

POLITECNICO DI TORINO

**Corso di Laurea Magistrale
in Ingegneria Aerospaziale**

Progettazione di Veicoli Aerospaziali

Report E2 – UAV Design



**Politecnico
di Torino**

Docenti:

Prof. Erasmo Carrera

Prof. Alfonso Pagani

Team A2

A.A. 2021/2022

Componenti del Gruppo:

Prima della stesura del documento, è più che doveroso inserire il nome di tutte le componenti di questo gruppo che hanno lavorato al progetto e ne hanno visto la sua conclusione.

In ordine alfabetico:

- *Calcagnile Giordano*
- *Cisaria Pietro*
- *Coppa Alessandro*
- *Corno Riccardo*
- *Cota Beatrice*
- *Cremonesi Diego*
- *Crispi Pietro*
- *Cristofaro Rocco*
- *D'Amato Luca*
- *D'Amico Francesco Antonio*
- *De Dominicis Lorenzo Maria*
- *De Fazio Simone*
- *De Santis Andriy*
- *Dei Rossi Simone*
- *Del Vecchio Giuliana Carmela*
- *Dell'Anna Simone*
- *Dell'Anna Luca*
- *D'Eramo Andrea*
- *Di Falco Gianmarco*
- *Di Francesco Dario*
- *Di Paolo Antonio*
- *Di Sivo Luca*
- *Diperna Roberto*
- *Dorillo Nicolò*
- *Dosio Filippo*
- *Dota Nicola*
- *Drappero Filippo*
- *Epifani Jonathan*
- *Esposto Davide*
- *Ferrara Massimo*

Prefazione:

Il seguente elaborato è il risultato del lavoro svolto dal gruppo A2, che si è occupato nel corso del semestre in corso del progetto di un velivolo di tipo UAV (Unmanned Aerial Vehicle), attività che si inserisce all'interno del corso di Progettazione dei Veicoli Aerospaziali.

Con l'acronimo UAV viene identificata l'intera categoria di velivoli motorizzati non adibiti al trasporto di esseri umani. La differenza principale rispetto ad un velivolo tradizionale risiede nelle migliori prestazioni e nella loro alta versatilità dovute ad un design più flessibile. L'assenza di pilota e crew rappresenta un ulteriore importante vantaggio poiché vengono meno quei vincoli su accelerazioni, temperatura, pressione e soprattutto di ingombro all'interno della fusoliera che risultavano necessari al fine di rendere possibile la presenza, in sicurezza, dell'essere umano.

Con il supporto del Prof. Pagani ci si è posti l'obiettivo di progettare uno *Strategic UAV* di tipo **HALE**, High Altitude Long Endurance.

Indice

Capitolo 1: Profilo di Missione	5
1.1 Missione Tipo	5
1.2 Programma Copernicus.....	5
Capitolo 2: Sistemi e Avionica di bordo.....	6
2.1 Observation Payload.....	6
2.2 Communication System.....	7
2.3 Link Budget	8
2.4 Flight Control System	9
2.5 Flight Management System	10
2.6 Electrical Power System	11
2.7 Riepilogo di Masse e Potenze dei sistemi di bordo.....	12
Capitolo 3: Scelta dei Materiali, CAD e Analisi Strutturali	13
3.1 Scelta dei Materiali	13
3.1.1 Rivestimento	13
3.1.2 Longheroni – Centine – Ordinate	14
3.2 Costruzione CAD	14
3.3 Analisi Strutturale.....	16
Capitolo 4: Aerodinamica dell’Ala e del Piano di Coda.....	18
4.1 Vincoli di Progetto e Requisiti	18
4.2 Scelta del Profilo Alare	18
4.2.1 Stima dei Valori Iniziali	18
4.2.2 Confronto tra i profili.....	19
4.2.3 Analisi Completa dell’Ala.....	20
4.3 Ottimizzazione ala	20
4.4 Post-processing degli output di VSP con MATLAB.....	24
Capitolo 5: Progetto del Turbofan	24
5.1 Introduzione.....	24
5.2 Analisi di Missione.....	25
5.3 Analisi dei Vincoli.....	26
5.4 Analisi del Ciclo Termodinamico	26
Capitolo 6: Analisi dei Costi.....	30
Bibliografia e Sitografia:.....	31
Appendici e Allegati:.....	33

Capitolo 1: Profilo di Missione

Nati per usi esclusivamente militari, con l'avanzamento della tecnologia, gli UAV sono oggi impiegati anche in ambito civile, in particolare svolgendo missioni di sorveglianza, identificazione e ricognizione.

Il progetto in esame riguarda uno **Strategic UAV di tipo HALE** ([tabella 1.3](#)), con impieghi di **sorveglianza** e **ricognizione**, per la raccolta di informazioni in particolari zone a rischio del territorio. La particolare funzione del velivolo in studio è inoltre, quella di fungere da “trasmettitore”, ovvero di essere in grado di inoltrare i segnali di input verso altri velivoli e/o stazioni all'interno del proprio range, al fine di coordinare eventuali operazioni in tempo reale.

1.1 Missione Tipo

Si è scelta come zona da monitorare l'isola di La Palma, appartenente all'arcipelago delle isole Canarie, da poco è stata colpita dall'[eruzione](#) del vulcano Cumbre Vieja (19/11/2021). Sulla base degli obiettivi della missione sono state definite le fasi principali in cui essa verrà espletata:

1. Decollo del velivolo da uno degli aeroporti internazionali delle isole Canarie;
2. Navigazione e sorvolo dell'isola di La Palma ad una quota di sicurezza adeguata;
3. Monitoraggio territoriale ed ambientale della zona in questione;
4. Invio di informazioni e video a stazioni di terra in modo da riuscire a coordinare eventuali operazioni di evacuazione e/o salvataggio;
5. Navigazione verso l'aeroporto designato per l'atterraggio;

1.2 Programma Copernicus

Scendendo più nel dettaglio della missione, si ipotizza che l'UAV possa entrare a far parte del *Programma Copernicus*, ovvero il sistema di emergenza europeo che viene attivato nei casi di disastri naturali. Tale sistema, attraverso le immagini fornite dai satelliti *Sentinel*, è in grado di fornire una mappatura estremamente precisa del movimento dei flussi di lava all'interno della zona monitorata, consentendo un preciso coordinamento delle attività di salvataggio e/o evacuazione della popolazione.

Capitolo 2: Sistemi e Avionica di bordo

Dal momento che un UAV di tipo HALE è destinato a volare ad alte quote e per lunghi periodi, è intuibile come la progettazione dell'avionica a bordo di velivoli di questo tipo sia più complessa rispetto ad altre categorie di UAV.

In particolare, si individuano tre principali fattori a cui prestare particolare attenzione:

- **Condizioni Ambientali:** le condizioni ambientali possono influire notevolmente sulle prestazioni dei vari sistemi di bordo.

Ogni componente elettronico presenta un proprio range di temperatura di esercizio ideale e di tolleranza di alimentazione, che consente di classificarli come segue:

Classe	Temperatura	Tolleranza di alimentazione
Commerciale	0/70°C	Nominale $\pm 5\%$
Industriale	-40/85°C	Nominale $\pm 10\%$
Militare	-55/125°C	Nominale $\pm 15\%$

Durante la fase di design si è scelta una quota di **ceiling di 16 000 metri**, alla quale corrisponde una temperatura di circa **-56.5 °C**.

- **Missione:** la durata di ogni fase della missione esercita una certa influenza non solo sul tipo di sistema propulsivo da scegliere ma anche sul livello di affidabilità richiesto ai componenti dei vari sottosistemi;
- **Struttura:** la lunghezza dei cavi all'interno del velivolo e la conseguente perdita di segnale, sono un aspetto da tenere in considerazione che va ad influenzare la distribuzione dei vari sottosistemi elettrici.

Per la definizione esatta dei sistemi di bordo avionici si è anche fatto riferimento ad una popolazione statistica dei principali UAV di tipo HALE, che per brevità è riportata in appendice, assieme ai sistemi più classici quali ECS, fuel system etc.

2.1 Observation Payload

Lo scopo principale della missione è la raccolta di video, immagini e mappature, che dovranno poi essere inviate a terra nel minor tempo possibile. Questi dati devono essere raccolti sia nello spettro del visibile che nell'infrarosso, per l'intera durata della missione (> 24h), ottenendo delle considerevoli dimensioni di dati ($\approx 10^{15}$ byte).

