



**Politecnico
di Torino**

POLITECNICO DI TORINO

LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

CORSO DI PROGETTAZIONE DI VEICOLI AEROSPAZIALI

Esercitazione E2 - Team A1 PT-21 "HeliBus"

Docenti:

PROF. CARRERA ERASMO
PROF. FILIPPI MATTEO

Studenti:

BOJA	LORIS	292662	CIMARRUSTI	ALBERTO	285472
CAGNONI	DAVIDE	290500	CIMINO	RICCARDO	291388
CASTILLO	JOSÈ	294361	CLINCA	GIOVANNI	281522
CATALANO	GIANLUIGI	282886	COCCIOLI	VALERIO	280421
CATAPANO	JURI	283401	COLIA	RICCARDO	290647
CAUDERA	DAVIDE	284567	COLTRARO	ANDREA	285292
CAUSHAJ	SIDORELA	290516	COLUCCI	ANDREA	281652
CAVALLO	ALESSANDRO	288813	COMUNIAN	PAOLO	281627
CERZOSIMO	JACOPO	280683	CONSOLANI	ELIA	288699
CHMET	LORENZO	289039	FELIS	ANDREA	290528
CIARAMELLA	GIUSEPPE	290489	FORNASERI	FEDERICO	281982
CICCARESE	MATTEO	292670	LELLI	ANDREA	280358
CICOLINI	PIERMATTEO	266306			

ANNO ACCADEMICO 2021/2022

Indice

Elenco delle figure	iv
Elenco delle tabelle	v
1 Requisiti di alto livello	1
Performance	1
Parametri di Design	1
Requisiti operativi	1
2 Analisi statistica	1
3 Sistema Propulsivo e Schema di Trasmissione	2
Trasmissione	3
4 Aerodinamica	4
Aerodinamica del Main Rotor	4
Dimensionamento del Rotore Principale	4
Dimensionamento delle pale del Rotore Principale	4
Blue Edge TM	5
Aerodinamica del Tail Rotor	6
Dimensionamento del Tail Rotor	6
Scelta del profilo del Tail Rotor	7
Risultati notevoli - Aerodinamica	7
5 Meccanica del volo	8
Potenza disponibile	8
Potenza necessaria in hover	8
Potenza necessaria in avanzamento	9
Rotore principale in volo traslato	10
Potenza parassita in volo traslato	10
Altre potenze in volo traslato	10
Rotore di coda in volo traslato	11
Caso OEI	11
Confronto prestazioni con competitors	11
6 Configurazione	12
Configurazione Economy	12
Stima dei pesi per passeggero (esclusi assistenti di bordo e piloti)	13
Configurazione Business	13
Stima dei pesi per passeggero (esclusi assistenti di bordo e piloti)	13
7 CAD	13
Rotore principale	13
Carrello d'atterraggio	14
Rotore di coda	14
Fusoliera	14
8 FEM	15
Creazione del modello matematico e del materiale composito	15
Analisi e risultati	15
9 Sistemi Integrati Interni	17

10 Prestazioni: Payload-Range	17
Profilo di missione	18
11 Analisi dei costi	19
Stima del costo d'acquisto	19
Costi operativi	19
Analisi di Break Even Point	19
A Appendici	A1
2 - Analisi statistica	A1
3 - Sistema Propulsivo e Schema di Trasmissione	A3
4 - Aerodinamica	A4
Rotore principale	A4
Rotore di coda	A6
Incidenze aerodinamiche e carichi all'attacco della pala in crociera a $40 \frac{m}{s}$	A7
Relazione per il calettamento delle pale	A7
5 - Meccanica del volo	A9
Potenze in hover	A9
Potenze in avanzamento	A9
Caso OEI	A9
Confronto prestazioni con competitors	A10
Grafici supplementari	A10
6 - Configurazione	A12
7 - CAD	A13
8 - FEM	A15
9 - Sistemi	A17
10 - Payload-Range	A19
11 - Analisi dei costi	A21

Bibliografia

Elenco delle figure

4.1	Potenza indotta e trazione del rotore di coda	7
6.1	Pianta configurazione Economy	12
6.2	Pianta configurazione Business	12
8.1	Risultati analisi statica per 4 diverse configurazioni di carico	16
A.2.1	Matrice di correlazione \uparrow	A2
A.2.2	Relazione tra numero di passeggeri e MTOW \uparrow	A2
A.2.3	(a). Relazione tra MTOW e MCP - (b). Relazione tra MTOW e P_{TO} \uparrow	A2
A.3.1	Turboshaft Safran ANETO 1K \uparrow	A3
A.3.2	Trasmissione \uparrow	A3
A.4.1	Curve (a) $C_l - \alpha$ (b) $C_m - \alpha$ (c) $\frac{C_l}{C_d} - \alpha$ per i profili del main rotor \uparrow	A4
A.4.2	Distribuzione di portanza lungo la pala nel caso di Hover o Cruise \uparrow	A5
A.4.3	Variazione della potenza di profilo al variare della velocità angolare \uparrow	A6
A.4.4	Curve (a) $C_l - \alpha$ (b) $C_m - \alpha$ (c) $\frac{C_l}{C_d} - \alpha$ per il profilo OA-213 \uparrow	A7
A.5.1	Contributi potenze in hover \uparrow	A9
A.5.2	Eccedenza in hover \uparrow	A9
A.5.3	Contributi P_n in volo traslato \uparrow	A9
A.5.4	P_n main rotor in volo traslato \uparrow	A9
A.5.5	Contributi potenze caso OEI \uparrow	A9
A.5.6	P_n ed eccedenza caso OEI \uparrow	A9
A.5.7	Confronto potenza-quota di tangenza con i competitors \uparrow	A10
A.5.8	Statistica $D_{mr} = f(\text{MTOW})$ \uparrow	A10
A.5.9	Statistica $k_{d_{mr}} = f(\text{MTOW})$ \uparrow	A10
A.5.10	Andamento $P_a = f(z)$ \uparrow	A11
A.5.11	P_a, P_n a quota z_{tg} \uparrow	A11
A.5.12	Andamento $P_a = f(z)$ (OEI) \uparrow	A11
A.5.13	Contributi potenze, hover (OEI) \uparrow	A11
A.5.14	Potenze richieste ed eccedenza in hover (OEI) \uparrow	A11
A.6.1	Sedile del passeggero - Configurazione Economy \uparrow	A12
A.6.2	Sedile del passeggero - Configurazione Business \uparrow	A12
A.7.1	Mozzo rotore principale \uparrow	A13
A.7.2	Rotore principale \uparrow	A13
A.7.3	Carrello - vista frontale \uparrow	A13
A.7.4	Mozzo rotore rotore di coda \uparrow	A13
A.7.5	Rotore di coda \uparrow	A13
A.7.6	Vista frontale fusoliera \uparrow	A13
A.7.7	Vista laterale fusoliera \uparrow	A13
A.7.8	Modello CAD completo \uparrow	A14
A.8.1	Geometria skin + longherone \uparrow	A15
A.8.2	Sistemi di riferimento locali per la definizione del composito \uparrow	A15
A.8.3	Direzioni di laminazione delle fibre per il longherone \uparrow	A16
A.8.4	Modello matematico e incastro \uparrow	A16
A.8.5	Risultati analisi modale per i primi 6 modi \uparrow	A16
A.9.1	Sistemi velivolo \uparrow	A17
A.9.2	Autopilota \uparrow	A17
A.9.3	Flight Control System \uparrow	A17
A.9.4	Antenna Seaspray 7000E AESA \uparrow	A18
A.9.5	Radar altimetro \uparrow	A18
A.9.6	Output radar altimetro \uparrow	A18
A.9.7	Flight Deck \uparrow	A18

A.10.1	Payload-Range Economy ↑	A19
A.10.2	Payload-Range Business ↑	A19
A.10.3	Fenomeno inversione delle potenze con la velocità e la quota ↑	A19
A.10.4	Profilo di missione dell'elicottero ↑	A20
A.10.5	Tratte ipotizzate per l'elicottero ↑	A20
A.11.1	Andamento inflazione prodotti aerospaziali ↑	A21
A.11.2	Stima del costo per analogia ↑	A21
A.11.3	Costi fissi ↑	A22
A.11.4	Costi variabili configurazione economy ↑	A22
A.11.5	Costi variabili configurazione business ↑	A22
A.11.6	Dati di volo Economy ↑	A22
A.11.7	Dati di volo Business ↑	A22
A.11.8	Analisi BEP Economy ↑	A23
A.11.9	Analisi BEP Business ↑	A23
A.11.10	Andament costi-movimenti Economy ↑	A23
A.11.11	Andamento costi-movimenti Business ↑	A23
A.11.12	Distribuzione costi Economy ↑	A24
A.11.13	Distribuzione costi Business ↑	A24

Elenco delle tabelle

3.1	Scelte progettuali sul sistema propulsivo e trasmissione	4
4.1	Caratteristiche profilo VR-12	5
4.2	Caratteristiche profilo AMES-01	5
4.3	Caratteristiche profilo ONERA OA213	7
4.4	Risultati complessivi aerodinamica	7
5.1	Prestazioni dei rotori	8
8.1	Frequenze modi oscillatori pala	16
8.2	Configurazioni di carico tipiche	16
A.2.1	Analisi statistica su campione di 9 velivoli ↑	A1
A.3.1	Confronto RM322 - ANETO 1K ↑	A3
A.4.1	Profili Aerodinamici da radice a 80% della pala (parte interna) ↑	A4
A.4.2	Profili Aerodinamici da 80% fino al tip della pala (parte esterna) ↑	A4
A.4.3	Principali grandezze (aerodinamica) ↑	A6
A.4.4	Carichi all'attacco pala del Tail Rotor ↑	A6
A.4.5	Profili Aerodinamici per il Tail Rotor ↑	A7
A.4.6	Incidenze aerodinamiche e carichi all'attacco della pala in crociera a $40 \frac{m}{s}$ ↑	A7
A.8.1	Proprietà dei materiali della pala ipotizzati nel modello ↑	A15
A.10.1	Potenze e velocità al variare della quota ↑	A19
A.10.2	Punti notevoli P-R ↑	A20
A.10.3	Profilo di missione e tratte considerate ↑	A20
A.11.1	Costi database velivoli ↑	A21

1 | Requisiti di alto livello

Lo scopo del seguente lavoro è la progettazione di un elicottero in grado di svolgere operazioni di trasporto passeggeri in maniera rapida ed efficiente, con un occhio di riguardo per il comfort dei passeggeri. Allo stato dell'arte attuale, sul mercato sono disponibili diversi tipi di velivoli in grado di eseguire questo tipo di missione con differenti peculiarità. Lo scopo del progetto che verrà sviluppato nelle pagine seguenti è quello di proporre un elicottero in grado di trasportare un elevato carico pagante, unito ad un equipaggiamento sistemistico di ultima generazione e che offra ai clienti la possibilità di viaggiare con un costo non eccessivo in totale comodità. Sono dunque stati stilati e fissati i seguenti requisiti preliminari di alto livello, considerati necessari per poter progettare un elicottero in grado di competere sul mercato con i differenti competitors presenti.

Performance

Si fa riferimento alle richieste del mercato e dei suoi possibili futuri sviluppi.

- Range > 800 km
Lo scopo principale è il raggiungimento di un range operativo elevato, al fine di poter percorrere un numero elevato di tratte e poter svolgere operazioni commerciali a pieno carico sulla media distanza;
- Velocità di crociera: $V > 70$ m/s
Questa caratteristica permette all'elicottero di essere in grado di percorrere tratte di medio-corto raggio in breve tempo;

Parametri di Design

È necessario trasportare un elevato carico pagante, coniugando il seguente scopo con una progettazione che permetta di ridurre gli ingombri e le masse dell'elicottero.

- Peso massimo al decollo MTOW: < 16000 kg;
- Peso operativo a vuoto: < 9000 kg;
- Massima massa del Payload: > 3000 kg;
- Massimo numero di passeggeri: > 20
L'idea alla base del requisito è quella di estendere la possibilità di trasporto tramite elicottero ad una porzione di popolazione maggiore rispetto all'attuale mercato, coadiuvando le diverse necessità di impiego con un costo relativamente contenuto.
- Crew: 2 piloti e 1 membro dell'equipaggio come assistente al volo.

Requisiti operativi

La progettazione dell'elicottero passa anche attraverso la realizzazione di impiego operativo semplificato, cercando di renderlo adatto ad atterraggi e decolli in zone difficilmente raggiungibili con altre soluzioni (es. zone insulari, montane), con lo scopo di incentivare l'utilizzo di tale mezzo di trasporto.

- Quota di Crociera: $2.5 \text{ km} \leq h \leq 6 \text{ km}$;
- Quota di tangenza in volo traslato: $\geq 5 \text{ km}$
Si fa riferimento ai dati statistici.

2 | Analisi statistica

Per iniziare il seguente progetto, è possibile effettuare un'indagine statistica con lo scopo di mostrare i parametri e le caratteristiche più importanti dei competitors selezionati. [7] [8]. I velivoli considerati per la popolazione

statistica sono descritti in Tabella A.2.1. È inoltre utile la creazione e l'implementazione di una matrice di correlazione: essa permette di individuare le relazioni funzionali esistenti tra diversi parametri. Se l'intersezione tra due variabili della matrice genera un numero vicino ad uno, la correlazione presente risulta essere molto elevata. Avere a disposizione tale matrice aiuta ad analizzare le variabili da utilizzare per poter compiere delle stime preliminari accurate. La matrice generata per il caso generico in esame è visibile in Figura A.2.1.

I valori ottenuti dall'analisi statistica possono essere interpolati per ottenere delle stime iniziali da utilizzare per il progetto. Il requisito a cui si fa inizialmente riferimento è quello sul MTOW. Questo termine ha un coefficiente di correlazione con la potenza disponibile al decollo molto vicino all'unità: la potenza del propulsore che verrà installato dipenderà fortemente dal peso massimo al decollo del velivolo.

In questo progetto l'indagine statistica è stata funzionale per ricavare una prima stima del peso massimo al decollo e di conseguenza di potenza necessaria alla sostentazione del velivolo; ciò permetterà di scegliere un propulsore da quelli disponibili sul mercato. I dati del propulsore saranno poi il punto di partenza per le analisi successive, che dovranno essere verificate a progetto concluso.

L'obiettivo peculiare del progetto è il trasporto di 25 passeggeri. Da statistica si dovrebbe considerare un MTOW di 12.6 tonnellate circa. Tuttavia, analizzando il mercato attuale, sono disponibili numerosi elicotteri con un numero di passeggeri trasportabili inferiori a 15, rendendo i dati meno significativi.

Nel seguente progetto si vuole sviluppare un elicottero in grado di trasportare un numero di passeggeri più elevato rispetto alla media: operando considerazioni conservative, si è deciso di utilizzare un valore più elevato di MTOW, pari al valore più elevato presente nella popolazione statistica:

$$MTOW = 14.6 t \quad (2.1)$$

Dai dati statistici è possibile inoltre ricavare una correlazione empirica tra MTOW e massima potenza continua e tra MTOW e potenza al decollo. I grafici ricavati sono visibili in Figura A.2.3. Da essi si ottiene:

$$\begin{cases} P_{TO} = 4500 kW \\ MCP = 3800 kW \end{cases} \quad (2.2)$$

Bisogna considerare che la P_{TO} è quella erogata dal propulsore al Take-Off, diversa dalla Maximum Continuous Power, con un valore minore. Dalla condizione MCP sarà necessario successivamente sottrarre la potenza persa a causa del rendimento di trasmissione e la potenza che dovrà essere erogata ai sistemi interni dell'elicottero.

3 | Sistema Propulsivo e Schema di Trasmissione

Nell'ottica di aumentare la sicurezza e l'affidabilità dell'elicottero, ridurre il rumore complessivo e mantenere le prestazioni adeguate al profilo di missione, è stato scelto di introdurre due propulsori turboshaf; questa decisione è ponderata anche dall'analisi statistica. Tale configurazione permetterà di avere due motori efficienti e sicuri, che dovranno garantire un basso consumo specifico unito ad una elevata potenza.

Si è stimata una potenza necessaria fornita dal propulsore al decollo pari a circa 4500kW, ovvero circa 6000shp. Si è quindi ritenuto opportuno valutare due possibili scelte da adottare nel progetto: l'RM322-01/9A della Rolls-Royce Turbomeca o l'ANETO 1K della Safran.

Una tabella riassuntiva [3] con le caratteristiche principali dei due motori analizzati, è riportata in Tabella A.3.1.

Entrambi i propulsori sono Turboshaf a due alberi coassiali, con un design modulare, costituiti da un compressore assiale a tre stadi e un compressore centrifugo ad uno stadio, un combustore anulare del tipo 'Reverse flow', una turbina assiale a due stadi per fornire potenza ai compressori, e una turbina assiale a due stadi per generare potenza. La turbina di potenza è connessa ad un'uscita anteriore sulla quale è collegato l'albero di trasmissione, il quale schema verrà analizzato successivamente. Entrambi i turboshaf montano il sistema di controllo FADEC. La gearbox riceve la potenza dalla turbina del Gas Generator, trasferendo una quota di essa ai sistemi interni.

Il consumo specifico dell'ANETO 1K, in mancanza di dati ufficiali, è stato stimato. È stato già annunciato che questo motore sostituirà il General Electric CT7-2E1^[6] sull'AW189. Conoscendo il consumo specifico di questo

propulsore, pari a $0.433 \left[\frac{lb}{hp \cdot h} \right]$ e conoscendo anche quello del RM322, si è deciso di utilizzare il consumo in tabella per essere più conservativi durante questa fase di progetto preliminare.

Eseguendo una Analisi di Trade-Off, viste le considerazioni e le prestazioni dei due propulsori, è stato scelto l'**ANETO 1K**. Nella scelta è stato sono stati considerati diversi aspetti: la modernità del propulsore, i materiali innovativi e la maggiore affidabilità; esso rappresenta lo stato dell'arte nel settore dei propulsori turboshaft.

Trasmissione

I due motori installati sull'elicottero sono intercollegati tramite un sistema di trasmissione. La trasmissione principale ha differenti funzioni: oltre a collegare i due propulsori, supporta e aziona il rotore principale. Per il seguente progetto, è stata definita una trasmissione principale integrata a moduli differenti: il modulo principale è collegato direttamente a due moduli ausiliari e a due moduli di ingresso, con la possibilità di intercambiabilità. E' stata inserita una unità di ruota libera che permette una rotazione autonoma delle pale senza trascinarsi del motore in caso di failure o di non raggiungimento del valore di regime dei giri, oltre alla possibilità di disimpegnare il motore nel caso di attivazione di autorotazione.

Per la trasmissione del rotore principale, è possibile definire il rotore con una trasmissione a rapporto fisso o una trasmissione a variazione continua.

Nel primo caso, definito come **FRT** (Fixed Ratio Transmission), è necessario stabilire un rapporto di trasmissione che verrà utilizzato per dimensionare la catena cinematica: esso è consigliato nel caso di velocità di crociera non elevate e per facilitare la costruzione e la manutenzione complessiva.

Nel secondo caso, definito come **CVT** (Continuous Variable Transmission) è necessario uno studio di ottimizzazione per calcolare un rapporto di trasmissione ottimale in funzione delle varie fasi di volo e di operatività: esso è consigliato nel caso di alte velocità di crociera e di materiali e tecnologie avanzate, compromettendo però ulteriormente la fatica dei componenti impiegati. Per il seguente elicottero, per facilità di produzione e dato il profilo di volo desiderato, è stato scelto una trasmissione di tipo FRT, simile a quella visibile in Figura A.3.2.

