

Politecnico di Torino



PROGETTAZIONE DI UN ELICOTTERO CON SPECIALIZZAZIONE SAR

Progettazione di veicoli aerospaziali

A1-Elicottero



ANNO ACCADEMICO 2020-2021

1 INTRODUZIONE

Abstract

Il seguente report ripercorre le fasi di progettazione di un elicottero convenzionale.

La scelta è ricaduta su una configurazione da soccorso alpino, con possibilità future di riconfigurazione in altri allestimenti più commerciali, per non precludere altri utilizzi. Il processo di *conceptual design* seguito si basa sia su formulazioni analitiche, sia su approssimazioni derivanti da campioni statistici e storici.

Data la natura preliminare del progetto non sono stati approfonditi e ottimizzati tutti i sistemi e strutture costituenti la complessa macchina. Tuttavia, nella parte finale si è dato spazio ad un aspetto essenziale: gli interni e allestimenti caratteristici della specializzazione SAR.

La maggior parte degli aeromobili ad ala rotante, al giorno d'oggi, è realizzata partendo da un mezzo già esistente, modificando il progetto a seconda degli specifici requisiti di missione.

In questa trattazione, si è considerato come riferimento un aeromobile moderno come l'UH145 e l'AW109, ma facendo ampio uso di analisi statistiche, trattazioni teoriche seguendo il modello presentato dalla guida (1).

I requisiti di progetto sono stati imposti con un'ottica lungimirante, cercando di migliorare le tecnologie esistenti, attraverso soluzioni realizzabili, in modo da permettere un'entrata in servizio del mezzo nei prossimi 10-15 anni. Una forte logica innovativa *product-oriented* è stata applicata in ogni ambito del progetto, sebbene, in campo elicotteristico, le innovazioni dal punto di vista meccanico siano comunque limitate.

Lo scopo e le sfide principali di ogni progetto sono quelle di ottimizzare la cosiddetta *mission effectiveness* del prodotto, funzione delle performance pure, dell'affidabilità, della disponibilità e del costo relativo a tutta la vita operativa del mezzo (*Life Cycle Costs*).

In questi parametri rientrano fattori operazionali, economici, gestionali. In particolare, per un elicottero che si pone come principale obiettivo il soccorso, sono da considerare prioritari la disponibilità, ovvero la probabilità che il prodotto sia pronto per operare o che stia operando e la capacità di resistere ad ambienti ostili.

Il Nightingale

Il *Nightingale*, risultato del progetto, è un mezzo ad ala rotante con architettura convenzionale. Pensato principalmente per scopi SAR, risulta però avere tutte le carte in regola per entrare a buon titolo nel mondo degli elicotteri VIP, off-shore e di trasporto.

Le sue caratteristiche intermedie di peso massimo al decollo, range e payload, lo rendono ideale in tutti quegli scenari dove un elicottero pesante risulta essere costoso e sovradimensionato mentre un elicottero di piccola categoria non permetterebbe le operazioni desiderate.

In termini di requisiti di missione un elicottero SAR necessita di elevata velocità e manovrabilità, bassi livelli di vibrazioni ed emissioni acustiche, un payload considerevole, alta riconfigurabilità, affidabilità, manutenibilità e disponibilità. I requisiti di progetto portano, generalmente, ad un peggioramento delle performances generali dell'aeromobile, aggravate da una struttura poco aerodinamica, pesante e mal organizzata, in quanto non nata per scopi SAR, ma solo successivamente adattata. Da qui l'idea innovativa di progettare un elicottero concepito principalmente per questo utilizzo, senza tuttavia porsi limitazioni riguardo al genere della missione.

2 PRELIMINARY ANALISYS

2.1 Analisi statistica

La prima stima da cui partire, in ogni progetto, riguarda il peso, in particolare il MTOM (*Maximum Take Off Mass*). Per ottenere valori plausibili, è stata compilata una tabella (vedi Rif. 1 Analisi statistica) con le principali caratteristiche di 15 mezzi ad ala rotante, con tipologia di missione simili a quelle del nostro elicottero.

Data la scarsa disponibilità di aeromobili ad ala rotante progettati specificatamente per azioni di *Search And Rescue*, l'analisi ha incluso anche quelli non ideati unicamente per questa attività.

Da questa analisi statistica, si è deciso di fissare un primo valore di **MTOM pari a 4000 kg**, in modo da considerare il mezzo *all-purpose*, in una categoria di pesi che vede un numero limitato di elicotteri presenti sul mercato. Il *Nightingale* cerca di inserirsi in questo segmento, proponendosi come un prodotto versatile e ben inserito nel mondo dell'ala rotante.

Altri TLAR (*Top Level Aircraft Requirements*) devono essere stabiliti fin dalle prime fasi del progetto.

Sempre suffragata dall'analisi statistica è la scelta della **velocità massima di 160 knots**, al limite per un veicolo ad ala rotante convenzionale, un **range di 750 km**, un **numero di pale pari a 4** e un **payload di 1.5-2 tonnellate**.

MTOM	4000 kg
Payload	1500/2000 kg
Range	750 km
Velocità massima	160 knots
Numero di pale	4

Tabella 1: TLAR

3 PROGETTAZIONE MECCANICA

3.1 Progetto del rotore principale

Di seguito si riportano gli *step* per la determinazione, di prima approssimazione, delle caratteristiche del rotore principale. Per rendere snella la trattazione, nella tabella sottostante sono riportati i risultati più rilevanti, mentre in [APPENDICE 1](#) si trovano i procedimenti e altre grandezze rilevanti come il coefficiente di trazione.

Per la stima del coefficiente di spinta, tenendo presente il tipo di missione, si sceglie una **quota di riferimento di 3000 metri** ($\rho=0.909 \text{ kg/m}^3$), in modo da seguire **un approccio conservativo**.

<i>OEW</i>	2200-2000 kg
<i>GM</i>	3200 kg/s
V_{TIP}^{max}	204 m/s
<i>DL</i>	27 kg/m ²
R_{mr}	6.14 m
<i>S</i>	118.37 m ²
Ω_{mr}^{max}	33.22 rad/s

Tabella 2: Risultati

3.2 Solidità

Per il calcolo della solidità del rotore, è necessario dapprima calcolare il massimo rapporto di avanzamento:

$\mu^{max} = \frac{V^{max}}{V_{TIP}}$, la cui velocità massima di avanzamento di 160 nodi è dettata dai requisiti.

Il valore ottenuto è di **0.4175**, per cui si decide di abbassare a **150** nodi la V^{max} , in modo che questa sia pari al **39%** della velocità tangenziale all'estremità di pala (un valore mediamente più consono).

Sperimentalmente si può valutare il *blade loading* ($BL = C_T/\sigma$) in funzione dell'*advance ratio*.

Il seguente grafico, preso da letteratura, mostra come il collettivo determini, a parità di μ^{max} , diversi valori di C_T/σ . Il valore di C_T elevato trovato (si veda [THRUST COEFFICIENT](#)), ci suggerisce di applicare un angolo di collettivo (θ) di almeno 10° e di considerare uno svergolamento della pala adeguato a soddisfare complessivamente il requisito imposto dal coefficiente stesso.

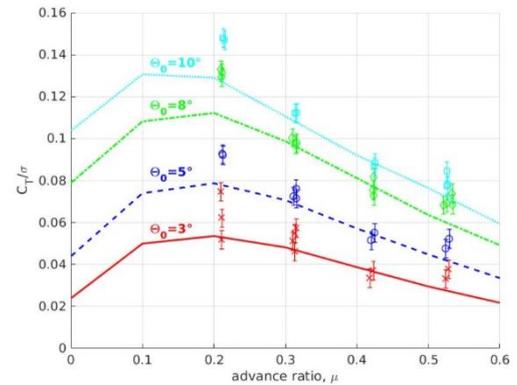


Figura 1: blade loading e rapporto di avanzamento, parametrizzato con il collettivo

Inoltre, considerando che i valori nominali di θ per un elicottero sono normalmente compresi tra i 2 e 21 gradi, il pilota presenta ancora un ampio margine per salire di quota. Solitamente, seppur analiticamente la scelta ottimale ricadrebbe su uno svergolamento di tipo iperbolico, si opta per una soluzione di approssimazione dell'andamento ideale dello svergolamento, e cioè lineare a tratti.

Il valore di **BL** trovato vale **0.09** e, conseguentemente, la solidità: $\sigma = \frac{C_T}{BL} = \mathbf{0.0833}$

I valori tipici di σ ricadono all'interno del range 0.1-0.01, per cui il σ è accettabile.

3.3 Numero di pale

Il numero delle pale è funzione del raggio del rotore, vibrazioni e peso. In generale, per una data solidità, più pale sono richieste se il raggio e la corda vanno mantenuti piccoli.

Gli effetti delle vibrazioni del rotore principale sono tra i fattori più determinanti nella scelta. La fusoliera dell'elicottero può vibrare alla frequenza fondamentale del rotore, così come ai suoi multipli interi

$P \cdot (N \cdot \Omega)$, dove N è il numero di pale. Se la struttura vibra alla fondamentale, oltre che alle frequenze multiple della stessa, allora il rotore risulterà sbilanciato e/o non allineato. Dunque, l'effetto delle vibrazioni del rotore sull'*airframe* può essere ridotto incrementando il numero di pale, ma ciò comporta, allo stesso tempo, un aumento nel peso e nella complessità del mozzo, che agisce come modulatore dinamico. Si sceglie **$N = 4$** , numero che potrà essere poi modificato in base ai successivi risultati.

3.4 Corda, Aspect Ratio & Coefficiente di portanza

Storicamente, il valore dell'*aspect ratio* è tra 15 e 20. I nostri calcoli ci portano ad ottenere:

$$\bar{c} = \frac{\sigma R_{mr} \pi}{N} = \mathbf{0.4016} \quad AR = \frac{R_{mr}}{\bar{c}} = \mathbf{15.28}$$

Il coefficiente medio di portanza è funzione del coefficiente di spinta e della solidità: $\bar{C}_L = 6 \frac{C_T}{\sigma} = \mathbf{0.54}$

4 SELEZIONE DEL PROFILO AERODINAMICO

In generale, lungo il raggio della pala, vengono identificate tre aree in ciascuna delle quali il profilo deve possedere delle caratteristiche aerodinamiche specifiche. Le caratteristiche di queste tre zone sono riassunte nella tabella (Rif. 2 Requisiti profili) in [TABELLE E IMMAGINI](#).

In particolare, si può osservare che:

- Il requisito del $C_{L,max}$ alto per $M=0.4$ al tip è finalizzato all'ottenimento di elevati valori di portanza, ad evitare lo stallo della pala retrocedente e anche alla riduzione delle vibrazioni quando le velocità di volo sono alte;
- Il requisito $C_L/C_D \geq 60$ per $M=0.6$ e $C_L = 0.7$ è volto a ridurre la potenza necessaria richiesta in hovering;
- Il principale criterio per la scelta del profilo da utilizzare alla radice e nelle sezioni vicine è che, per $M = 0.4$, il $C_{L,max}$ del profilo sia alto;
- Infine, per tutti i profili lungo l'apertura della pala, è richiesto un coefficiente di momento di beccheggio C_{m0} basso (tendente a zero) in corrispondenza di $C_L=0$ e $M=0.4$: $C_{m0} \geq -0.01$. Questo criterio è finalizzato sia alla diminuzione dei carichi agenti sui sistemi di controllo dell'angolo di pitch delle pale sia al contenimento della flessione delle pale e degli indesiderati effetti aerodinamici che ne conseguono.

Nell'ambito di questa fase preliminare del progetto si decide di scegliere solamente due differenti profili: uno per le sezioni che si trovano al *tip* e l'altro per le sezioni a partire dalla radice fino ad un'estensione pari al 90% dell'apertura alare.

Tramite un'analisi di *trade-off*, basata su statistica e da letteratura, si evince che:

	NACA0012	Vr12	ILH212	MOD01	MOD11	MOD12	ILH312
$C_{lmax} (M=0.4)$	1.08	1.45	1.42	1.53	1.81	1.78	1.62
$C_{m0} (M=0.4)$	0,0000	-0,0060	-0,0010	-0,0023	-0,0060	-0,0040	-0,0010
$Cl/Cd (M=0.6, Cl=0.7)$	53,0000	60,0000	62,0000	60,0000	43.5	45,0000	69,0000
$M_{dd} (Cl=0)$	0.775	0.8	0.78	0.78	0.78	0.79	0.81
$Cd (M=0.8, Cl=0)$	0.014	0.0125	0.016	0.0165	0.018	0.016	0.012

- *Inner & outer part*: confrontando i vari parametri aerodinamici, il profilo **ILH 312** è quello che risponde meglio ai requisiti. Tale profilo viene utilizzato per il 90% dell'apertura radiale: si estende perciò sia nell'*inner* che nell'*outer part*, in quanto soddisfa al meglio tutti i requisiti di entrambe le zone.
- *Blade tip*: i due profili migliori per questa parte di pala sono il **V23010** e il FX69-H-098. In particolare, nonostante il primo profilo abbia un valore di M_{dd} pari a 0.79, che risulta essere leggermente inferiore a quello definito dal corrispondente criterio, la scelta è ricaduta su di esso perché a parità degli altri parametri presenta un C_L migliore.

	NACA 64A516	V43012	SA13109	FX69-H-098	NACA0006	NACA23015	V23010
$C_{m0} (M=0.4)$	-0,102	0,001	0	-0,01	0	-0,01	-0,009
$C_{lmax} (M=0.4)$	1,47	1,665	1,05	1,25	0,96	1,3	1,46
$M_{dd} (Cl=0)$	0,685	0,65	0,825	0,8	0,875	0,72	0,79
$Cd (Cl=0.6 M=0.6)$	0,0089	0,011	0,0102	0,007	0,015	0,0138	0,0104

4.1 Coefficiente di resistenza e Curva di portanza

Sono stati poi effettuati alcuni calcoli per ognuno dei due profili: si rimanda a [LIFT CURVE SLOPE & DRAG COEFFICIENT](#).

I grafici relativi ai profili sono riportati nel Capitolo [TABELLE E IMMAGINI](#) (Rif. 3 Grafici Cl-alpha).

5 POTENZA: CALCOLI PRELIMINARI

In questa fase si procede con il calcolo della potenza richiesta in fase di *hover* (sia OGE che IGE) e di avanzamento del mezzo, che consente di effettuare una seconda stima migliorativa del peso.