I sensori di osservazione possono essere divisi in due macrocategorie:

- **Passivi:** hanno bisogno di una sorgente esterna per l'illuminazione del subject. Sono costituiti da radiation collectors e detectors, con capacità di amplificare, campionare e convertire in digitale il segnale;
- **Attivi:** non hanno bisogno di una sorgente di illuminazione esterna e vengono classificati in *Lidar* e *Radar*. Con questi sensori si è in grado di misurare la

posizione, la distanza e la velocità di un determinato oggetto, con grande precisione in qualsiasi condizione atmosferica e/o di illuminazione.

Nello specifico, come componenti del sistema di osservazione si scelgono:

- **Camera multispettrale**, composta da:
 - Sensori Elettro-Ottici nel campo del visibile (*EO*), i quali possiedono un'elevata risoluzione (in base alla capacità di pixel che possono essere elaborati nell'unità di tempo), un'alta velocità di aggiornamento; tuttavia, le loro prestazioni sono influenzate dalle condizioni meteorologiche;
 - Telecamere e Sensori infrarossi (IR);
- **SAR (Synthetic Aperture Radar)**, i quali operano indipendentemente dalle condizioni meteo e di luce, garantendo sempre gli stessi risultati;
- **Lidar**, sistemi di mappatura tridimensionale;

Dalle analisi dei sensori disponibili sul mercato, si è deciso di installare i seguenti sul nostro UAV:

- Camera Multispettrale Wescam MX-20, la cui analisi prestazionale è presente in [appendice](#).
- SAR General Atomics Lynx II.
- Velodyne Lidar Puck.

2.2 Communication System

Questo sottosistema ha come scopo, oltre quello di comunicare con le stazioni di terra, quello di evitare la collisione dell'UAV con altri velivoli nelle vicinanze.

Le minime apparecchiature necessarie ad un *communication system* sono: trasponder, receiver, modem ed antenne.

La stazione di terra (GCS), grazie a collegamenti satellitari o LOS, è in grado di controllare il velivolo anche a grandi distanze (centinaia di chilometri). I requisiti per la scelta dei componenti principali sono:

- Elevata affidabilità;
- Compatibilità con *data links* di velivoli manned;
- Un range di copertura di almeno 500 km (distanza che si ha tra il vulcano e l'aeroporto più lontano (Lanzarote come presente in [figura 2.3](#)) con un certo sovradimensionamento per sicurezza).

Per la fase di lancio, si prevede la presenza di un *line-of-sight* ground terminal, mentre per le fasi di recupero e landing, per questioni di sicurezza, si preferisce utilizzare le comunicazioni in banda Ku.

Questa soluzione di comunicazione viene anche scelta come canale di downlink per la trasmissione dei dati di *housekeeping*, in frequenze comprese tra 12 e 18 GHz; al contrario, per l'invio dei dati di missione si sceglie sia una comunicazione in LOS che in

BLOS.

Utilizzando il riferimento degli UAV HALE della popolazione statistica, sono state scelte le seguenti antenne:

- 1.2 m Ku-band SatCom antenna receiver: con un peso di 20.8652 kg e una potenza di circa 35 W, posizionata nella parte superiore del muso della fusoliera. Risulta essere appoggiata su una base motorizzata, in grado di creare due gradi di libertà (azimuth e angolo di elevazione).
- 2 antenne UHF/L-band S65-8282-147 (0.635 kg e guadagno di circa 10 dB).
- Ku Band Antenna S65-1400 (funge da antenna trasmitter, peso di 0.226 kg e guadagno di circa 6 dB).

Infine, per la trasmissione delle informazioni all'interno del velivolo, si adotta il sistema integrato di comunicazione Ku-Band HPT ([Tabella 2.3](#)), e per la comunicazione delle informazioni sulla posizione del velivolo si prevede a bordo la presenza di un trasponder.

2.3 Link Budget

In questo paragrafo si presenta la stima del link budget per le trasmissioni in LOS, nella banda L (a due GHz). Il link budget si presenta come uno strumento di analisi fondamentale nelle fasi di conceptual design per valutare l'affidabilità del sistema di comunicazione scelto.

Tramite i dati in tabella 2.4 è possibile ricavare l'*Effective Isotropic Radiated Power*:

$$EIRP = P_t + G_t - L_t = 10 \log(25) + 10 \text{ dB} - 2 \text{ dB} = 21.97 \text{ dB}$$

Nel caso di stazione di terra nell'aeroporto di La Palma, si ha un elevation angle: $\delta=0^\circ$, dal quale si ottiene una perdita del segnale di percorso pari a: $L_S = 120.06 \text{ dB}$. In totale le perdite di trasmissione tra velivolo e Terra sono:

$$L_{TLS} = -L_{pr} - L_S - L_a = -1 - 120.06 - 15.5 = -136.56 \text{ dB}$$

Per proseguire nella stima del link budget, si considerano i seguenti parametri:

- Guadagno dell'antenna di terra: $G_r = 10 \text{ dB}$;
- Perdita tra trasmettitore e ricevitore: $L_r = 1 \text{ dB}$;
- Figura di merito: $F = 1.5$;
- Data rate: $R = 4.5 \text{ Mbs}$;

Essendo questo un calcolo incentrato su una trasmissione downlink che avviene a 2 GHz, si ha una temperatura di rumore dell'antenna ricevente pari a 25 K. Per cui, si ottiene una system noise temperature T_s di 170 K. Si può inoltre valutare il rapporto:

$$\frac{E_b}{N_0} [\text{dB}] = EIRP + L_{TLS} + G_r - (-228.6) - 10 \log(T_s) - 10 \log(R) = 35.17 \text{ dB}$$

Scegliendo un BER pari a 10^{-6} ed una modulazione di tipo QPSK, si ottiene un valore del rapporto $\frac{E_b}{N_0}$ pari a 10.5 dB che, andando a sottrarre per il valore sopra ricavato si ottiene:

$$\frac{E_b}{N_0} - \left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{req} = 35.17 - 10.5 = 24.67 \text{ dB}$$

Questo, essendo un valore maggiore di 10 dB , corrisponde ad una comunicazione stabile e quindi ci permette di considerare chiuso il link.

2.4 Flight Control System

La scelta del Flight Control System (FCS) da installare a bordo del UAV è essenziale, dal momento che le funzioni di tale sistema avionico sono numerose:

- Acquisizione e calcolo dei dati di volo;
- Acquisizione dei comandi del pilota;
- Controllo e gestione automatica delle superfici mobili per la riduzione del workload del pilota e della probabilità di errore.

Seguendo l'esempio riportato in [Figura 2.5.1](#), per questa tipologia di sistemi si prevede la presenza di:

1. **CPU:** sottosistema che processa tutte le informazioni provenienti dal *FMS*, dal modulo dell'autopilota e dai sensori che forniscono dati aria e assetto; esso, inoltre, svolge il calcolo di alcuni parametri fondamentali quali: Mach, altitudine, velocità verticale etc.

Per questioni di sicurezza, a bordo del velivolo si avrà anche una CPU secondaria, che subentrerà qualora dovessero sorgere dei problemi con l'unità primaria.

2. **Autopilota:** nello specifico "*Veronte autopilot 4x*", un sistema di controllo ridondante realizzato per svolgere missioni di tipo: UAM, eVTOL, MALE o HALE. Tutte le sue configurazioni sono conformi agli standard aeronautici DO178C, ED12 e DO254.

Con il suo modulo *Programs* permette di generare flussi di diagrammi a blocchi con i quali definire leggi di controllo e altri programmi nel sistema. È possibile, inoltre, interfacciare il sistema con un computer di missione, al fine di favorire lo scambio di dati telemetrici e inviare comandi e rotte all'autopilota dalla sorgente esterna. La forte ridondanza di questa versione è ottenuta mediante un totale di 4 core, di cui 3 gestiscono le funzioni dell'autopilota, mentre il quarto gestisce la ridondanza. Durante la fase di test di questo sottosistema, esso viene sottoposto a cicli di temperatura e vibrazione molto intensi, per la rilevazione di qualsiasi anomalia.

3. **Attuatori:** prima che il comando venga trasmesso alle superfici, si ha un sistema di feedback in grado di effettuare delle correzioni, dove necessarie; dopo di ciò, attraverso delle servovalvole, viene fornita l'adeguata potenza agli attuatori. Come

si vede in [Figura 2.5.2](#), il sistema è diviso in: Nose Wheel actuator, Throttle actuator e FC surface actuator.