La velocità di rotazione dell'albero in input, fornita dal propulsore installato è pari a **21420 rpm**, con una potenza compresa tra i 2500 e i 3000 shp. Considerate le linee di trasmissione, gli ingranaggi montati e le relative perdite, è stato inserito un rendimento di trasmissione pari a 0.98 (questo valore è stato scelto considerando i rendimenti di trasmissione tipici su velivoli della categoria) che andrà a ridurre lievemente la potenza effettiva. Il rapporto di trasmissione globale dal motore al rotore principale è nell'ordine di grandezza di **100:1** (anche per stimare questo valore si è fatto riferimento alla statistica e si è vista la rotazione tipica delle pale, riportata in tabella A.2.1 in rad/s).

E' stato anche considerato l'inserimento di un pignone di decollo della coda. Esso ruota insieme all'ingranaggio conico principale. Grazie a questo supporto, il pignone aziona la trasmissione ausiliaria e, successivamente, la scatola ingranaggi intermedia e il rotore di coda.

Potenza disponibile per i rotori

La massima potenza continua che può erogare l'Aneto 1K è pari a 3000shp nella sua versione più prestante, pari a circa 2235 kW.

Si è deciso di installare a bordo due propulsori, a cui va sottratta una potenza pari al 10% per l'azionamento di tutti i sistemi di bordo; nella trattazione completa, è necessario anche considerare il rendimento della trasmissione.

$$P_a = (MCP - 0.1 \cdot MCP) \cdot \eta_T = (2 \cdot 2235kW - 0.1 \cdot 2 \cdot 2235kW) \cdot 0.98 = 3942.54 kW \quad (3.1)$$

Il valore di P_a , è da intendersi al Sea Level ed è il valore di Maximum Continuous Power che può essere trasmesso ai rotori dell'elicottero.

Vengono riassunti i valori appena trovati nella seguente tabella:

Potenza disponibile	[kW]	3942.54
Velocità rotazione shaft	[rpm]	21420
Rapporto di trasmissione	[-]	100:1
Velocità rotazione main rotor	[rpm]	210

Tabella 3.1: Scelte progettuali sul sistema propulsivo e trasmissione

4 | Aerodinamica

Aerodinamica del Main Rotor

Il requisito fondamentale per la progettazione del rotore principale è quello di generare trazione sufficiente per bilanciare il peso dell'elicottero, coniugando un'elevata efficienza e una riduzione complessiva dei pesi.

Dimensionamento del Rotore Principale

Introdotta il sistema propulsivo e dimensionato il riduttore, si utilizza una velocità angolare pari a $\omega = 22$ rad/s, corrispondenti a 210 rpm.

Considerando l'analisi statistica (Tabella A.2.1)¹, si ipotizza una velocità di crociera di circa 70 m/s. Imposto un numero di Mach massimo pari a 0.85 al tip per evitare effetti transonici e considerando la velocità del suono V_s nelle condizioni di progetto (si stima una HOGÉ pari a circa 2000 m) si ricava la seguente relazione:

$$R \leq \frac{V_s M_{tip_{max}} - V}{\omega} \quad (4.1)$$

È necessario valutare anche la potenza richiesta al sistema propulsivo, dalla teoria del disco attuatore si può stimare come:

$$P_i = \sqrt{\frac{W^3}{2\rho\pi R^2}} \quad (4.2)$$

La potenza totale richiesta dal rotore principale è principalmente dovuta a due contributi, la potenza indotta P_i e la potenza di profilo P_0 . Per valutare quest'ultimo parametro, è necessario definire prima le caratteristiche aerodinamiche della pala. Per una prima stima in condizioni di hover si può considerare che questa sia pari al 10% della potenza indotta.

Con tali considerazioni si ottiene una potenza del rotore principale P_{mr} di circa 2350 kW per un raggio pari a **9.6 m**.

Dimensionamento delle pale del Rotore Principale

Scelta dei Profili

Nel dimensionamento delle pale del rotore Principale, il primo step da effettuare è l'identificazione dei profili aerodinamici da adottare nelle varie sezioni della pala in funzione dell'apertura. Il rotore principale di un elicottero ha condizioni operative differenti lungo il suo raggio: sono quindi necessari profili aerodinamici differenti lungo la pala. I requisiti che devono soddisfare i profili nelle varie sezioni sono i seguenti:

- **Inner part** (fino all' 80% del raggio della pala): alto $C_{L_{max}}$ per ritardare lo stallo della pala retrocedente, per ridurre la zona di inversione del flusso e ridurre le vibrazioni a velocità di volo elevate;
- **Outer part** (tra l'80% e il 90% del raggio): oltre ad un alto $C_{L_{max}}$ è necessario un alto Mach di drag divergence (Mdd) e un elevato rapporto portanza su resistenza ($\frac{C_L}{C_D}$ per M= 0.6 e $C_L = 0.7$) per ridurre la potenza richiesta in hover;

¹Sono riportate in Tabella le velocità corrispondente alla massima autonomia chilometrica, e non quella relativa alla massima autonomia oraria (corrispondente al minimo di potenza necessaria, per il quale l'elicottero è ottimizzato) in quanto è la velocità di massima autonomia chilometrica la più critica dal punto di vista progettuale per la pala

- **Tip** (dal 90% in poi): il parametro più importante è il M_{dd} , ma è anche importante ricavare un $C_{L_{max}}$ elevato, oltre ad uno spessore non superiore al 10%;
- **In tutte le sezioni**: si ricerca un coefficiente C_{m0} molto vicino allo zero per ridurre la torsione sulle pale e sul sistema di controllo.

Alcuni profili consigliati in letteratura sono stati confrontati per poter selezionare il più adeguato in ciascuna delle tre parti. In particolare, in Tabella A.4.1 sono riportati una serie di profili plausibili per la parte più interna della pala, ed in Tabella 4.1 la scelta progettuale adoperata.

	$\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$	M_{dd}	C_{m0}	C_{d0}	$C_{L_{max}}$	$\frac{C_L}{C_D}$
VR-12	0.106	0.8	-0.0047	0.00827	1.6	$94.3_{\alpha=9.25^\circ}$

Tabella 4.1: Caratteristiche profilo VR-12

Per quanto concerne invece la parte esterna della pala e il tip, in Tabella A.4.2 sono riportati una serie di profili plausibili per questa zona, mentre in Tabella 4.2 la scelta progettuale effettuata.

	$\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$	M_{dd}	C_{m0}	C_{d0}	$C_{L_{max}}$	$\frac{C_L}{C_D}$
AMES-01	0.1	0.85	-0.0033	0.00571	1.5	$93_{\alpha=8^\circ}$

Tabella 4.2: Caratteristiche profilo AMES-01

Per quanto riguarda l'**inner part**, risulta evidente come sia conveniente utilizzare i profili **VR-12** e **RC410-IL**, poiché presentano il $C_{L_{max}}$ più elevato. Il primo è preferibile rispetto al secondo per il valore di C_{m0} prossimo a zero.

I profili dell'**outer part** più aderenti alle caratteristiche sopraelencate sono invece l' **AMES-01** e il **NLR 7301**. A parità di M_{dd} , il secondo profilo ha un $C_{L_{max}}$ leggermente più elevato, ma il primo ha un C_{m0} più basso e soprattutto un'efficienza migliorata. Per l'**outer part** è stato dunque selezionato il profilo **AMES-01**.

Al **tip**, per motivi di semplicità, è stato scelto lo stesso profilo dell'**outer part**; esso, infatti, possiede uno spessore adeguato, un buon $C_{L_{max}}$ e un ottimo M_{dd} .

In figura A.4.1 sono riportate le polari aerodinamiche per i profili selezionati.

Ottimizzazione della Pala

Per cercare di migliorare la distribuzione di portanza oltre alle considerazioni sulla semplicità di calcolo, si è scelto uno svergolamento lineare con una variazione $\Delta i = 5^\circ$ e un rapporto di rastremazione $\lambda = 0.9$. Per definire tali valori bisogna assicurarsi che la pala non vada in stallo nella regione più critica vicino all'hub, dove il calettamento è maggiore. Le formule utilizzate per tali considerazioni sono presenti in Appendice A.4.

Dalla figura A.4.2 si osserva come la distribuzione di forza sia più equamente distribuita utilizzando svergolamento e rastremazione definiti sopra. Si osserva anche come le estremità delle pale vengano caricate meno rispetto alla configurazione senza svergolamento e rastremazione. Dal punto di vista della potenza di profilo poi, nel caso in hover, la pala svergolata e rastremata consuma un **10.7%** in meno. La discontinuità nella distribuzione di portanza, invece, è dovuta alla variazione di profilo e alle approssimazioni fatte.

Blue EdgeTM

Nonostante per la stime aerodinamiche e strutturali sia stata considerata una pala semplicemente rastremata con uno svergolamento per motivi di semplicità, la tipologia di pala concretamente considerata è lo stato dell'arte delle pale di un elicottero, ossia una pala **Blue EdgeTM**.

Il design di queste tipologie di rotori è peculiare specialmente nella forma in pianta, in cui è presente una doppia curvatura: lo scopo principale è quello di ridurre le emissioni acustiche causate dal *Blade-Vortex Interaction* (BVI) (*Appendice A / 4 - Aerodinamica / Rotore principale / BVI*), specialmente in volo discendente. L'adozione di tale pale non ha però solo benefici di tipo acustico: la rastremazione graduale della lama provoca una distribuzione del carico della lama più uniforme, che riduce il carico al tip della pala (che a sua volta porta una riduzione dell'intensità del vortice, portando un'ulteriore beneficio da un punto di vista sonoro).

Per il design della pala da un punto di vista geometrico, si è considerata una lama già esistente in letteratura, riscalata opportunamente per le dimensioni iniziali considerate. Come già detto in precedenza, le analisi strutturali effettuate tramite MATLAB considerano una geometria semplificata della lama.

Da un punto di vista prestazionale, la pala Blue EdgeTM, permette di ottenere sia una riduzione di emissione acustica di 3-4 dB, che un miglioramento dell'efficienza aerodinamica che può giungere anche al 12 %, con una conseguente diminuzione dei consumi.

Aerodinamica del Tail Rotor

Dimensionamento del Tail Rotor

Il rotore di coda ha la funzione di bilanciare la coppia resistente del rotore principale. I parametri da definire per il dimensionamento sono la potenza richiesta al rotore di coda P_{tr} , il suo raggio R_{tr} e il braccio rispetto al baricentro dell'elicottero b . **Nel seguente dimensionamento si considera il caso di volo a punto fisso (Hovering).**

Si parte dalla valutazione della coppia. Da stime fatte in precedenza si conosce la potenza del rotore principale P_{mr} . Usando la teoria del disco attuatore per stimare la trazione T_{tr} prodotta dal rotore di coda si possono scrivere le seguenti relazioni:

$$\begin{cases} T_{tr} = 2\rho\pi R_{tr}^2 u_0^2 \\ P_{tr} = T_{tr} u_0 \end{cases} \rightarrow P_{tr} = \sqrt{\frac{T_{tr}^3}{2\rho\pi R_{tr}^2}} \quad (4.3)$$

Considerando poi che il momento della trazione rispetto al baricentro deve controbilanciare la coppia resistente del rotore si ha:

$$\begin{cases} C_{mr} = \frac{P_{mr}}{\omega_{mr}} \\ C_{mr} = T_{tr} b \end{cases} \rightarrow P_{tr} = \sqrt{\left(\frac{P_{mr}}{\omega_{mr}}\right)^3 \frac{1}{2\pi\rho} \frac{1}{R_{tr}^2} b^3} \quad (4.4)$$

Si può fare un'ulteriore considerazione sulla velocità angolare del rotore di coda ω_{tr} . Avere una velocità di rotazione elevata, permette di ridurre l'incidenza e la corda delle pale a parità di trazione. Ciò riduce il peso, i carichi inerziali associati e ha degli effetti sulla potenza di profilo dovuta alla resistenza aerodinamica. Si ha però una limitazione sulla velocità all'estremità. Fissando un numero di Mach massimo (M_{tipmax}) e data la velocità del suono nelle condizioni di volo considerate (V_s) si ha la seguente condizione:

$$\omega_{tr} \leq \frac{M_{tipmax} \cdot V_{suono}}{R_{tr}} \quad (4.5)$$

Per il dimensionamento del rotore si è fatto riferimento al grafico presente in figura 4.1, nel quale le linee di livello in nero rappresentano la potenza necessaria P_{tr} fissati i valori del braccio (b) e del raggio del rotore R_{tr} . Sull'asse a destra è possibile distinguere la massima velocità angolare Ω_{tr} associata ad un dato raggio. Analogamente, per un determinato valore del braccio si legge sull'asse superiore il valore di trazione richiesto. Infine, è necessario considerare che i valori di b ed R presenti nella regione rossa non sono accettabili, in quanto si otterrebbe un rotore di coda posto al di sotto del rotore principale.

Si sono selezionate le seguenti dimensioni ai fini di ridurre la potenza richiesta dal rotore di coda:

- **Raggio del Rotore di coda:** $R_{tr} = 1.8 \text{ m}$
- **Distanza dal mozzo del rotore principale:** $x_{tr} = 12 \text{ m}$

Per determinare la velocità angolare, si è fatto uno studio sull'effetto che questa ha sulla potenza di profilo. Per velocità angolari minori è necessario un'incidenza maggiore del profilo, e questo ha un'impatto diretto sull'aumento del C_d . Allo stesso modo un aumento di velocità, può aumentare la resistenza anche se l'incidenza diminuisce. Da questi effetti antagonisti si intuisce che ci possa essere un minimo.

Dal grafico A.4.3 si verifica che è presente un minimo di potenza di profilo. **Ai fini di ridurre i consumi si è scelta la velocità angolare corrispondente al valore minimo.** È importante notare che l'incidenza richiesta in queste condizioni è inferiore a quella di stallo. Complessivamente si sono determinate le grandezze presenti in tabella A.4.3.

Per quanto concerne i carichi all'attacco della pala del rotore di coda, utilizzando un ragionamento analogo a quello utilizzato per il Main Rotor, si ottengono i risultati riportati in tabella A.4.4.

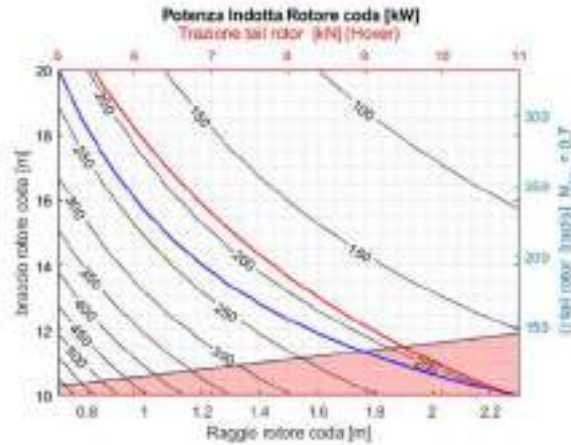


Figura 4.1: Potenza indotta e trazione del rotore di coda

Scelta del profilo del Tail Rotor

Per la selezione del profilo aerodinamico del profilo di coda si è utilizzata una procedura simile a quanto fatto per il rotore principale. In tal caso però i requisiti del profilo sono diversi, essendo differenti sia le condizioni operative del rotore, che la funzione da svolgere. Per *tail rotor* si impongono i seguenti requisiti:

- **Spessore Massimo 12 %**
- **Coefficiente di Portanza Massimo per $M = 0.5, 0.6$ $C_{L_{max}} \geq 1.3$**
- **Coefficiente di Momento per $C_L = 0$, e per $M = 0.5$ $C_{m_0} \leq 0.04$**

Da letteratura si sono selezionati i profili riportati in Tabella A.4.5 per effettuare una scelta. Tra di essi è stato selezionato il OA213, le cui caratteristiche principali sono visibili in Tabella 4.3, in quanto tale profilo rispetta i requisiti posti. Inoltre, in Figura A.4.4 sono riportate le caratteristiche dell'ONERA OA213.

	$(\frac{t}{c})_{max}$	M_{dd}	C_{m0}	C_{d0}	$C_{L_{max}}$	$\frac{C_L}{C_D}$
ONERA OA213	0.13	0.74	-0.0019	0.0089	1.25	$95.3_{\alpha=8.5^\circ}$

Tabella 4.3: Caratteristiche profilo ONERA OA213

Risultati notevoli - Aerodinamica

Avendo definito le caratteristiche principali del rotore principale e del rotore di coda, è possibile racchiudere i principali risultati ricavati dall'analisi utili a procedere con le analisi successive, visibili in Tabella 4.4.

Rotore principale		Rotore di coda	
P_{mr}	2402 kW	P_{tr}	206.307 kW
$P_{i_{mr}}$	2150.3 kW	$P_{i_{tr}}$	191.73 kW
$P_{o_{mr}}$	251.6 kW	$P_{o_{tr}}$	14.577 kW
R_{mr}	9.6 m	R_{tr}	1.8 m
$c_{m_{mr}}$	0.646 m	$c_{m_{tr}}$	0.15 m
M_{tip}	0.635	M_{tip}	0.62
$c_{d_{o_{mr}}}$	0.0065	$c_{d_{o_{tr}}}$	0.001
Ω_{mr}	$22 \frac{rad}{s}$	Ω_{tr}	$114.5 \frac{rad}{s}$
		x_{tr}	12 m
	$\frac{P_{tr}}{P_{mr}}$		8.56 %

Tabella 4.4: Risultati complessivi aerodinamica

Per stimare i valori delle corde delle pale si è fatto riferimento alla statistica ma non solo. Le considerazioni principali che hanno portato alla scelta di questi valori infatti fanno riferimento alla distribuzione di forza sulla pala e al calettamento necessario a raggiungere tale distribuzione ottimale.

Il diametro ricavato per il nuovo rotore principale è leggermente superiore a quello calcolato tramite analisi statistica (figura A.5.8). Ciò comporterà sicuramente delle limitazioni in termini di velocità massima del velivolo al fine di evitare l'insorgere di fenomeni transonici e di stallo all'estremità della pala al tip della pala e un aumento della resistenza di profilo. Questa scelta, al contempo, consente di avere una maggiore superficie portante e quindi, in ultima analisi, essere in grado di soddisfare il requisito della massa massima al decollo.

5 | Meccanica del volo

In questa sezione ci si è concentrati sullo studio delle potenze, analizzando tutte le implicazioni che queste hanno sull'intero progetto. Per svolgere un'analisi di dettaglio completa, è importante definire due parametri che caratterizzano intrinsecamente le prestazioni del rotore:

- **Solidità del rotore (σ):**
$$\sigma = \frac{S}{S_d}, \quad (5.1)$$

Parametro adimensionale espresso come rapporto tra l'area delle pale e quella del disco del rotore; è funzione solo del numero di pale n_b e della geometria delle stesse; essendo dati puramente geometrici, il valore di σ rimane costante.

- **Carico sul disco (k_d):**
$$k_d = \frac{W}{S_d}. \quad (5.2)$$

Rapporto tra il peso e la superficie del disco ($k_d = \frac{N}{m^2}$), i cui valori sono tipicamente compresi nel range $100 \frac{N}{m^2} \leq k_d \leq 600 \frac{N}{m^2}$; non è funzione nè della quota nè della velocità di volo, ma presenta una forte dipendenza lineare con il peso. (vedi figura A.5.9).

	σ	$k_d \left[\frac{N}{m^2} \right]$
Rotore principale	0.1127	494.685
Rotore di coda	0.1819	878.942

Tabella 5.1: Prestazioni dei rotori

Potenza disponibile

Avendo scelto il motore Aneto 1-K, la potenza disponibile erogata da ogni propulsore a *sea level* è riportata in tabella A.3.1, e il diagramma del suo andamento con la quota lo si vede in figura A.5.10. Come già espresso nell'equazione 3.1 la potenza disponibile a *sea level* è pari a $P_a = 3942.54 \text{ kW}$.

Potenza necessaria in hover

Per valutare le prestazioni dell'elicottero in esame, nello specifico delle potenze da esso richieste, si parte dalle considerazioni svolte per il volo a punto fisso (*hover*).

Per svolgere le seguenti valutazioni si è deciso di trascurare l'effetto suolo (ovvero siamo in condizioni di volo *OGE*, *Out Ground Effect*).