5.1 Prima stima della Potenza in hover

La somma della potenza indotta (P_i) con quella di profilo (P_0) permette di calcolare la potenza totale del rotore principale (P_{mr}) (in *Out of Ground Effect*). La quota di riferimento rimane a 3000 metri, essendo dimensionante rispetto a quella di *sea level*. Di seguito sono riportate le formule per il calcolo delle potenze:

$$B = 1 - \frac{\sqrt{2C_T}}{N} = 0.969, \text{ Tip Loss Factor}$$

$$P_i = \frac{1}{B} \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho S}} = \frac{1}{B} T v_i^* = 391.16 \text{ kW}, \text{ con } v_i^* = \frac{T^{1/2}}{\sqrt{2\rho S}}, \text{ velocità indotta in } hover$$

$$P_0 = \rho S V_{TIP}^3 C_{P0} = 85.82 \text{ kW}, \text{ con } C_{P0} = \frac{\sigma C_{D0}}{8} = 1.04e - 4$$

$$P_{mr} = P_0 + P_i = 476.98 \text{ kW}$$

Si può notare come la potenza indotta sia circa l'80% della potenza complessiva: infatti, un parametro importante che si può definire a questo livello è la figura di merito (FM), rapporto della potenza ideale con quella effettiva. In linea di principio sarebbe pensabile progettare un rotore con FM il più possibile vicina all'unità, ma ciò comporterebbe livelli di carico sul disco molto elevati, quindi un'efficienza del rotore elevata si tradurrebbe in delle pale eccessivamente pesanti, aspetto necessario per sopperire a livelli di carico così elevati. Le prestazioni stesse del rotore verrebbero penalizzate, per cui si opta, al giorno d'oggi, a tendere ad un valore ottimale, che si aggira intorno a 0.8.

$$FM = \frac{P_{id}}{P_{mr}} \sim 0.82$$

Il valore trovato è molto vicino al valore ottimale: ciò permette di evitare di andare ad imporre il valore della *FM*, e quindi di ricalcolare la potenza in *hover*, in un processo iterativo.

5.1.1 Seconda stima del peso

Il peso lordo e a vuoto, la solidità del rotore, l'area del disco e la potenza totale in *hover*, i cui valori preliminari sono stati trovati nei passaggi precedenti, sono solo alcune delle variabili necessarie per raffinare la stima del peso dell'elicottero, che viene svolta seguendo il metodo presentato nella (1).

Si è scelto un valore di *payload* di riferimento, inferiore al valore massimo, di **1200 kg**, associato al *range* percorribile con serbatoi pieni, che richiede statisticamente **800 kg** di **carburante**.

Nell'analisi si è scelto di abbassare l'*empty weight* a **2000 kg**, ipotizzando un maggior uso di materiali compositi negli anni a venire, per incrementare il valore del carico pagante trasportabile dal mezzo. Infatti, considerando il tipo di missione da svolgere, si è ritenuto opportuno effettuare questa ipotesi.

$$MTOM = 4000 \text{ kg} = OEW + Fuel + Payload$$

La prima iterazione, visibile, insieme alle altre, in [TABELLE E IMMAGINI](#), (Rif. 4 Iterazioni per stima peso) ci mostra una diminuzione nel peso a vuoto e di conseguenza della massa al decollo: la variazione, piuttosto contenuta, ci conduce a scegliere un nuovo valore di carico sul disco, che comporta la variazione di quasi tutti i parametri in gioco, comprese le potenze. È interessante notare come il valore di *FM* si avvicini a quello ottimale: ciò è indice del fatto che l'analisi sta andando a convergenza. Se non fosse stato

così, si sarebbero dovuti cambiare i parametri geometrici. Con la seconda, ed ultima, iterazione si ottiene uno scarto del ~5% sul peso, per cui si può considerare di aver raggiunto la convergenza.

5.2 Potenza richiesta in hover IGE

Nel caso di volo a punto fisso con una distanza al suolo inferiore al diametro del rotore, la velocità indotta al disco, da cui dipende la potenza indotta (P_i^{IGE}), diminuisce a causa proprio della deflessione delle linee di flusso. Gli effetti dell'interazione con il suolo scompaiono per $\mu > 0.1$ quando il flusso a valle del rotore comincia a svilupparsi senza effetti di ricircolo.

Si prende come riferimento un'altezza dal suolo di 10 *ft* come indicato in (2).

$$P_i^{IGE} = P_i * P/P_{OGE} = 262.2 \text{ kW}, \text{ ove } P/P_{OGE} \text{ è presa da letteratura (2)}$$

$$P_{mr} = P_0 + P_i^{IGE} = 337.9 \text{ kW}$$

5.3 Potenza parassita in volo in avanti

Nel volo in avanti si aggiunge un termine, che diventa sempre più importante con l'aumentare della velocità: la potenza parassita. Essa viene calcolata nuovamente nelle condizioni più dimensionati, quindi a 3000m e a velocità prossime a quella massima, cioè in condizioni di *cruise*.

$P_p = \frac{1}{2} \rho f V^3_{cruise} = 308 \text{ kW}$, ove f è stimato da letteratura a partire da una stima dell'ingombro frontale del veicolo.

Nella potenza parassita rientrano diversi termini, primo fra tutti la resistenza aerodinamica della fusoliera, ma anche le perdite legate al mozzo.

5.4 Potenza totale del rotore principale

All'aumentare della velocità, la potenza indotta (P_i^{FW}) diminuisce enormemente, mentre aumenta di poco quella di profilo (P_0^{FW}). Alla velocità massima di crociera, si avrà:

$$\mu^{cruise} = \frac{V^{cruise}}{V_{TIP}} = 0.3784$$

La potenza indotta e di profilo sono funzione del rapporto di avanzamento.

$P_0^{FW} = P_0(1 + k\mu^2) = 126.35 \text{ kW}$, con $k=4.7$ (No Reverse Flow, caso dimensionante)

$P_i^{FW} = T v_i = 51.96 \text{ kW}$, con $v_i = \sqrt{\sqrt{\frac{V^4}{4} + v_i^{*4}} - \frac{V^2}{2}} =$

1.88

$P_{mr}^{FW} = 486.31 \text{ kW}$

Infine, verifichiamo che il Mach di *tip* della pala avanzante sia accettabile, a causa dei limiti di compressibilità.

$$M_{TIP}^{Pala\ avanzante} = \frac{V^{cruise} + V_{TIP}}{a} = 0.82$$

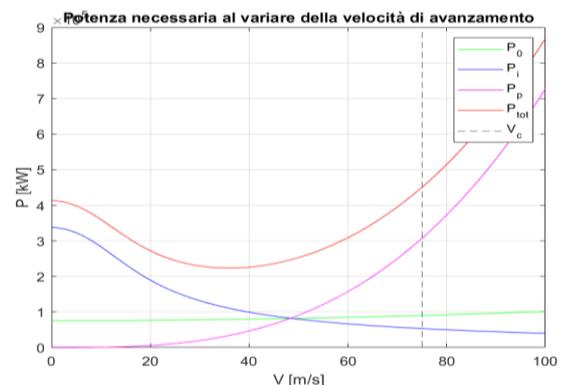


Figura 2: Contributi della potenza necessaria al variare della velocità.

6 PROGETTO DEL ROTORE DI CODA

Si procede nel *design* del rotore di coda convenzionale e nel calcolo preliminare della potenza. In seguito, si vedrà il dimensionamento del rotore *Fenestron*.

6.1 Rotore di coda convenzionale

6.1.1 Geometria del rotore di coda

Da letteratura (3), calcoliamo il raggio del *tail rotor* come:

$$R_{tr} = 0.032(MTOM[kg])^{0.438} = \mathbf{1.1445\ m}, \text{ da cui } S_{tr} = 4.113\ m^2$$

Tipicamente la velocità di rotazione del rotore di coda è 4.5 volte di quella del rotore principale:

$$\Omega_{tr}^{max} = 4.5 \Omega_{mr}^{max} = \mathbf{151.11\ rad/s}, \text{ da cui la } V_{TIP_{tr}}^{max} = 172.94\ m/s$$

Il valore del coefficiente di resistenza minimo si può stimare attraverso un grafico presente nella *reference* (1).

$$C_{D0_{tr}} = 0.0138 * 0.01 = \mathbf{1.38\ e - 4}$$

Il numero di pale (N_{tr}) è una scelta di progetto: si considera, in questa analisi preliminare, un rotore di coda costituito da **2** pale.

La lunghezza dal rotore di coda al baricentro della fusoliera si può stimare:

$$L_{tr} = R_{tr} + R_{mr} + 0.5[ft] = \mathbf{7.167\ m}$$

Storicamente il valore dell'*aspect ratio* è tra 4.5 e 8. I rotori di coda hanno, ad oggi, dei valori elevati, per cui si sceglie un $AR_{tr} = \mathbf{8}$, che risulta un valore ottimale per la stima delle quantità che seguono.

Così è possibile calcolare la corda media e la solidità:

$$\bar{c}_{tr} = \frac{R_{tr}}{AR_{tr}} = \mathbf{0.143\ m} \quad \sigma_{tr} = \frac{N_{tr} \bar{c}_{tr}}{\pi R_{tr}} = \mathbf{0.079}$$

6.1.2 Profilo del rotore di coda

I requisiti per la scelta del profilo dal più al meno stringente sono:

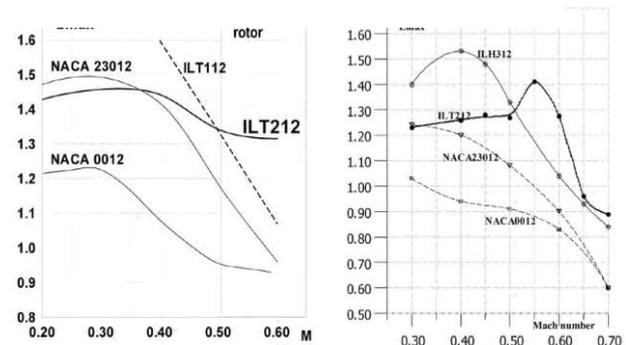
1. Il C_{lmax} per $0.5 < M < 0.6$ deve essere il più alto possibile;
2. Avere un alto valore di efficienza $\frac{L}{D}$;
3. $C_{m0} > -0.05$.

In letteratura è presente un grafico in cui sono riportate le curve $C_{lmax}(M)$ ottenute per via numerica per diversi profili (Figura 3).

Osservando il valore di C_{lmax} per $0.5 < M < 0.6$, nei due grafici, è evidente che un profilo, il **ILT 212**, sia molto promettente.

Tale vantaggio è stato raggiunto a discapito di un valore di C_{lmax} inferiore per $0.1 < M < 0.37$ rispetto al profilo NACA 23012: tale perdita però non risulta cruciale in quanto il rotore di coda opera prevalentemente a Mach superiori.

Figura 3 Trend del C_{lmax} di diversi profili al variare del Mach. (a sinistra valori teorici, a destra valori sperimentali)



Inoltre, l' ILT 212, se paragonato al NACA 23012, presenta C_{lmax} maggiori di circa il 41% per $0.55 < M < 0.6$. Il $C_{l\alpha}$ di questo profilo è circa 7.16. In termini di efficienza aerodinamica il profilo risulta essere molto prestante, con un **miglioramento del 58%** rispetto al 23012. A Mach 0.6 e C_l pari a 0.6, l'efficienza risulta essere pari a 68, contro il 43 del NACA 23012. Il coefficiente di momento picchiante a portanza nulla per $M = 0.5$ è circa $C_{m0} = -0.042$: il profilo ILT 212 soddisfa anche il requisito in termini di C_{m0} , in quanto $C_{m0} > -0.05$.

In conclusione, con i profili scelti per i rotori principale (**ILH312**) e di coda (**ILT212**), appartenenti alla stessa famiglia, si ottengono buoni risultati. Si riesce, da un lato a garantire il miglioramento delle prestazioni dei rotori e la conseguente diminuzione della potenza necessaria richiesta, e, dall'altro, a soddisfare il requisito di progetto associato alla riduzione del rumore acustico che si genera in *hovering*, nonché in volo traslato, attraverso una velocità di rotazione dei rotori ridotta.

6.1.3 Potenza rotore di coda richiesta in hover OGE

Anche per il rotore di coda sono due i contributi alla potenza. La quota di riferimento rimane quella di $3000m$. Solitamente la potenza del *tail rotor* è il 5-10% di quella del rotore principale.

$$T_{tr} = \frac{P_{mr}}{\Omega_{mr}^{max} L_{tr}} = 1.716 \text{ kN}, \text{ trazione del rotore di coda} \Rightarrow C_{Ttr} = \frac{T_{tr}}{S_{tr} * \rho * V_{TIPtr}^{max}{}^2} = 0.0153$$

$$B = 1 - \frac{\sqrt{2C_{Ttr}}}{N_{tr}} = 0.9125 \rightarrow P_{itr} = \frac{1}{B} \frac{T_{tr}^{3/2}}{\sqrt{2\rho S_{tr}}} = 28.5 \text{ kW}$$

$$P_{0tr} = 0.0125 \sigma \rho S_{tr} V_{TIPtr}^{max}{}^3 C_{P0tr} = 26.35 \text{ W}$$

Quindi: $P_{tr} = P_{0tr} + P_{itr} = 28.52 \text{ kW}$, che è il 7% della potenza del rotore principale.

Si noti come, all'aumentare della quota, aumenti il rapporto P_{tr}/P_{mr} , così come la richiesta di potenza al rotore di coda.

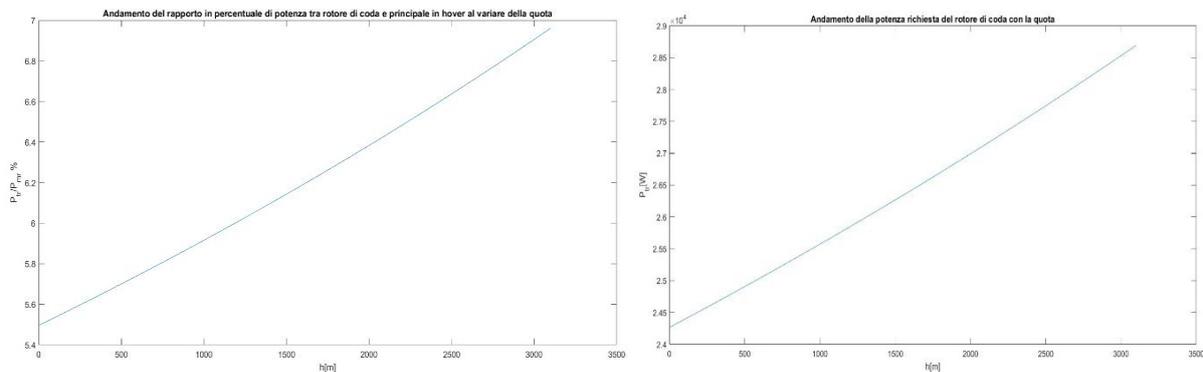


Figura 4: Trend del rapporto fra potenza del rotore di coda e principale (sinistra) e della potenza del rotore di coda (destra) al variare della quota.