Per questo studio sono stati scelti:

- **DA 20-TS Throttle Servo**: attuatore compatto e completamente programmabile, direttamente installabile sulla valvola a farfalla della manetta di un motore a combustione. La coppia nominale erogata è di 28 Ncm a 28V DC.
- **DA 26-D Duplex Redundant**: soprattutto per sistemi che necessitano di un'elevata affidabilità. Esso è dotato di due canali bus-data, che gli consente di continuare ad operare anche in caso di singola failure. Sviluppa una coppia di 12 Nm a 28V DC ed una coppia di 4 Nm in caso di failure.

2.5 Flight Management System

L'FMS, insieme ai due sistemi di navigazione, è responsabile della funzione di navigazione del velivolo. Questo viene principalmente diviso in:

- Sistema di navigazione autonomo **INS (Inertial Navigation System)**, il quale sfrutta la **IRU** del Flight Control System per ottenere i dati di: posizione, velocità e accelerazione. Per diminuire gli errori commessi da questo sottosistema, si decide di equipaggiare l'UAV con un sistema di navigazione satellitare.
- **Navigation Satellite System**, il quale sfrutta le costellazioni di satelliti già in orbita.

Un'altra importante funzione svolta dal Flight Management System è la trasmissione e gestione dei dati; in particolare, esso riceve in input i dati provenienti da IRU, GNSS, air data system e clock, in modo da fornire in output:

- Tracciamento della rotta su due piani **LNAV** e **VNAV**;
- Dati relativi a navigazione da far mostrare a display;
- Fornire rotta a AFDS;
- Fuel state per il calcolo della massa del velivolo in volo;
- Karman filter, per selezionare solo i dati necessari, escludendo ridondanze inutili;
- Informazioni sulla comunicazione, data la gestione delle frequenze da parte del FMS;

La scelta di questo sistema è ricaduta sul **Piccolo Elite FMS**, con elevata stabilità e capacità di storage on board; questo sistema viene sottoposto a test molto rigidi, in grado di gestire le manovre più complesse.

Le sue principali caratteristiche sono:

- Supporto addizione I/O per operazioni più complesse;
- Sensori on-board di tipo inerziale, air data, GPS e data link radio;
- Supporti plug play per alcune periferiche come transponders, magnetometri, laser altimetri, ricevitori RTK GPS, TASE payloads;
- Iridium Satcom.

2.6 Electrical Power System

Si riportano le due principali soluzioni di alimentazione a bordo del velivolo:

- **Generatore:** in grado di produrre energia elettrica andando a convertire l'energia meccanica scaturita dai giri del motore; proprio questa dipendenza dal motore non garantisce una costanza nelle prestazioni.
Essi sono in grado di produrre sia corrente alternata che continua; quindi, devono operare insieme a dei convertitori, per garantire la corretta fornitura energetica ai vari utilizzatori.
- **Batteria:** esse rappresentano una fonte energetica per tutti i sistemi dell'UAV, con una possibile seconda funzione di backup per i generatori. Sono tolleranti ai picchi di tensione e fungono da filtri, garantendo una tensione costante durante tutto il processo di scarica.
Per il loro dimensionamento si prevede un'alimentazione delle utenze durante tutte le fasi di missione e devono garantire il mantenimento in vita dei sistemi di volo fondamentali in caso di emergenza.

Per quanto concerne il cablaggio dell'intero sistema si prevede l'utilizzo di cavi opportunamente schermati, per evitare qualsiasi interferenza con i sistemi di navigazione.

Una soluzione per aumentare l'affidabilità dell'intero sistema può essere quella di separare i bus di alimentazione critici per il volo da quelli non critici, garantendo il funzionamento dei primi qualora dovesse verificarsi un picco di potenza, a seguito di un'anomalia del payload.

Come si vede in [Tabella 2.7](#), il carico medio per tutti i sistemi è di 1054.2W, mentre il carico di picco è di 2531.2W.

Lo step finale per concludere la definizione del sistema elettrico è il dimensionamento della batteria e del generatore. Si parte dai dati noti per la categoria HALE:

- rapporto peso/potenza del generatore = 1.0 kg/kW;
- rapporto peso/potenza del controller = 0.5 kg/kW;
- efficienza combinata del generatore e del controller = 70%;
- consumo specifico di carburante del freno-motore (per ora) = 0.5 kg/kW;
- energia specifica della batteria (per ora su unità di peso) = 150W;

Il generatore e il controller sono dimensionati sul carico di picco per ottenere un certo margine di sicurezza. Con un carico di 1,1 kW, il peso combinato di generatore e controller è pari a 1,71 kg. Invece, il carburante consumato per generare la potenza nominale per una missione di 32 hr è approssimativamente di:

$$W_{fuel} = BSFC \cdot T \cdot \frac{P_{gen}}{\eta_{gen}} = 0.5 \frac{kg}{kW \cdot hr} \cdot 35hr \cdot \frac{1.05kW}{0.7} = 24kg$$

Il peso totale di generatore, controller e carburante sarà di 25.71 kg. Il peso della batteria risulterà pari a:

$$W_{batt} = \frac{T \cdot P_{nom}}{E_{spec}} = \frac{32hr \cdot 1054.2W}{150 W \frac{hr}{kg}} = 225kg$$

Da questa analisi emerge come risulti più vantaggioso impiegare un generatore rispetto ad una batteria a causa del suo minore peso.

L'installazione di una batteria di backup per le emergenze, con il compito di fornire energia ai soli sistemi critici per la missione, si dimensiona sulla potenza nominale di 1054.2W, per cui stimando un peso di circa 20 – 25 kg si ricava l'autonomia in emergenza come:

$$T = \frac{W_{batt} \cdot E_{spec}}{P_{nom}} = 3hr$$

2.7 Riepilogo di Masse e Potenze dei sistemi di bordo

Sistema/Componenti	Potenza nominale[W]	Potenza di picco[W]	Peso[kg]
FCS	6	12	1
Attuatore DA 20-TS	5.6	3.6	0.1
Attuatore DA 26	47.6	99	0.64
FMS	7	7.5	0.33
Sistema di comunicazione	360	400	31.2
Lidar	8	9.1	0.83
WESCAM MX-20	320	1000	90
SAR	300	1000	83
Generatore	-	-	1.71
Batteria emergenza	-	-	25

La **potenza richiesta** dai sistemi di bordo in fase di crociera risulta pari a **1054.2 W**. Il **peso** totale dei sistemi installati a bordo è **233.8 kg**.

Confrontando i valori ottenuti con quelli dei quattro velivoli UAV HALE presi come riferimento, si possono fare le seguenti considerazioni:

- La potenza richiesta dal UAV in esame è di circa 1.054 kW a cui dovrebbero essere aggiunti i valori di potenza delle necessarie ridondanze (non considerate nel valore totale) e dei sistemi Fuel, Pneumatic, Hydraulic, Enviromental e Anti-Ice. **Il valore trovato risulta pienamente in linea con i velivoli oggi giorno operativi, i quali presentano una potenza richiesta compresa tra 1 kW E 2.5 kW.**
- Il peso totale dei sistemi di bordo impiegati sui velivoli di riferimento oscilla fra 200 e 540 kg, per cui anche in questo caso si è all'interno dei range considerati.

Capitolo 3: Scelta dei Materiali, CAD e Analisi Strutturali

La costruzione del modello tridimensionale della semiala è un processo che si compone di varie fasi in cui è necessario conoscere molti parametri fisici della struttura. Di seguito si fa un breve excursus teorico.

Nella bibliografia sono presenti riferimenti ai cassoni alari di tipo *monolongherone*, *bilongherone* o *multilongherone*. Queste configurazioni si distinguono tra di loro per il tipo di velivolo, il profilo di missione e le necessità strutturali che ne derivano.

La struttura di un cassone alare può essere suddivisa in tre elementi fondamentali:

- **Centine:** necessari al mantenimento della forma e alla trasmissione dei carichi, generalmente in materiale metallico o composito.
- **Rivestimento:** ha il compito di creare una separazione tra il flusso sul ventre e sul dorso in modo da favorire la genesi della forza aerodinamica sostentante. I pannelli sono solitamente in materiale metallico (leghe di alluminio).
- **Longheroni:** sono gli elementi più importanti di un'ala, resistono alla maggior parte del carico aerodinamico e statico. Sono costituiti da un'anima, che resiste agli sforzi di taglio, e delle solette che assorbono il momento flettente.

3.1 Scelta dei Materiali

Una delle fasi più significative della costruzione di un modello tridimensionale dell'ala è la scelta dei materiali dei vari componenti strutturali.

Per effettuare un'adeguata scelta del materiale, bisogna identificare tre caratteristiche:

1. **Funzione Primaria** del componente e dunque del materiale che lo compone;
2. **Obiettivo** ovvero la caratteristica del materiale che si vuole massimizzare o minimizzare;
3. **Vincoli** ovvero i requisiti di progetto che devono essere soddisfatti;

Per individuare i materiali necessari per la costruzione del cassone alare del velivolo a guida autonoma in questione si è fatto uso del software *GrantaEDUPACK*.

