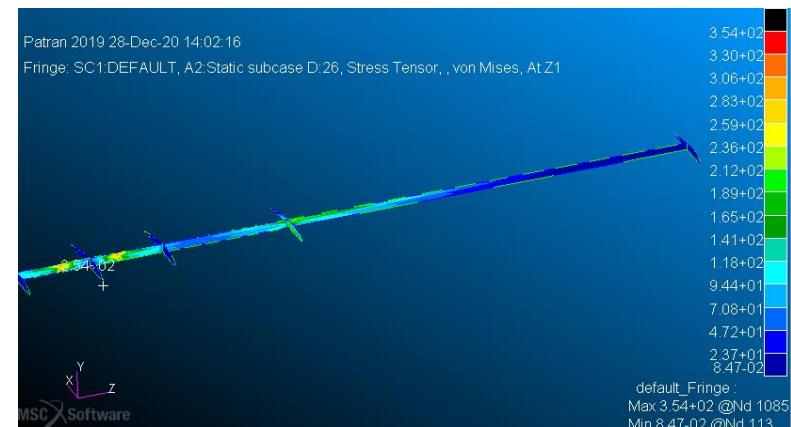
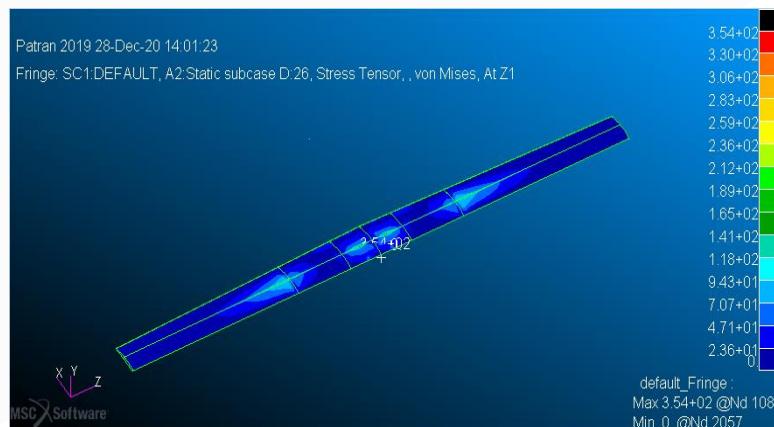
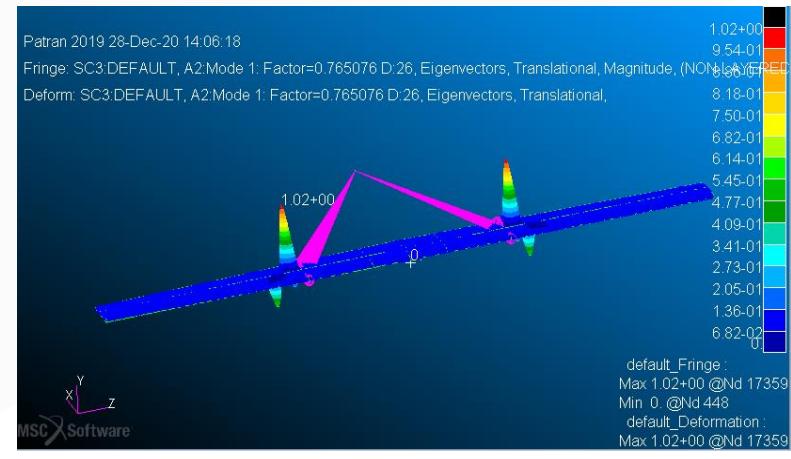
Scalar Properties:

| Volume | Mass |
|--------------|----------|
| 3133499.7500 | 0.005395 |



| ----- DESIGN OBJECTIVE ----- | | | | | | | |
|------------------------------|--------|----------|----------------------------|---|--------------------|---------------|-------|
| INTERNAL RESPONSE | | RESPONSE | MINIMIZE OR MAXIMIZE | | SUPERELEMENT ID | SUBCASE ID | VALUE |
| ID | DRESPx | TYPE | MINIMIZE | 0 | 0 | 4.9265E-03 | |
| 1 | DRESP1 | WEIGHT | | | | | |