Nel caso in cui esso fosse stato considerato nei calcoli, sarebbe stato presente un effetto benefico sulla potenza necessaria per effetto del bloccaggio della scia del rotore, comportando una riduzione della velocità indotta al disco ed un incremento di trazione sviluppata a parità di potenza ($P = T \cdot v$).

Nel valutare la potenza richiesta dal velivolo a punto fisso è necessario tenere conto di due tipi di contributi:

- potenza necessaria al rotore principale,
- potenza necessaria al rotore di coda.

Entrambi questi contributi sono poi a loro volta suddivisi in:

- potenza indotta,
- potenza di profilo.

Combinandoli si ottiene:

$$P_{TOT-HOVER} = P_{MR} + P_{TR} = P_{0MR} + P_{iMR} + P_{0TR} + P_{iTR} \quad (5.3)$$

Si analizzano singolarmente tali contributi.

Potenza di profilo

Si calcola la potenza di profilo (P_0) come:

$$P_0 = \rho S (\Omega R)^3 c_{P_0} \quad \text{con} \quad c_{P_0} = \frac{\sigma c_{D_0}}{8} \quad (5.4)$$

Si può notare come questo tipo di potenza non dipenda solo dalle caratteristiche proprie del profilo ma anche dalla quota di volo in cui lo stesso si trova ad operare, oltre alla velocità di rotazione alle estremità delle pale.

Potenza indotta

Si può calcolare la potenza indotta (P_i) come:

$$P_i = k T v^* \quad (5.5)$$

dove, per definizione di volo a punto fisso, $T = W$, k è l'Induced Power Factor (un fattore con valore prossimo all'unità che esprime l'uniformità del flusso che passa nel disco) e v^* è la velocità indotta al rotore¹.

Anche la potenza indotta risulta essere funzione della quota di volo per mezzo della velocità indotta al disco.

Potenze del rotore di coda

Analizzando successivamente il rotore di coda, l'espressione della potenza di profilo è identica a quella precedente riferita al rotore principale, semplicemente utilizzando i parametri relativi al rotore di coda stesso.

Per il calcolo della potenza indotta, la T_{tr} si ottiene tramite un bilancio di coppia tra quella sviluppata dal rotore principale e quella equilibrata per mezzo proprio del rotore di coda, ovvero

$$T_{tr} = \frac{P_{mr} \cdot R}{(\Omega \cdot R) \cdot x_{tr}} \quad (5.6)$$

mentre v^* è la velocità indotta al disco del rotore di coda.

I risultati cumulativi si ottengono graficando tutte le potenze descritte visibili in Figura A.5.1. Dalla figura A.5.2 si può facilmente notare come nel volo a punto fisso la quota di tangenza, ovvero quella a cui la potenza totale richiesta dall'elicottero è pari a quella erogata dai propulsori, sia pari a $z_{tghover} = 2186 \text{ m}$.

Potenza necessaria in avanzamento

Nell'analisi delle potenze in volo traslato si modificano le espressioni dei contributi delle potenze trovate nel caso di hover, aggiungendo alcuni termini ulteriori. I contributi che compaiono sono i seguenti:

- potenza di profilo del rotore principale,
- potenza indotta del rotore principale,
- potenza parassita,
- contributo di altre potenze.
- potenza del rotore di coda.

Si analizzano i vari contributi singolarmente nelle sezioni successive.

¹ $v^* = \sqrt{\frac{T}{2\rho S}}$

Rotore principale in volo traslato

A differenza del volo a punto fisso, per valutare la potenza di profilo per il volo traslato bisogna considerare le perdite dovute alla compressibilità del flusso e del *reverse flow*, presenti rispettivamente al tip della pala avanzante e al hub della pala retrocedente.

Se si considerano solo le perdite dovute alla compressibilità, la potenza di profilo risulta essere pari a:

$$P_0 = \rho S (\Omega R)^3 \frac{\sigma C_{d0}}{8} (1 + K\mu^2) \quad (5.7)$$

dove $\mu = \frac{V}{\Omega R}$ è il rapporto di avanzamento, definito come il rapporto tra la velocità di avanzamento e la velocità tangenziale al tip delle pale.

Quando questo valore assume valori elevati, il flusso che investe le pale non risulta più perpendicolare e diventa asimmetrico. Si verifica un fenomeno noto come Reverse Flow: al hub della pala retrocedente c'è una regione circolare, di raggio adimensionale pari a μ , in cui la velocità di avanzamento è maggiore della velocità della pala e il flusso inverte la sua direzione. Questa è una zona in cui si hanno elevate perdite, stimate come:

$$P_{02} = \rho S (\Omega R)^3 \frac{\sigma C_{d0}}{8} \left(1 + 4\mu^2 + \frac{5}{8}\mu^4\right) \quad (5.8)$$

Nella realtà il termine P_{02} è trascurabile rispetto a P_0 che costituisce il contributo principale, per questo motivo nei calcoli che seguono si farà riferimento al P_0 .

Rispetto alla resistenza di profilo in hover, compare il termine aggiuntivo $K\mu^2$ che tiene conto del volo in avanzamento; nel caso di $\mu = 0$, l'espressione del P_0 coincide con quella del volo in hover. Il termine costante K è un coefficiente che dipende dalla condizione di volo, in questo caso assunto pari a $K = 4.7$.

L'espressione della potenza indotta si modifica:

$$P_i = W \sqrt{\sqrt{\frac{v^4}{4} + v^{*4}} - \frac{v^2}{2}} \quad (5.9)$$

dove $v_i = \sqrt{\sqrt{\frac{v^4}{4} + v^{*4}} - \frac{v^2}{2}}$ è la velocità indotta in hover.

Potenza parassita in volo traslato

È la potenza persa a causa dell'attrito viscoso e della separazione del flusso sulla fusoliera, sul rotore, sul carrello e su tutti gli elementi investiti dal flusso in avanzamento. Per semplicità di calcolo si assume unicamente il contributo della fusoliera. La potenza parassita vale:

$$P_p = \left(\frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref} C_{D_{ref}}\right) V = \frac{1}{2}\rho f V^3 \quad (5.10)$$

dove:

- S_{ref} e $C_{D_{ref}}$ sono rispettivamente la superficie e il coefficiente di resistenza frontali,
- $f = k_f c_f k_w S$ è l'area bagnata equivalente: indica la superficie di fusoliera effettivamente investita dal flusso.

Si nota che la dipendenza della potenza parassita dalla velocità di avanzamento è di tipo cubico.

Altre potenze in volo traslato

Questo termine è legato alle perdite di estremità della pala, alla non-costanza dell'incremento della velocità al disco lungo il raggio della pala e quelle relative alla scia che si genera a valle del rotore. Per convenzione si stima un valore pari al 17% della potenza indotta in hover:

$$P_{oth} = 0.17P_{i,h} = 0.17 \cdot W \sqrt{\frac{W}{2\rho S}} k \quad (5.11)$$

Rotore di coda in volo traslato

Trascurando il disturbo dovuto all'interferenza tra il Main rotor e il Tail rotor e tra il Tail rotor e l'impennaggio verticale, e assumendo che la trazione di coda è funzione della potenza indotta in hover, è possibile scrivere:

$$P_{tr} = T_{tr} u_{0T} \quad (5.12)$$

dove:

- $T_{tr} = \frac{P_{i,h} R}{\Omega R} \frac{1}{x_{tr}} = \frac{kW}{\Omega x_{tr}} \frac{W}{2\rho S}$ è la trazione sviluppata dal rotore di coda [N],
- $u_{0T} = \sqrt{\frac{K_{d,tr}}{2\rho}} = \frac{T_{tr}}{2\rho S_{tr}}$ è la velocità indotta al rotore di coda [$\frac{m}{s}$]

Calcolati tutti i contributi necessari, si traccia l'andamento della potenza necessaria in avanzamento al variare della velocità riferendosi alla densità al livello del mare.

Si noti che la P_{tr} e la P_{oth} sono invarianti con la velocità perché dipendono dalla potenza indotta in hover. La potenza parassita offre un piccolo contributo a basse velocità, mentre ad alte velocità costituisce il contributo principale. La potenza di profilo P_0 aumenta di poco all'aumentare della velocità mentre la potenza indotta P_i risulta essere l'unica che ha un andamento decrescente con la velocità.

Il grafico presenta una regione, compresa tra i 25 e 60 $\frac{m}{s}$ in cui vi è un 'pozzo' dove la potenza totale è molto bassa: oltre tale range la potenza parassita diventa predominante e fa aumentare di molto la potenza necessaria. Dalla analisi delle potenze in volo traslato si ottiene una quota di tangenza pari a: 6323 m. Un valore superiore alla quota di tangenza in hover in quanto la velocità d'ingresso al disco si va a comporre con la velocità traslazionale dell'elicottero, componendo una trazione maggiore generata dal disco stesso.

Caso OEI

Per completezza di trattazione, è stata implementata la condizione di OEI (*One Engine Inoperative*): essa rappresenta il caso in cui durante la fase di volo si verifica la failure di un propulsore. Si esegue l'analisi di OEI in hover perché risulta la condizione più limitante dal punto di vista della potenza necessaria. Le potenze considerate per questa analisi sono quindi le stesse già descritte nel caso in hover, fatta eccezione per la potenza disponibile, la quale risulta appunto dimezzata.

Dalla figura A.5.6 si può notare come l'eccedenza di potenza sia sempre negativa, poiché la potenza disponibile risulta sempre inferiore alla potenza necessaria totale. In questa condizione, l'elicottero non è in grado di rispettare la condizione di hover e si avrà una riduzione di quota. La potenza in eccedenza non incrocia la potenza necessaria in figura A.5.6, non rispettando più la potenza minima di volo; in tal caso il pilota potrà disaccoppiare il rotore dal motore in avaria e sfruttare l'effetto dell'autorotazione del rotore. Questo effetto nasce da una inversione del funzionamento del rotore e del flusso: è il flusso d'aria che manda in rotazione il rotore che non è più propulso. Esso continua a funzionare permettendo una discesa non controllabile ma rallentata e non violenta.

L'utilizzo dell'autorotazione per l'atterraggio implicherebbe inoltre garantire un atterraggio in sicurezza, condizione necessaria al fine della certificazione dell'elicottero come descritto dalla normativa FAR 29.

Il motivo per cui si è studiata direttamente la condizione di hover nel caso di OEI deriva da considerazioni conservative svolte in questa fase di Conceptual Design.

Confronto prestazioni con competitors

Dalla Figura A.5.7 emerge che il velivolo presenta una quota di tangenza in hover (HOGE) inferiore rispetto a quella dei competitors e un'elevata potenza necessaria, a causa di un *MTOW* molto alto.

Il valore di HOGE si è comunque considerato accettabile, in quanto lo scopo è quello di progettare un elicottero in grado di compiere operazioni commerciali per il trasporto di grandi numeri di passeggeri su distanze medie. Per tale motivo, si preferisce utilizzare la potenza erogata dai motori per avere una *MTOW* nettamente superiore a quella dei competitors, a scapito di una elevata quota di tangenza. Questo valore lascia ampio margine operativo al velivolo anche in ambienti montani.

Tramite questa analisi si è dimostrato che le prestazioni ottenute con il valore di peso massimo al decollo ipotizzato da statistica risultano essere ampiamente accettabili.

6 | Configurazione

Lo scopo della definizione della configurazione interna è quella di creare diverse opzioni di comfort per i passeggeri, mantenendo la filosofia iniziale di progetto di aumentare il carico massimo pagante. L'obiettivo finale è la creazione di differenti configurazioni che possano rendere fattibile diversi impieghi tra varie mete, come trasporto montano oppure insulare, con peculiarità e caratteristiche migliori di mezzi di trasporto alternativi. Sono state create due diverse configurazioni, facilmente interscambiabili e riadattabili, in modo tale da poter soddisfare tutte le eventuali esigenze del cliente. La parte di cabina adibita ad ospitare i passeggeri risulta caratterizzata da dimensioni fisse e uguali per entrambe le tipologie, ovvero 7 metri di lunghezza, 3 metri di larghezza e 2 metri di altezza. Le due configurazioni in esame sono:

- **configurazione Economy:** la cabina passeggeri è caratterizzata dallo scopo di aumentare il numero di persone trasportabili, mantenendo un comfort adeguato durante il viaggio.
- **configurazione Business:** la cabina passeggeri è caratterizzata da maggiore spazio e comfort per i passeggeri, con un numero tuttavia inferiore di persone trasportabili.

In entrambe le configurazioni, la stiva per il trasporto dei bagagli è posizionata nella parte posteriore della cabina, in quanto tale zona sarebbe inaccessibile per ragioni di sicurezza a causa dell'estrema vicinanza con il rotore di coda. Inoltre, gli ingressi principale e di emergenza, il sedile per il personale di bordo e il bagno risultano nelle stesse posizioni per ambedue le tipologie, con lo scopo di aumentare la facilità di riconfigurazione dell'elicottero.

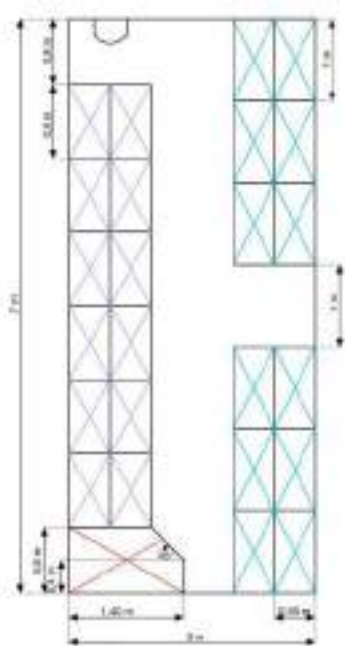


Figura 6.1: Pianta configurazione Economy

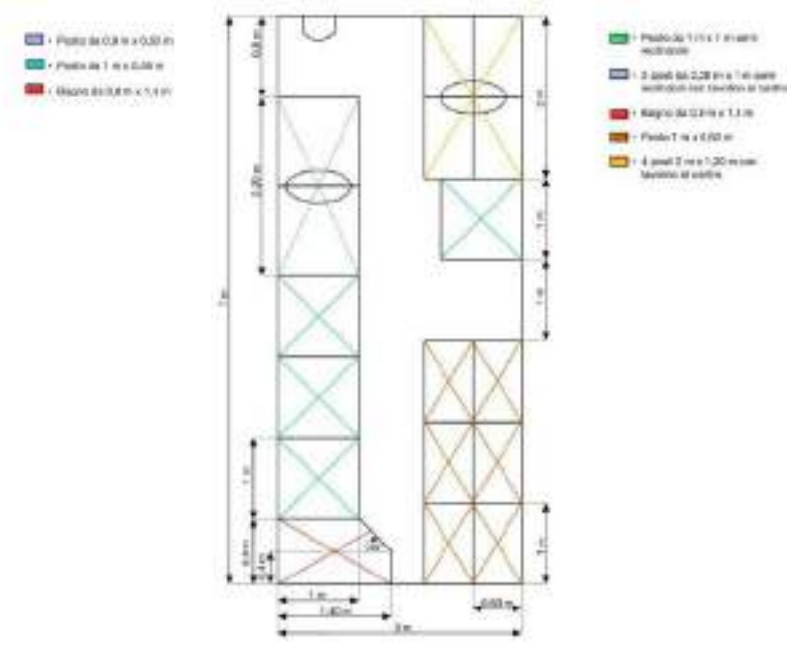


Figura 6.2: Pianta configurazione Business

Configurazione Economy

La configurazione Economy si pone come obiettivo di ospitare e trasportare il maggior numero possibile di passeggeri con un comfort adeguato al volo.

La pianta della cabina passeggeri, in figura 6.1, mostra la disposizione dei sedili e dei servizi presenti all'interno dell'elicottero, il quale riesce ad introdurre all'interno un totale di 24 passeggeri + 1 assistente di volo.

I posti a sedere sono suddivisi su quattro file: due nella parte destra e due nella parte sinistra della cabina e separate da un corridoio centrale largo 50 cm. L'ingresso principale, dal quale è possibile fare accedere i passeggeri e il personale di bordo, si trova nella parte anteriore della cabina (in alto a sinistra nella pianta).

Il sedile per l'unico assistente di volo è posizionato in concomitanza di questa apertura ed è sviluppato con geometria pieghevole (a scomparsa), in modo tale da non essere di intralcio alla salita e alla discesa dei passeggeri. L'uscita di emergenza, larga 1 metro, è posizionata nella parte destra della cabina come in figura 6.1.

A bordo è presente un vano adibito ai servizi igienici (bagno) ed è posizionato sulla parte posteriore della cabina. Il sedile del passeggero, raffigurato in figura A.6.1, comprensivo di braccioli, occupa 55 cm in larghezza e 63 cm longitudinalmente alla fusoliera. Il peso risulta essere di 10 kg cadauno. Al fine di rendere il più confortevole possibile il viaggio, si è definita una distanza di 27 cm tra il sedile e la spalliera del sedile di fronte per la fila sinistra, ed una distanza di 37 cm per la fila destra.

Stima dei pesi per passeggero (esclusi assistenti di bordo e piloti)

Considerando per ogni persona un peso medio di 85 kg, un bagaglio di 15 kg (bagaglio a mano più zaino/borsa di piccole dimensioni) (dati considerati da normativa) e un sedile di 10 kg, il peso complessivo è dato da:

$$Peso\ payload = 24 \cdot (85 + 15 + 10) = 2640\ kg \quad (6.1)$$

Configurazione Business

La configurazione Business invece si pone l'obiettivo di accogliere un numero meno elevato di passeggeri rispetto alla configurazione Economy, garantendo però il viaggio in un ambiente molto più confortevole rispetto alla tipologia precedente. La pianta della cabina passeggeri, visibile in figura 6.2, mostra la disposizione dei sedili e dei servizi presenti all'interno dell'elicottero, il quale riesce ad accogliere un totale di 16 passeggeri + 1 assistente di volo.

Rispetto alla precedente configurazione, i passeggeri godono di più spazio e di sedili più grandi e confortevoli. Relativamente alla pianta riportata, nello spazio evidenziato dalla croce blu rientrano due sedili disposti uno frontalmente all'altro e separati da un tavolino; la croce gialla rappresenta, invece, quattro sedili disposti in modo analogo e anch'essi separati da un tavolino; le croci verdi rappresentano dei sedili singoli reclinabili rivolti con lo schienale verso le pareti della fusoliera; le croci marroni rappresentano, infine, due file disposte come nella configurazione Economy, ma con sedili più ampi e comodi.

Le dimensioni dei sedili scelti, visibili in figura A.6.2, sono consultabili nel trittico riportato. Il peso di ogni sedile è di 20 kg.

Stima dei pesi per passeggero (esclusi assistenti di bordo e piloti)

Considerando per ogni persona un peso di 85 kg, un bagaglio di 15 kg (bagaglio a mano più zaino/borsa di piccole dimensioni) e un sedile di 20 kg, il peso complessivo è dato da:

$$Peso\ payload = 16 \cdot (85 + 15 + 20) = 1920\ kg \quad (6.2)$$

7 | CAD

Rotore principale

Per la realizzazione del rotore principale, il punto di partenza sono dimensioni ricavate attraverso le analisi aerodinamiche (Sezione 4): il rotore presenta un raggio di 9.6 metri, con una corda della pala alla radice di 68 cm.

È stato realizzato inizialmente il mozzo centrale, l'elemento che rappresenta il collegamento tra l'albero e le pale. Tale elemento, visibile in Figura A.7.1, è composto da diversi componenti meccanici che permettono di trasferire il carico dalle pale all'albero: le pale sono agganciate attraverso delle cerniere elastomeriche ad una piastra centrale, a sua volta fissata all'albero. La cerniera elastomerica è di tipo Hingeless, studiata e realizzata per essere elasticamente cedevole e collaborante nel concedere alle pale la possibilità di flappeggiare e brandeggiare. È presente inoltre una vera e propria cerniera per la variazione del passo. Nel mozzo, per ciascuna pala, è presente una sede all'interno della quale è montato uno speciale cuscinetto sferico: tale cuscinetto è costruito con una struttura mista a strati sovrapposti di materiale metallico ed elastomerico. Si hanno quindi più azioni collaboranti: da una parte il moto della gabbia esterna e dall'altra la flessione-torsione dell'elemento

elastico, catturato all'estremità da un componente elastomerico che accompagna il moto di flessione della gabbia stessa.