Prima di procedere con l'implementazione dei dati all'interno del programma occorre tuttavia definire le caratteristiche proprie di ciascuno dei componenti considerati.

3.1.1 Rivestimento

1. **Funzione Primaria:** isolamento dall'ambiente esterno e generazione dei carichi aerodinamici;
2. **Obiettivo:**

- Massima rigidezza flessionale;
- Minima densità;
- Minimo costo;

3. **Vincoli:**

- Rigidezza flessionale: modulo di Young minimo di 20 GPa;
- Resistenza all'ossidazione;
- Resistenza a fatica;
- Resistenza ai raggi UV;

Una volta impostati questi parametri sul software *Granta* si è effettuato un confronto in base alla densità e prezzo i cui risultati sono in [figura 3.1.1](#).

In particolare, la scelta è ricaduta su due materiali i cui dati sono riportati in [tabella 3.1](#):

- *FR-5 Epoxy glass fiber*
- *Epoxy/HS carbon fiber*

3.1.2 Longheroni – Centine – Ordinate

1. **Funzione Primaria:** *sostegno strutturale + mantenimento forma;*

2. **Obiettivo:**

- a. Massima rigidezza flessionale;*
- b. Minima densità;*
- c. Minimo costo;*

3. **Vincoli:**

- a. Resistenza flessionale:* modulo di Young minimo di 60 GPa;
- b. Resistenza all'ossidazione;*
- c. Resistenza a fatica;*

In [figura 3.1.2](#) e [3.1.2b](#) sono mostrati i materiali che soddisfano i vincoli in funzione di densità e prezzo.

Confrontando alcune leghe di alluminio si è optato per **AL 7037 T7452**, una lega di Al-Zn trattata termicamente ed invecchiata artificialmente per massimizzare il modulo elastico senza compromettere la duttilità.

3.2 Costruzione CAD

Definiti i materiali ed effettuate analisi preliminari sull'aerodinamica del [profilo alare in esame](#), con il software *OpenVSP*, è stato realizzato il modello tridimensionale dell'ala e della fusoliera su *CATIA*.

Si è realizzata in partenza la superficie esterna a partire dai dati di ottimo per

- Angolo di freccia;
- Angolo di svergolamento;

- Taper Ratio;

Realizzata la superficie esterna è stato in primo luogo dato uno spessore di 1 mm alla skin (valore preso dalla letteratura ed usato per le prime analisi su ANSYS). Successivamente è stato impostato un calcolo preliminare per dimensionare i longheroni.

Per il loro dimensionamento è stato realizzato un codice *MatLab* in cui a partire dalla distribuzione del coefficiente di portanza è stato ricavato il baricentro della distribuzione di portanza dell'ala in cui è applicata la risultante, pari a 147,15 KN. Da qui è stato calcolato il momento alla radice (sezione più sollecitata della struttura è all'incastro). In [figura 3.2.1](#) e [3.2.1b](#) sono presenti il grafico di distribuzione di portanza e il diagramma di manovra usati per il dimensionamento del longherone il cui script è in [figura 3.2.1c](#).

L'analisi dimensionale è semplificata, ovvero fatta per l'ala monolongherone e successivamente il carico totale è stato diviso fra i due longheroni anteriore e posteriore che assorbono rispettivamente il 70% ed il 30% del carico a taglio. Le solette sono gli unici elementi supposti ad assorbire il carico a trazione e compressione.

In tabella sono riassunti i dati approssimati utilizzati per la costruzione del modello tridimensionale dell'ala.

	Spessore soletta	Larghezza soletta	Spessore anima
Longherone anteriore	30 mm	166,31 mm	2,28 mm
Longherone posteriore	20 mm	141,42 mm	2,97 mm

Si è scelto di inserire sette centine lungo l'apertura alare, per la prima analisi strutturale, in anima alleggerita per facilitare il passaggio di componenti ingombranti come serbatoi e sistemi di controllo di superfici mobili. In [figura 3.2.1d](#) è presente un dettaglio dell'ala su CATIA.

In appendici, è presente anche il dimensionamento strutturale del piano di coda, fatto seguendo le formule in letteratura impostate nello script Matlab in [figura 3.2.1e](#) con annessi risultati in [tabella 3.2.1](#).

Il carrello del velivolo è stato realizzato in configurazione classica a tricycle con la ruota anteriore sterzante. La configurazione del carrello è ad asse verticale e retrattile con un meccanismo di biella manovella. L'attacco è stato inserito in prossimità della centina di forza.

3.3 Analisi Strutturale

L'analisi strutturale di tipo statico e modale è stata effettuata con l'ausilio del software *ANSYS*. L'impostazione dell'analisi è partita dalla modellizzazione della struttura e la sua suddivisione negli elementi finiti. Questa parte si differenzia per tipo di elemento e per tipo di componente:

- **Rivestimento:** è stato modellizzato come superficie e dunque sono stati realizzati elementi di tipo *quad4* con lo spessore massimo di 50 mm, generati automaticamente dal software.
- **Centinatura:** i componenti sono modellizzati come solidi e dunque è stato necessario l'impiego di elementi tetraedrici con lato massimo di 20 mm.
- **Longheroni:** anch'essi sono modellizzati come solidi e dunque in questo caso come in precedente gli elementi sono tetraedrici con spessore massimo di 30 mm (ovvero lo spessore delle solette).

La scelta delle dimensioni degli elementi è stata vincolata dalla memoria del calcolatore utilizzato per le analisi. La scelta della dimensione massima di 30 mm sui longheroni, come detto in precedenza, è stata decisa in funzione della dimensione massima del componente strutturale, ovvero lo spessore delle solette.

Le centine sono state modellizzate con elementi tridimensionali nonostante siano tipicamente modellizzati con elementi bidimensionali per creare una continuità con il CAD importato. La modellizzazione di questi componenti come superfici avrebbe comportato un disaccoppiamento con il disegno tridimensionale da cui è stata importata la geometria senza però dare effettivamente risultati molto discostanti da quelli che si possono ottenere con gli elementi tridimensionali (al livello computazionale l'influenza è minima).

Un discorso analogo si può fare per la scelta degli elementi finiti che modellizzano le solette. Esse solitamente si possono modellizzare come superfici, ma in questo caso avendo uno spessore significativo realizzarle come bidimensionali avrebbe comportato un errore significativo nei risultati. Dato che i longheroni sono componenti che resistono alla maggior parte del carico si è preferito schematizzarli interamente come solidi per ottenere risultati il più accurati possibile.

Nelle analisi successivamente impostate si è ipotizzato di avere la distribuzione delle forze aerodinamiche e gravitazionali sui due longheroni e dunque modellizzate in prossimità di essi. Questa scelta è stata vincolata dalla mancanza di un'analisi *CFD* a monte che avrebbe fornito dati più precisi sulle forze in gioco. Dunque, sono stati utilizzati come in precedenza i dati in output da *VSP* elaborati su *MatLab*.

Sono stati realizzati, come visibile in [figura 3.3a](#) e [3.3b](#) all'incirca 700 mila elementi, sufficienti per avere dati sugli spostamenti e frequenze proprie accurati.