6.1.4 Potenza rotore di coda richiesta per volo in avanti

Le potenze in gioco nel volo in avanti vengono valutate alla quota di $3000m$ e alla velocità di cruise.

$$\mu_{tr}^{Cruise} = \frac{V^{Cruise}}{V_{TIPtr}^{max}} = 0.43 \text{ (per semplicità } \mu \text{ e } V \text{ nella trattazione che segue)}$$

La potenza indotta e di profilo sono funzione del rapporto di avanzamento.

$$P_{0tr}^{FW} = P_{0tr} (1 + k\mu^2) = 49.38 \text{ W}, \text{ con } k=4.7 \text{ (No Reverse Flow, caso dimensionante)}$$

$v_{itr}^* = \frac{T_{tr}^{1/2}}{\sqrt{2\rho S_{tr}}} = 15.15 \text{ m/s}$, da cui la velocità indotta nel volo in avanti:

$$v_{itr} = \sqrt{\sqrt{\frac{V^4}{4} + v_{itr}^{*4}} - \frac{V^2}{2}} = 3.074 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad P_{itr}^{FW} = T_{tr} v_{itr} = 5.276 \text{ kW}$$

$$P_{tr}^{FW} = 5.325 \text{ kW}$$

Infine, verifichiamo che il Mach di *tip* della pala avanzante sia accettabile, a causa dei limiti di compressibilità.

$$M_{TIP}^{Pala\ avanzante} = \frac{V^{Cruise} + V_{TIPtr}^{max}}{a} = 0.753$$

6.2 Progetto rotore intubato

6.2.1 Introduzione

Nei precedenti paragrafi è stato sviluppato un rotore di coda in configurazione convenzionale, ora si procede con il dimensionamento di un rotore intubato, costituito da uno **statore** e da un **rotore**. Lo statore ha il compito di incanalare il flusso all'interno dell'anello in cui è contenuto il rotore, che serve a generare la forza necessaria a compensare la coppia di reazione del rotore principale.

In particolare, il rotore intubato:

1. Ha un'impronta sonora diversa rispetto ai rotori liberi. Il rotore di coda è problematico dal punto di vista aero acustico in quanto interessa un campo dello spettro sonoro maggiormente udibile in volo traslato a causa dell'effetto *Doppler*. Infatti, operando a frequenze maggiori rispetto a quelle del rotore principale, anticipa alle persone l'arrivo dell'elicottero. Il rotore di coda intubato **abbatte l'emissione acustica**. Inoltre, per ridurre ulteriormente il rumore emesso, è possibile sfruttare pale del rotore **non equi spaziate** per mitigare gli effetti di riverbero acustico dovuti all'interazione tra le emissioni delle singole pale.
2. Riduce il rischio di causare valanghe durante le operazioni in alta montagna, poiché emette **minori vibrazioni sonore**.
3. Consente una maggior velocità di rotazione che si traduce nell'esigenza di una **minor superficie necessaria** per ogni pala. Produce una spinta equivalente ad un rotore convenzionale pur essendo del 50% più piccolo. Inoltre, mentre un rotore anti-coppia convenzionale è fortemente influenzato dalla presenza dello stabilizzatore verticale che riduce in parte il flusso d'aria che esso utilizza per produrre la spinta correttiva, nel *Fenestron* questo problema è completamente risolto, poiché il piccolo rotore è intubato ed installato proprio all'interno dello stabilizzatore verticale e dunque non soffre affatto di turbolenze causate dallo stesso.
4. **Riduce la turbolenza** e la dispersione dei vortici che si generano sul rotore e sulle pale dell'elica, diventa aerodinamicamente più efficiente grazie alla riduzione di resistenza; inoltre vengono notevolmente **ridotte sia le vibrazioni che il rumore**.
5. Ha tuttavia un **costo, un peso, una complessità maggiori** rispetto alla configurazione convenzionale.

6.2.2 Dimensionamento

Come primo requisito è necessario osservare che la spinta che deve garantire il rotore di coda intubato è la stessa del rotore di coda convenzionale, pari a **1.716 kN**. Tale valore di *thrust* è stato di riferimento per il dimensionamento delle principali caratteristiche della struttura. Si è considerata una popolazione di elicotteri da utilizzare come base statistica, tra cui sono presenti il SA 341 e SA 330.

A partire dalla base statistica, per dimensionare le grandezze si sono utilizzati due metodi differenti, giungendo a convergenza dei risultati. In particolare:

- Il primo è basato sullo studio dell'andamento delle grandezze principali del rotore in funzione della *thrust*. Per ciascuna grandezza da dimensionare si è preso il valore corrispondente alla spinta richiesta dall'elicottero in esame;
- Il secondo considera la variazione dei valori di tali grandezze passando dalla configurazione convenzionale a quella *Fenestron*. Da letteratura è stato possibile ottenere i confronti in questione per applicarli al caso in esame.

Da letteratura, si sono scelti i seguenti profili: **OAF117** per la parte rotorica e **NACA 65(1)212** per quella statorica. Tramite uno script *Matlab* si sono implementati i due metodi e il risultato della convergenza degli stessi è espresso nella seguente tabella.

	Rotore Fenestron	Rotore Convenzionale
Diametro [m]	0.94	2.28
Corda media [m]	0.06	0.143
Numero di pale rotore	10	2
Numero di pale statore	11	-
Velocità rotazionale [RPM]	5160	1442
Velocità al <i>tip</i> [m/s]	254	173
Solidità	0.406	0.079

Tabella 3 Confronto rotori di coda

Da letteratura si evince che la potenza richiesta per il *tail rotor* in configurazione *Fenestron* in *hovering* è tra il 12-14% di quella richiesta dal *main rotor*; si osserva che risulta quasi il doppio di quella necessaria al rotore di coda convenzionale. In volo traslato invece, la potenza richiesta dal rotore intubato è inferiore di quella del rotore libero.

6.2.3 Applicazione configurazione EDAT

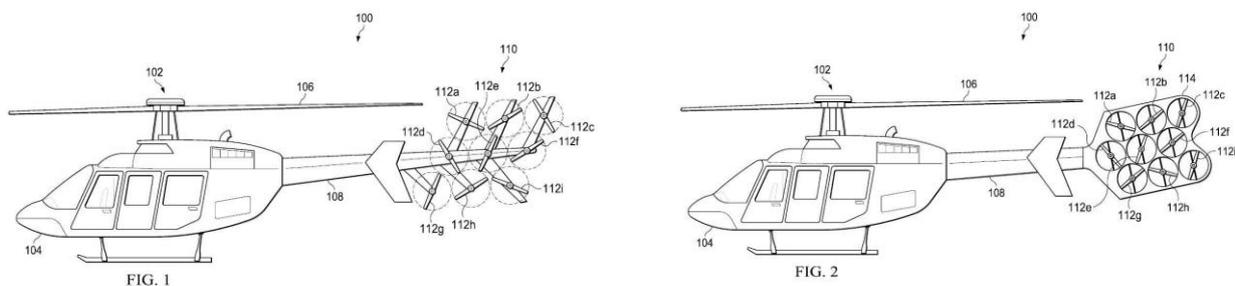


Figura 5 Configurazione EDAT

L'azienda Bell ha sviluppato un prototipo di elicottero con un rotore di coda in configurazione EDAT (*Electrically Distributed Anti-Torque*). Come suggerisce il nome si tratta di avere **fan multipli** (nel prototipo di Bell sono 4) in configurazione Fenestron **alimentati da motori elettrici**. Non sono quindi collegati con la rotazione del rotore principale, questo significa che possono variare la propria velocità in modo indipendente permettendo così un miglior controllo direzionale. In particolare, si ottiene una diminuzione del *workload* del pilota. Con questa innovativa configurazione, la spinta generata dal rotore di coda è controllata solamente attraverso la velocità di rotazione delle pale e non più dall'angolo di collettivo delle stesse, per questo sono dette *Fixed pitch blades*. I vantaggi nell'implementare una configurazione EDAT sono:

1. **Riduzione del peso:** con fan elettrici non sono necessari *gearshaft* e *gearbox*.
2. **Riduzione dei costi** di manutenzione: vi sono meno parti meccaniche (sia statiche che in rotazione), ciò significa un sistema meno complesso, più semplice da mantenere.
3. **Riduzione dei costi operativi:** il rotore di coda può essere immediatamente spento completato l'atterraggio evitando la possibilità che qualche detrito venga aspirato. Questo comporta anche una diminuzione dei rischi per il personale all'interno della zona di atterraggio.
4. **Maggior sicurezza in volo:** essendo in una configurazione *Fenestron* i quattro rotori sono protetti in caso di urto. Inoltre, ogni fan può compensare da solo, anche se per un limitato periodo di tempo, la coppia richiesta per mantenere la stabilità del mezzo, implicando una multipla ridondanza.
5. **Minor rumore:** oltre ai vantaggi del *Fenestron* per limitare le emissioni acustiche, tale configurazione ha anche la possibilità di spegnere immediatamente i fan e di modificarne la velocità durante il decollo permettendo di ridurre ulteriormente il rumore generato. Infine, la ridotta dimensione del fan stesso dovrebbe ulteriormente ridurre il rumore, data la minor velocità al *tip*.
6. **Maggior controllabilità:** i motori elettrici permettono di modificare in modo molto rapido la forza generata. Questo garantisce una risposta più veloce e più precisa ai comandi rispetto a quella che si ha con il rotore di coda convenzionale.

7 AFFINAMENTO CALCOLI SULLA POTENZA E MOTORE

7.1 Compressibilità, potenze richieste e contributi vari

Nelle sezioni che seguono si vanno a valutare gli effetti legati alla compressibilità e di conseguenza la potenza totale e quella richiesta all'albero del motore.

Per rendere la trattazione snella, le formule e i dettagli dei calcoli sono riportati in [APPENDICE 2](#).

I Risultati fondamentali sono riportati nella seguente tabella:

$P_{Take-off}$	390 kW
<i>Compressibility correction</i>	29.38 kW
P_{max}	491.64 kW
<i>RSHP</i>	521.02 kW
<i>ESHP</i>	597 kW

Tabella 4: Potenze richieste risultanti e contributi

7.2 Scelta Del Motore

Per la scelta del numero di propulsori ci siamo affidati alla normativa EASA CS-29 che, in materia di *'Large Rotorcraft, Annex V to ED Decision 2020/006/R subpart E- POWERPLANT CS 29.903(d)'*, stabilisce come i criteri di design ed installazione per motori a turbina devono essere tali da minimizzare i rischi derivanti dal malfunzionamento di uno o più motori. Per questa ragione, vista la natura della missione del nostro veicolo, abbiamo ritenuto opportuno scegliere una configurazione **con due propulsori**.

Invece, i fattori per la scelta del motore sono stati la potenza erogata dal propulsore, il peso (*dry mass*), lunghezza e diametro, velocità massima di rotazione e consumo specifico. Da questa analisi preliminare siamo ricaduti sulla scelta di due modelli, PW210A e *Safran Engines Arriel 2E* di cui sono riportate le caratteristiche in [TABELLE E IMMAGINI](#) (Rif. 7 Caratteristiche motori). La scelta finale è ricaduta sull'*Arriel* per il vantaggio in termini di peso e minore velocità di rotazione che porterà ad avere stadi di trasmissione solenoidali meno massicci.

8 CALCOLI DI MECCANICA DEL VOLO E PRESTAZIONI

L'obiettivo che si raggiungerà al termine di questa trattazione sarà l'individuazione sul grafico Potenza – Velocità dei punti di *maximum range*, *maximum endurance* e *cruise*, al fine di ottenere l'effettiva massa di combustibile richiesta.

8.1 Zero Horsepower Intercept

Punto di partenza è il calcolo dell'intercetta sul grafico *Fuel Flow Rate – Shaft Power* tra la retta passante per il punto corrispondente alle prestazioni del motore e l'asse delle ordinate.

Al termine della fase di selezione della tipologia e del numero di motori, è stato possibile stabilire, dai *datasheet*, che la potenza erogata da entrambi è circa di **600 kW**, il consumo specifico e il *fuel flow rate* corrispondente:

$$sfc = 9.2 \cdot 10^{-8} \frac{kg}{Ws} \quad W_{f_{NRP}} = SHP \cdot sfc = 0.0552 \frac{kg}{s}$$

È inoltre nota la pendenza di tale curva, avendo supposto un andamento lineare e un margine di miglioramento rispetto ai valori da letteratura:

$$\beta_{ave} \sim 7.6 \cdot 10^{-8} \frac{kg}{Ws}$$

Si ricava graficamente l'intercetta, come mostrato nella Figura 6. In tal modo si trova: $ZHI = 0.0096 \frac{kg}{s}$. Questo valore rappresenta il consumo dei motori a livello del mare, quando il carico, ovvero la potenza erogata, è nullo, ovvero il consumo a vuoto.

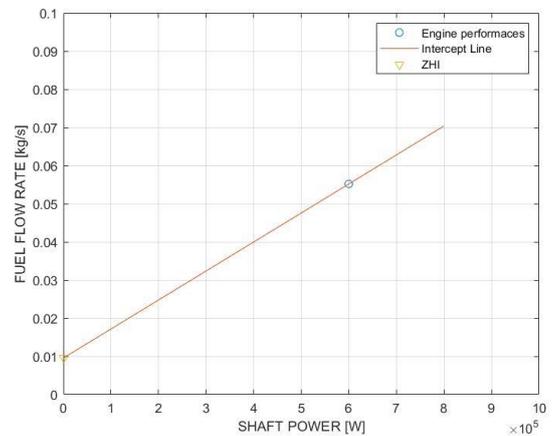


Figura 6: Flusso di combustibile in funzione della potenza

8.2 ZHI in Condizioni Specifiche

È possibile correggere il valore appena trovato considerando l'effetto della quota pari a 3000 m ($\delta = 0.6919$, $\theta = 0.9328$):

$$(ZHI)_{3000 m} = ZHI \cdot \delta \cdot \sqrt{\theta} = 0.0064 \frac{kg}{s}$$

8.3 Phantom Shaft Horsepower

Considerando il numero di motori n (pari a due) e dividendo per la pendenza della retta ricavata, si ottiene una potenza fittizia, la potenza "fantasma", utile per ricavare i grafici successivi:

$$PSHP = n \cdot \frac{(ZHI)_{3000 m}}{\beta_{ave}} \sim 168 kW$$

8.4 Velocità di massima autonomia chilometrica

Il valore di PSHP trovato è necessario per ricavare geometricamente il valore della velocità di massimo *range*: nota la curva della potenza in funzione della velocità a 3000 m di quota, si riporta il valore di PSHP sulla parte negativa dell'asse delle ordinate e, a partire da questo punto, si traccia la retta tangente al grafico. Questo metodo è utilizzato nel calcolo delle *performance* di aeromobili ad ala rotante. Il punto di tangenza ottenuto rappresenta la velocità di massimo range e la relativa potenza necessaria. Dal grafico si ricava quindi:

$$V_{\max \text{ range}} = 62.14 \frac{m}{s} \quad SHP_{\max \text{ range}} = 356 \text{ kW}$$

Da cui, a loro volta, è possibile dedurre il consumo in tali condizioni:

$$W_{f \text{ maximum range}} = \beta_{ave} (SHP_{\text{maximum range}} + PSHP) = 0.0399 \frac{kg}{s}$$

8.5 Velocità di massima autonomia oraria

Dal grafico della potenza in quota è possibile, inoltre, ottenere direttamente la condizione di *maximum endurance*, semplicemente ricavando il minimo della curva stessa, come meglio evidenziato nella figura che segue.