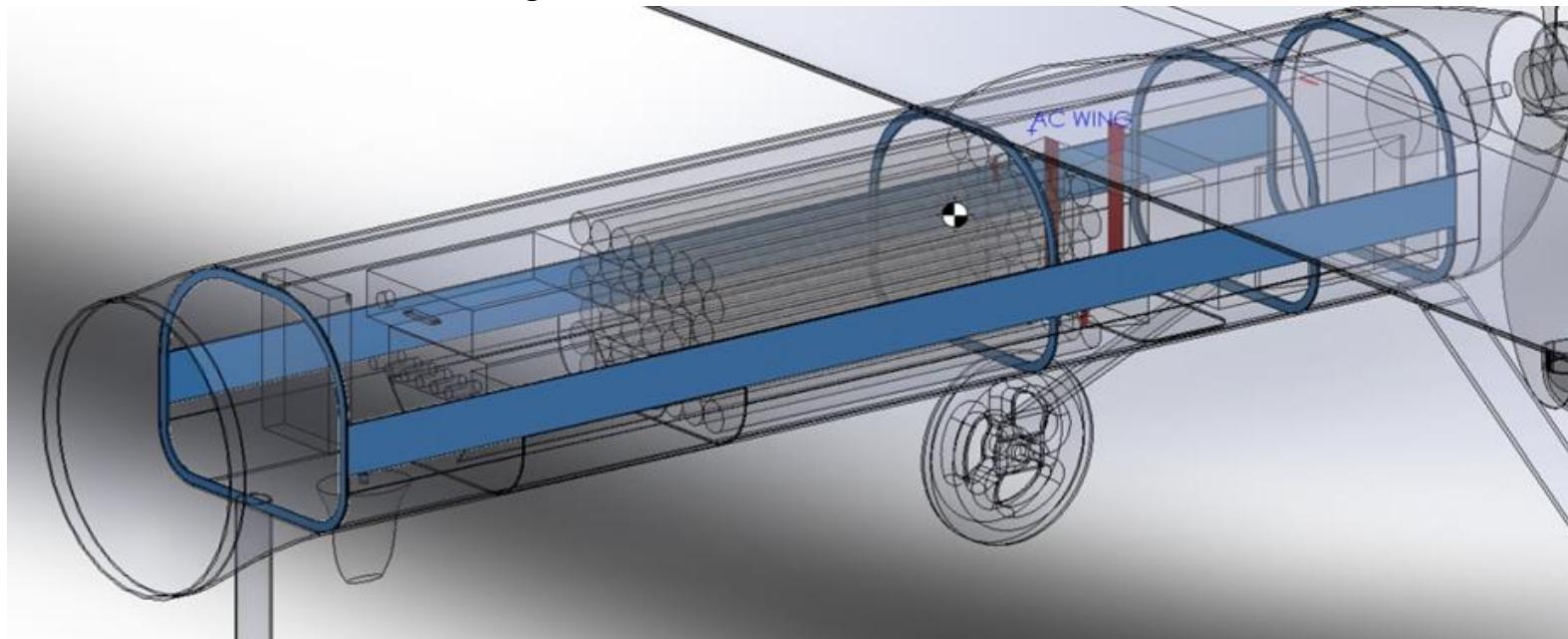
Risultati Post Ottimizzazione



Configurazione Fusoliera

Rinforzi strutturali (2024-T3) della fusoliera:

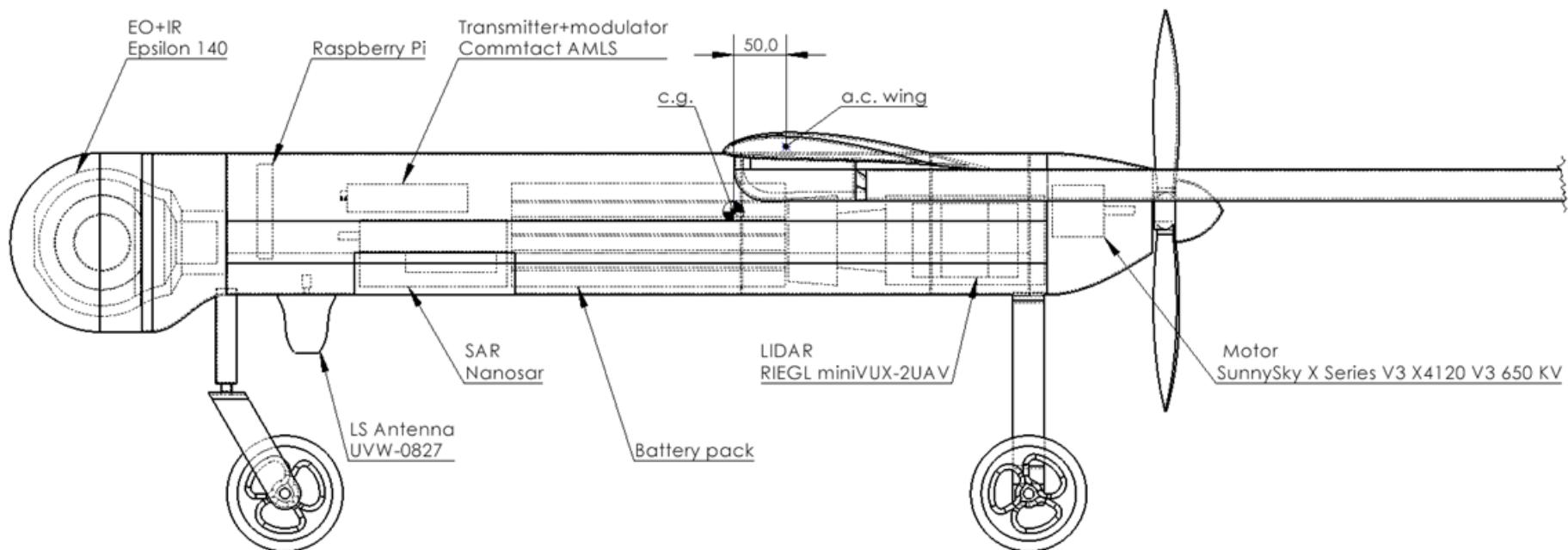
- 1 ordinata in corrispondenza dei carrelli posteriori ;
- 1 ordinata in corrispondenza del carrello anteriore;
- 2 ordinate di supporto per l'ala;
- 2 longheroni laterali.



Configurazione Fusoliera

Vincoli da rispettare per la disposizione dei componenti::

- Campi di vista dei sensori (EO+IR; SAR; LIDAR) non ostruiti da ostacoli;
- Ordinate in corrispondenza dei carrelli e dell'ala;
- Minimizzare distanza tra antenna LS e Trasmettitore-modulatore;
- Distanza relativa tra centro di gravità e centro aerodinamico $h-h_0 = 50$ mm.