Di seguito, si riportano i risultati per il rivestimento con i due materiali differenti:

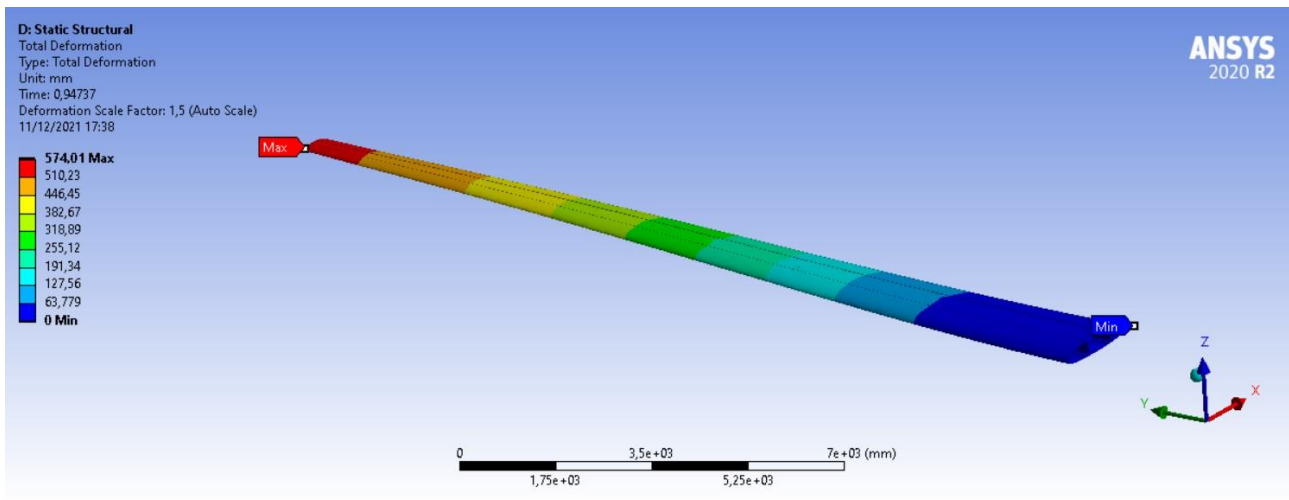


Figura 3.3c: *Spostamento con fibre di vetro*

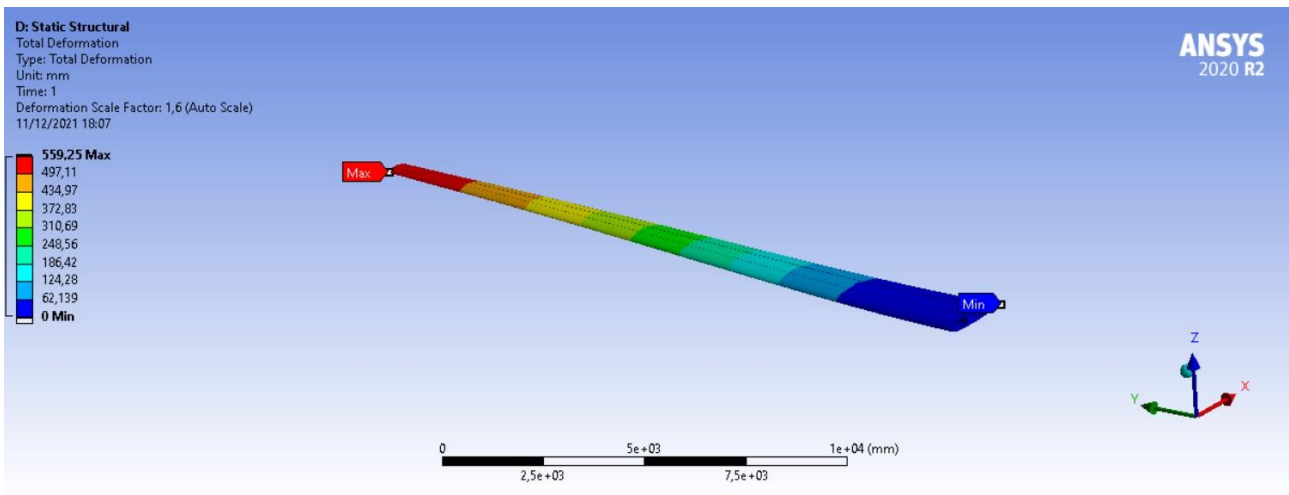


Figura 3.3d: *Spostamento con fibre di carbonio*

Le analisi, come detto in precedenza, sono state effettuate per i due rivestimenti differenti per poter effettuare la scelta finale sul tipo di rivestimento da utilizzare nella realizzazione della skin alare. Nelle [figure 3.3e](#) e [3.3f](#) si trovano anche le analisi modali eseguite sul caso in analisi.

Confrontando i risultati ottenuti per le due configurazioni di rivestimento si è notato che le differenze non sono sufficientemente marcate per effettuare una scelta sul tipo di materiale da impiegare. In questo si è confrontato il peso complessivo ed il costo dei materiali complessivo in entrambe le configurazioni per la costruzione della semiala.

In base alle due tabelle riassuntive [3.3a](#) e [3.3b](#) si osserva che a fronte di un peso maggiorato di circa il 6% in caso di configurazione con i pannelli in composito in fibre di vetro si ha in risparmio dei costi di circa il 44%. La configurazione con le fibre di vetro è dunque quella più vantaggiosa dal punto di vista economico dato che il peso non aumenta tanto rapidamente quanto i costi per realizzare i pannelli in fibre di carbonio in matrice epossidica.

Capitolo 4: Aerodinamica dell'Ala e del Piano di Coda

La categoria di velivolo HALE (High Altitude Long Endurance) ed il profilo di missione scelti portano ad una sfida notevole dal punto di vista delle prestazioni aerodinamiche.

4.1 Vincoli di Progetto e Requisiti

Le stringenti richieste sui tempi di cruise (32 ore) e le elevate quote di lavoro hanno portato alla definizione del maximum takeoff weight (MTOW), Aspect ratio (AR) e superficie alare:

- MTOW = 12000 kg
- $h_{\text{cruise}} = 16000$ m
- Superficie alare = 47.11 m^2
- AR = 26 (Aspect ratio)
- $b = 35$ m (apertura alare)

dove:

- S è la **superficie alare** e deriva dal Matching Chart, ottenuto in fase di definizione dei sistemi propulsivi considerando le diverse fasi di missione e i requisiti prima definiti.
- AR è l'**Aspect Ratio** ed è stato scelto come compromesso tra i requisiti di carattere propulsivo, in termini di valori di efficienza, e i valori presenti in letteratura ([4.1.1](#))
- b è l'**apertura alare** e discende direttamente dalla definizione di AR e della superficie alare S tramite la seguente relazione:

$$b = (AR * S)$$

I primi fondamentali requisiti che si sono presi in considerazione sono:

- **Efficienza massima**, valutata prendendo come riferimento il profilo NASA LRN 1015 del Global Hawk RQ-4. Si considera, quindi, un limite minimo di efficienza 2D pari a 150 ([Figura 4.1.2](#));
- **Range di angoli di incidenza con efficienza massima**: dato che l'obiettivo di missione è quello di sorveglianza, non è richiesto un ampio range di angoli, ed è stato limitato a $3^\circ - 6^\circ$, in modo da avere una più larga scelta sui possibili profili;
- **Angolo di stallo minimo 9°** in modo tale da ottenere un margine di almeno 3° rispetto al punto di efficienza massima.

4.2 Scelta del Profilo Alare

4.2.1 Stima dei Valori Iniziali

Partendo dai requisiti designati, sono stati ricavati i corrispondenti parametri aerodinamici:

- C_L operativo:

$$\begin{cases} L = MTOW \Rightarrow C_{L_{cruise}} = \frac{2 \cdot MTOW \cdot g}{\rho \cdot V_{cruise}^2 \cdot S} \\ V_{cruise} = M_{cruise} \cdot \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_{z_{cruise}}} \end{cases}$$

- Angolo di attacco operativo:

$$\begin{cases} C_{L\alpha} = \frac{C_{L\alpha, cruise}}{1 + \frac{C_{L\alpha, cruise}}{e \cdot \pi \cdot AR}} \\ C_{L\alpha, cruise} = \frac{C_{L\alpha, i}}{\sqrt{1 - M_{cruise}^2}} \end{cases}$$

La prima equazione del sistema rappresenta la valutazione preliminare svolta, ovvero, la determinazione della pendenza del tratto lineare del grafico del coefficiente di portanza dell'intero velivolo, dove il $C_{L\alpha}$ è stato valutato considerando una pendenza di 2π , corretta con il Mach di crociera tramite la relazione di *Prandtl-Glauert* (2° eq.).

Da questi valori è stato infine possibile calcolare l'angolo di attacco durante la fase di cruise tramite la seguente relazione:

$$\alpha_{cruise} = \frac{C_{L_{cruise}}}{C_{L\alpha}} + \alpha_0$$

I risultati ricavati sono:

$$\begin{aligned} - \alpha_{C_{L_0}} &= -5^\circ; & - C_{L\alpha} &= 6.855 \frac{1}{rad}; & - C_{l_{\alpha, c}} &= 7.605 \frac{1}{rad}; \\ - C_{L_{cruise}} &= 0.987 \frac{1}{rad}; & - \alpha_{cruise} &= 3.252^\circ; & - V_{cruise} &= 175 \frac{m}{s}; \end{aligned}$$

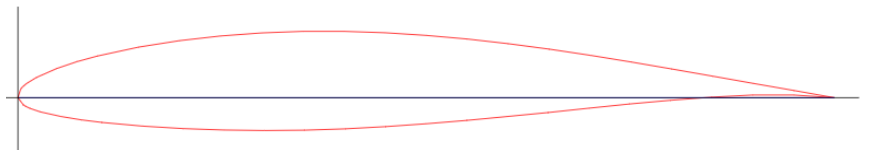
4.2.2 Confronto tra i profili

In [Figura 4.2.2a](#) è riportato il risultato dell'analisi svolta su *XFLR5* dei profili più adatti ai requisiti sopra definiti, i quali sono:

- *Douglas LA203A*; - *Eppler 432*; - *Eppler 678*; - *Eppler E662*;
- *GOE 426*; - *GOE 654*; - *GOE 750*;

I dati dei profili, ricavati da *Xfoil*, sono stati importati su MATLAB e sono state effettuate delle analisi considerando come parametri di volo:

- $Re = 2.7 \cdot 10^6$;
- $Mach_{cruise} = 0.59$.