Il vantaggio di tale soluzione risulta essere una notevole riduzione della complessità meccanica rispetto ai rotori articolati. Si ha anche un vantaggio in termini di aerodinamica del mozzo, in quanto la geometria diviene più pulita e semplice. Inoltre la struttura, non presentando cerniere e utilizzando maggiormente materiali compositi, risulta molto più leggera; i materiali utilizzati sono tali da massimizzare la resistenza agli impatti, alla corrosione e alla fatica. Infine, il sistema risulta più sicuro perché più semplice, facilmente ispezionabile e non richiede lubrificazione in quanto non sono presenti articolazioni.

La pala è di tipo Blue Edge, studiata in modo da risultare meno impattante dal punto di vista acustico. I materiali utilizzati sono poi descritti in Sezione 8.

I disegni CAD ottenuti in riferimento al rotore principale sono visibili in Figura A.7.2.

Carrello d'atterraggio

L'elicottero è dotato di un carrello d'atterraggio triciclo, composto da due ruote per ogni gamba, scelta necessaria analizzando il peso totale dell'elicottero. Si è deciso quindi di considerare due ruote per ogni gamba per questioni di sicurezza (utilizzando una filosofia 'Fail Safe') e per utilizzare due ruote di dimensioni inferiori. Al contrario invece, con una singola ruota, sarebbe stato necessario aumentarne la dimensione.

I due carrelli posteriori sono fissi e posti dietro al baricentro, non internati esattamente nella fusoliera: per aumentare la stabilità a terra sono state realizzate due carenature esterne che permettono di allontanare il carrello dall'asse centrale del velivolo. Le carenature hanno una sezione che riprende un profilo aerodinamico, in modo da limitare la resistenza e permettendo di contribuire in piccola parte alla generazione di portanza durante il volo. Per la realizzazione di tali carenature si è deciso di adottare un angolo di diedro negativo, permettendo di avere una gamba del carrello più corta ed una maggiore stabilità.

Il carrello anteriore è di dimensioni minori rispetto a quello principale e risulta ruotabile per favorire la movimentazione a terra: per tale motivo è presente un compasso di torsione che trasmette l'azione degli attuatori utilizzati per lo sterzamento alle ruote.

I carrelli sono dotati di un meccanismo di retrazione, per limitare l'incremento di resistenza durante il volo: in particolare il carrello anteriore si ritrae verso la prua dell'elicottero mentre i due carrelli principali si retraggono lateralmente verso il centro della fusoliera. In questo modo, in caso di malfunzionamento del sistema idraulico che gestisce il carrello, questo si può comunque aprire per effetto della gravità.

Una vista dei carrelli e delle carenature adottate è visibile dalla vista frontale del velivolo, presente in Figura A.7.3.

Rotore di coda

Per il rotore di coda si è seguito un ragionamento analogo a quanto svolto per il rotore principale. Dagli studi effettuati sull'aerodinamica (Sezione 4), si è ricavata la dimensione per il diametro del rotore di coda pari a $D = 3,6 \text{ m}$. Partendo da questa misura di riferimento, si sono realizzati i diversi componenti del rotore. Anche in questo caso si è deciso di utilizzare delle cerniere elastomeriche.

Per prima cosa si è creato il mozzo del rotore di coda, dotato di un foro per il collegamento con l'albero di trasmissione e 4 asole per il collegamento con gli attacchi pala. Questi ultimi sono stati creati con una forma a "C", utile al bullonamento delle pale dotate della corda e del profilo fornito dagli studi precedenti.

Il modello CAD semplificato creato non include le cerniere utili alla variazione del passo, i cuscinetti elastomerici, gli smorzatori di brandeggio e i bulloni per il fissaggio della pala. Sono state tenute in considerazione però le distanze e gli ingombri tra i vari rotori nell'assemblaggio con la fusoliera.

Il mozzo ed il rotore completo del velivolo sono visibili in Figura A.7.4, A.7.5.

Fusoliera

Il requisito dimensionante per la fusoliera è stato il volume dell'abitacolo, determinato dalla posizione dei sedili, del vano bagagli e della toilette di bordo. Lo spazio interno principale è delineato dalle misure $7 \times 3 \times 2 \text{ m}$. Attorno a tali dimensioni è stata costruita la fusoliera, sfruttando la similitudine con gli elicotteri di pari categoria per determinare i volumi ausiliari necessari e i volumi morti, mantenendo delle proporzioni ragionevoli. Per ricavare il bagaglio massimo a partire dalla larghezza interna necessaria, è stata usata la formula riportata dal materiale didattico [2] per la fusoliera dell'aviogetto commerciale.

$$d_{fus} = 1.045 \cdot w_{cabin} + 0.84 \text{ m} \quad (7.1)$$

Essendo partiti da una larghezza interna di 3m l'output ammonta a 1.6m aumentati di ulteriori 10 cm per ragioni di comfort. Lo spazio sotto alla trave di coda è utile per lo stivaggio dei bagagli più voluminosi e l'accesso avviene mediante un portello rivolto all'esterno della fusoliera.

Per quanto concerne le velature, quelle verticali sono posizionate in modo tale da avere il braccio necessario in hover a contrastare la coppia del rotore principale adottando un profilo non simmetrico così da aiutare l'anticoppia nel volo in avanzamento. Lo stabilizzatore è posto in cima alla deriva per escluderlo il più possibile dal downwash ed adotta anch'esso un profilo asimmetrico.

La finestratura vuole essere ampia e luminosa, sia per garantire un comfort visivo ai passeggeri, sia per avere ampia visibilità nelle fasi di volo a bassa quota. I montanti sono posti sull'asse di simmetria e sui fianchi della macchina.

Il rotore di coda è posto sulla sommità della deriva per minimizzare le interazioni col rotore principale e per distanziarlo da terra e dalle persone che operano attorno all'elicottero. I modelli CAD ottenuti per la fusoliera sono visibili in Figura A.7.6, A.7.7.

Una vista prospettica del modello CAD completo dell'elicottero è visibile in Figura A.7.8.

8 | FEM

Per validare strutturalmente le considerazioni svolte, è stato implementato un modello FEM della pala dell'elicottero, tramite l'utilizzo del software ANSYS. L'obiettivo dello studio è effettuare un'analisi modale e un'analisi statica in alcune configurazioni caratteristiche di volo dell'elicottero.

Creazione del modello matematico e del materiale composito

Il primo step del lavoro consiste nella creazione del modello da utilizzare per l'analisi. Dal file CAD, si sono estratte le superfici esterne per simulare il rivestimento e si è creata una superficie lungo i quattro cassoni per modellare il longherone, utilizzando il software SpaceClaim ed ottenendo il risultato mostrato in Figura A.8.1. Successivamente, sono stati scelti i materiali per l'analisi. Si è deciso di utilizzare un **composito formato da fibra di carbonio immersa in resina epossidica con differenti strategie di laminazione, in particolare (0/90)° per la skin e (0/-45/45)° per il longherone**, con proprietà riportate in Tabella A.8.1. È stato utilizzato il software ACP, integrato nel pacchetto Workbench di Ansys: tale strumento ha consentito di definire innanzitutto lo spessore e le proprietà del singolo ply e successivamente la sequenza di laminazione (stacking) del composito. Si è prestata attenzione alla creazione dei sistemi di riferimento locali nei quattro cassoni (per via della variazione dell'angolo freccia lungo la radiale) e alla normale dell'elemento, informazioni utili alla definizione delle direzioni delle fibre.

In base ad analisi preliminari svolte sulla pala relative ai carichi da sopportare si è scelto di utilizzare uno **spessore di 7,5 mm per la skin e 12 mm per il longherone**. A titolo di esempio, in Figura A.8.3 si mostrano le direzioni delle fibre definite per il longherone (0/-45/45). Il peso complessivo della pala con queste dimensioni è pari a $W = 103 \text{ kg}$.

Analisi e risultati

La struttura viene modellizzata con elementi 2D (Denominati shell-181 secondo la documentazione di Ansys). Al modello della pala si è aggiunto un elemento collegato al longherone, con lo scopo di simulare la distanza della pala dal centro del mozzo. Esso risulta utile al posizionamento dell'incastro per le analisi: tale elemento viene modellizzato con elementi bidimensionali e dotato di elevata rigidità.

Per prima cosa si è eseguita l'analisi modale della pala, da cui si sono ricavate le frequenze descritte in Tabella 8.1. Le rappresentazioni visive riferite a tali modi sono poi visibili in Figura A.8.5.

I risultati sono confrontabili con quelli ricavabili da letteratura, e confermano che i modi che si eccitano a frequenza più bassa sono quelli prevalentemente flessionali sui piani x-z e x-y. L'accoppiamento caratteristico diventa più evidente a partire dal quinto modo, in cui si accoppiano flessione e torsione.

Modo	f [Hz]
Prima flessionale in x-z	0.9540
Prima flessionale in x-y	1.4066
Seconda flessionale in x-y	9.3231
Prima torsionale	13.3500
Prima Flesso-Torsionale	27.7250
Seconda Flesso-Torsionale	36.0780

Tabella 8.1: Frequenze modi oscillatori pala

Si sono poi eseguite delle analisi statiche, considerando alcune configurazioni di carico tipiche a cui è soggetta la pala durante la sua vita operativa, riassunte in Tabella 8.2:

CONFIGURAZIONE	CARICHI
1) Elicottero in stazionamento a terra	<ul style="list-style-type: none"> • peso della pala
2) Elicottero in hover	<ul style="list-style-type: none"> • distribuzione di portanza ricavata dagli studi aerodinamici; • effetto centrifugo dovuto alla velocità di rotazione (pari a $22 \frac{rad}{s}$); • peso della pala.
3) Elicottero in avanzamento (pala avanzante)	<ul style="list-style-type: none"> • distribuzione di portanza ricavata dagli studi aerodinamici; • effetto centrifugo dovuto alla velocità di rotazione (pari a $22 \frac{rad}{s}$); • peso della pala.
4) Elicottero in avanzamento (pala retrocedente)	<ul style="list-style-type: none"> • distribuzione di portanza ricavata dagli studi aerodinamici; • effetto centrifugo dovuto alla velocità di rotazione (pari a $22 \frac{rad}{s}$); • peso della pala.

Tabella 8.2: Configurazioni di carico tipiche

I risultati ottenuti sono quindi visibili in Figura 8.1.

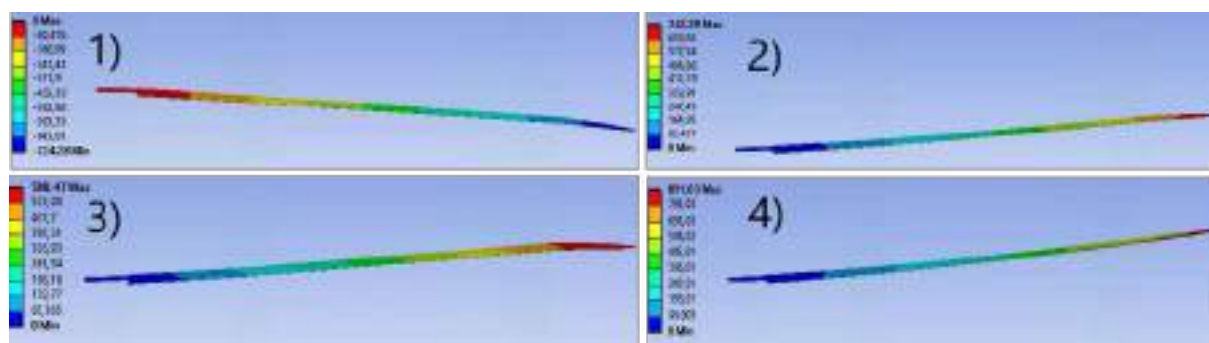


Figura 8.1: Risultati analisi statica per 4 diverse configurazioni di carico

Per ottenere dei risultati verosimili e più fedeli alla realtà, è stato necessario tenere in conto delle non-linearità dovute a rotazioni e spostamenti non ridotti. Inserendo questi effetti è possibile considerare la variazione della rigidità con la deformazione della pala, passando da un problema nella forma $[K]\{u\} = \{F\}$ alla forma $[K(u)]\{u\} = \{F\}$. ANSYS offre la possibilità di effettuare questo tipo di analisi ricalcolando la rigidità per varie condizioni di spostamento fino ad arrivare a convergenza del risultato con il metodo di Newton-Raphson.

I risultati ottenuti sono coerenti con le ipotesi semplificative fatte. Per ridurre la deformazione sarebbe necessario introdurre all'interno della pala presentata un riempitivo, utilizzando se necessario una struttura a nido d'ape per aumentare la rigidità flessionale (modellizzata con elementi 3D).

Per rendere più accurato lo studio sulla pala, sarebbe inoltre necessario approfondire gli aspetti legati alla risposta del composito ai carichi in termini di Failure Index. Se a livello globale i risultati valutati in output sono soddisfacenti, garantendo un FI minore di 1 in tutta la struttura, con questo modello si manifestano degli effetti locali dovuti a delle singolarità in prossimità del collegamento tra il longerone e il mozzo. In pochi elementi il FI passa da valori accettabili (circa pari a 0.6) a valori elevatissimi, totalmente non fisici e dovuti ad effetti numerici.

Si dovrebbe infine valutare la variazione delle frequenze proprie con la velocità, possibilità negata dal limite del software di non poter considerare l'effetto di Coriolis su elementi bidimensionali "layered" in composito.

9 | Sistemi Integrati Interni

Al fine di completare la trattazione generale dell'elicottero, sono state svolte alcune considerazioni riguardo l'integrazione di sistemi avionici e di supporto alla navigazione durante le diverse fasi di volo del velivolo. Per rispettare uno dei requisiti di alto livello del progetto, ossia ridurre il peso totale del velivolo, è stato scelto di adottare comandi Fly-By-Wire, diminuendo la presenza di connessioni meccaniche all'interno della struttura. L'integrazione di questi tipi di comandi, oltre alla riduzione in termini di masse, consente una controllabilità maggiore: il segnale indotto dal computer di bordo risulta essere più preciso, aumentando la stabilità del volo per garantire un volo più sicuro e comodo per i passeggeri.

Oltre ai comandi di volo FBW, è stato integrato un sistema di controllo SAS, Stability Augmentation System, al fine di migliorare la controllabilità dell'elicottero in caso di disturbi o modifiche del regime di volo. Per ridurre il carico di lavoro del pilota, è stato integrato l'autopilota (il cui schema logico è visibile in Figura A.9.2), in grado di gestire la regolazione di potenza durante le fasi di volo e supportare il pilota durante la navigazione. Per il Flight Control System, è stato dunque scelto il GARMIN GFC600H (visibile in Figura A.9.3), in grado di aiutare il pilota nel range di inviluppo e indurre comandi correttivi in caso di angoli di assetto troppo elevati grazie ai sistemi di controllo, oltre a presentare diverse funzionalità come l'Hover Assist e l'Attitude Hold.

Per la sorveglianza e il radiorilevamento, per incrementare la sicurezza durante il volo, è stato selezionato il Radar Seaspray 7000E AESA, visibile in Figura A.9.4. Esso sfrutta una Frequenza in banda X a 360° e l'impiego di un antenna IFF per Tramite l'Active Electronically Scanning Array, è in grado di compiere rilevamenti Air-to-Air, Air-to-Ground e Air-to-Surface più accurati dei radar tradizionali anche grazie ai Moduli Trasmit/Receive Solid State (TRM).

Per garantire la sicurezza riguardo l'aeronavigabilità e il traffico aereo, è stato inoltre selezionato un radar altimetro, il GARMIN GRA5500, visibile in Figura A.9.5. Grazie alla tecnologia su cui è basato, con più di 200 misurazioni al secondo sull'altitudine di volo, è in grado di soddisfare i requisiti di funzionalità per i sistemi TAWS di classe A e le operazioni ILS di 2° categoria.

I sistemi appena elencati sono integrati interamente all'interno di un unico Flight Deck (Figura A.9.7) in grado di riportare tutte le informazioni necessarie per il controllo del volo e della navigazione. Per il seguente progetto è stato selezionato un GARMIN G5000H, compatibile ed integrabile con i sistemi precedentemente introdotti. Tramite 4 System Management Displays, è in grado di fornire informazioni riguardo le funzioni NAV/COMM, sistema audio/interfono remoto, sistemi di gestione del volo e situazione meteo e traffico aereo. Il sistema può essere inoltre accoppiato con funzionalità secondarie come l'Helicopter Terrain Awareness Warning System (HTWAS) oppure l'ADB-S per evitare eventuali collisioni con ulteriori velivoli.

10 | Prestazioni: Payload-Range

Risulta essere di elevato interesse pratico la realizzazione dei diagrammi Payload-Range per l'elicottero con le differenti configurazioni adottate. In questo modo, è possibile stimare le prestazioni del progetto e analizzare il soddisfacimento dei requisiti di alto livello imposti inizialmente. Da letteratura [1] è fornita la seguente espressione per il calcolo del Range:

$$R = \frac{TV}{P \cdot (sfc)} \left[-\log \left(1 - \frac{W_F}{W_G} \right) \right] \quad (10.1)$$

Essa è ottenuta assumendo che la velocità V e il consumo specifico di combustibile sfc siano indipendenti dal peso dell'elicottero. I termini W_F e W_G sono rispettivamente il peso di combustibile e il massimo peso al decollo; T è la trazione sviluppata, assunta pari a W_G ; sfc è lo *specific fuel consumption*; V è la velocità e P è la potenza necessaria.

I valori della potenza necessaria (P) e della velocità (V) sono stati ricavati tramite uno studio di ottimizzazione. Per ogni quota è stata eseguita un'analisi delle potenze ed è stata trovata la velocità in avanzamento che permetteva di minimizzare il valore $\frac{P}{V}$, in corrispondenza del quale si ottiene il massimo Range. È stata poi eseguita l'analisi anche per la condizione di massima durata di volo, per la quale la velocità di avanzamento ottimale è quella che minimizza la potenza necessaria.

I valori ricavati alle differenti quote sono riportati in tabella A.10.1 e graficamente in figura A.10.3.

Dal grafico in figura A.10.3 si nota immediatamente che all'aumentare della quota il minimo delle potenze aumenta e si sposta a valori crescenti di velocità. Molto più interessante è invece la potenza in corrispondenza del $(\frac{P}{V})_{min}$, che aumenta fino a raggiungere un massimo per $h = 3500 \text{ m}$ per poi decrescere nuovamente. Questa inversione è dovuta all'effetto combinato della potenza indotta e della potenza di profilo: la prima è predominante a velocità medio-basse, la seconda al alte velocità.

Nella costruzione di tali diagrammi si è assunto che la situazione dimensionante per i serbatoi sia quella corrispondente al caso di Payload minimo e massimo range del velivolo: questo implica una capacità dei serbatoi differente tra le due configurazioni. Ciò impone quindi la necessità di prevedere anche il metodo e il punto d'installazione di un serbatoio addizionale nel caso in cui si voglia riconfigurare il velivolo dalla configurazione Economy a quella Business.

I diagrammi Payload-Range ricavati presentano 4 punti notevoli ciascuno:

- Raggio nullo e massimo Payload, non ha alcun interesse da un punto di vista pratico;
- Raggio massimo per Payload massimo e Payload massimo, utile dal punto di vista progettuale;
- Raggio massimo per Payload minimo e Payload minimo, oltre tale punto è sconveniente scendere, poiché si utilizzerebbe il velivolo trasportando un numero di passeggeri troppo inferiore rispetto ai requisiti iniziali posti in fase di definizione totale del progetto.
- Raggio massimo a Payload nullo, non interessante dal punto di vista commerciale.