Analogamente al caso precedente si ricavano le coordinate del punto di minimo e il consumo:

$$V_{\max \text{ endurance}} = 35.4 \frac{m}{s} \quad SHP_{\max \text{ endurance}} = 242.5 \text{ kW}$$

$$W_{f \text{ max endurance}} = \beta_{ave} (SHP_{m.e.} + PSHP) = 0.0312 \frac{kg}{s}$$

8.6 Velocità di crociera

Dal grafico della potenza in quota si ricava infine la potenza e il consumo richiesti in condizioni di crociera. Nota la V_{cruise} , si ricava la potenza come mostrato nel grafico. Ovvero:

$$SHP_{\text{cruise}} = 493 \text{ kW}$$

A cui corrisponde un consumo di:

$$W_{f \text{ cruise}} = \beta_{ave} (SHP_{\text{cruise}} + PSHP) = 0.0503 \frac{kg}{s}$$

8.7 Combustibile per massima autonomia chilometrica

Noti tutti questi valori è possibile ricavare, infine, la massa totale di combustibile richiesta per soddisfare il requisito di range massimo, supposto pari a $R_{\max} = 432 \text{ nmi} = 800 \text{ km}$.

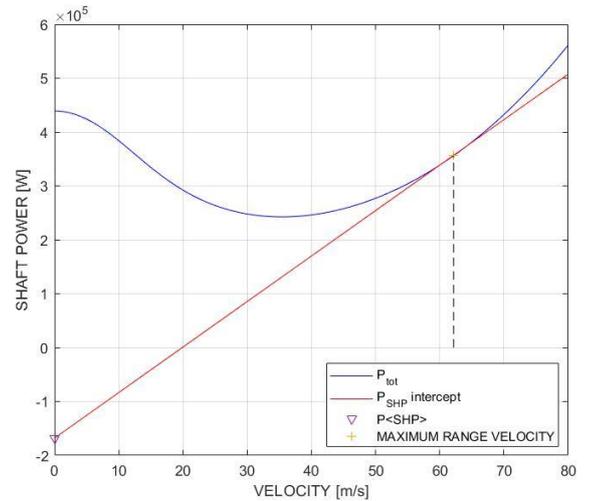


Figura 7 Potenza necessaria ed erogabile al variare della velocità, condizioni di massimo range 3000m

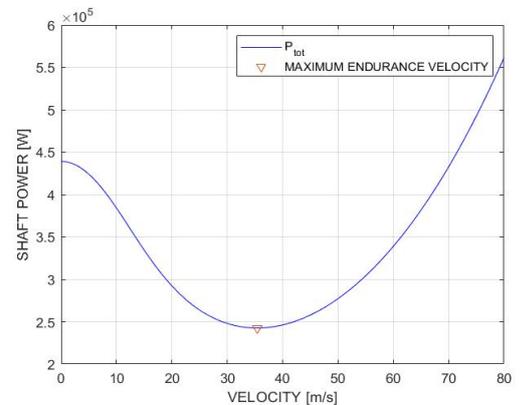


Figura 8: Potenza in funzione della velocità e punto di maximum endurance

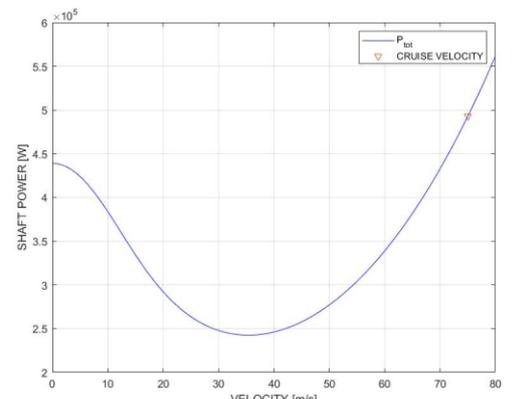


Figura 9 Potenza necessaria alla velocità di crociera 3000m

Si calcola:

$$FW = 0.05nW_{f_{NRP}} + \frac{W_{f_{cruise}}R_{max}}{V_{cruise}} + 0.05nW_{f_{NRP}} + 0.25W_{f_{maximum\ endurance}} \sim 606.1\text{ kg}$$

Valore coerente con la stima iniziale, ma leggermente minore grazie anche alle prestazioni del motore scelto.

8.8 Massima quota di hover e Ceiling

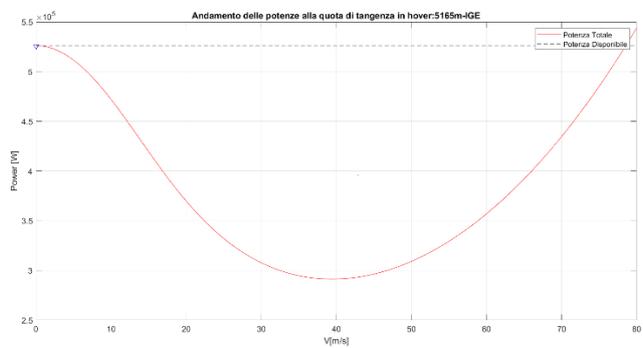
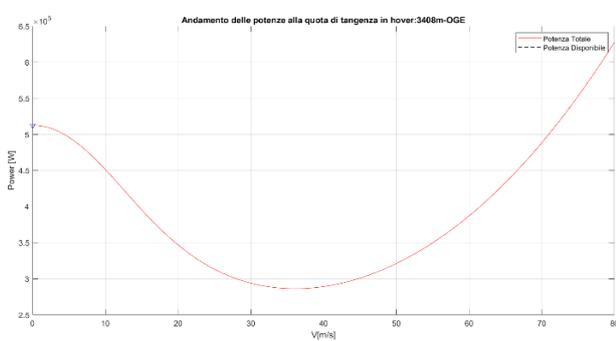
Si vuole infine determinare la quota massima di *hover* e quella di tangenza massima oltre la quale non è possibile volare.

Maximum Hover Altitude

Questo parametro prestazionale è fondamentale, in quanto durante le operazioni di soccorso in quota il veicolo non atterra ma deve rimanere sospeso in volo. Si inizia considerando che i due motori *Safran Arriel 2E* forniscono ciascuno una potenza *maximum continuous* certificata di 360kW a *sea level*. La potenza disponibile in quota decresce proporzionalmente con la densità, quindi all'aumentare della quota diminuisce: $P_a = P_0 \frac{\rho}{\rho_0}$. All'aumentare della quota aumenta soprattutto il contributo di potenza indotta.

Quando la potenza necessaria in hover è pari a quella disponibile si ha la massima quota raggiungibile in *hover*. Si arriva ad una **maximum hover altitude di 3400 m**.

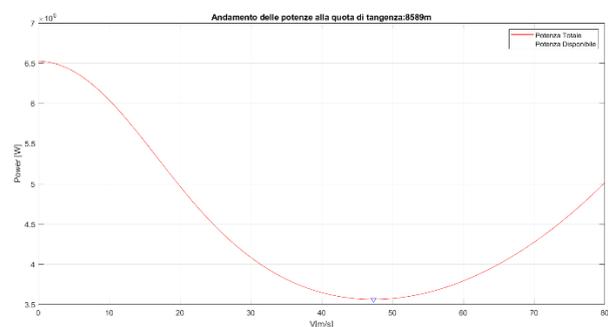
Tuttavia, questo valore può essere ancora maggiore considerando che mentre è in *hover* per le operazioni di soccorso sarà in prossimità del suolo e gode quindi del benefico *IGE (In Ground Effect)*: per mantenersi in condizioni conservative viene valutato pari ad una riduzione del 5% della potenza necessaria e quindi si riesce ad arrivare ad una **maximum hover altitude in IGE di 5165 m**.



Massimo Ceiling

La massima quota di tangenza si raggiunge quando la potenza disponibile è pari alla minima potenza necessaria. Questa condizione può essere valutata considerando che i motori installati forniscono una *maximum 30 minutes power* certificata di 445kW a *sea level*.

Il **maximum ceiling** è di **8589 m** raggiunto alla velocità di 47 m/s.



9 ANALISI DI COSTO

In un'ottica di progetto lungimirante, attento e consapevole, non può mancare un'analisi di costo, sebbene in questa fase le conoscenze del prodotto siano ancora solamente in stato concettuale. Il costo, infatti, non è una conseguenza, ma una vera e propria variabile che deve essere trattata come tale. Uno schema di design innovativo deve infatti adattarsi alle logiche di mercato attraverso un approccio di *design to cost*. Sono state effettuate due analisi per analogia (con il peso e l'area del disco) che, sebbene piuttosto grezze, danno un'idea generale del prodotto. I grafici sono visibili alla fine del report (Rif. 8 Analisi dei costi).

I risultati mostrano un prezzo di circa 6.15 M\$. Un valore accettabile ma che può essere alzato considerando le peculiarità di questo aeromobile; un valore finale potrebbe aggirarsi sui **6.6M\$**, prezzo comunque da calibrare meglio a seconda delle varie configurazioni.

Variabile analizzata	Regressione	Equazione	R^2	Valore previsto [M\$]
MTOM	Lineare	$0.0022X - 2.1545$	0.9154	5.59
Area del disco	Logaritmico	$14.663 \ln(X) - 62.02$	0.7675	6.66

10 LA PALA BLUE EDGE

Il rumore generato da un elicottero e percepito da un osservatore esterno riflette la complessità dell'ambiente aerodinamico in cui questo mezzo opera. Diverse sono le sorgenti, ma una delle più penalizzanti in termini di *noise* è quella che porta al **Blade Vortex Interaction** (BVI), il quale risulta molto intenso, impulsivo e fortemente direttivo: l'estremità di pala sviluppa, infatti, un vortice che propaga a valle nella direzione del flusso, ove viene investito dalla pala successiva. L'emissione acustica che ne risulta è diretta verso il basso, avanti nella direzione del moto, o indietro, a seconda che si consideri una pala avanzante o retrocedente.

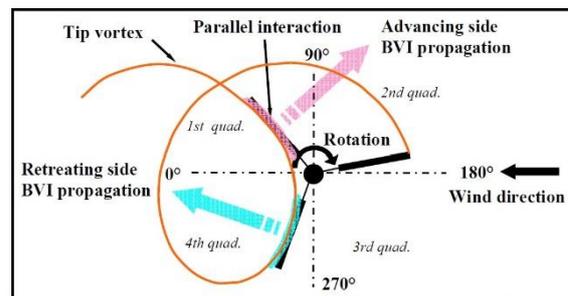


Figura 10 Riduzione BVI



Figura 11 Pala Blue Edge

Un design innovativo della pala, in particolare dell'estremità di *tip*, può portare a mitigare il rumore derivante dalla BVI: quando l'intera pala impatta simultaneamente un vortice (interazione parallela), come accade per un design tradizionale, il disturbo di pressione, molto grande e di natura impulsiva, è ricevuto tutto nello stesso istante dall'osservatore. Contrariamente, se la pressione acustica è estesa nel tempo, l'emissione acustica totale percepita può essere significativamente ridotta.

Il concetto di *Blue Edge*, grazie al doppio angolo di freccia, mira dunque a ridurre l'interazione pala-vortice e di conseguenza l'intensità del BVI. L'angolo di *sweep* provoca infatti una propagazione del flusso in una direzione quasi perpendicolare a quella di volo. Questa direttività è vantaggiosa poiché la componente del numero di Mach in questa direzione è inferiore, per cui ne risulta un vantaggio in termini di riduzione del fattore di amplificazione Doppler. Anche una distribuzione più uniforme del carico, grazie al *taper* della pala, porta ad una riduzione

della resistenza del vortice che si sviluppa al *tip*. Il BVI dipende principalmente dalla qualità e dimensioni dei vortici generati, nonché dalla velocità dell'estremità di pala.

Per rispettare i requisiti di certificazione ICAO (Annesso 16-*Aircraft Noise*) e gli obiettivi dell'IATA in ambito *Environmental Protection*, una pala progettata secondo questo design innovativo, può rappresentare una buona scelta da attuare: oltre a ridurre l'emissione acustica di **3-4 dB**, migliora le performance aerodinamiche delle pale, aumentando l'*overall efficiency* dal **4 al 12 %**.

Il progetto (integrato) della pala segue oggi una metodologia che considera la scelta della geometria del profilo e della forma della pala stessa come un problema di ottimo multi-variabile, per cui si decide di prendere come riferimento il design dell'*Eurocopter EC145*, il cui *gross weight* (3.585 ton) non è molto diverso da quello stimato in *Conceptual Design* (MTOM=3.522 ton).

Eurocopter EC145 geometry:

Main Rotor Diameter (*span*): 11 m

Main Rotor Area: 95 m²

Chord: 0.32 m

Si definisce il rapporto tra *span* e corda (media) come: $\frac{s}{\bar{c}} = \frac{11}{0.32} = 34.375$

Applicando questo rapporto per il nostro caso: $\bar{c} = s \frac{\bar{c}}{s} = \frac{11.74}{34.375} = \mathbf{0.3415\ m}$

Infine, si propone la seguente geometria, in similitudine a quella dell'H160 e il suo modello CAD.

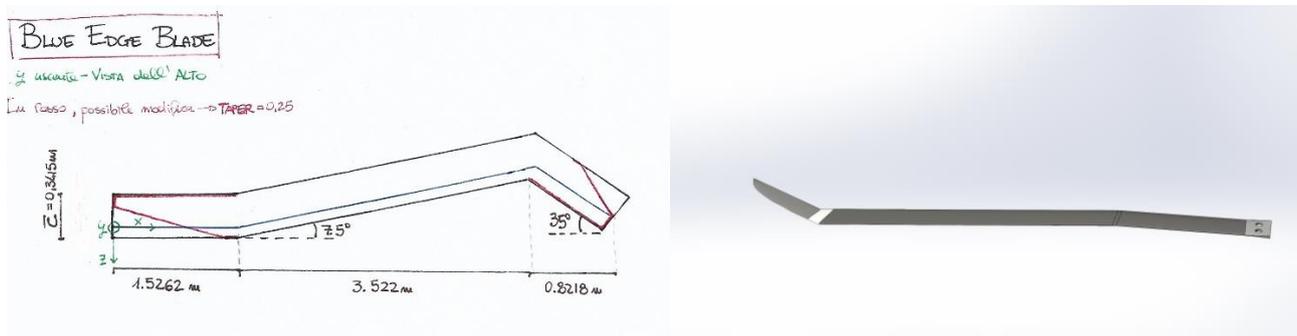


Figura 12: La nostra pala Blue edge

11 ANALISI CFD DELLA FUSOLIERA

In seguito alla realizzazione del CAD della fusoliera, realizzato ispirandosi ad altri elicotteri SAR, ma modificato appositamente per l'alloggiamento degli allestimenti specifici della missione, si è realizzata un'analisi CFD per valutare in che modo tali modifiche ne abbiano modificato l'aerodinamica.