In [Figura 4.2.2b](#) ed in [Tabella 4.2.2](#) sono stati riportati, rispettivamente, i risultati grafici e numerici di tali valutazioni, a seguito delle quali è stato scelto come profilo di ottimo l'**EPPLER 402**, il quale presenta uno stallo molto dolce (ad angoli di incidenza

superiori a 9°), un'efficienza in linea con quella richiesta ed un coefficiente di resistenza molto basso in condizioni operative.

4.2.3 Analisi Completa dell'Ala

Per un caso di studio subsonico si è utilizzato il software *OpenVSP*, in cui si parte dal modello di riferimento ([Figura 4.2.3](#)) per l'UAV in esame.

Per una prima stima sono stati utilizzati dei valori presi da velivoli della stessa categoria:

- Taper Ratio = 0.3;
- Svergolamento al tip = -2° ;
- Angolo di freccia = 0° .

Ottenendo:

E_{max}	$\alpha_{E_{max}} [^\circ]$	E_{cruise}	$C_{L_{cruise}}$	$\alpha_{cruise} [^\circ]$	$C_{L_\alpha} [1/rad]$
29.45	1.20	28.49	0.98	2.41	7.52

Bisogna sottolineare come, con il software VSP, non è possibile rilevare lo stallo del profilo, in quanto utilizza il *Vortex Lattice Method*, il quale non tiene in conto degli effetti viscosi del flusso.

Inoltre, come visibile dai risultati, l'angolo di incidenza risulta differente dal primo valore considerato, il quale era solo una prima approssimazione di partenza. D'ora in poi questo ultimo valore di α verrà considerato come definitivo.

4.3 Ottimizzazione ala

Mediante interpolazione polinomiale in MATLAB dei valori di efficienza in funzione dell'angolo di attacco appena ricavati, è possibile ottenere il grafico completo di $E(\alpha)$.

I risultati di Efficienza (L/D) corrispondente a ciascun angolo di incidenza sono stati salvati per essere utilizzati nel codice Matlab. Questo allo scopo di ricavarne l'andamento in funzione di alfa (mediante interpolazione).

Analisi VSP su modello 3D - ottimizzazione

Di seguito si procede all'ottimizzazione dei parametri prima definiti, in particolare si vuole ottimizzare:

- Taper ratio
- Angolo di freccia
- Svergolamento

Le ottimizzazioni sono state effettuate variando alcuni parametri geometrici della semiala, nello specifico **twist tip**, **taper ratio**, ovvero il **rapporto di rastremazione**, e **angolo di freccia**, per studiare la variazione dell'efficienza.

Le analisi sono state condotte considerando un'alfa che va tra 0° e 10° , diedro 0° . Per verificare la correttezza dei risultati si è controllato che il residuo fosse $< 10^{-3}$

- $0^\circ < \text{twist tip} < -4^\circ$
- $0 < \text{sweep} < 20^\circ$
- $0.2 < \text{taper ratio} < 1$

Dalle analisi ricaviamo dei file di testo in formato .polar (del tipo qui sotto in figura) nei quali ad ogni riga corrisponde un diverso valore di angolo di attacco per un fissato valore del parametro geometrico (twist tip/sweep angle/taper ratio).

Beta	Mach	AoA	Re/1e6	CL	CD ₀	CD _i	CD _{tot}	CS	L/D	E
0.00000	0.59310	0.00000	2.70000	0.64827	0.01624	0.00569	0.02194	0.00000	29.55344	0.90394
0.00000	0.59310	1.00000	2.70000	0.78730	0.01745	0.00832	0.02578	0.00000	30.54011	0.91161
0.00000	0.59310	2.00000	2.70000	0.92622	0.01886	0.01158	0.03045	-0.00000	30.42049	0.90664
0.00000	0.59310	3.00000	2.70000	1.06498	0.02046	0.01548	0.03594	-0.00000	29.63254	0.89723
0.00000	0.59310	4.00000	2.70000	1.20349	0.02225	0.02000	0.04225	-0.00000	28.48445	0.88661
0.00000	0.59310	5.00000	2.70000	1.34181	0.02422	0.02516	0.04938	-0.00000	27.17124	0.87596
0.00000	0.59310	6.00000	2.70000	1.47973	0.02636	0.03096	0.05732	-0.00000	25.81344	0.86579
0.00000	0.59310	7.00000	2.70000	1.61727	0.02867	0.03740	0.06607	-0.00000	24.47896	0.85629
0.00000	0.59310	8.00000	2.70000	1.75441	0.03114	0.04447	0.07561	-0.00000	23.20399	0.84746
0.00000	0.59310	9.00000	2.70000	1.89108	0.03376	0.05217	0.08594	-0.00001	22.00498	0.83914
0.00000	0.59310	10.00000	2.70000	2.02718	0.03653	0.06051	0.09704	0.00000	20.89071	0.83149

Figura 4.3a: Struttura del file .polar e dati estratti dallo stesso.

Ogni file '.polar' è stato successivamente post processato in ambiente Matlab per capire quale combinazione dei parametri elencati precedentemente (twist tip/sweep angle/taper ratio) potesse ottimizzare l'efficienza dell'ala.

Ottimizzazione dell'Efficienza

La fase di ottimizzazione è iniziata con l'elaborazione dati, descritti in sezione 3.1, mediante codice Matlab. Esso ha consentito di ottenere i seguenti grafici:

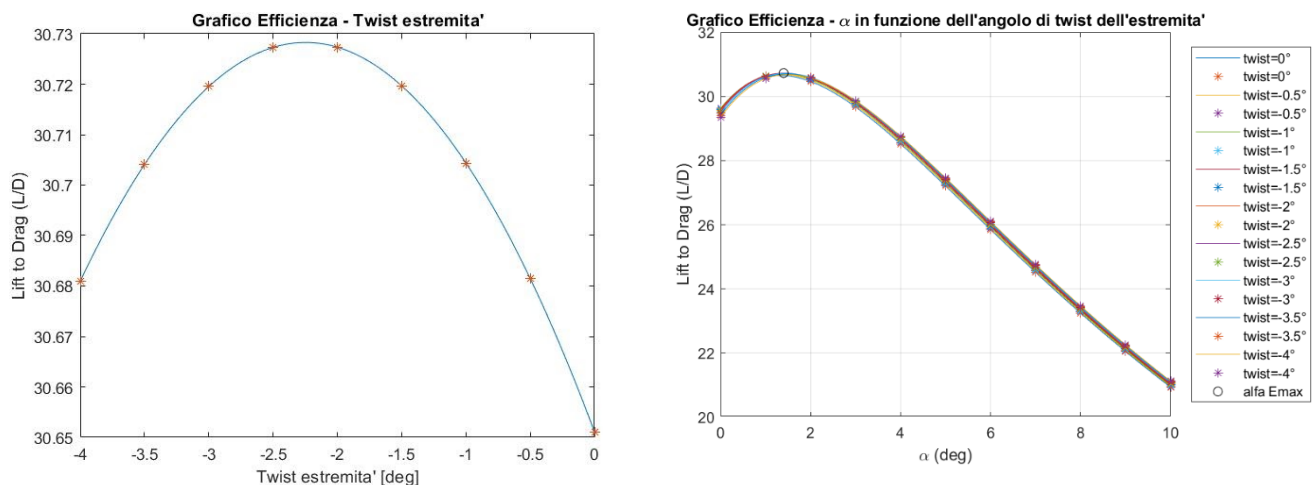
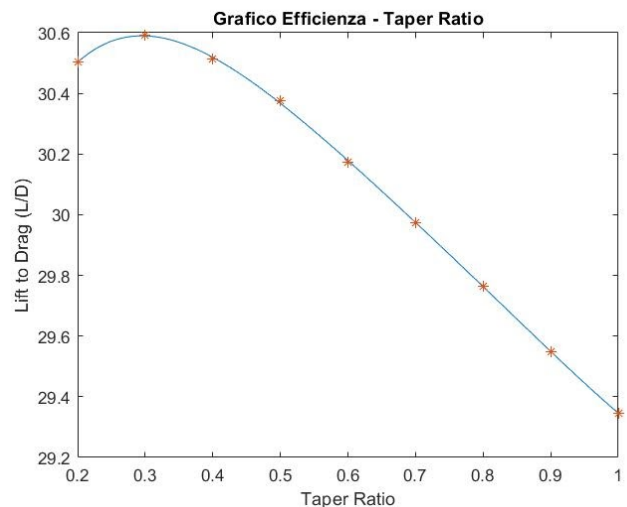
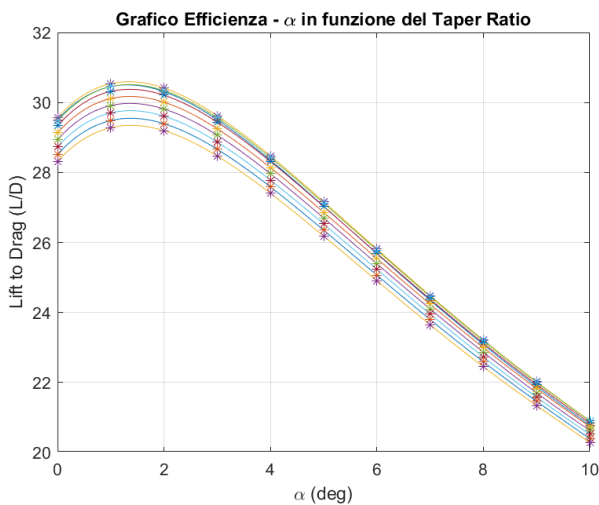
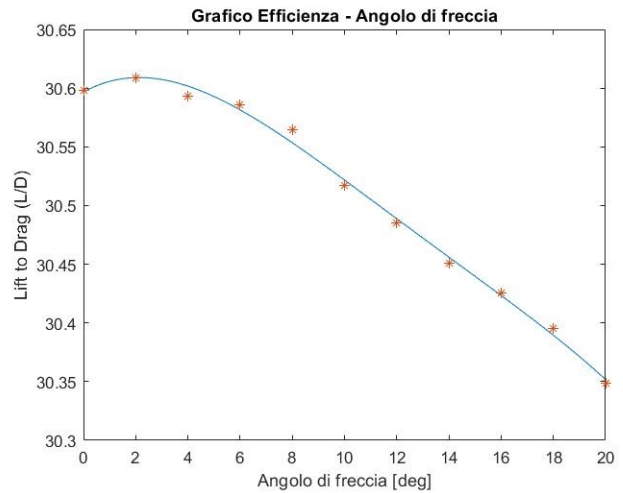
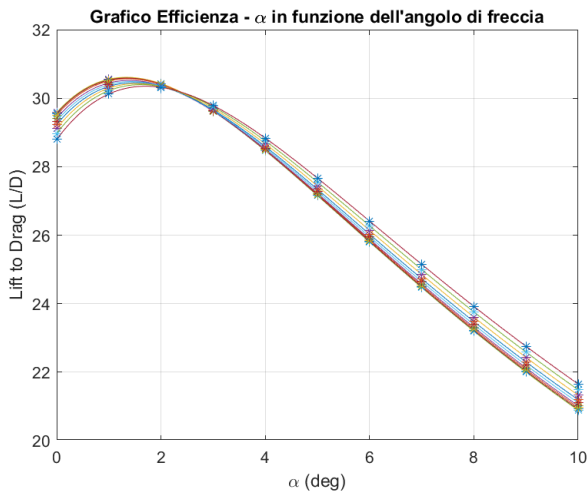


Figura 4.3b: Efficienza L/D dell'ala non ottimizzata al variare dell'angolo di twist.

Riferendosi ai grafici dell'efficienza in funzione di alfa, è stata eseguita un'interpolazione polinomiale dei dati nel senso dei minimi quadrati. Infatti, si hanno tutti polinomi di grado 7 che approssimano 11 coppie di dati.

Risulterebbe difficile ottenere un polinomio interpolante di grado 11 senza che si verificano oscillazioni, poiché su VSP è possibile discretizzare unicamente con passo uniforme lungo alfa (angolo di attacco), e di conseguenza risulta impossibile variare la posizione dei nodi, che a loro volta saranno equispaziati.



Invece, nel caso dei grafici dell'efficienza (si considera quella massima sui grafici efficienza vs alfa) in funzione dei parametri geometrici, i gradi dei polinomi interpolanti sono: taper $\rightarrow$ grado 5, sweep $\rightarrow$ grado 4, twist $\rightarrow$ grado 5. In particolare, si osserva che nel caso dell'angolo di twist, l'approssimazione nel senso dei minimi quadrati sembra coincidere con un'interpolazione vera e propria, a differenza dei restanti due parametri.

Grazie a queste curve abbiamo dunque ottenuto i valori:

- twist tip: -2.262626°
- sweep angle: 2.222222°
- taper ratio: 0.296970

Di seguito si riportano i risultati ottenuti dopo l'ottimizzazione:

E_{MAX}	$E_{MAX} [^\circ]$	E_{cruise}	CL_{cruise}	$\alpha_{cruise} [^\circ]$	$CL [1/rad]$
30.75	1.37	30.26	0.98	2.52	7.95

Si confrontano nella seguente tabella i dati ottenuti con quelli precedenti all'ottimizzazione:

	E_{MAX}	$E_{MAX} [^\circ]$	E_{cruise}	CL_{cruise}	$\alpha_{cruise} [^\circ]$	$CL [1/rad]$
PRE	29.45	1.20	28.49	0.98	2.41	7.52
POST	30.75	1.37	30.26	0.98	2.52	7.95

Si riporta qui di seguito l'ala con i valori ottimizzati:

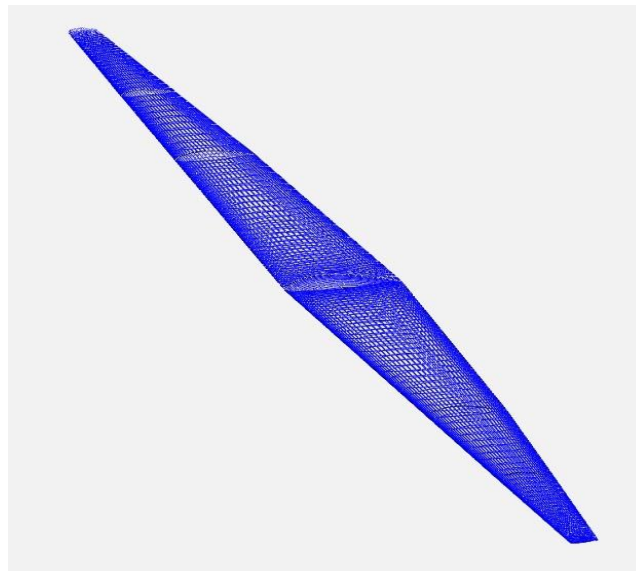


Figura 4.3c: Modello 3D delle due semiali prodotto tramite OpenVSP.

4.4 Post-processing degli output di VSP con MATLAB

In questa ultima parte, si riporta il modello utilizzato per stimare le curve caratteristiche del velivolo ([Figura 4.4a](#)), nel cui modello 3D vengono riportati anche gli impennaggi di coda (inizialmente assunti come simili a quelli del Northrop RQ4A ed opportunamente dimensionati in [appendici](#)).

In [Figura 4.4b](#) possiamo vedere le curve che sono state ottenute tramite l'analisi su VSP (come per i risultati dei capitoli precedenti). I dati sono poi stati elaborati ed è stato possibile ottenere i vari plot in figura attraverso uno script MATLAB.

Queste tipologie di analisi con *Open-VSP* servono da stime per l'avamprogetto del velivolo, in quanto, ad esempio, non è possibile osservare nemmeno l'inizio dello stallo sulla curva $CL(\alpha)$ per via dell'utilizzo del VLM per la valutazione del potenziale di perturbazione (per il campo di velocità) sui pannelli dell'ala.

Inoltre, se si andasse a svolgere un'analisi CFD più accurata si potrebbero ottenere dei valori di efficienza massima finale più bassi di 3÷4 unità.

Per tenere conto di queste limitazioni, adottando un metodo più conservativo, si è optato per un'efficienza finale pari a **26**.