I valori corrispondenti a tali punti sono riassunti in Tabella A.10.3.

Inoltre, è bene sottolineare 3 aspetti fondamentali riguardo i diagrammi precedenti:

- Si sarebbe potuto costruire il punto 4 in corrispondenza di un Range maggiore considerando una riduzione ulteriore della massima massa al decollo. Si è deciso di non operare tale considerazione in quanto non è utile effettuare voli con valori di Payload inferiori a quello minimo;
- il Range minore è quello ottenuto a Sea Level, mentre quello massimo alla quota più alta;
- All'aumentare della quota l'incremento del Range è sempre minore.

Per concludere la trattazione, in entrambe le configurazioni considerate si è rispettato sia il requisito di alto livello che quello di velocità di crociera per condizioni di massimo Range, essendo il caso di maggiore interesse in operazioni commerciali di trasporto passeggeri.

Profilo di missione

Avendo ora ricavato le prestazioni del velivolo in termini di diagrammi Payload-Range, è utile e interessante considerare un profilo di missione identificativo del tipico impiego dell'elicottero.

Nello specifico, si è considerato un profilo di missione come quello riportato in figura A.10.4.

Le fasi quindi sono 5, la cui durata è riportata nella tabella A.10.3.

Sempre dalla stessa tabella sono riportate le 3 possibili missioni identificate. Queste, avendo tutte il medesimo profilo di missione, differiscono solamente per il valore del Range chilometrico in crociera:

- tratta breve, 140 km (ad esempio Torino-Milano, Torino-Courmayeur);
- tratta media, 650 km (ad esempio Torino-Roma, Torino-Porto Cervo);
- tratta lunga, $R_{max@payload_{max}}$ per ogni configurazione.

Per una stima grafica e visiva delle diverse tratte, è stata implementata la figura A.10.5.

11 | Analisi dei costi

Stima del costo d'acquisto

Il primo passo fondamentale per poter fare un'analisi dei costi è quello di valutare il prezzo d'acquisto dell'elicottero in esame.

Essendo in una fase di Conceptual Design, è necessario valutare quale possa essere un effettivo Cost Driver del prodotto. A tal proposito, il costo a cui la società produttrice potrà vendere il velivolo è stato stimato tramite la metodologia parametrica.

Per applicare questo metodo è quindi necessario creare una base statistica di velivoli come quella indicata in tabella A.2.1. Inoltre, i dati di costo di ciascuno di questi velivoli devono essere aggiornati all'anno per cui si vuole svolgere l'analisi in base al grafico che esprime l'andamento dell'inflazione per i prodotti aerospaziali riportato in figura A.11.1. Tale procedimento è rappresentato nella tabella A.11.1.

Per questa relazione parametrica di stima del costo del prodotto, basata su un approccio relativamente tecnico, è necessario analizzare quali siano gli andamenti risultanti dall'interpolazione dei costi dei velivoli di riferimento con i dati tecnici a disposizione per l'elicottero in esame come, ad esempio, l'MTOW e Potenza disponibile. Per entrambi i parametri presi singolarmente si ottengono delle linee di tendenza non soddisfacenti, ovvero con un R^2 troppo basso; nessuno dei due dati può essere effettivamente utilizzato come Cost Driver.

Tuttavia, utilizzando invece il rapporto Potenza disponibile/MTOW, si ottiene un andamento avente un R^2 più accettabile, come si evince dal grafico riportato in Figura A.11.2. Dalla figura si nota come la legge che ben descrive l'andamento di costo dei velivoli presenti nel database è di tipo logaritmico, con un R^2 pari a 0.8247, un valore non ottimale ma considerabile come accettabile in una fase di design iniziale.

Da questa stima si ottiene un costo indicativo dell'elicottero di circa \$17511660.

Costi operativi

Una volta ottenuta la stima del costo d'acquisto del velivolo, si procede alla valutazione dei costi operativi del velivolo.

Innanzitutto, si prevede che il costo d'acquisto verrà ammortizzato al 100% in 8 anni e che il velivolo venga comprato da una società con sufficiente liquidità da non dover ricorrere ad un finanziamento.

Per quanto concerne la stima dei costi fissi, essi sono stati stimati in proporzione a quella che è la quota parte dell'ammortamento annuale del velivolo in base alle percentuali riportate nella figura A.11.3.

I costi variabili sono stati espressi in funzione delle ore di volo. Il deprezzamento per ora di volo è stato calcolato considerando una vita operativa del velivolo pari a 15000 ore. Per quanto riguarda il costo del Fuel, esso è stato calcolato in funzione del consumo orario stimato del velivolo e del prezzo del fuel Jet-A1 al 01/12/2021.

Per la stima dei costi variabili è stato assunto che il velivolo viaggi con un Load Factor, ovvero il rapporto tra i sedili passeggeri occupati e quelli disponibili, pari all'unità e assumendo anche che il velivolo imbarchi la massima quantità di fuel disponibile. Ovviamente i costi variabili varieranno tra la configurazione Business e quella Economy poiché, avendo le due una diversa capacità di fuel, sia presente una differente autonomia oraria oltre ad un consumo orario leggermente diverso; l'elemento che più fa la differenza nei costi variabili tra le due configurazioni del velivolo risulta essenzialmente essere il Fuel.

I costi variabili sono poi stati ricondotti sia all'ora di volo che al minuto di volo.

Analisi di Break Even Point

Avendo ricavato i costi operativi del velivolo, è possibile condurre un'analisi di Break Even Point per calcolare quale sia il numero minimo di movimenti che devono essere svolti ogni giorno al fine di raggiungere il pareggio di bilancio.

Per quanto concerne i giorni d'operatività del velivolo, essi sono stati assunti pari a 110 all'anno. Questa scelta ha una duplice motivazione:

- I giorni lavorativi in un anno solare sono 220; in questo numero deve quindi essere svolta la manutenzione del velivolo, per cui il numero di giorni d'operatività dell'elicottero dovrà essere inferiore di 220;
- Assumendo che il velivolo operi in Italia, l'ENAC impone la necessità di avere un rapporto tra i giorni di lavoro e quelli di riposo pari a 1:1 per gli equipaggi. Poiché lo studio qui analizzato è svolto considerando

solo 1 equipaggio (2 piloti + 1 assistente) sull'elicottero, il numero di giorni d'operatività non può essere superiore a 110.

A questo punto, si sono analizzate le 3 diverse tratte presentate in precedenza nel capitolo Payload-Range, e per ognuna di esse si sono considerate le due differenti condizioni di volo definite nelle figure A.11.6 e A.11.7, a seconda che si consideri la configurazione Economy o quella Business.

In base a tali tabelle, quindi, si vede che per entrambi le configurazioni si è ipotizzata una condizione di volo che consente di massimizzare il range chilometrico, ovvero una velocità tale per cui $\frac{P}{V}$ sia minimo. Inoltre, come caso di volo è stato analizzato quello a sea level.

Dalle figure A.11.8 e A.11.9 si evidenziano i movimenti giornalieri e annuali necessari al variare del prezzo del biglietto per raggiungere il Break Even Point. L'analisi è svolta per ciascuna delle due configurazioni, utilizzando il velivolo sulle 3 diverse tratte ipotizzate. Inoltre, si nota che, per ogni differente tratta e per entrambe le configurazioni del velivolo, è stata evidenziata una specifica condizione di costo del biglietto: questa corrisponde alla situazione in cui il prezzo del biglietto è il minore possibile. Devono essere comunque rispettate due condizioni necessarie:

- Ore di volo giornaliere minori di 6 (in linea con i regolamenti ENAC, si è supposto di operare in Italia);
- Ore di volo annue minori di 800, (scelto arbitrariamente al fine di preservarne l'operatività per almeno 18 anni e consentire così all'azienda che offre il servizio di trasporto aereo di avere un tempo di 10 anni, termine ultimo per terminare l'ammortamento della macchina e per poter generare una maggiore quantità di ricavi).

Riportando ora i risultati di costo del biglietto e numero di movimenti annui sullo stesso grafico, si ottengono gli andamenti rappresentati in Figura A.11.10, A.11.11.

Dalle figure A.11.10 e A.11.11 si nota che, al crescere della lunghezza della crociera e all'aumentare del prezzo del biglietto, è necessario un numero sempre minore di movimenti annui.

Per quanto riguarda la redistribuzione delle varie voci di costo sull'intero anno, prendendo ad esempio la tratta breve, le percentuali dei valori precedentemente ricavati sono riportate nelle figure A.11.12 e A.11.13.

A | Appendici

2 - Analisi statistica

	AW169	AW139	H175	H160	S-92A	S-76D	AW189	H225	AW101
Pale	5	5	5	5	4	4	5	5	5
Equipaggio	2	2	2	2	2	2	2	2	2
Passeggeri	10	15	18	12	19	8	19	24	25
Altezza [m]	4.5	4.98	5.07	5.34	4.91		4.39	4.97	6.66
Lunghezza [m]	14	16.6	18.06	15.67	20.88	16.002	17.57	19.5	22.83
K_d^1 [$\frac{kg}{m^2}$]	39.87	42.79	45.34	42.90	51.91	38.13	49.58	53.37	57.41
D_{MR}^2 [m]	12.12	13.8	14.8	13.4	17.17	13.41	14.6	16.2	18.6
HIGE ³ [m]	5085	4682		2835	2804	3213	4907	-	3307
HOGE ⁴ [m]	4060	2478	1656	2743	2042	1503	3810	793	2286
Range [km]	816	1061	1083	880	1013	874	1206	1135	4570
Endurance [s]	15600	18780	20700	16200	19260	11235	22200	21600	24600
Velocità [$\frac{m}{s}$]	74.4	85	74.2	70.8	77.8	79.7	79.72	72.77	77
MTOW [kg]	4600	6400	7800	6050	12020	5386	8300	11000	15600
EW ⁵ [kg]	2604	3622	4603	4240	7065	3165	5625	5594	10500
Fuel [kg]	1130	1254	2067	1120	2273	849	1654	1307	3223
PayLoad [kg]	866	1525	1130	1760	2682	1284	1321	5406	5099
MCP ⁶ [kW]	1228	1630	1800	1476	3046	1198	3430	2606	3715
$P_{T/O}$ [kW]	1306	1632	1938	1702	3758	1198	3654	3552	4161
Motori	2	2	2	2	2	2	2	2	3
Ω [$\frac{rad}{s}$]	31	35	27	34	26	31	29	27	22
V_{tip} [$\frac{m}{s}$]	188	242	200	228	223	208	212	221	205
Corda [m]	0.26	0.23	0.28	0.26	0.27	0.26	0.28	0.54	0.68
σ^7	0.068	0.053	0.060	0.062	0.040	0.049	0.061	0.106	0.116
Blade AR	23	30	26	26	32	26	26	15	14

Tabella A.2.1: Analisi statistica su campione di 9 velivoli ↑

¹Carico sul disco: $\frac{W}{S}$

²Diametro rotore principale

³Hover In Ground Effect

⁴Hover Out Ground Effect

⁵Peso a vuoto

⁶Maximum Continuous Power

⁷Rapporto tra superficie delle pale e superficie del disco rotore : S/S_d

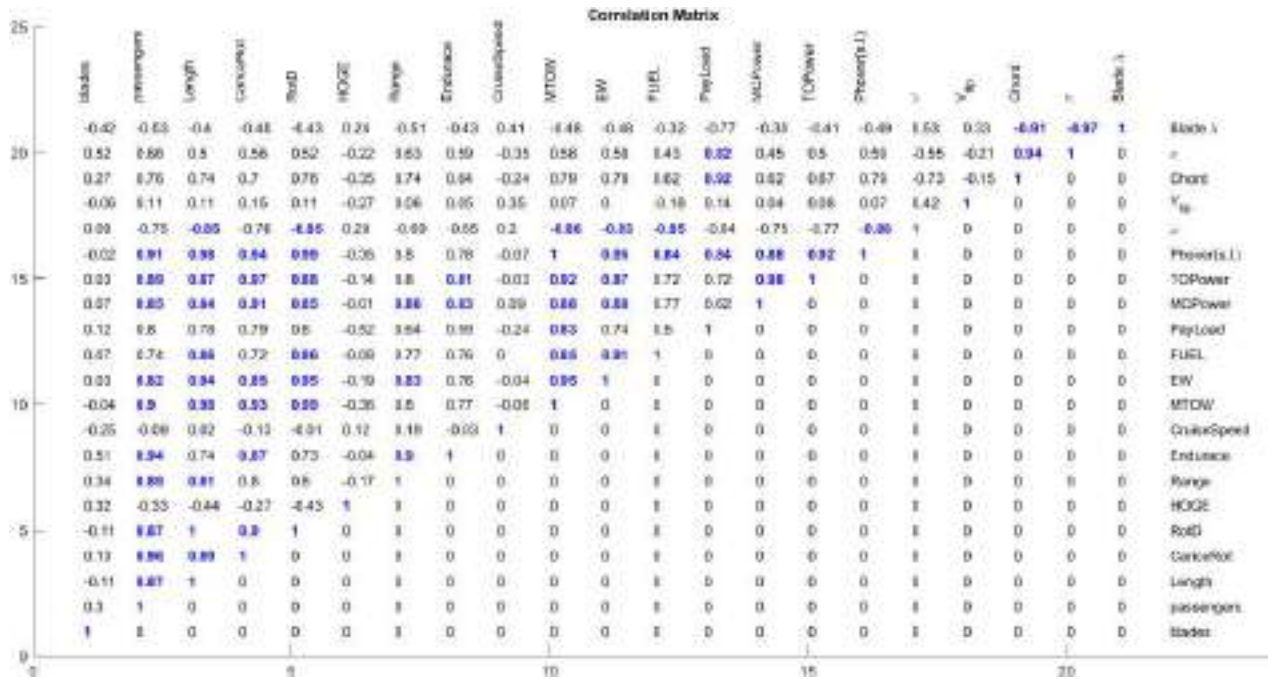


Figura A.2.1: Matrice di correlazione ↑

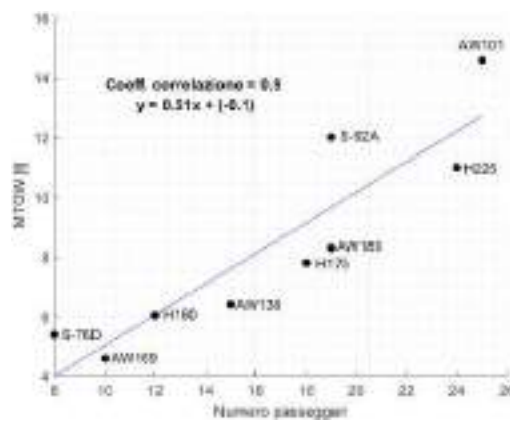


Figura A.2.2: Relazione tra numero di passeggeri e MTOW ↑

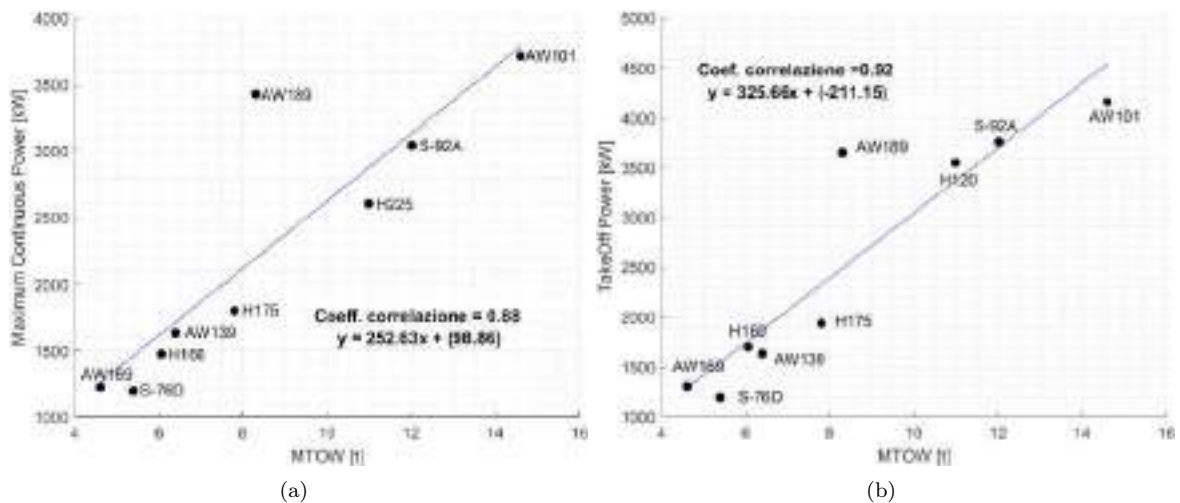


Figura A.2.3: (a). Relazione tra MTOW e MCP - (b). Relazione tra MTOW e P_{TO} ↑

3 - Sistema Propulsivo e Schema di Trasmissione

	RM322	ANETO 1K
EASA Type Certificate Date	26 July 2007	12 December 2019
Dimensioni ($L \times W \times H$) [mm]	1181 × 689 × 648	1171 × 683 × 648
Peso a vuoto [lb]	510	572
Maximum Continuous Power [shp]	2100 – 2600	2500 – 3000 ^[4]
Potenza specifica ($\frac{P}{m}$) [$\frac{shp}{lb}$]	4.2 – 5.2	4.3 – 5.25
Specific Fuel Consumption (SFC) [$\frac{lb}{hp \cdot h}$]	0.45 ^[5]	0.45
Velocità del Gas Generator [rpm]	36300	36300
Torque Limit [Nm] (Max Continuous)	868	766
Max T del Gas Generator [°C] (Max Continuous)	873	893
AEO Input speed [rpm] (Max Continuous)	20841	21420

Tabella A.3.1: Confronto RM322 - ANETO 1K ↑



Figura A.3.1: Turboshaft Safran ANETO 1K ↑



Figura A.3.2: Trasmissione ↑

4 - Aerodinamica

Rotore principale

	$(\frac{t}{c})_{max}$	M_{dd}	C_{m0}	C_{d0}	$C_{L_{max}}$	$\frac{C_L}{C_D}$
VR-12	0.106	0.8	-0.0047	0.00827	1.6	94.3 $_{\alpha=9.25^\circ}$
Onera NACA CAMBRE	0.1150	0.8350	-0.05	0.0180	1.45	90.41 $_{\alpha=8^\circ}$
SC1095	0.0950	0.8550	-0.1	0.08	1.45	86.95 $_{\alpha=9.25^\circ}$
RC410-il	0.1	0.8850	-0.1	0.001	1.6	91.9 $_{\alpha=9.5^\circ}$
NLR-1t	0.087	0.723	-0.016	0.0069	1.4	84.8 $_{\alpha=5.75^\circ}$
HH-02	0.96	0.85	0.0152	0.00612	1.4	89.3 $_{\alpha=6.75^\circ}$

Tabella A.4.1: Profili Aerodinamici da radice a 80% della pala (parte interna) ↑

	$(\frac{t}{c})_{max}$	M_{dd}	C_{m0}	C_{d0}	$C_{L_{max}}$	$\frac{C_L}{C_D}$
AMES-01	0.1	0.85	-0.0033	0.00571	1.5	93 $_{\alpha=8^\circ}$
FX69-H-098	0.1	0.8	-0.0187	0.00594	1.35	98.4 $_{\alpha=6.75^\circ}$
ONERA OA209	0.09	0.86	0.05	0.0150	1.55	90 $_{\alpha=7.75^\circ}$
ONERA OA206	0.06	0.89	0.005	0.01	1.15	67.6 $_{\alpha=4.58^\circ}$
NLR-7301	0.16	0.85	-0.0756	0.00618	1.6	67.1 $_{\alpha=7.75^\circ}$
OA213	0.13	0.74	-0.01	0.0089	1.25	95.3 $_{\alpha=8.5^\circ}$
VR-13	0.095	0.82	-0.005	0.0078	1.35	94.6 $_{\alpha=8.75^\circ}$
VR-14	0.08	0.84	-0.0036	0.0075	1.5	91.2 $_{\alpha=7.5^\circ}$