Trattandosi di uno studio preliminare, il fattore determinante per l'impostazione del modello CFD è stata la richiesta di minimo costo computazionale. Pertanto, si è optato per la modellizzazione di una metà della fusoliera e per un *mesher* di tipo *trimmed* e un *prism layer* che semplificasse la modellizzazione dello strato limite: è stata creata una griglia di 423586 elementi che ha poi determinato alti valori di y^+ .

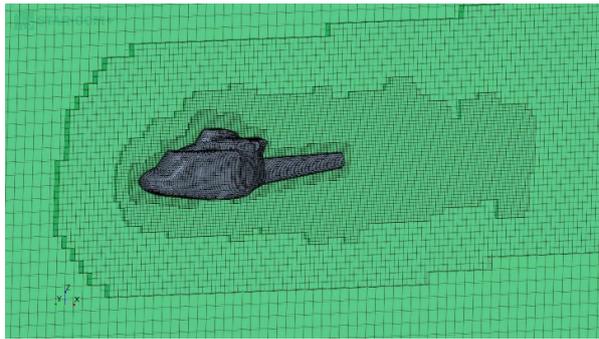


Figura 13 Mesh

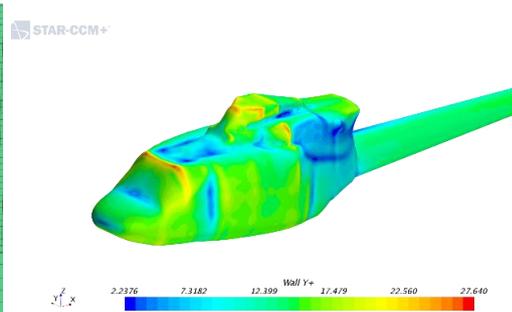


Figura 14 Y+

È stato comunque scelto il **modello fisico k- ω** considerando la quota di volo di 3000 m e una velocità prossima a quella massima pari a 70 m/s. Il Mach risultante è circa pari a 0.23, pertanto la fisica del problema è stata semplificata ulteriormente considerando il **flusso incomprimibile e stazionario**. Dopo 3000 iterazioni si è ritenuto di essere giunti a convergenza.



Figura 13 Residui

lateralmente, il cambio di curvatura genera una bolla di ricircolo analoga al caso precedente, mentre la separazione avviene in modo prematuro a causa dell'elevato angolo di chiusura della fusoliera.

Si analizza per primo il campo di velocità sul piano di simmetria e su una sezione longitudinale; si individuano molteplici zone critiche: il cambio di curvatura tra il muso e il parabrezza genera una piccola bolla di ricircolo, proseguendo verso valle, l'elevata curvatura sulla parte superiore del parabrezza provoca la separazione parziale del flusso per poi arrivare a quella totale posteriormente al rotore principale;

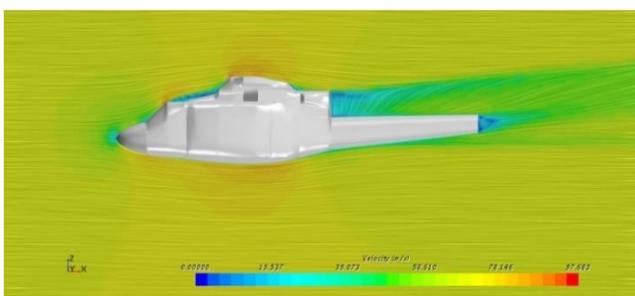


Figura 14 Modulo della velocità sul piano YX

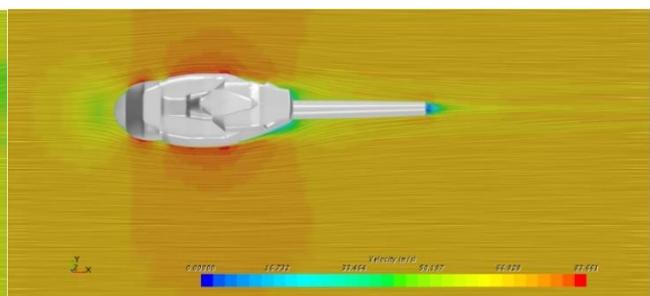
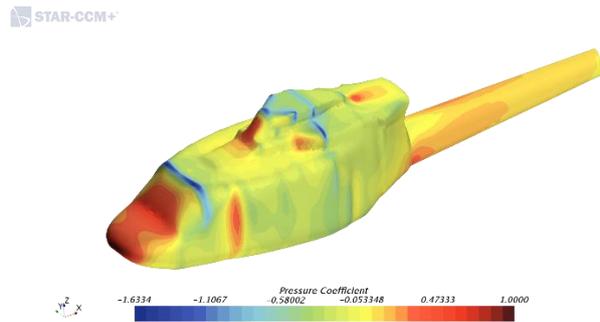
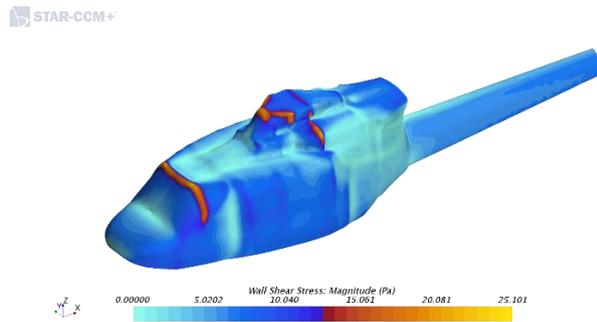
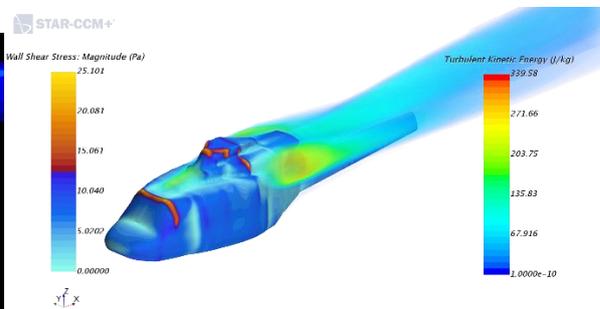
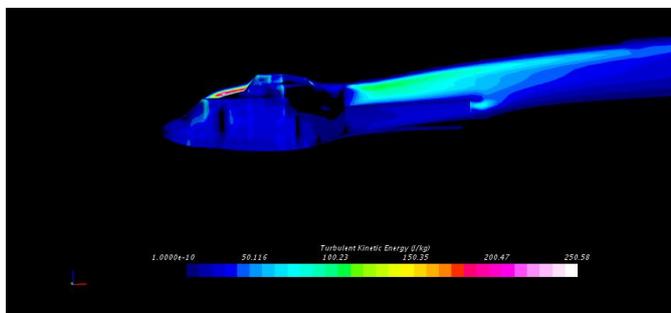


Figura 15 Modulo della velocità sul piano ZX

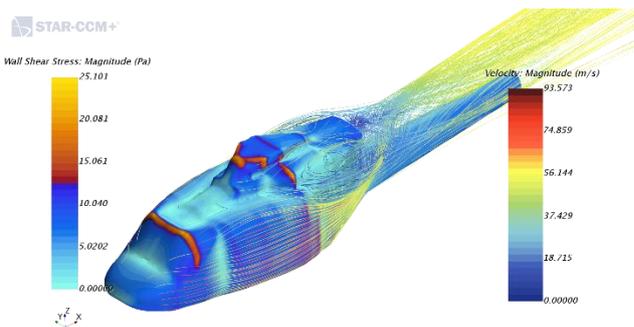
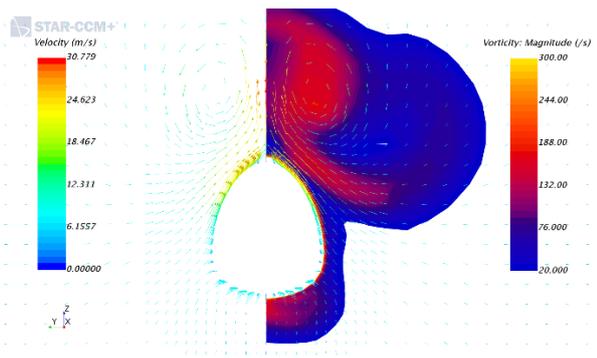
Tramite la valutazione della distribuzione del C_p e del *wall shear stress* si ottiene una migliore visualizzazione dei punti di arresto della corrente e dei punti di separazione: come dedotto, le zone più critiche sono proprio quelle del parabrezza, del rotore principale e dei cambi di curvatura sulla parte laterale.



Sul muso si ha il C_p massimo: questo è infatti un punto di arresto dove rileviamo le massime pressioni. Le pressioni restano elevate sul parabrezza, inclinato in modo tale da garantire una buona visuale sull'ambiente esterno. Appena oltre il parabrezza, sulla parte superiore si vede il distacco del flusso, dato che il *wall shear stress* è nullo, così come si evince anche dalla parte laterale. Si valuta, allora, l'intensità delle separazioni attraverso la *turbulent kinetic energy* e una rappresentazione tridimensionale tramite il supplemento delle *streamlines*.



Come si evince chiaramente la **scia turbolenta** è molto estesa a questa velocità, investe completamente il rotore di coda rendendolo meno efficace e può causare dei problemi legati alle vibrazioni: dalla visualizzazione delle *streamlines* e dei vettori di velocità si nota la presenza di due vortici in scia.

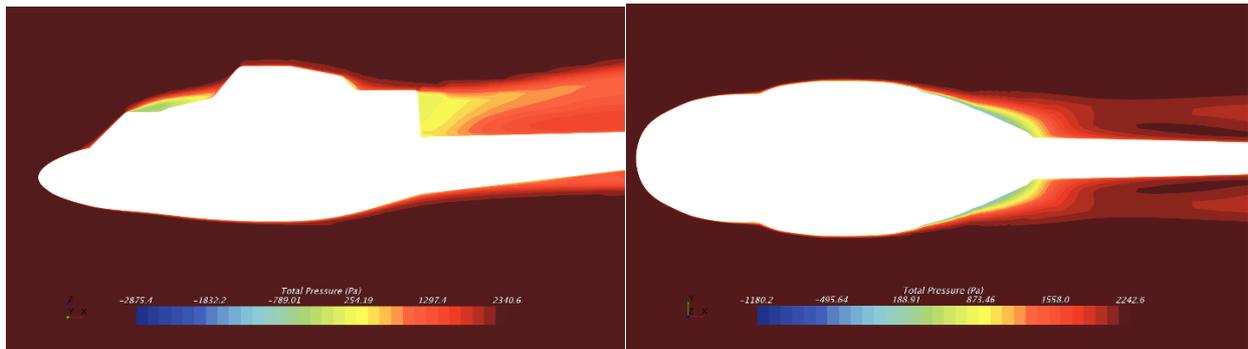


È stato possibile ricavare, infine, il coefficiente di resistenza normalizzato per la superficie trasversale della fusoliera pari a circa 5.84 m^2 .

Cd-pressioni	Cd-attrito	Totale
0.151	0.0234	0.174

Possono sembrare valori elevati, ma la fusoliera di un elicottero, per via dei vincoli progettuali, non è generalmente aerodinamica: inoltre la simulazione è stata fatta su un CAD non ancora ottimizzato e realizzato con lo scopo di studiare gli ingombri, le disposizioni degli allestimenti e fornire un primo *concept* qualitativo.

Bisogna specificare che, per come è stata impostata la simulazione, lo **strato limite è stato modellato interamente turbolento**, inoltre, in molti punti della superficie, la legge di velocità del sottostrato viscoso è stata trascurata, quindi i punti reali di separazione non corrisponderanno con quelli trovati in simulazione, ma saranno comunque in loro prossimità. Questo influenza chiaramente il C_d : da un lato il contributo degli sforzi di taglio potrebbe essere minore se si considera anche la transizione, dall'altro quello di pressione potrebbe essere sia maggiore che minore. A tal proposito, si visualizza anche lo spessore di spostamento dello strato limite modellato attraverso la visualizzazione della pressione totale.



Se si volessero comunque utilizzare i valori numerici trovati sarebbe necessario considerare un **errore del 20%**.

12 ASPETTI PECULIARI PER UN ELICOTTERO SAR

12.1 Il Carrello

Per quanto concerne il carrello prenderemo in considerazione due soluzioni differenti:

- Carrello triciclo retrattile
- Carrello a pattino fisso

Diventa necessario, quindi, effettuare uno studio su entrambe le soluzioni analizzando nel dettaglio i possibili vantaggi e svantaggi di ogni configurazione e tenendo sempre a mente che l'obiettivo è quello di progettare un elicottero con missioni di tipo SAR. Il carrello triciclo retrattile ha il grosso vantaggio di migliorare le prestazioni in volo dell'elicottero permettendo una riduzione in volo della resistenza e, inoltre, consente all'elicottero stesso di poter rullare riducendo la richiesta di potenza al decollo. Tuttavia, tale configurazione implica anche delle complicazioni meccaniche non sempre implementabili e, scegliendo tale configurazione, diventa necessario riservare all'interno della fusoliera uno spazio dedito per il carrello stesso. Il carrello a pattino fisso, invece, è sicuramente svantaggioso dal punto di vista aerodinamico: infatti, è evidente come i tubi, che costituiscono i telai, sono aerodinamicamente penalizzanti. Nonostante ciò tale soluzione presenta anche una serie di vantaggi in linea col concetto di veicolo in questione. In particolare, il fatto di non avere parti meccaniche in movimento garantisce la massima affidabilità dal punto di vista dell'operatività, specialmente in ambiente ostile. Inoltre, non essendo il carrello un vero e proprio corpo rigido, esso è in grado di assorbire meglio i carichi di impatto, agendo come gabbia deformante che cede plasticamente e assorbe parte dell'energia cinetica. Di conseguenza tale configurazione garantisce maggiore sicurezza nel caso di manovre d'emergenza. Tra le due configurazioni risulta più adatta per gli scopi SAR la seconda ovvero il **carrello a pattino fisso**. Infatti, il nostro elicottero si troverà spesso, vista la funzione per la quale è pensato, a lavorare in ambiente ostile e per tale motivo risulta indispensabile fornire la massima affidabilità.

Cerchiamo adesso di analizzare nel dettaglio gli elementi principali che caratterizzano un carrello a pattino e successivamente verrà fornito un dimensionamento preliminare attraverso un'analisi statistica di carrelli di elicotteri simili a quello che si vuole progettare: in particolare, prenderemo come riferimento il carrello dell'H135. Un carrello a pattino è, in genere, costituito da due *skid tubes* longitudinali e due *cross tubes* trasversali. Vengono posti, inoltre, degli smorzatori in punti appropriati del carrello al fine di evitare l'instaurarsi della *ground resonance instability*. Altri elementi importanti sono poi i connettori i quali sono, in genere, quattro (due su ogni *cross tubes*) ed assolvono al compito di unire meccanicamente il carrello alla fusoliera. Per quanto concerne la struttura del carrello è stato scelto di progettare un carrello con due *cross tubes* e quattro *skid tubes* (due per lato in modo da incrementare la stabilità strutturale del carrello stesso). Successivamente attraverso uno studio statistico ed un confronto con le dimensioni della fusoliera del veicolo da progettare, sono state scelte le dimensioni di ingombro, come lunghezza, larghezza, diametri.