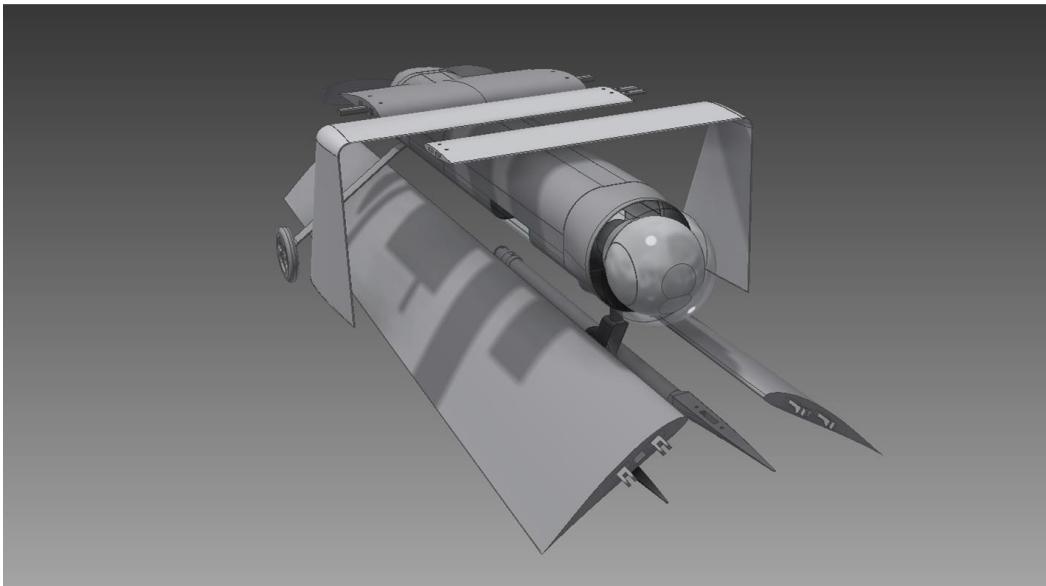
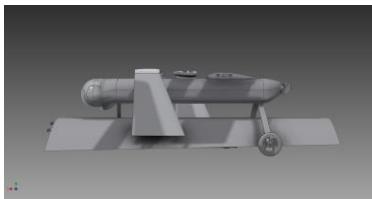
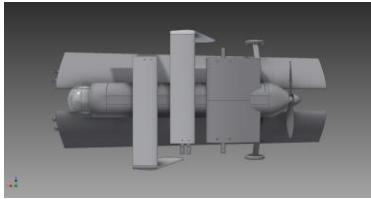
- Massa Struttura: 8.27 kg
- Massa Totale del velivolo: 21.29 kg



Assemblaggio UAV

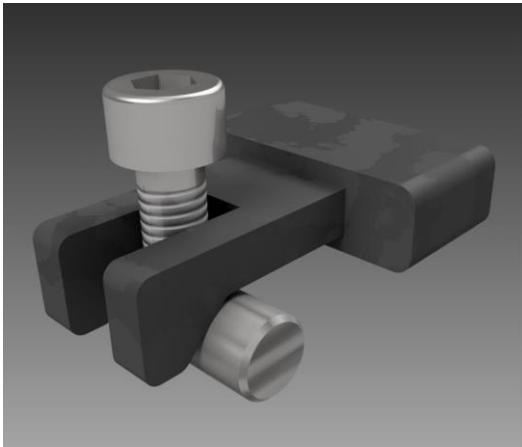
Trasporto smontato in parti:

- Semiali
- Fusoliera
- Impennaggi
- Supporti impennaggi



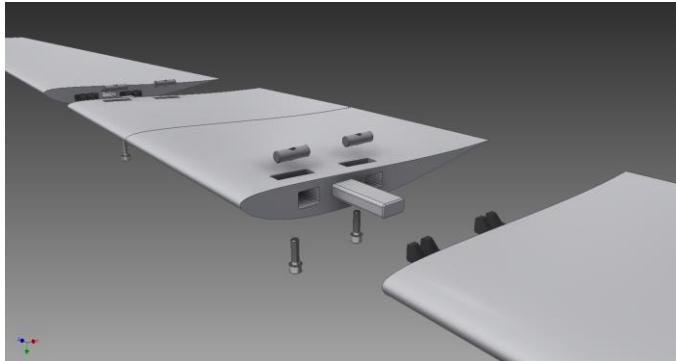
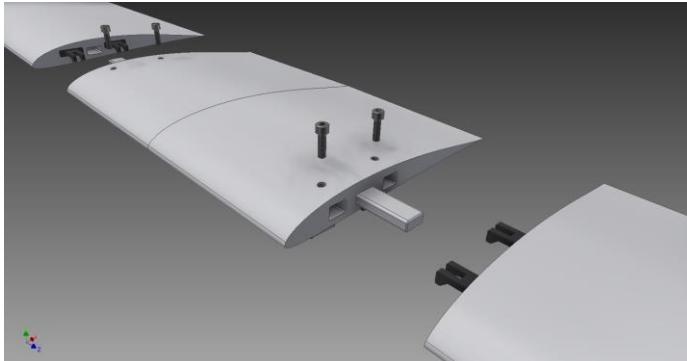
INGOMBRO TOTALE:
~ 1470 x 420 x 680 mm

Bloccaggio semiali



Le semiali scorrono su un mezzo longherone e sono tenute in posizione da un meccanismo di tensionamento.