Tabella A.4.2: Profili Aerodinamici da 80% fino al tip della pala (parte esterna) ↑

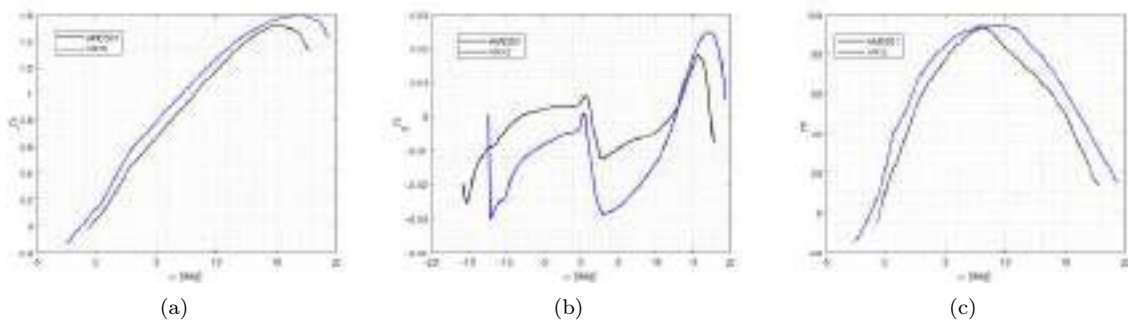


Figura A.4.1: Curve (a) $C_l - \alpha$ (b) $C_m - \alpha$ (c) $\frac{C_l}{C_d} - \alpha$ per i profili del main rotor ↑

Ottimizzazione della pala

La forma della pala ha influenza sulla potenza di profilo e sulla distribuzione di forze lungo il raggio. È conveniente utilizzare pale svergolate e rastremate in modo tale da non avere una flessione eccessiva. Per tale motivo, sono stati scelti i profili a seconda delle diverse caratteristiche richieste per il tip e l'hub della pala. **Per la stima della distribuzione di portanza lungo il raggio si sono considerate una rastremazione e uno svergolamento lineare per motivi di semplicità.**

Trascurando la velocità indotta dal rotore si ha che l'incidenza sul profilo è pari al calettamento (i). Per valutare la distribuzione di forze si considera la relazione:

$$\frac{W}{n_{pale}} = L = \int_{R_0}^R \frac{1}{2} \rho [V(r)]^2 c(r) C_{l_\alpha}(r) (i(r) - \alpha_0) dr, \quad (\text{A.1})$$

dove la velocità relativa dell'aria sarà la composizione della velocità di rotazione con la componente della velocità di volo perpendicolare alla pala:

$$V(r) = \omega r + V_0 \cos(\theta_0). \quad (\text{A.2})$$

Per il calettamento e la rastremazione si considerano le seguenti relazioni:

$$\begin{cases} c(r) = c_0 \left(1 - (1 - \lambda) \frac{r}{R}\right); \\ i(r) = i_0 - \Delta i \frac{r}{R}. \end{cases} \quad (\text{A.3})$$

Volendo valutare la distribuzione di portanza che la pala genera nelle diverse posizioni angolari lungo la rotazione, si suppone che la forza totale prodotta sia pari al peso massimo al decollo fratto il numero di pale. Si può trovare una relazione per valutare il calettamento alla radice (i_0) della pala affinché si verifichi tale condizione.

Per quanto concerne invece la distribuzione di portanza, si sono considerati intervalli di lunghezza Δr nel seguente modo:

$$(\Delta L)_{i+\frac{1}{2}} = \int_{R_i}^{R_{i+1}} \frac{1}{2} \rho [V(r)]^2 c(r) C_{l\alpha}(r) (i(r) - \alpha_0) dr. \quad (\text{A.4})$$

Nota la distribuzione di portanza, risulta facile valutare altre grandezze. Ciò risulta possibile se si conoscono i coefficienti aerodinamici in funzione dell'incidenza, esprimibili come:

$$\begin{cases} D(r) = L(r) \frac{C_D(r)}{C_L(r)}; \\ M_{torcente}(r) = L(r) \frac{C_m(r)}{C_L(r)} c(r). \end{cases} \quad (\text{A.5})$$

Ottenuto il Drag della pala, è possibile valutare la potenza di profilo. Considerando un'unica pala in diverse posizioni lungo la rotazione e non il rotore completo di tutte le pale, tale valutazione resta una forte approssimazione. Alla luce di ciò, si è valutata la potenza richiesta per vincere la resistenza, tramite il prodotto fra la componente di resistenza e la velocità:

$$P_{Drag} = D(r) \cdot V(r) \quad (\text{A.6})$$

Un metodo per stimare la potenza totale del rotore è quello di ricavare la somma di tale valore per tutte le posizioni angolari considerate, dividerlo per il numero di posizioni angolari considerate e poi moltiplicarlo per il numero di pale. Così facendo si ottiene una stima della potenza di profilo (P_0) mediamente richiesta. Tale informazione può riassumersi in un coefficiente:

$$c_p = \frac{P_0}{\frac{1}{2} \rho (\pi R^2) (\omega R)^3}. \quad (\text{A.7})$$

Si può anche definire un ulteriore coefficiente che tiene conto della solidità del rotore (σ):

$$c_{d0} = 8 \frac{c_p}{\sigma} = 0.0065. \quad (\text{A.8})$$

Un ruolo rilevante a questo punto è svolto dalla forma effettiva della pala, la quale determina la distribuzione di portanza lungo il raggio. Considerando una forma rettangolare, non svergolata, a parità di profilo, si ottiene una distribuzione parabolica. Ciò non è ideale sia per motivi strutturali che di consumi: presenta una flessione eccessiva della pala oltre alla potenza di profilo.

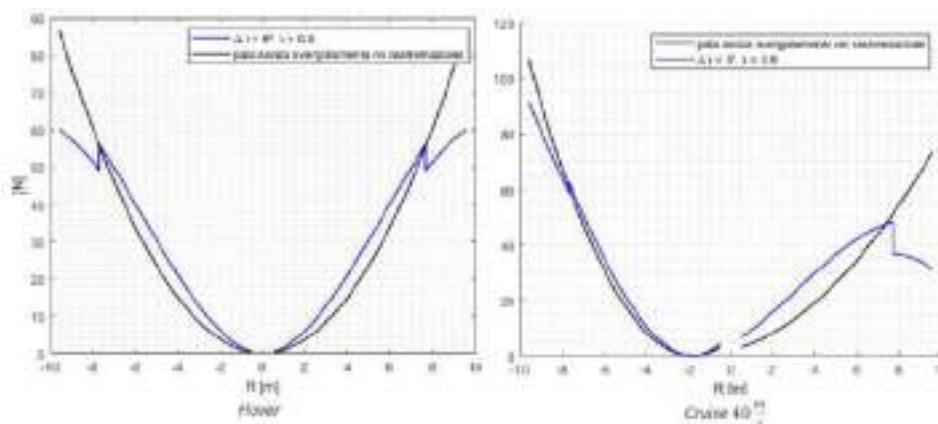


Figura A.4.2: Distribuzione di portanza lungo la pala nel caso di Hover o Cruise ↑

Blade-Vortex Interaction

Il BVI si verifica nel caso in cui il vortice generato dal tip di una pala va ad interagire con la pala successiva. L'emissione acustica di tale fenomeno può avvenire sia nella direzione di avanzamento che in direzione opposta, a seconda che si consideri la pala avanzante oppure quella retrocedente. I parametri che influenzano il BVI sono essenzialmente i seguenti:

- La forza e le dimensioni dei vortici generati dalla pala, le quali dipendono essenzialmente dalla distribuzione del carico e dalla velocità al tip;
- La distanza nel piano verticale tra la pala e il vortice, la quale dipende dalla velocità indotta.
- Infine da come i vortici sono posizionati rispetto alla pala al momento dell'interazione, geometria che dipende dalla velocità di rotazione del rotore e del rapporto di avanzamento (ossia dalla velocità di volo).

L'adozione di una pala Blue EdgeTM è un metodo passivo focalizzato ad ottimizzare tali tre fenomeni dal punto di vista acustico. Con questa particolare geometria a doppio angolo di freccia, si riesce a limitare la forte interazione tra la pala e il vortice sull'intera larghezza della pala. Nonostante la geometria, le interazioni sono comunque presenti anche in alcune zone della Blue EdgeTM, ma la doppia curvatura impedisce al disturbo di pressione di accumularsi sull'intera apertura. Inoltre, la parte esterna della lama provoca un'interazione che propaga principalmente in direzione quasi ortogonale alla direzione di volo, ossia una direzione nella quale il numero di Mach è notevolmente inferiore, per cui si ottiene un vantaggio in termini di riduzione del fattore di amplificazione Doppler.

Rotore di coda

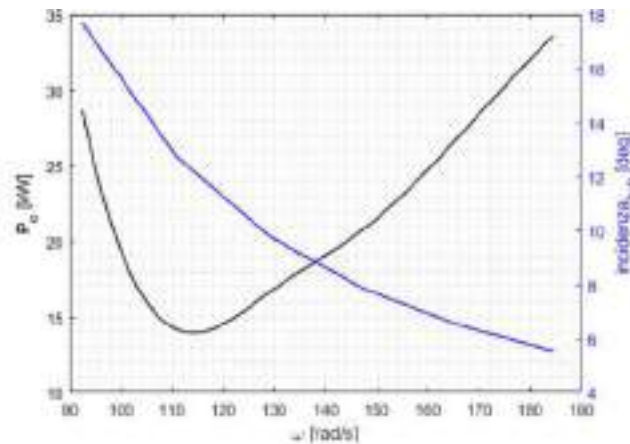


Figura A.4.3: Variazione della potenza di profilo al variare della velocità angolare ↑

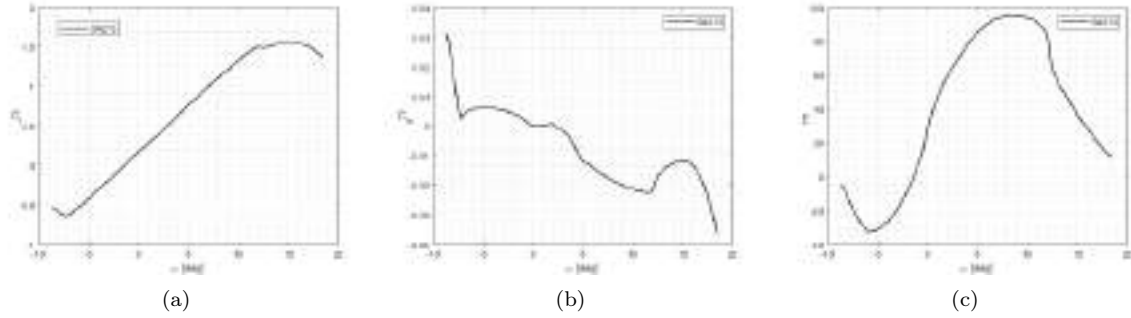
$P_{main-rotor}$ [kW]	2402	$\omega_{tail-rotor}$ [$\frac{rad}{s}$]	114.5
x_{tr} [m]	12	$P_{tail-rotor}$ [kW]	192
Trazione $_{tail-rotor}$ [N]	9098	$P_{0tail-rotor}$ [kW]	14.54
$R_{tail-rotor}$ [m]	1.8	$\frac{P_{tr}}{P_{mr}}$	8.56%
Corda media [m]	0.15	C_{tr} [Nm]	1802

Tabella A.4.3: Principali grandezze (aerodinamica) ↑

T_L [N]	T_D [N]	M_{fL} [Nm]	M_{fD} [Nm]	M_{focale} [Nm]
2275	24	3005	31.8	-5.75

Tabella A.4.4: Carichi all'attacco pala del Tail Rotor ↑

	$(\frac{t}{c})_{max}$	M_{dd}	C_{m0}	C_{d0}	$C_{L_{max}}$	$\frac{C_L}{C_D}$
ONERA OA213	0.13	0.74	-0.0019	0.0089	1.25	95.3 $_{\alpha=8.5^\circ}$
NACA 23012	0.012	0.76	0.0091	0.00619	1.53	96.8 $_{\alpha=8.75^\circ}$
ONERA OA206	0.06	0.89	0.005	0.01	1.15	67.6 $_{\alpha=4.56^\circ}$
ONERA OA209	0.09	0.86	0.05	0.015	1.55	90 $_{\alpha=7.75^\circ}$

Tabella A.4.5: Profili Aerodinamici per il Tail Rotor \uparrow Figura A.4.4: Curve (a) $C_l - \alpha$ (b) $C_m - \alpha$ (c) $\frac{C_l}{C_d} - \alpha$ per il profilo OA-213 \uparrow

Incidenze aerodinamiche e carichi all'attacco della pala in crociera a $40 \frac{m}{s}$

$\Phi^8 [^\circ]$	$\alpha^9_{Hub} [^\circ]$	$\alpha_{Tip} [^\circ]$	$T_L [N]$	$T_D [N]$	$M_{fL} [Nm]$	$M_{fD} [Nm]$	$M_z [Nm]$
0	7.3	1.5	27831	434	163299	2731	-797
11	7.3	1.5	27831	432	163790	2723	-797
23	7.4	1.6	27831	426	165242	2697	-797
34	7.6	1.8	27831	415	167585	2651	-795
45	7.8	2.1	27831	400	170712	2584	-786
56	8.2	2.4	27831	383	174480	2504	-765
68	8.6	2.8	27831	365	178717	2424	-725
79	9.2	3.4	27831	348	183227	2351	-668
90 (Hover)	9.8	4.0	27831	333	187800	2287	-597
101	10.6	4.8	27831	320	192215	2233	-525
113	11.4	5.6	27831	309	196254	2196	-451
124	12.3	6.5	27831	302	199728	2177	-381
135	13.1	7.3	27831	299	202503	2175	-319
146	13.9	8.1	27831	297	204530	2182	-266
158	14.5	8.7	27831	298	205853	2199	-225
169	14.9	9.2	27831	299	206574	2207	-200
180	15.1	9.3	27831	299	206801	2212	-191

Tabella A.4.6: Incidenze aerodinamiche e carichi all'attacco della pala in crociera a $40 \frac{m}{s}$ \uparrow

Relazione per il calettamento delle pale

Siccome si sono considerati due profili diversi bisogna suddividere l'integrale in due parti, tra R_o ed R_m e da R_m a R . Per semplicità si definiscono le costanti:

$$\begin{aligned}
 K_1 &= \frac{1}{2} \rho \omega^2 c_o; & K_2 &= \frac{1}{2} \rho \omega V_o \cos(\theta) c_o; & K_3 &= \frac{1}{2} \rho V_o^2 \cos^2(\theta) c_o; \\
 A_1 &= i_o - \alpha_{o1}; & B_1 &= (i_o - \alpha_{o1})(1 - \lambda) + \Delta i C = (1 - \lambda) \Delta i; \\
 A_2 &= i_o - \alpha_{o2}; & B_2 &= (i_o - \alpha_{o2})(1 - \lambda) + \Delta i.
 \end{aligned} \tag{A.9}$$

¹³Posizione azimutale della pala, considerando $\Phi = 0^\circ$ a poppa e crescente in senso antiorario

¹⁴Incidenza aerodinamica

In questo modo si ottiene:

$$\begin{aligned}
L = & K_1 \left\{ C_{l_{\alpha 1}} \left(A_1 \frac{R_m^3 - R_o^3}{3} - B_1 \frac{R_m^4 - R_o^4}{4R} + C \frac{R_m^5 - R_o^5}{5R^2} \right) + C_{l_{\alpha 2}} \left(A_2 \frac{R^3 - R_m^3}{3} - B_2 \frac{R^4 - R_m^4}{4R} + C \frac{R^5 - R_m^5}{5R^2} \right) \right\} + \\
& K_2 \left\{ C_{l_{\alpha 1}} \left(A_1 \frac{R_m^2 - R_o^2}{2} - B_1 \frac{R_m^3 - R_o^3}{3R} + C \frac{R_m^4 - R_o^4}{4R^2} \right) + C_{l_{\alpha 2}} \left(A_2 \frac{R^2 - R_m^2}{2} - B_2 \frac{R^3 - R_m^3}{3R} + C \frac{R^4 - R_m^4}{4R^2} \right) \right\} + \quad (A.10) \\
& K_3 \left\{ C_{l_{\alpha 1}} \left(A_1 (R_m - R_o) - B_1 \frac{R_m^2 - R_o^2}{2R} + C \frac{R_m^3 - R_o^3}{3R^2} \right) + C_{l_{\alpha 2}} \left(A_2 (R - R_m) - B_2 \frac{R^2 - R_m^2}{2R} + C \frac{R^3 - R_m^3}{3R^2} \right) \right\}
\end{aligned}$$

Per la valutazione del calettamento che consente di avere il valore giusto di portanza al variare della posizione angolare (θ) conviene definire altre costanti.

$$\begin{aligned}
P_{A_1} &= C_{l_{\alpha 1}} \left(K_1 \frac{R_m^3 - R_o^3}{3} + K_2 \frac{R_m^2 - R_o^2}{2} + K_3 (R_m - R_o) \right) \\
P_{A_2} &= C_{l_{\alpha 2}} \left(K_1 \frac{R^3 - R_m^3}{3} + K_2 \frac{R^2 - R_m^2}{2} + K_3 (R - R_m) \right) \\
P_{B_1} &= C_{l_{\alpha 1}} \left(K_1 \frac{R_m^4 - R_o^4}{4R} + K_2 \frac{R_m^3 - R_o^3}{3R} + K_3 \frac{R_m^2 - R_o^2}{2R} \right) \\
P_{B_2} &= C_{l_{\alpha 2}} \left(K_1 \frac{R^4 - R_m^4}{4R} + K_2 \frac{R^3 - R_m^3}{3R} + K_3 \frac{R^2 - R_m^2}{2R} \right) \\
P_C &= K_1 \left(C_{l_{\alpha 1}} \frac{R_m^5 - R_o^5}{5R} + C_{l_{\alpha 2}} \frac{R^5 - R_m^5}{5R} \right) + K_2 \left(C_{l_{\alpha 1}} \frac{R_m^4 - R_o^4}{4R} + C_{l_{\alpha 2}} \frac{R^4 - R_m^4}{4R} \right) + K_3 \left(C_{l_{\alpha 1}} \frac{R_m^3 - R_o^3}{3R} + C_{l_{\alpha 2}} \frac{R^3 - R_m^3}{3R} \right)
\end{aligned} \quad (A.11)$$

Così facendo si può scrivere che:

$$\frac{W}{\#pale} = L = A_1 P_{A_1} + A_2 P_{A_2} - B_1 P_{B_1} - B_2 P_{B_2} + P_C C \quad (A.12)$$

Da cui si può finalmente ricavare la relazione per il calettamento delle pale del rotore principale:

$$i_o = \frac{L + \alpha_{o1} (P_{A_1} - (1 - \lambda) P_{B_1}) + \alpha_{o2} (P_{A_2} - (1 - \lambda) P_{B_2}) + \Delta i (P_{B_1} + P_{B_2} - (1 - \lambda) P_C)}{P_{A_1} + P_{A_2} - (1 - \lambda) (P_{B_1} + P_{B_2})} \quad (A.13)$$