Ulteriori informazioni sul dimensionamento sono riportate in forma tabulare nel Capitolo TABELLE E IMMAGINI (Rif. 10 Caratteristiche carrello).

12.2 Equipaggiamenti di bordo specifici per elisoccorso

Gli equipaggiamenti generalmente richiesti per garantire le specifiche funzioni di soccorso alpino sono numerosi, considerando una configurazione interna che prevede la presenza di 2 piloti, 1 medico, 1 infermiere, 1 aereo soccorritore, 1 tecnico verricellista, 2 feriti in barella. Una lista approfondita può essere trovata nella tabella a fine report (Rif. 11 Sottosistemi). Viene spesso richiesta, per alcune di queste attrezzature, una compattezza e una migliore compatibilità elettromagnetica al fine di non interferire con la complessità del mezzo ad ala rotante. Di seguito vengono elencate alcuni accorgimenti di cui si tiene conto durante la selezione di questi equipaggiamenti:

Defibrillatore: si richiede un elemento che incorpori anche il monitor per compattezza. Inoltre, le piastre di defibrillazione rigide (manuali) sono da considerarsi inopportune in quanto appesantiscono l'apparecchiatura senza fornire vantaggi apprezzabili.

Ventilatore da trasporto: si richiedono dimensioni ridotte e portabilità dell'apparecchiatura nello zaino sanitario o agganciato in caso di sbarco con verricello.

Inverter: utile poiché molte apparecchiature non sono compatibili con la rete elettrica dell'elicottero.

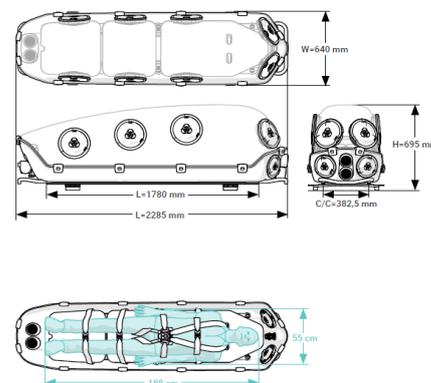


Figura 16: Barella di bio-contenimento

Si è dotato l'elicottero di una luce infrarossi FLIR per l'individuazione di feriti anche durante le ore notturne. Data l'attuale forte sensibilità alla riduzione della trasmissione degli agenti patogeni si è considerato utile equipaggiare l'elicottero, in caso di necessità, con due barelle dotate di dispositivi di protezione antivirale. Si considera dunque la possibilità di sostituirle, prima della partenza, alle due presenti nel caso lo si ritenga opportuno. Le barelle considerate sono le EpiShuttle® che hanno un peso singolo di 58 kg. Queste barelle includono sistemi di ventilazione e di mantenimento della temperatura oltre ai sistemi di ricambio aria.

Si ipotizza un peso totale dell'equipaggiamento non convenzionale di circa 296.6 kg +88.6 kg (nel caso si decida di dotare l'elicottero di barelle EpiShuttle® in sostituzione alle tavole spinali e i materassi a depressione) e un peso complessivo dovuto agli individui a bordo di circa 672 kg. Si considera quindi un peso complessivo da **payload** di **968.6 kg (+88.6 kg - EpiShuttle®)**. Inoltre, un costo totale dell'attrezzatura che si aggira intorno ai 29000€. Per il dimensionamento degli interni è stato preso come riferimento il Bell 412 della Agusta: è stato scelto questo mezzo poiché oltre ad essere simile come categoria di peso è uno dei veicoli principalmente usati per le missioni HEMS e SAR.

Qtà	Tipo	Colore	Larghezza[cm]	Lunghezza[cm]	Altezza[cm]
6	Sedile	Grigio	40	50	120
2	Alloggiamento	Rosso	40	50	120
2	Barella	verde	60	210	120

Partendo dai disegni tecnici della Bell sono state ricostruite gli alloggiamenti interni dell'elicottero. Nella Figura 17 l'area disponibile per l'allestimento è quella in chiaro limitata frontalmente dalla baia avionica e dai controlli per i piloti e posteriormente dal blocco motore. Per allocare tutti gli equipaggiamenti medici, si è pensato di creare due scaffali (indicati in rosso nella vista dall'alto) ancorati alla struttura e collocati tra i

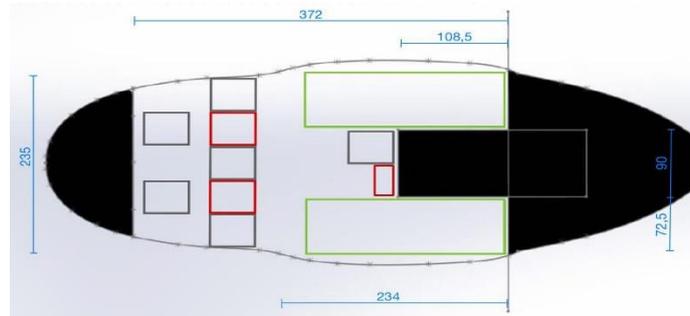


Figura 17: Disposizione interna e alloggiamento dispositivi interni

3 sedili dedicati al personale medico. Questi scaffali avranno le seguenti dimensioni: 40 cm (larghezza) x 120 cm (altezza) x 50 cm (profondità). Il volume complessivo disponibile risulta di $480 \cdot 10^3 \text{ cm}^3$.

Considerando di riempire questi scaffali con tutti gli elementi contrassegnati da un asterisco (*) nella figura in [TABELLE E IMMAGINI](#), (Rif. 11 Sottosistemi) si riesce ad avere un riempimento di circa il 65% di questi scaffali. Quindi una buona porzione di spazio resta ancora libera per ulteriori dispositivi aggiuntivi. Si è previsto di ancorare bottiglie d'acqua ed estintori sotto ai sedili, mentre le bombole di ossigeno alle pareti laterali della zona che circonda l'albero motore. Sempre attorno a queste pareti è possibile allocare ganci per riporre le cinture di salvataggio e le imbracature varie. Tavole spinali e sacchi per trasporto umano invece possono essere conservate in modo compatto in modo da essere bene agganciate alle barelle.

Si è poi scelto di equipaggiare l'elicottero con una serie di sistemi e tecnologie che non sono propriamente considerabili come futuristiche ma comunque ben consolidate su diversi tipi di elicotteri, spesso militari. Il motivo di questa scelta è legato al soddisfacimento di diversi obiettivi ottimali per missioni di tipo SAR quali: aumento della sicurezza, riduzione del *workload* del pilota e aumento di efficacia della missione. Per questi motivi si è pensato di usare una combinazione di tecnologie più o meno consolidate al fine di riuscire a ottimizzare tutti questi requisiti. Infatti, sin dai primi istanti della missione, **il casco a realtà aumentata**, sfruttando i diversi sensori del veicolo, riesce ad aumentare la visibilità e la conoscenza del pilota rispetto agli ostacoli circostanti: in questo modo non solo si diminuisce lo stress del pilota, ma si aumenta anche la sicurezza complessiva dell'intera missione. Arrivati ad una distanza approssimativa di 26 km dall'obiettivo, si inizia ad utilizzare **il sistema di rilevazione dei telefoni**, in questo modo si velocizza il processo di ricerca degli individui da soccorrere. Avvicinatisi ulteriormente all'obiettivo è possibile utilizzare il sistema di **telecamere WAMI** che aumenta il campo visivo a terra (di giorno), riuscendo ad analizzare aree circolari dal diametro di 4 km con un passo di campionamento a terra di 0.5 m. In alternativa, in condizioni notturne o di scarsa visibilità è possibile utilizzare la **camera FLIR** che sfrutta segnali infrarossi per individuare gli obiettivi. Localizzati gli individui da soccorrere, si può procedere al recupero: anche in questo caso si è pensato a quali elementi potessero aiutare i soccorritori nella buona riuscita della missione. Certamente un verricello stabilizzato e controllabile anche da remoto è un ottimo aiuto per i soccorritori, ma si è pensato anche ad elementi supplementari per l'aumento della visibilità montati direttamente sul verricello, e ganci di ultima generazione che potessero aumentare la sicurezza dell'operazione di recupero. È stato considerato anche un sistema antighiaccio sulle pale del rotore principale.

13 CONCLUSIONE

Questo progetto ha portato al dimensionamento iniziale di un elicottero per missioni SAR. Le grandezze risultano essere in linea con i trend statistici mentre le caratteristiche prestazionali presentano numerosi e netti miglioramenti rispetto agli aeromobili in questo segmento.

Dato lo scopo preliminare di questo report, non sono stati effettuati studi essenziali in un flusso di design consapevole e maturo, quali analisi strutturali, vibrazionali e di dettaglio. Tuttavia, le molte scelte progettuali sono state criticamente vagliate allo scopo di ridurre i livelli vibrazionali e di carico agenti sulla struttura così come aumentare le performances aerodinamiche nei limiti delle nostre capacità computazionali e di tempo.

Il risultato è frutto di un lavoro interdisciplinare e multi-obiettivo avendo sempre ben chiaro una pratica e concreta realizzazione in tempi relativamente brevi, quindi adottando strategie innovative nel rispetto della fattibilità e di quello che il mercato offre e necessita al giorno d'oggi.

Suddivisione gruppi di lavoro

	<i>Coordinatori</i>	<i>CAD</i>	<i>Codici e simulazioni</i>	<i>Aerodinamica</i>	<i>Meccanica del volo & allestimenti</i>	<i>Propulsione e trasmissione</i>
	Alessandro Briamonte	Federico Coccia	Danilo Caterino	Luca Cattarossi	Christian Di Sannio	Andrea Corino
	Leonardo Baldo	Nicolas Cavallera	Carlo Brunelli	Ludovica Bernardo	Natalia Citarella	Andrea Cavini
		Emanuele Contini		Alberto Leon	Antonio Cossu	Alessandro Convertini
				Giacomo Cavallero	Giorgia Consiglio	Alessio Carlucci
				Donatello Carrieri	Carlo Cecconi	Giulia Cattaneo
						Luca Careglio
						Andrea Cucuzzella
<i>Partecipanti TOTALE</i>	2	3	2	5	5	7
				24		

14 TABELLE E IMMAGINI

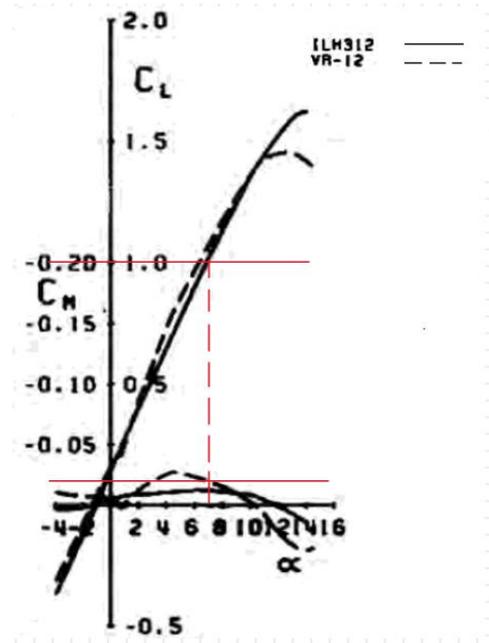
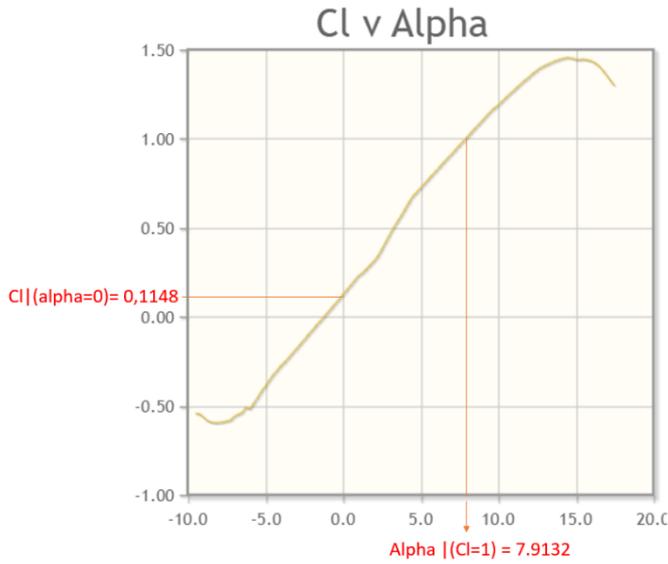
Rif. 1 Analisi statistica

Modelli	Velocità massima [km/h]	OEW [kg]	MTOM [kg]	D[m]	Range[km]	Disc Loading [kg/m ²]	Pala	Potenza [kW]
AW-139	310	3622	7000	13,8	568	46,66667	5	2284
315B Lama	192	1021	2300	11	515	24,21053	3	650
B-AB 412	260	3534	5308	14,02	834	34,37824	4	1324
EC135	259	1465	2835	10,2	633	34,70012	4	870
BO105	242	1276	2500	9,84	575	32,87311	4	626
B206	222	777	1451	10,16	693	17,89149	2	310
H125 (AS350B3)	287	1280	2800	10,69	600	31,21282	3	632
H145	268	1919	3800	10,8	647	41,50175	5	667
H175	315	4603	7500	14,8	1083	43,60465	5	2650
H130	287	1360	2500	10,69	606	27,83964	3	710
AW109SP	289	1590	3175	10,83	859	34,46966	4	854
AS350	259	1220	2250	10,69	650	25,05568	3	632
AW169	306	3420	4600	12,12	820	39,89174	5	1230
AW189	313	4100	8300	14,6	907	49,6024	5	2958
UH-60 (S-70A)	294	5118	9185	16,36	592	43,7381	4	2478

Rif. 2 Requisiti profili

Area lungo l'apertura radiale	Caratteristiche aerodinamiche
Inner part	$c_{l,max}$ alto a $M=0,4$: $C_{l,max} \geq 1,5$ $C_L/C_D \geq 60$ per $M=0,6$ e $C_L=0,7$
Outer part	$c_{l,max}$ alto M_{dd} alto per $C_L=0$: $M_{dd} \geq 0,80$ L/D alto $C_L/C_D \geq 60$ per $M=0,6$ e $C_L=0,7$
Blade tip	M_{dd} alto a $C_L=0$: $M_{dd} \geq 0,84$ Spessore relativo: 8% - 9% $C_{L,max}$ alto per $M=0,4$: $C_{l,max} \geq 1,3$ $C_L/C_D \geq 60$ per $M=0,6$ a $C_L=0,7$ C_D basso