Facilità di montaggio
Rigidità flessionale
Gioco di giunzione ridotto.

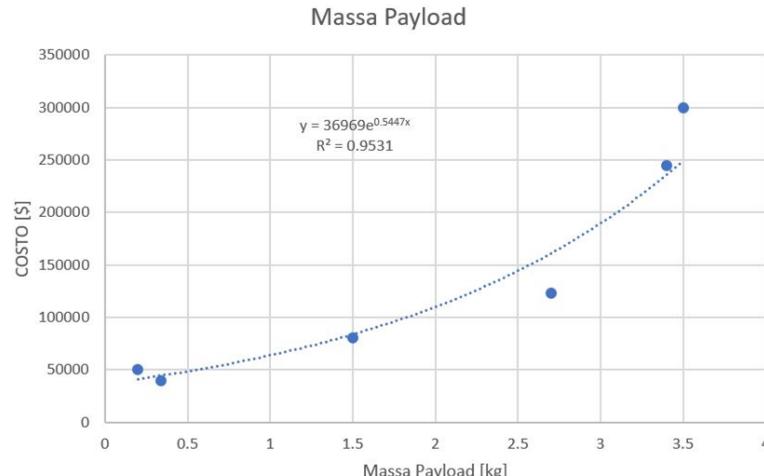
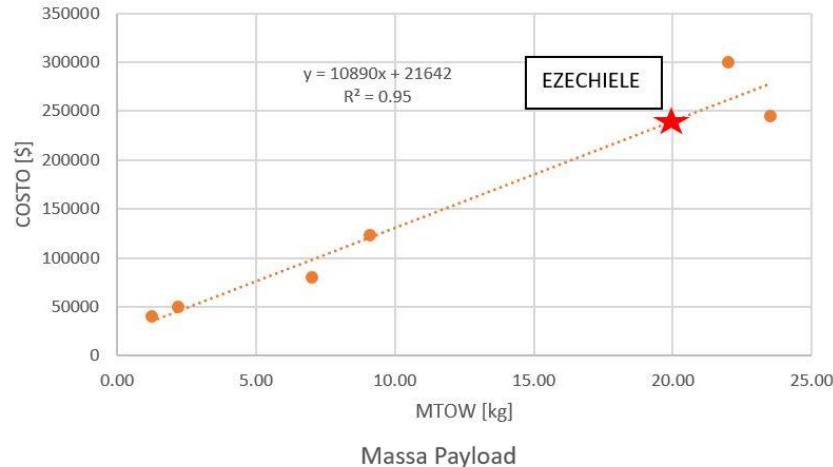


Procedura di assemblaggio

https://www.youtube.com/watch?v=Kq6P1BDK0hM&ab_channel=VincenzoAlbertoDiMichele

Analisi dei costi

- ▶ Reperire i prezzi di vendita dei velivoli di riferimento
- ▶ Selezionare i velivoli sui quali si ha una ragionevole sicurezza sul prezzo
- ▶ Scegliere dei Cost Driver e tracciare dei fit in funzione di essi
- ▶ Confrontare i risultati con quanto disponibile in letteratura