5 - Meccanica del volo

Potenze in hover

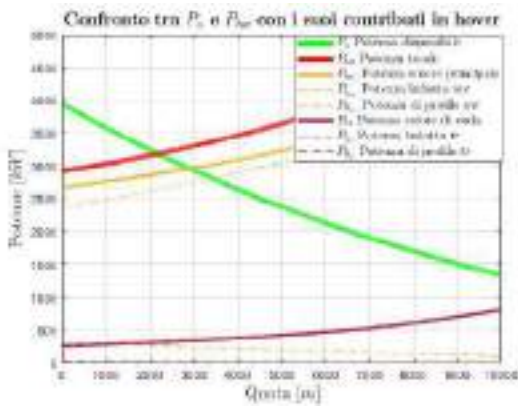


Figura A.5.1: Contributi potenze in hover ↑

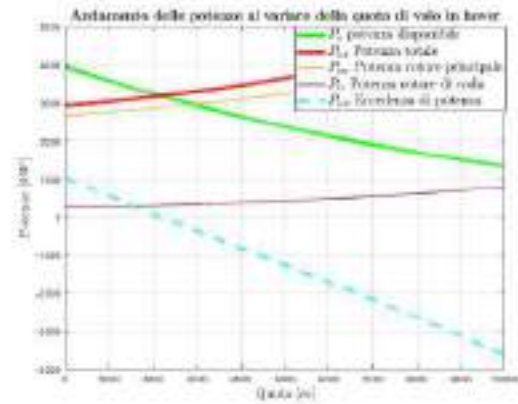


Figura A.5.2: Eccedenza in hover ↑

Potenze in avanzamento

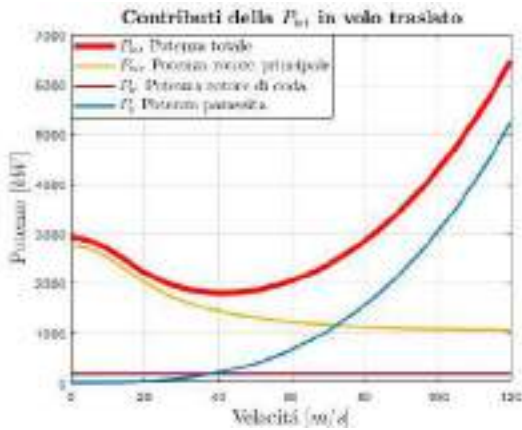


Figura A.5.3: Contributi P_n in volo traslato ↑

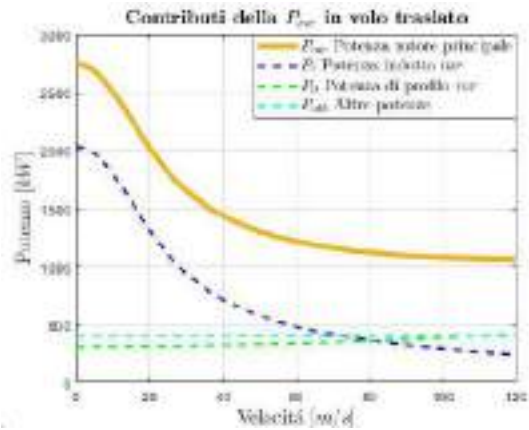


Figura A.5.4: P_n main rotor in volo traslato ↑

Caso OEI

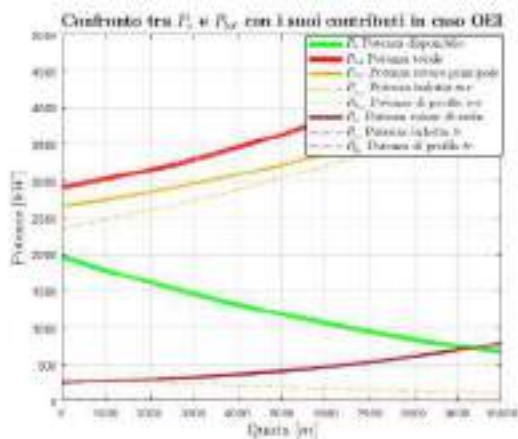


Figura A.5.5: Contributi potenze caso OEI ↑

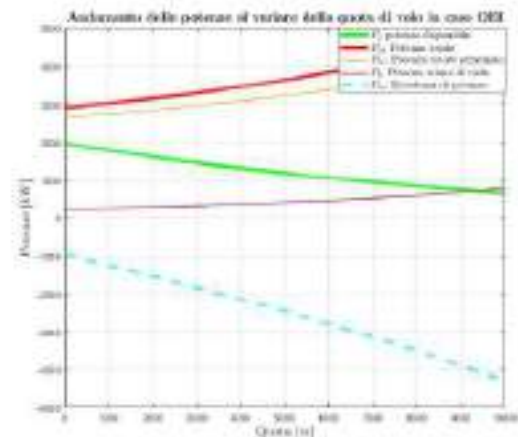


Figura A.5.6: P_n ed eccedenza caso OEI ↑

Confronto prestazioni con competitors

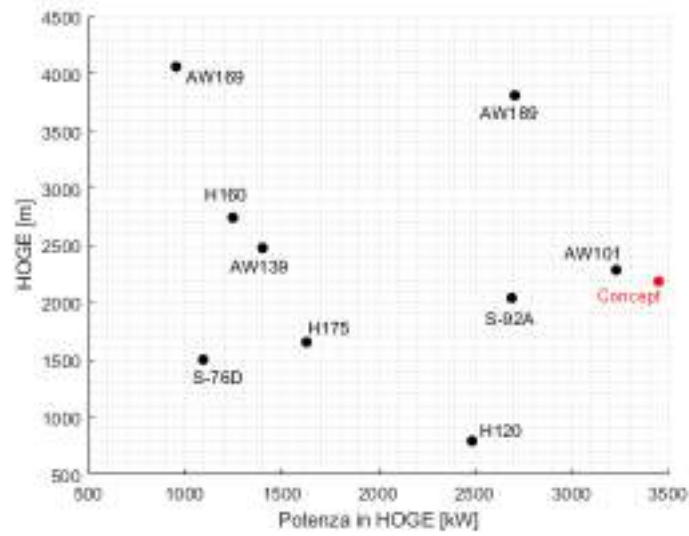


Figura A.5.7: Confronto potenza-quota di tangenza con i competitors ↑

Grafici supplementari

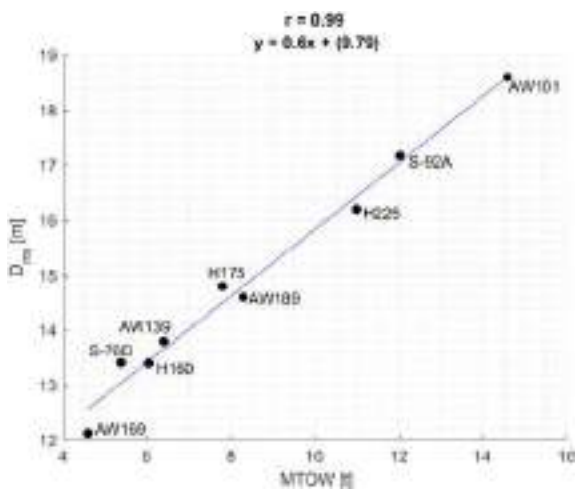


Figura A.5.8: Statistica $D_{mr} = f(MTOW)$ ↑

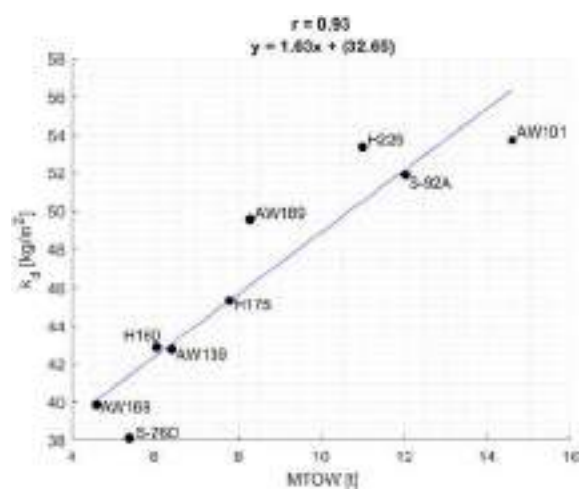


Figura A.5.9: Statistica $k_{d,mr} = f(MTOW)$ ↑

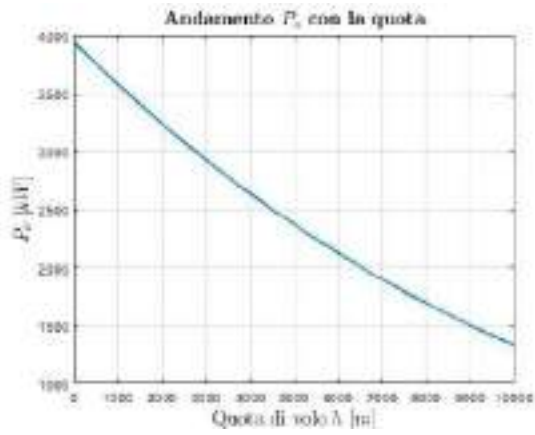


Figura A.5.10: Andamento $P_a = f(z)$ ↑

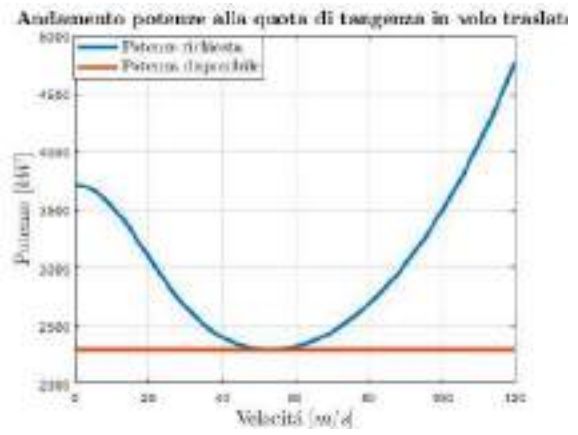


Figura A.5.11: P_a, P_n a quota z_{tg} ↑

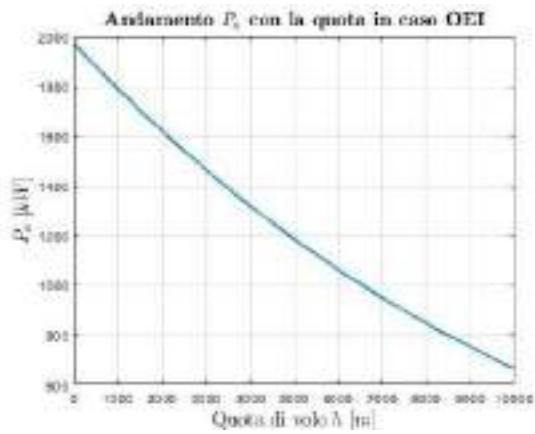


Figura A.5.12: Andamento $P_a = f(z)$ (OEI) ↑

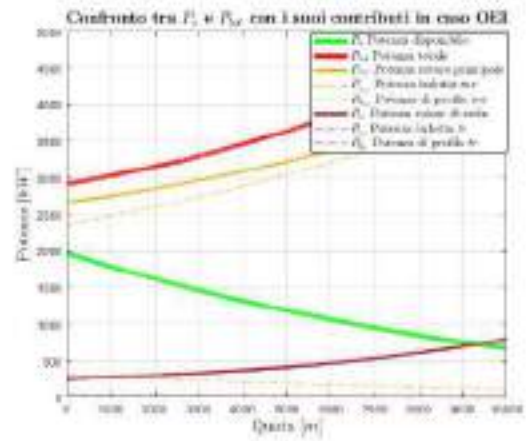


Figura A.5.13: Contributi potenze, hover (OEI) ↑

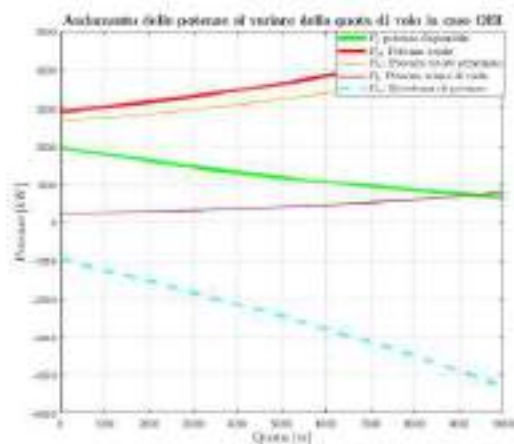


Figura A.5.14: Potenze richieste ed eccedenza in hover (OEI) ↑

6 - Configurazione

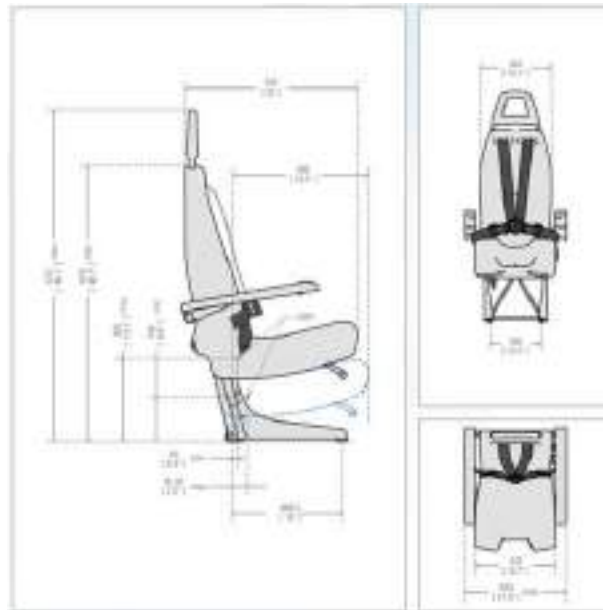


Figura A.6.1: Sedile del passeggero - Configurazione Economy ↑



Figura A.6.2: Sedile del passeggero - Configurazione Business ↑

7 - CAD



Figura A.7.1: Mozzo rotore principale ↑



Figura A.7.2: Rotore principale ↑



Figura A.7.3: Carrello - vista frontale ↑



Figura A.7.4: Mozzo rotore di coda ↑



Figura A.7.5: Rotore di coda ↑



Figura A.7.6: Vista frontale fusoliera ↑



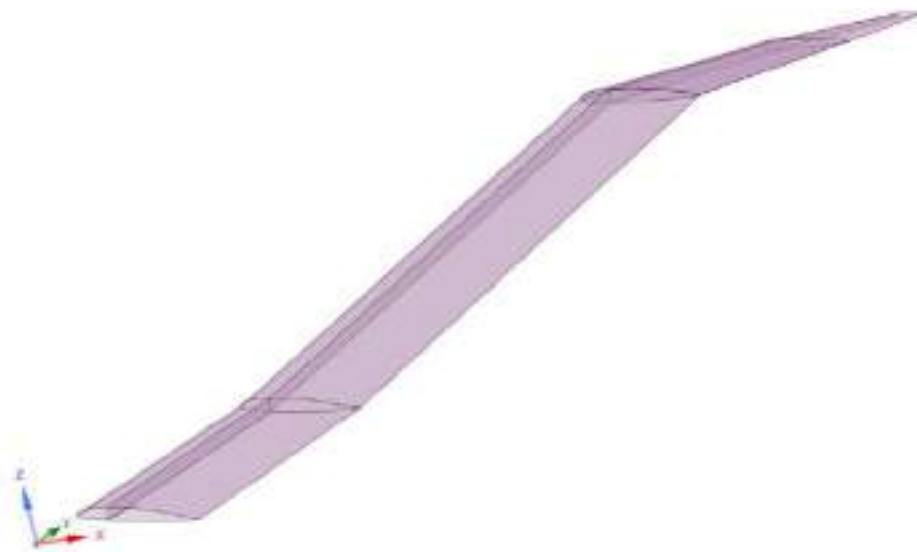
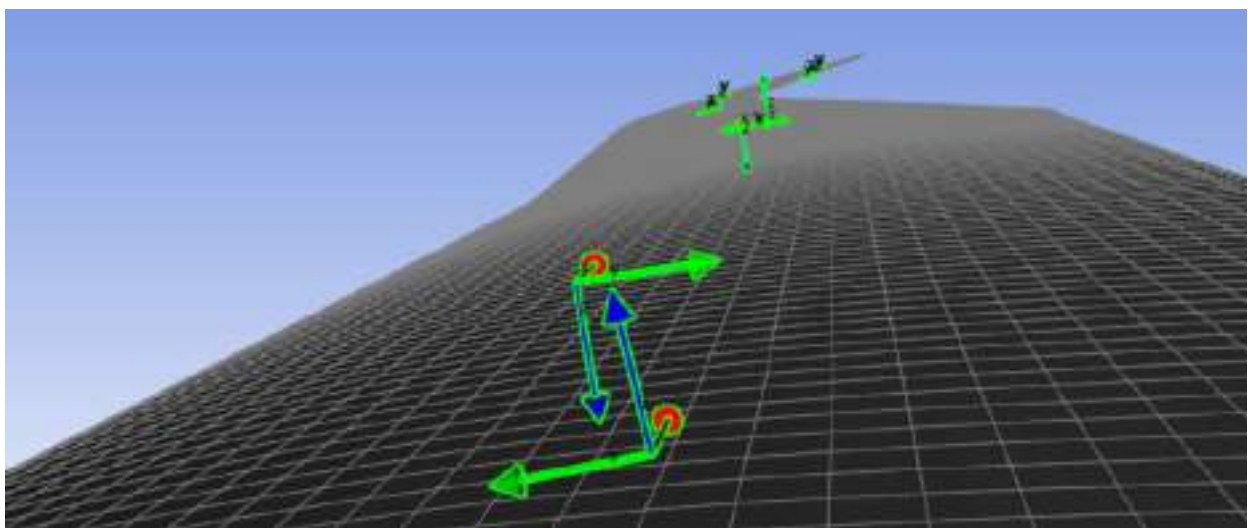
Figura A.7.7: Vista laterale fusoliera ↑



Figura A.7.8: Modello CAD completo ↑

8 - FEM

Proprietà	Epoxy Carbon UD Prepreg	Honeycomb (Nomex)	Aluminum
E_L [GPa]	209	0,255	71
E_T [GPa]	9,45	0,001	-
$(G_{12}; G_{23}; G_{13})$ [GPa]	(5,5; 3,8; 5,5)	(0,037; 0,037; 0,07)	26,7
$(\nu_{12}, \nu_{23}, \nu_{13})$ [-]	(0,27; 0,4; 0,27)	(0,49; 0,01; 0,01)	0,33
Densità ρ [$\frac{kg}{m^3}$]	1540	80	2770
σ_y [MPa]	1979	5,31	280
Prezzo	54,60 $\frac{\$}{m^2}$	146 $\frac{\$}{kg}$	8,50 $\frac{\$}{kg}$

Tabella A.8.1: Proprietà dei materiali della pala ipotizzati nel modello \uparrow Figura A.8.1: Geometria skin + longherone \uparrow Figura A.8.2: Sistemi di riferimento locali per la definizione del composito \uparrow