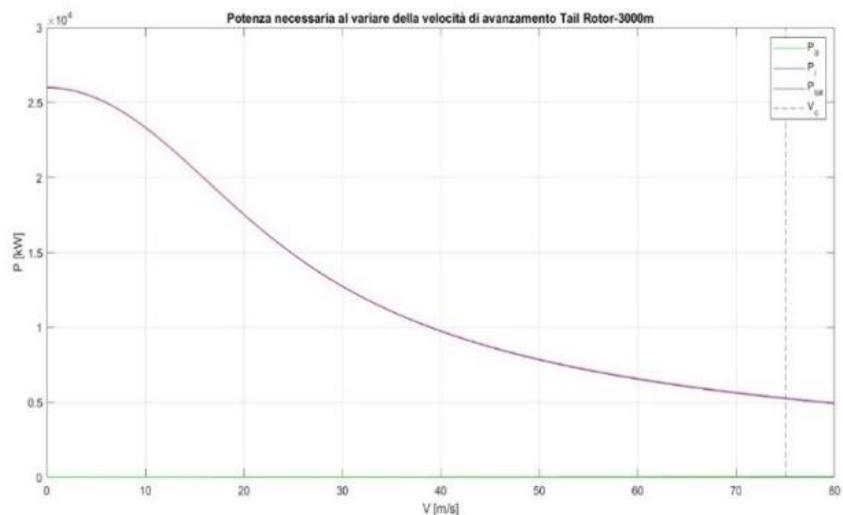
Rif. 3 Grafici Cl-alpha



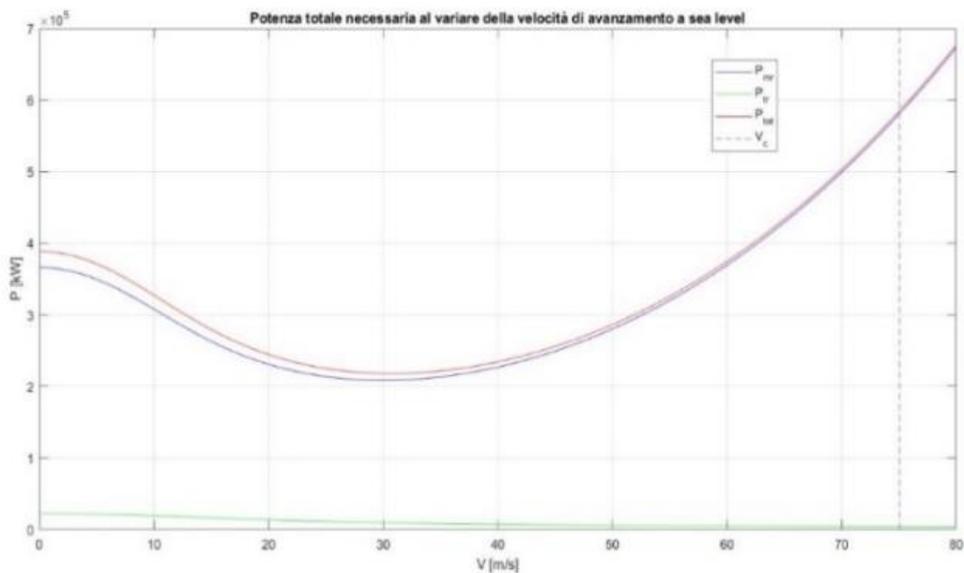
	STIMA INIZIALE	PRIMA ITERAZIONE	SECONDA ITERAZIONE
PESI			
Rotor blades [kg]	-	109.21	93.05
Hub/Hinges [kg]	-	57.86	49.90
Total rotor [kg]	-	167.07	192.95
Propulsion [kg]	-	348.67	319.78
Flight controls [kg]	-	120	104.14
Electrical [kg]	-	120	104.14
Fixed [kg]	-	560	486.02
Fuselage [kg]	-	420	364.51
Empty [kg]	2000	1735.8	1522
Fuel [kg]	800	800	800
Useful load [kg]	1200	1200	1200
Gross weight [kg]	3200	2988.6	2817.6
MTOM [kg]	4000	3735.9	3522
GEOMETRIA			
R [m]	6.14	6.05	5.87
V_{TIP} [m/s]	197.13	197.13	197.13
Sigma σ	0.0833	0.0802	0.0802
\bar{c} [m]	0.4016	0.381	0.3696
AR	15.28	15.88	15.882
\bar{C}_L	0.54	0.54	0.54
C_{D0}	0.01	0.01	0.01
Ω_{mr}^{max} [rad/s]	33.22	32.58	33.58
C_T	0.0075	0.00722	0.00722
DL [kg/m ²]	27	26	26
BL	0.09	0.09	0.09
POTENZE			
P_i [kW]	391.16	358	337.46
P_0 [kW]	85.82	80.23	75.66
P_{mr} [kW]	476.98	438.23	413.12
FM	0.82	0.817	0.8169

Rif. 4 Iterazioni per stima peso

Rif. 5 Potenza rotore di coda al variare della velocità a 3000m



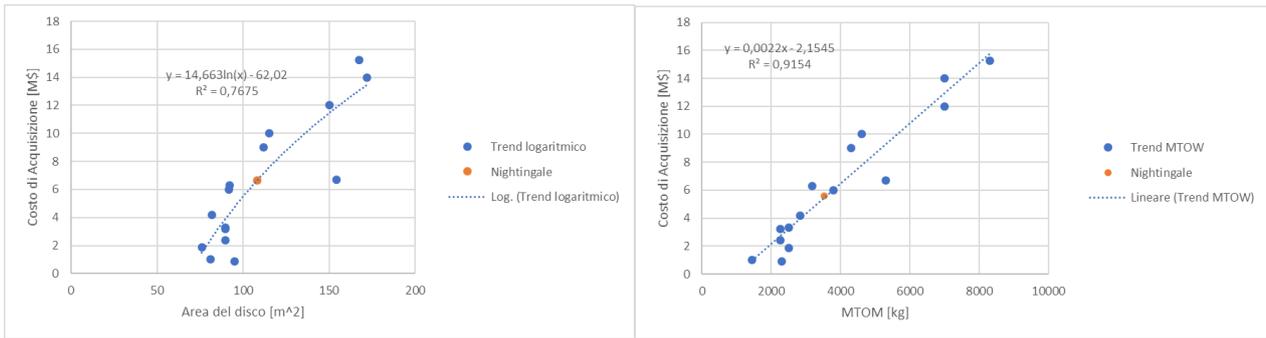
Rif. 6 Potenza totale richiesta al variare della velocità a sea level



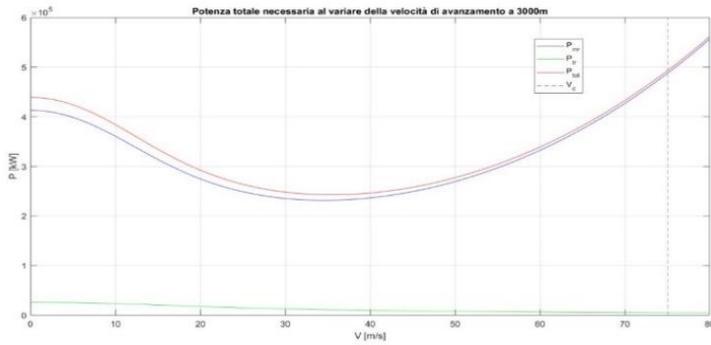
Rif. 7 Caratteristiche motori

Modello motore	PW210A	Safran Engines Arriel 2E
SHP (KW)	652.8 (take off) 614.9 (continuo)	894 (potenza al decollo)- 951 (OEI continuous) - 771 max continuous
Peso(dry) [kg]	161.2	139,2
Lunghezza [m]	1,1	1,182
Diametro [m]	0.38	0,508
Velocità di rotazione [rpm]	14832	11330

Rif. 8 Analisi dei costi



Rif. 9 Potenza richiesta al variare della velocità a 3000m



Rif. 10 Caratteristiche carrello

Caratteristiche materiale: AL7075

$R_{p0.2} = 495 \text{ Mpa}$; $R_m = 560 \text{ Mpa}$; $\rho = 2810 \text{ kg/m}^3$

Lunghezza degli skid tubes	2.9 m
Larghezza complessiva del pattino pari	2.4 m
Altezza complessiva del pattino	0.45 m
Larghezza tra i due skid tubes intermedi	2.1 m
Raggio di curvatura dei cross tubes	0.45 m
Diametro esterno dei cross tube e spessore	70 mm/2.8 mm
Diametro esterno dei skid tubes/spessore	80 mm/2.4 mm
Massa totale	

Rif. 11 Sottosistemi

Elemento	Peso singolo elemento (kg)	Ingombro (cm)	Prezzo singolo elemento (euro)
Defibrillatore manuale *	8.8	31 x 40 x 23	800-1000
Elettrocardiografo*	6	40 x 30 x 25	500

Ventilatore da trasporto *	4	29 x 26 x 20	3000-4000
Massaggiatore automatico *	9	58 x 33 x 26	1000
Bombole Ossigeno 7l- 200 bar (x2)	11	68 x 14	250-350
Tavola spinale in carbonio (x2)	4.9	95 x 26 x 7	200-500
Supporto spina dorsale gonfiabile *	3	20 x 50 (arrotondato)	100
Dispositivo di immobilizzazione colonna vertebrale *	2.5	87 x 24 x 6	280
Barella con vela anti rotazione (x2)	5	200 x 60 x 2	800-900
Materassino a depressione (x2)	8.8	210 x 100 x 1	250-450
Dispositivo di estrazione KED (x2) *	2.85	90 x 27 x 14	200
Stecco bende *	0.5	62 x 31 x 5	150-300
Kit Medico (con 2 coperte isotermitiche) *	6.5	47 x 24 x 19	200-500
Sacco per il carico esterno umano (x2)	3		180
Acqua (4 litri)	4	16 x 8 x 32	Trascurabile
Set collari cervicali *	1	44 x 33 x 14	250
Monitor multi parametrico *	5	32 x 15 x 26.5	800-1800
Sistema di mantenimento temperatura *	0.5		400-600
Kit per infusione intraossea *	1	24 x 16 x 11.5	650
Pompe per infusione (x2) *	3.5	10 x 19 x 25	1000-1200
Ecografo *	5.1	16 x 29 x 35.4	800-1000
Inverter *	1.5	31 x 22 x 10.2	50-100
Sacco salma (x2) *	2		50
Radio ricetrasmittente (x3) *	0.38	5.8 x 14.8 x 3.2	100-150
FLIR	20	38x45	3500-4000
Argano	15		2500
Imbracatura di evacuazione (x2)	1.1		180
Lampada frontale (x3) *	0.2		500
Cintura di salvataggio (x8)	0.7		180
Estintore	7.1	46 x 14	30
Persona (x8)	84		

Elemento	Descrizione
Epishuttle ®	Un'innovativa barella di bio-contenimento, particolarmente efficace contro la diffusione di coronavirus. Compatibile con le principali strumentazioni mediche di bordo, può essere sostituita alle normali barelle equipaggiate sull'elicottero.
Verricello pilotabile	Può essere pilotato sia da terra che dall'elicottero, è dotato di un meccanismo che riduce la rotazione del carico. Grazie al suo gancio "D-Lock Hoist Hook" evita il fenomeno di sganciamento del carico (<i>dynamic rollout</i>). All'estremità sono equipaggiate luci LED e sensori infrarossi per facilitare operatività in condizione di scarsa visibilità. Ovviamente sono elementi sicuri anche dal punto di vista di scariche statiche.
Flir	Tecnologia di visione che si basa sulla rilevazione della radiazione infrarossa, la tecnologia attuale integra sensori che lavorano nello spettro degli infrarossi (IR) con sensori ottici per la registrazione delle immagini. I sensori sono completamente stabilizzati e non risentono quindi dei movimenti e delle vibrazioni dell'elicottero. In questo modo è possibile riprendere immagini ad alta definizione anche a grande distanza. La tecnologia più avanzata al momento garantisce un Field of View di 30° x 40° con consumi di circa 150 W.
Sistema di rilevazione e localizzazione di telefoni	Sistema capace di tracciare la rete cellulare, consentendo di trovare sopravvissuti con un'ottima precisione. Inoltre, consente all'equipaggio dell'elicottero di interrogare il sistema GPS sul telefono cellulare del disperso/ferito, inviare avvisi di sms al proprietario (solamente se il telefono è acceso) e a casa sul sopravvissuto. Nel caso in cui la rete non sia disponibile l'elicottero è capace di generare una propria rete e mettersi in contatto con la persona dispersa. Precisione: 5 m in un raggio di 26 km.
Virtual Cockpit	È un display di realtà virtuale indossabile dal pilota per mezzo di occhiali VR. Essi svolgono la funzione di ausilio alla guida e controllo dell'elicottero nella navigazione, specialmente durante il mantenimento dell'assetto in <i>hovering</i> . Il dispositivo è dotato di due sorgenti di immagini OLED con frequenza di aggiornamento di 90 Hz e una risoluzione di 1080x1200 pixel per occhio. Il campo visivo diagonale (FOV) è ~110° e fornisce una rappresentazione

	artificiale dell'ambiente circostante che, in condizioni DVE (<i>degraded visual environment</i>), superiore a ciò che i piloti vedono a occhio nudo incorporando dati dai database del territorio e degli ostacoli, da sensori montati su aeromobili e da varie altre fonti (traffico, meteo). Possono assumere vari layout (visualizzazione strumenti di bordo, cabina hovering, cabina landing). Si possono individuare fili sottili 5 mm ad una distanza superiore ai 700 m (es. sensore <i>lidar HELLAS-A</i>).
WAMI system	il WAMI system (<i>wide-area motion imagery</i>) è un sistema di potenti telecamere per la sorveglianza, ricognizione e raccolta di informazioni, utilizzato solitamente in volo, per monitorare aree di dimensioni di una città (chilometri di diametro). Per quanto riguarda la risoluzione, i sistemi WAMI di solito hanno una distanza di campionamento del suolo (GSD) di 0,5 metri. L'ultima versione è stata progettata per operare a 12000 ft sopra il livello del suolo, la fotocamera da più di 50 megapixel può riprendere un'area fino a 4 chilometri di diametro, pesa meno di 15 kg.

15 APPENDICE 1

MTOM & OEM

Basandosi sui dati raccolti in tabella (Rif. 1 Analisi statistica) e al tipo di missione scelta, si opta per un primo valore di tentativo del *Maximum Gross Mass*, uguale al massimo peso al decollo (MTOM), di **4 ton**. Si può così stimare statisticamente il valore dell'*Overall Empty Mass* (OEW). Con un massiccio utilizzo di materiali compositi, questo valore potrà essere leggermente diminuito.

$$OEW \sim 2.2 \text{ ton}$$

Una stima grezza sul peso lordo può essere effettuata stimando la GM come l'80% del MTOM:

$$GM \sim 3,2 \text{ ton.}$$

MAXIMUM TIP VELOCITY

Considerando che, in condizioni di *hover*, il Mach al *tip* della pala non dovrebbe superare il valore di 0.6 e che la velocità del suono (a) al livello del mare è di circa 340 m/s, la massima velocità all'estremità della pala vale:

$$V_{TIP}^{max} = M_{TIP}^{max} * a = 204 \text{ m/s}$$

ROTOR RADIUS

Il raggio del rotore principale influenza il carico sul disco (DL o indicato con T/A), il quale è anche funzione del peso lordo.