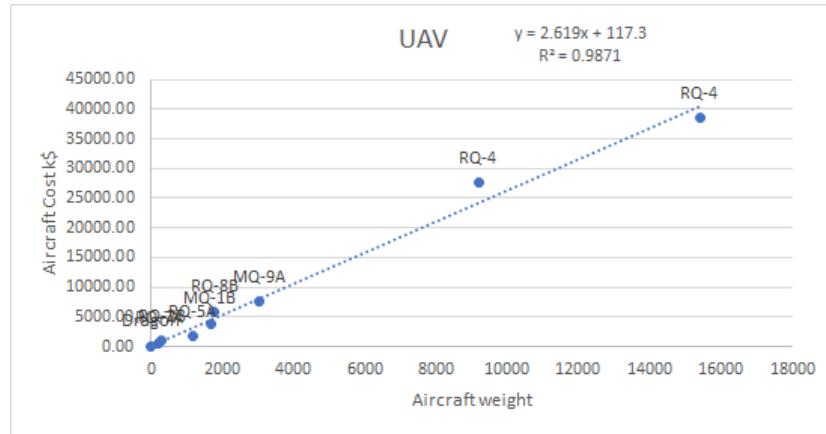
Analisi dei costi

COST DRIVER: MTOW

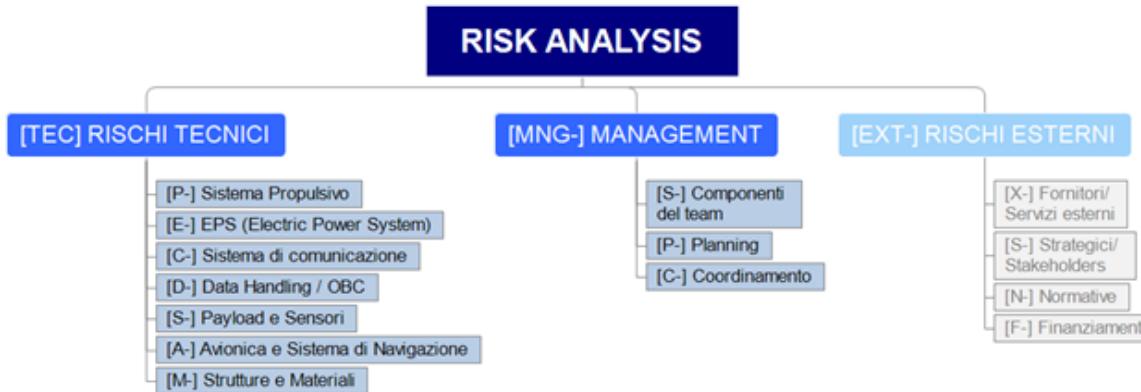
- Prezzo secondo la nostra base statistica: 232776,2 \$
- Prezzo secondo la base statistica della letteratura (costi attualizzati): 239447 \$

COST DRIVER: Massa payload

- Prezzo secondo la nostra base statistica: 563170 \$

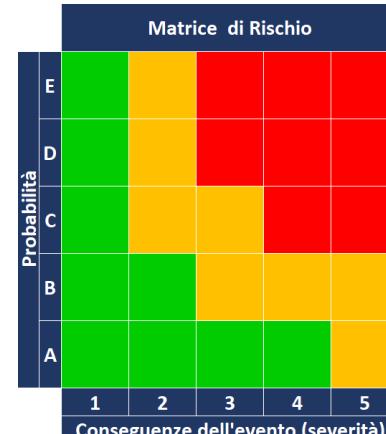


Analisi dei Rischi

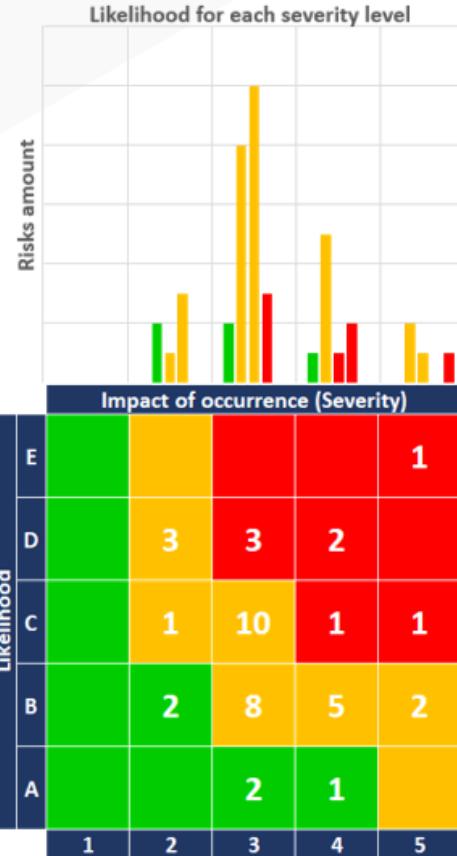


| PUNTEGGIO DI SEVERITÀ | Impatto sulle performance |
|-----------------------|---|
| 5 | Massima: non accettabile, gli obiettivi tecnici non possono essere raggiunti, non sono possibili alternative |
| 4 | Alto: riduzioni significative nelle performance tecniche, degradazione della missione. Alternative e compensazioni potrebbero essere possibili |
| 3 | Medio: riduzioni moderate delle performance tecniche, alternative e compensazioni sono possibili |
| 2 | Basso: riduzioni moderate, performance per lo più mantenute |
| 1 | Minimo: effetto scarso o assente |