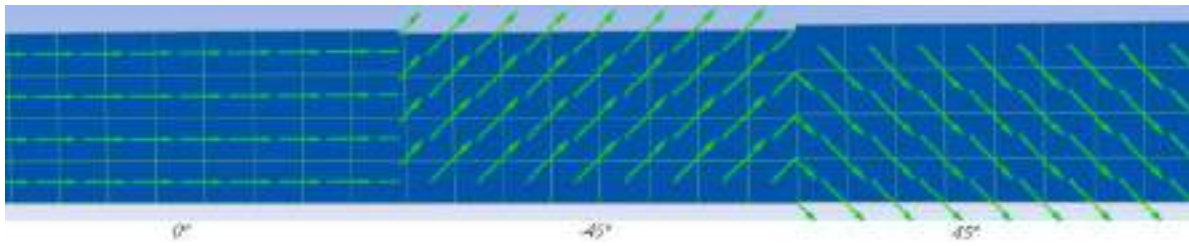


Figura A.8.3: Direzioni di laminazione delle fibre per il longherone ↑

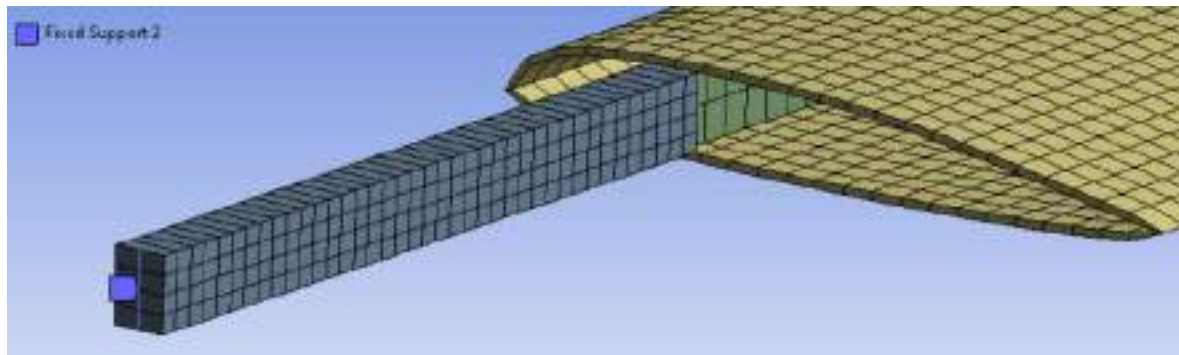


Figura A.8.4: Modello matematico e incastro ↑

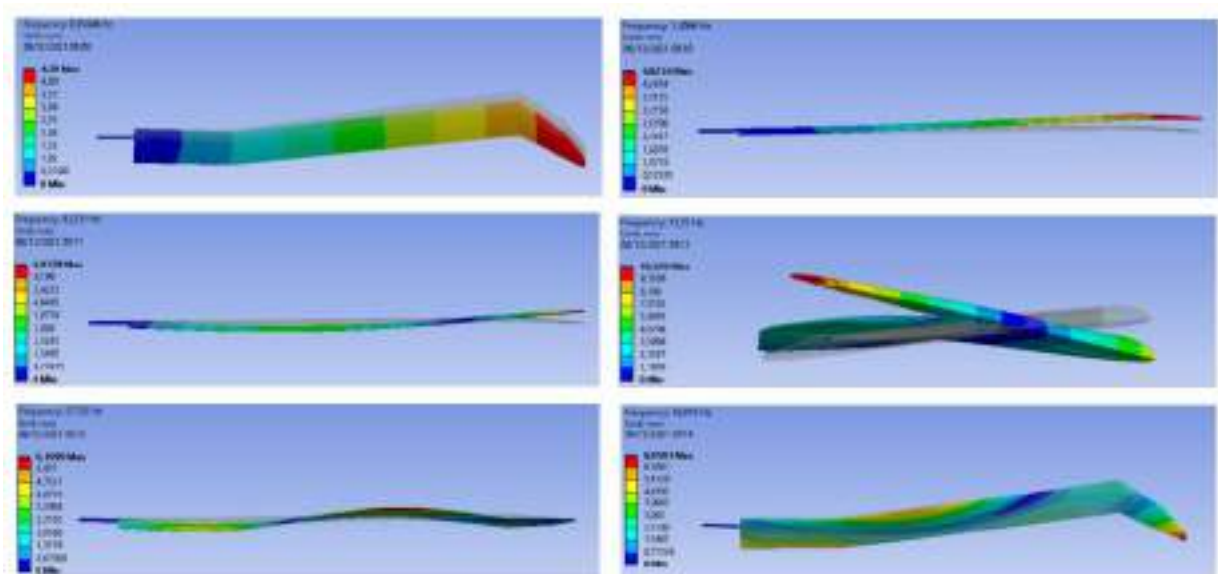


Figura A.8.5: Risultati analisi modale per i primi 6 modi ↑

9 - Sistemi

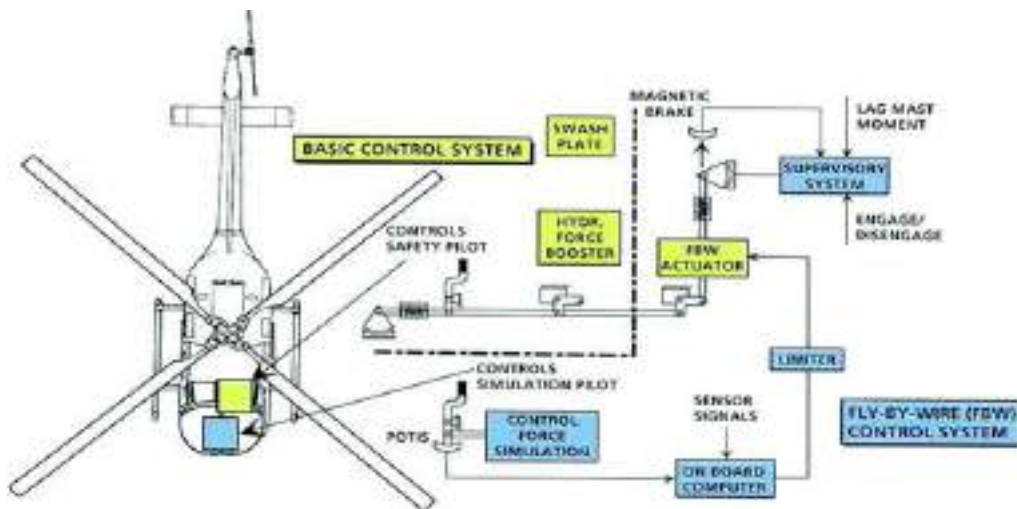


Figura A.9.1: Sistemi velivolo ↑

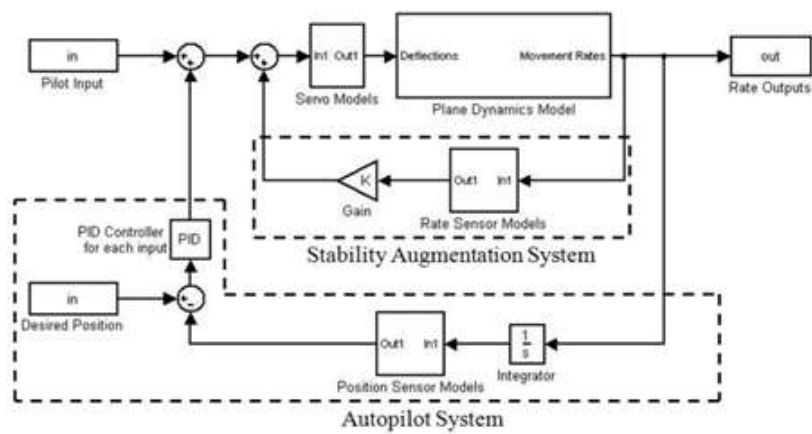


Figura A.9.2: Autopilota ↑



Figura A.9.3: Flight Control System ↑



Figura A.9.4: Antenna Seaspray 7000E AESA ↑



Figura A.9.5: Radar altimetro ↑



Figura A.9.6: Output radar altimetro ↑



Figura A.9.7: Flight Deck ↑

10 - Payload-Range

Quota [m]	$V_{P_{min}} [\frac{m}{s}]$	$P_{min} [kW]$	$V_{(\frac{P}{V})_{min}} [\frac{m}{s}]$	$P_{(\frac{P}{V})_{min}} [kW]$
0	45	1740	75	2176
500	47	1765	77	2214
1000	48	1793	78	2224
1500	49	1823	80	2264
2000	50	1856	82	2304
2500	52	1891	84	2346
3000	53	1929	86	2388
3500	55	1971	87	2405
4000	56	2015	87	2400

Tabella A.10.1: Potenze e velocità al variare della quota ↑

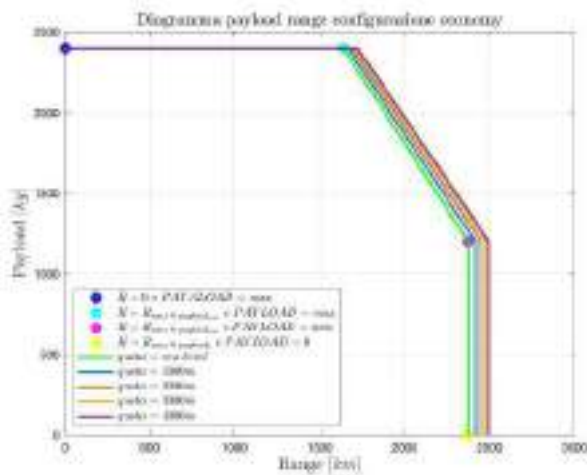


Figura A.10.1: Payload-Range Economy ↑

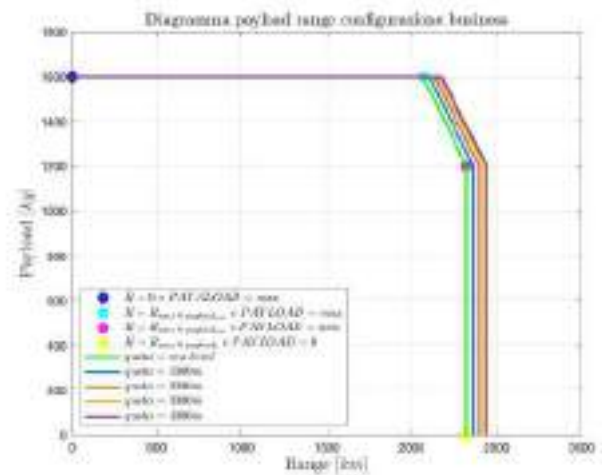


Figura A.10.2: Payload-Range Business ↑

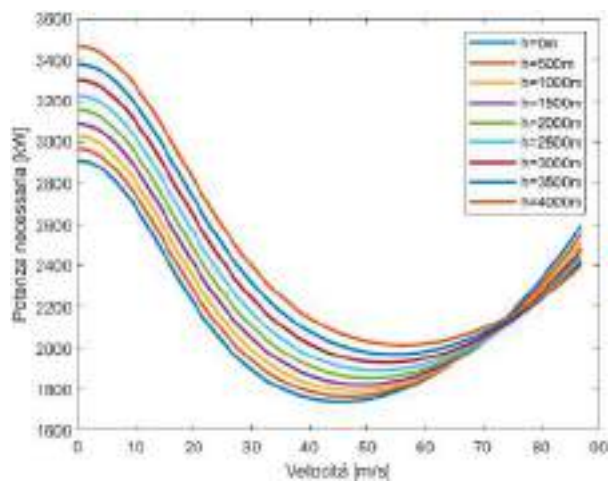


Figura A.10.3: Fenomeno inversione delle potenze con la velocità e la quota ↑

Configurazione	Punto	Pax weight	Fuel weight [kg]	Empty weight [kg]
Economy	$R_{max@payload_{max}}$ & $Payload_{max}$	$(85 + 15) \cdot 24$	3205	8500 kg
	$R_{max@payload_{min}}$ & $Payload_{min}$	$(85 + 15) \cdot 12$	4405	
Business	$R_{max@payload_{max}}$ & $Payload_{max}$	$(85 + 15) \cdot 16$	3925	
	$R_{max@payload_{min}}$ & $Payload_{min}$	$(85 + 15) \cdot 12$	4325	

Tabella A.10.2: Punti notevoli P-R ↑



Figura A.10.4: Profilo di missione dell'elicottero ↑

Fase	Tratta		
	Torino - Courmayeur	Torino - Porto Cervo	Lungo Raggio
1 Handling	15 [min]	15 [min]	15 [min]
2 Decollo	30 [sec]	30 [sec]	30 [sec]
3 Crociera	$f(V)$ [min]	$f(V)$ [min]	$f(V)$ [min]
4 Atterraggio	30 [sec]	30 [sec]	30 [sec]
5 Handling	15 [min]	15 [min]	15 [min]

Tabella A.10.3: Profilo di missione e tratte considerate ↑



Figura A.10.5: Tratte ipotizzate per l'elicottero ↑

11 - Analisi dei costi

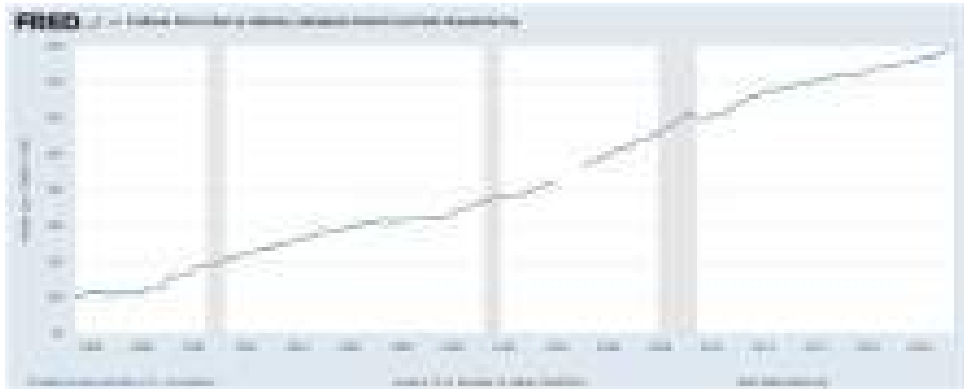


Figura A.11.1: Andamento inflazione prodotti aerospaziali ↑

Elicottero	Costo [\$]	Anno	Costo attualizzato al 2021 [\$]
AW101	21.000.000	2015	22.866.666,67
AW139	12.000.000	2013	13.486.238,53
AW169	8.000.000	2014	8.909.090,91
AW189	17.000.000	2014	18.931.818,18
H160	14.000.000	2018	14.913.043,48
H175	7.000.000	2014	7.795.454,55
S76D	13.672.000	2013	15.365.321,10
S92A	15.300.000	2021	15.300.000,00

Tabella A.11.1: Costi database velivoli ↑

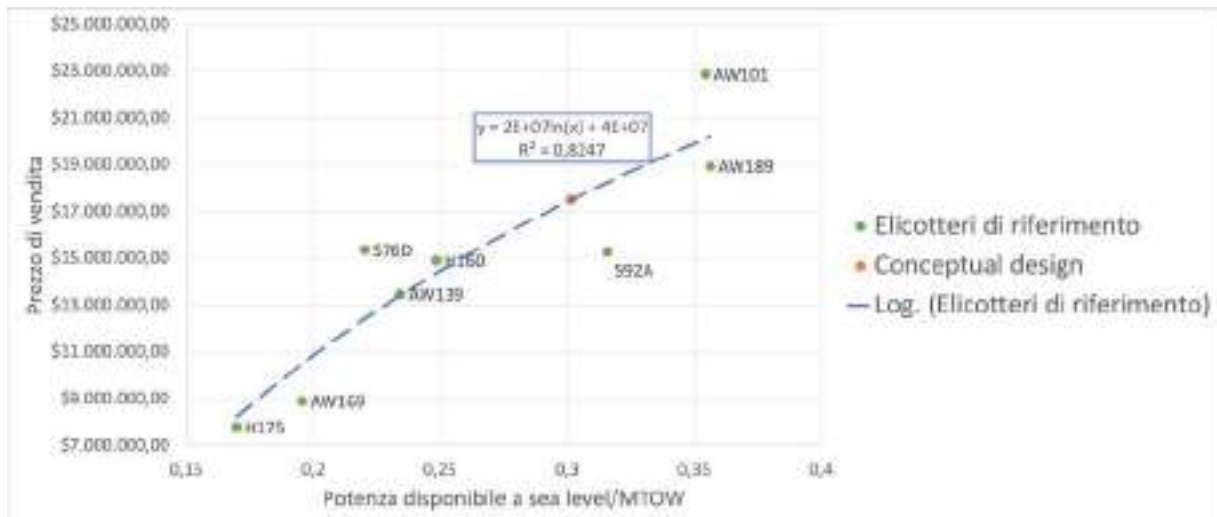


Figura A.11.2: Stima del costo per analogia ↑

Costi fissi					
Handling/Antincendio	Assicurazione		Ammortamento contabile in 8 anni	Safety	Crew
-	Elicottero	Passeggeri	-	-	2 piloti x \$190000/anno/di ciascuno
9,1% quota annuale ammortamento	3,5% quota annuale ammortamento	0,5% quota annuale ammortamento	-	9% quota annuale ammortamento	1 assistente x \$100000/anno
\$191.227,33	\$612.908,11	\$87.558,30	\$2.101.399,23	\$105.069,96	\$360.000,00
Costi fissi annui					
\$3.458.162,93					

Figura A.11.3: Costi fissi ↑

Costi variabili		
Manutenzione [MC/PH]	Carburante/Lubrificante [costo orario]	Deprezzamento [\$/FH]
\$900,00	\$376,95	\$1.167,44
Costi variabili orari		
\$2.444,40		
Costi variabili al minuto		
\$40,74		

Costi variabili		
Manutenzione [MC/PH]	Carburante/Lubrificante (costo orario)	Deprezzamento [\$/FH]
\$900,00	\$267,62	\$1.167,44
Costi variabili orari		
\$2.335,07		
Costi variabili al minuto		
\$38,92		

Figura A.11.4: Costi variabili configurazione economy ↑ Figura A.11.5: Costi variabili configurazione business ↑

Dati di volo	LF=1
Passeggeri	24
Velocità di volo [km/h]	277,2
Autonomia oraria [h]	6
Densità Jet-A1 [kg/m ³]	840
Massa fuel [kg]	3205
Volume fuel [m ³]	3,81547619
Volume fuel [l]	3815,47619
Consumo orario [l/h]	639,9911103
Consumo al minuto	10,6665185

Figura A.11.6: Dati di volo Economy ↑

Dati di volo	LF=1
Passeggeri	16
Velocità di volo [km/h]	270
Autonomia oraria [h]	8
Densità Jet-A1 [kg/m ³]	840
Massa fuel [kg]	3925
Volume fuel [m ³]	4,672619048
Volume fuel [l]	4672,619048
Consumo orario [l/h]	609,7076189
Consumo al minuto	10,16179365

Figura A.11.7: Dati di volo Business ↑

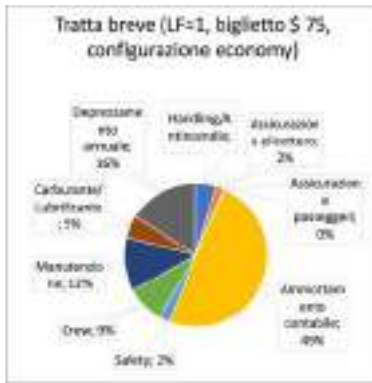


Figura A.11.12: Distribuzione costi Economy ↑

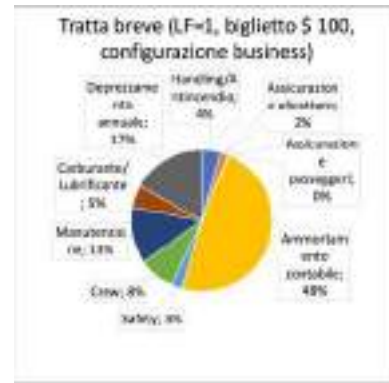


Figura A.11.13: Distribuzione costi Business ↑

Bibliografia

Testi

- [1] **W. Johnson**, "*Helicopter theory*", New York, 1994, Dover publications, 1' edizione
- [2] **Dr.ssa Roberta Fusaro roberta.fusaro@polito.it** Conceptual Design of subsonic commercial aircraft - Lesson 4: Fuselage Design

Siti internet

- [3] https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20E%20009%20TCDS%20%20RTM%20322_issue%2011.pdf
- [4] https://www.safran-group.com/products-services/aneto-1k-best-class-solutions-super_-medium-and-heavy-helicopters
- [5] https://www.colorado.edu/faculty/kantha/sites/default/files/attached-files/16496-116619_-_tyler_clayton_-_dec_17_2015_110_pm_-_clayton_schenderlein_comparisonofhelicopterengines.pdf
- [6] https://arpa-e.energy.gov/sites/default/files/14_deBock_GE%20Turbines%20and%20small%20engines%20overview%20-%20ARPA-e%20INTEGRATE%20V2.pdf
- [7] <https://vertipedia.vtol.org/>
- [8] <https://www.newriver.marines.mil/About/Aircraft/CH-53E/>