Come si evince dal grafico, il valore del DL incrementa con il peso lordo. Dal trend statistico si ricava un valore di:

$$DL \sim 27 \text{ kg/m}^2$$

Si trova quindi: $R_{mr} = \sqrt{\frac{GM}{T * \pi}} \sim 6.14 \text{ m}$, da cui

$$S = 118.37 \text{ m}^2.$$

I valori trovati del raggio e del carico sul disco sono plausibili per un elicottero di categoria SAR. I risultati trovano riscontro anche in analisi statistiche trovate in letteratura: ad esempio, in (3) si trova: $R_{mr} = 0,226[m] \left(\frac{m_{MTOM}}{[kg]} \right)^{0,392} \cong 6,1 \text{ m}$ Quindi è coerente con il risultato trovato.

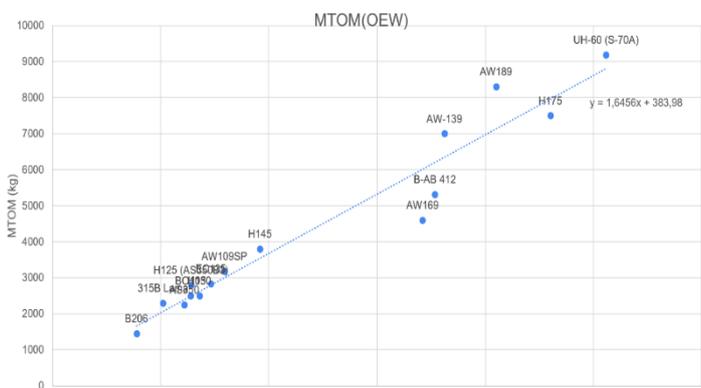


Figura 18 Trend statistico MTOM e OEW

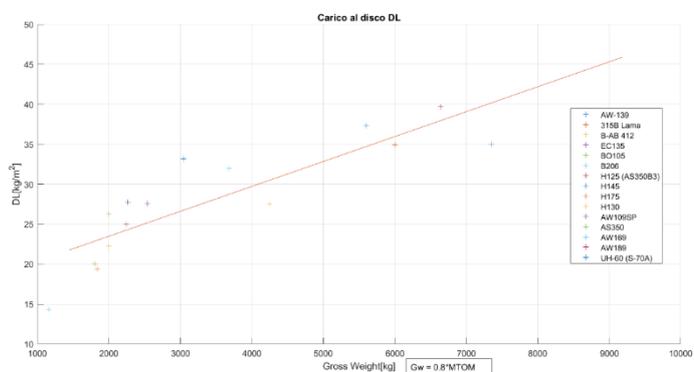


Figura 19 Trend statistico DL e GM

ROTATIONAL VELOCITY

$$\Omega_{mr}^{max} = \frac{V_{TIP}^{max}}{R_{mr}} = 33.22 \text{ rad/s}$$

THRUST COEFFICIENT

Per la stima del coefficiente di spinta, tenendo presente il tipo di missione che l'elicottero deve svolgere, si sceglie un valore di quota di riferimento di 3000 metri ($\rho=0.909 \text{ kg/m}^3$ $p=70100 \text{ Pa}$ $T=-4.5^\circ\text{C}$), in modo da seguire anche un approccio conservativo. Ricordiamo che il mezzo potrebbe comunque raggiungere quote superiori incrementando il collettivo, per generare più portanza, e di conseguenza il valore di C_T . La spinta può essere in prima approssimazione stimata come uguale al valore del peso lordo (considerando appunto il beneficio che si ha nell'uso del collettivo):

$$T = 31.392 \text{ kN}$$

La velocità al *tip* in queste condizioni vale: $V_{TIP} = M_{TIP}^{max} * \sqrt{\gamma RT} = 197.13 \text{ m/s}$

Si trova così che: $C_T = \frac{T}{S * \rho * V_{TIP}^2} = 0.0075$, valore che rientra nei range di progetto.

Infatti, andando a calcolare la velocità di influsso al disco, essa è contenuta nell'intervallo tipico tra 11.5 e 15 m/s: uno scostamento da questi valori può essere infatti indicativo di un problema nella progettazione del disco. Valori bassi di velocità corrispondono a dischi troppo grandi e viceversa per il caso contrario.

$$u_h = \sqrt{\frac{C_T}{2}} V_{TIP} = 12.07 \text{ m/s}$$

Inoltre, il valore di velocità a valle del disco è il doppio della velocità indotta, e quindi pari a 24 m/s ; valori troppo elevati porterebbero ad un disturbo degli operatori a valle del rotore principale durante le operazioni di carico e scarico in *hover*.

LIFT CURVE SLOPE & DRAG COEFFICIENT

Inner and outer profile: ILH 312

$$\begin{aligned} C_l &= 0.125 \text{ per } \alpha = 0^\circ \\ C_l &= 1 \text{ per } \alpha = 7.1^\circ (= 0.1239 \text{ rad}) \\ Cl_\alpha &= \frac{1-0.125}{0.1239} = 7.0621 \end{aligned}$$

In più, dai dati in letteratura, si trova $C_{D0}=0.012$.

Inner and outer profile: V23010

$$\begin{aligned} C_l &= 0.1148 \text{ per } \alpha = 0^\circ \\ C_l &= 1 \text{ per } \alpha = 7.9132^\circ (= 0.1381 \text{ rad}) \\ Cl_\alpha &= \frac{1-0.1148}{0.1381} = 6.4093 \end{aligned}$$

In più, dai dati in letteratura, si trova $C_{D0}=0.0104$.

Il coefficiente di resistenza viene considerato costante al variare del Mach fino al valore del Mach critico.

16 APPENDICE 2

TOTAL POWER REQUIRED FOR HOVER & FORWARD FLIGHT

Il dimensionamento del propulsore va effettuato tenendo conto della condizione che richiede maggior potenza, per cui, assumendo un volo *out of ground effect*, si ha che:

	<i>sea level</i>	<i>3000 m</i>
$P_{HOVER}^{TOT} \text{ [kW]}$	390	441.64
$P_{FW}^{TOT} \text{ [kW]}$	587	491.64

Il volo in avanti, ad una velocità prossima a quella massima, ha significato ad una quota come quella di crociera (3000 m). Quindi si può così stabilire:

$$P_{Take-off} = 390 \text{ kW} ; P_{max} = 491.64 \text{ kW}$$

COMPRESSIBILITY CORRECTION

Gli effetti di compressibilità, trascurabili per Mach molto bassi, comportano generalmente un aumento della potenza richiesta, a causa delle onde d'urto che si formano localmente sul profilo, anche se il Mach del flusso esterno non raggiunge la condizione sonica. La correzione, empirica, va effettuata solo per il numero di Mach più grande (quindi alla massima velocità).

Il profilo di estremità è caratterizzato da un $M_{Drag\ rise} = 0.80$, per cui il M_{cr} , definito come il più basso numero di Mach della corrente indisturbata alla quale si manifesta localmente la condizione sonica, vale:

$M_{cr} \sim 0.72$, considerando che esso è circa il 10% inferiore al $M_{Drag\ rise}$. Oltre il numero di Mach critico, la resistenza comincia ad aumentare.

$$P_{compressibile} = \rho S_{mr} V_{TIP_{mr}}^3 \sigma_{mr} (0.012\Delta M + 0.1\Delta M^3)$$

Per la stima è necessario calcolare, tramite la seguente espressione, il ΔM :

$$\Delta M = M_{TIP}^{max} - M_{cr} - 0.06 = 0.82 - 0.72 - 0.06 = 0.04$$

Due considerazioni:

- si noti il termine correttivo di 0.06, inserito nell'equazione affinché ci sia corrispondenza con i dati sperimentali, effettuati sul profilo NACA 0012 (si può assumere che la correzione è valida per qualunque profilo)
- l'effetto della compressibilità è valutato solo nella condizione di volo in avanti e non in *hover*, poiché non rappresenta il caso dimensionante.

$$P_{compressibile} = 29.38 \text{ kW}$$

REQUIRED RSHP

Si determina così il *Rotor Shaft HorsePower*

$$RSHP = P_{max} + P_{compressibile} = 521.02 \text{ kW}$$

Come già accennato precedentemente, come potenza dimensionante, viene decisa la potenza necessaria per il volo in avanti, a massima velocità a 3000m. Questa decisione è stata presa in quanto una velocità così elevata ha significato solo in quota. A quota *sea level*, comunque la velocità massima risulta pari a 160 nodi.

Le condizioni di *ceiling* vengono affrontate in maniera diversa rispetto alla *reference*, visto anche che la potenza dimensionante risulta essere quella a *sea level*.

Infatti, a partire dalla potenza disponibile sarà possibile ricavare, non imporre, la quota di ceiling nella parte di meccanica del volo e prestazioni andando a valutare quando l'eccesso di potenza sarà nullo.

TOTAL ESHP REQUIRED:

l'*Engine Shaft HorsePower* è definita come l'RSHP corretto per le perdite di trasmissione ed accessori.

Si assume:

- 8 kW per gli accessori
- 10% di perdite per le installazioni (comprensivo di rotore di coda)
- 3% di perdite per la trasmissione

$$ESHP = [0.10 RSHP (n - 1)] + 1.03 RSHP + 8 \text{ kW} \sim 597 \text{ kW}$$

17 BIBLIOGRAFIA

1. Kee, Stephen Glenn. *Thesis on "Guide for conceptual helicopter design"*. Naval Postgraduate School, Monterey, California : s.n.

2. Guglieri, G., Porta, M., & Quinci, A. *Meccanica del volo dell'elicottero: Principi della meccanica e della dinamica*. s.l. : Società Editrice Esculapio., (2019). .

3. Process Development for Integrated and Distributed. **Peter Weiland, Michel Buchwald and Dominik Schwinn.** 21 February 2019, Institute for Flight Systems, German Aerospace Center (DLR), 38108

Braunschweig, Germany, Institute of Structures and Design, German Aerospace Center (DLR), 70569 Stuttgart, Germany.

4. *Design, optimization and building flight model of an operational unmanned helicopter*. **Farnaz Kermanshahi, Mostafa Mohagheghi et al.** April 2010, IEEE Aerospace Conference Proceedings.
5. *ASPECTS ON CONCEPTUAL AND PRELIMINARY HELICOPTER DESIGN*. **A. Krenik, P. Weiland,** 2019, DLR Institute of Flight Systems, 38108 Braunschweig, Germany.
6. **David A. Peters, Mark P Rossow, Alfred Korn, Timothy Ko.** *Design of helicopter rotor blades for optimum dynamic characteristics*. Department of Mechanical Engineering, Washington University. St. Louis. MO 63130. U.S.A. : s.n., 1986.
7. **Dalin, V. N.** *Helicopter design*. s.l. : U.S. Army foreign science and technology center.
8. **Headquarters, U.S. Army materiel command.** *Engineering design handbook*. August 1974.
9. **Prewitt, R. H.** *Basic factor of helicopter design*. s.l. : Kellett Aircraft Corp.
10. **al., Matthew Tarascio et.** *Raven SAR Rotorcraft*. Alfred Gessow Rotorcraft Center : s.n., 2001.
11. *Composite skid landing gear design investigation*. **Shrotri, Kshitij.** January 2008.
12. *Crashworthiness Study of Helicopter Skid Landing Gear System Equipped With a Magnetorheological Energy Absorber*. **Muftah Saleh, Ramin Sedaghati, Rama B. Bhat.** September 2017. ASME 2017 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems.
13. **EASA.** CS-29. [Online] <https://www.easa.europa.eu/certification-specifications/cs-29-large-rotorcraft>.
14. **Eurocopter EC145 Technical data.** [Online] http://www.helicomontage.fr/photosecour/DOC_EC145_data.pdf.
15. **EASA.** Type certificate & data sheet of PW210A engines. [Online] https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/E%20IM%20126_PW210%20%20TCDS%20issue%2003_0.pdf.
16. —. Type certificate & data sheet of Arriel 2E engines. [Online] https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20E.001_TCDS_issue%2011.pdf.
17. [Online] <http://www.gizio.it/aerodinaelicottero/coppia.htm>.
18. [Online] <https://www.flightglobal.com/helicopters/bell-reveals-429-demonstrator-with-four-electric-tail-rotors/136876.article>.
19. [Online] <https://newatlas.com/aircraft/bell-edat-fans-tail-rotor/> .
20. [Online] <https://verticalmag.com/news/bell-electrically-distributed-anti-torque-edat/>.
21. [Online] <https://www.thedrive.com/the-war-zone/32304/bells-electrically-powered-tail-rotor-tech-breaks-cover-and-it-could-be-a-game-changer>.
22. [Online] <http://www.airfoiltools.com/>.
23. [Online] <https://www.wired.com/story/bells-design-helicopters-quieter-safer/>.
24. **Wojciech Kania, Wierczyśław Stalewski, Bogumiła Zwierzchowska.** *Design of the Modern Family of Helicopter Airfoils*, 2007.

25. *Fan-In-Fin concept study*. J. K. Davidson, C. T. Havey, H.E. Sherrieh. 1972.
26. *Athena*. Team, 2008 Georgia Tech Graduate Design. 2008, Eurocopter.
27. *Helicopter main rotor - Rotor principal d'hélicoptère*. [Online]
<https://grabcad.com/library/helicopter-main-rotor-rotor-principal-d-helicoptere-1>.
28. *Virtual Cockpit: an immersive head-worn display as human-machine interface for helicopter operations*. Johannes Maria Ernst, Niklas Peinecke, Lars Ebrecht, Sven Schmerwitz, Hans-Ullrich Doehler. Vol. *Opt. Eng.* 58(5), 051807 (2019), doi: 10.1117/1.OE.58.5.05.
29. [Online] <https://www.hems-association.com/assets/indicazioni/Dotazione-dei-mezzi-di-soccorso-elisoccorso.pdf>
30. [Online] <https://epiguard.com/products/>
31. [Online] <https://lok-corporation.com/wp-content/uploads/2019/10/A-MD170929-01-One-page-Tech-Spec-EpiGuard-Print.pdf>
32. [Online] https://www.hems-association.com/assets/courses/padova2018/Attrezzature_ed equipaggiamenti.pdf
33. [Online] <https://www.airmedandrescue.com/latest/long-read/sar-winch-equipment-options>
34. [Online] <https://www.doctorpoint.it>
35. [Online] <https://www.aerosociety.com/news/isar-leonardos-aw101-ushers-in-next-gen-sar/>
36. [Online] <https://www.airbus.com/helicopters/civil-helicopters/light-twin/h145.html>
37. [Online] https://www.leonardocompany.com/documents/20142/3151604/FLIR111_LQ_mm08223.pdf?t=1538987848776
38. [Online] <https://www.intelligent-aerospace.com/military/article/16544896/logos-technologies-debuts-ultralight-redkite-airborne-sensor-for-border-patrol-defense-public-safety>
39. [Online] <https://www.tno.nl/en/focus-areas/defence-safety-security/roadmaps/information-sensor-systems/wide-area-motion-imagery-wami/>