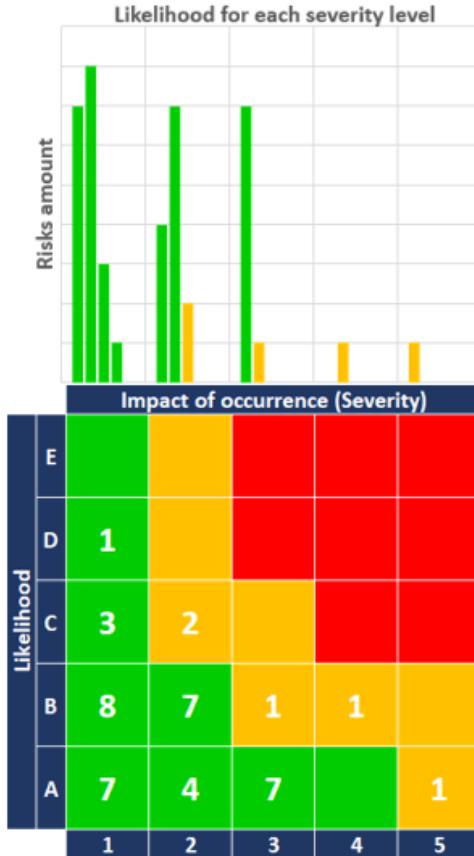
| SCALA | Probabilità dell'evento | |
|-------|-------------------------|----------------------------|
| E | Massima | Quasi certezza che avvenga |
| D | Alta | Alta probabilità |
| C | Media | Probabile |
| B | Bassa | Poco probabile |
| A | Minima | Veramente improbabile |



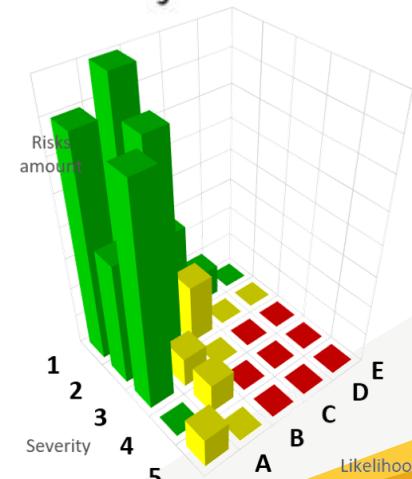
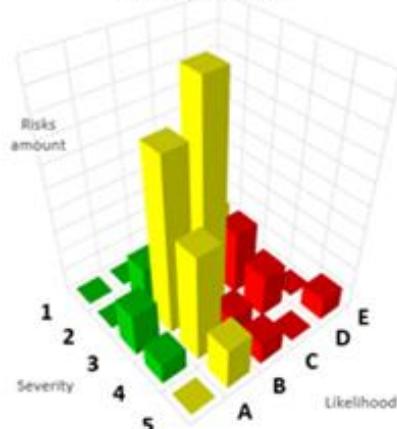
PRIMA



DOPO



Risks distribution



Conclusioni

Step iterativi successivi:

- Aggiunta di centine alari al tip
- Considerare l'ipotesi di sostituire il PARA GF50 con il PA66 CF40, e l'utilizzo di un tessuto come lo SPECTRE per la fusoliera.
- Valutazione sulla velocità di volo e del motore utilizzato
- Effettuare un'analisi più dettagliata dell'aerodinamica
- Effettuare un'analisi più approfondita della comunicazione di comando e relativo Link Budget

Grazie per l'attenzione!

https://www.youtube.com/watch?v=biodUuVgOs&ab_channel=VincenzoAlbertoDiMichele