Capitolo 5: Progetto del Turbofan

5.1 Introduzione

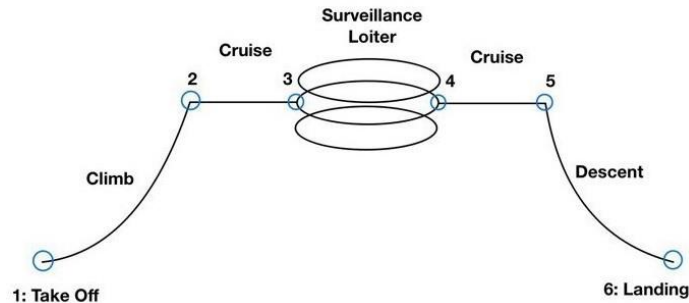
In questo capitolo vengono riportati i risultati ottenuti a seguito della progettazione preliminare del gruppo propulsivo dell'UAV e vengono descritte sinteticamente le scelte effettuate per ottenerli.

Il progetto preliminare del motore è stato necessariamente preceduto dalla determinazione dei parametri di performance, in particolare spinta e consumo specifico. Per la stima dei vari parametri richiesti si è proceduto mediante i seguenti steps:

- Analisi statistica (sebbene in questo caso limitata al velivolo Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk);
- Analisi di missione, con la quale si vanno a determinare la massa del velivolo, la massa del combustibile e la massa a vuoto;
- Analisi dei vincoli di progetto, e costruzione del matching chart.

5.2 Analisi di Missione

Lo schema del profilo di missione a cui si fa riferimento è riportato in figura sottostante.



A ciascuna fase di volo è associato un certo rapporto tra massa di carburante finale e iniziale (il β). Se per le fasi di decollo, salita, approccio e atterraggio sono stati considerati valori fissi e conservativi, per quelle di cruise e loiter (le più critiche per la missione) si è utilizzata la formula di Breguet, dettata dalla meccanica del volo.

I parametri utilizzati per l'analisi di missione sono:

- $z_{cruise} = 16000 \text{ m}$;
- $M_{cruise} = 0.6$;
- $C_{D0} = 0.016$;
- $e = 0.85$;
- $m_{payload} = 600 \text{ kg}$.

Per valutare l'incidenza dell'allungamento alare sulla massa al decollo e sulla massa di carburante necessaria al velivolo per l'intera missione, si è considerata una durata totale della missione di 32 ore, 4 in crociera e 24 in loiter.

Come si evince dalla [Tabella 5.2a](#) il valore di β in atterraggio e in discesa è stato approssimato ad 1, tenendo conto dell'elevata efficienza del velivolo e dei valori stimati per le altre fasi, i quali, ad eccezione delle fasi di cruise e loiter, risultano conservativi.

Sfruttando il software Matlab, sono stati valutati gli andamenti di massa al decollo, massa a vuoto e massa di carburante al variare dei consumi specifici, tenendo conto di valori di efficienza differenti per studiarne l'influenza ([Figura 5.2a](#)). Considerata una riduzione delle efficienze aerodinamiche del 20%, motivata dagli effetti tridimensionali dell'ala, sono stati ottenuti valori più conservativi, con i quali si è abbattuto il rischio di progettare un velivolo con valori di efficienza irraggiungibili nella pratica.

Il grafico in quinta posizione sarà quello che meglio approssima il caso in progetto. Facendo riferimento ai dati di TSFC del motore del velivolo di riferimento, si ottengono:

- massa massima al decollo (MTOW): 11895 kg;
- massa a vuoto (*Empty Weight*): 6647.42 kg;
- massa di carburante (*Fuel Weight*): 4647.55 kg.

Ulteriori considerazioni sull'analisi di missione sono riportate in "[Appendice A](#)".

5.3 Analisi dei Vincoli

Nelle analisi dei vincoli si è fatto ricorso alla meccanica del volo per ricavare delle relazioni che leghino il rapporto spinta peso T_{SL}/W_{TO} del velivolo e il suo carico alare W_{TO}/S_{alare} per le varie fasi di missione (in “[Appendice B](#)” sono presenti i procedimenti svolti).

Graficando tutte le curve, si ricava il “Matching Chart”:

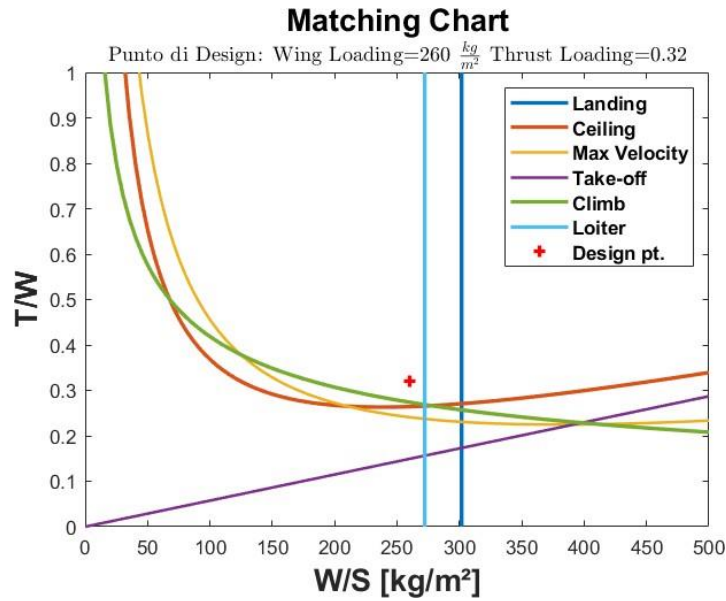


Figura 5.3a: Matching Chart

Il punto di progetto scelto corrisponde alle seguenti coordinate:

$$\begin{cases} \frac{W}{S} = 260 \frac{kg}{m^2} , \\ \frac{T}{W} = 0.32 . \end{cases}$$

Considerando il peso al decollo W_{SL} pari a 12000 kg, si sono ottenuti i valori di spinta e superficie alare:

$$\begin{cases} T_{SL} = 37670.04 N , \\ S_{alare} = 46.1538 m^2 . \end{cases}$$

In un diagramma successivo sono state rappresentate le curve di resistenza (nonché spinta necessaria) e spinta disponibile in quota. Il diagramma è riportato in [Figura 5.3b](#) e la sua costruzione è stata riportata in “[Appendice B: Analisi dei Vincoli](#)”.

5.4 Analisi del Ciclo Termodinamico

Come in parte anticipato, il motore selezionato per l’UAV in studio è un turbofan a flussi separati ad alto bypass ratio (BPR). Per identificare il ciclo termodinamico con cui caratterizzare il propulsore in condizioni di progetto, è stata imposta una manetta TR

pari a 0.806. Come ricavato in fase di analisi preliminare, tale valore consente di massimizzare la spinta in fase di loiter, ed è stato calcolato secondo la seguente formula:

$$TR = \frac{T}{T_{STD}} \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} M_{design}^2 \right) = 0.806 .$$

Per effettuare lo studio del ciclo sono stati innanzitutto individuati i parametri che influenzano direttamente le performance del propulsore, spinta specifica e consumi specifici. Dal momento che i valori di z , M_0 e $T_{4,max}^0$ sono fissati e le condizioni di adattamento degli ugelli (caldo e freddo) sono imposte, le uniche variabili presenti sono:

$$\frac{T}{\dot{m}_0} = F(\Pi_c, BPR), TSFC = F(\Pi_c, BPR),$$

dove Π_c identifica la Overall Pressure Ratio (OPR), ossia il rapporto di compressione totale di fan e compressore di alta.

La definizione della temperatura di ingresso in turbina a progetto (TIT) è legata al TR e alla temperatura massima del ciclo (la $T_{4,max}$) mediante la relazione:

$$TIT = TR \cdot T_{4,max} ,$$

da cui si è ricavato che:

$$TIT = 1200 \text{ K} .$$

Successivamente si è effettuato uno studio parametrico che ha permesso di ottenere un diagramma (qui sotto riportato) che riporta in ordinata i valori di consumo specifico, in funzione dei valori di spinta specifica riportati in ascissa; su questo diagramma è stato scelto il punto di progetto, in base al consumo specifico di riferimento (vedi analisi di missione). Scelto il punto di progetto, sono stati identificati il rapporto di compressione ed il BPR.

È opportuno specificare che per il progetto non è stato effettuato uno studio dei singoli componenti, bensì, mediante l'analisi parametrica sopracitata relativa allo studio del ciclo termodinamico, è stata fatta una scelta del miglior motore che fosse in grado di rispettare i requisiti di spinta e consumi specifici. Inoltre, i valori dei rendimenti e dei calori specifici sono stati assunti costanti, sebbene si siano considerate zone con grosse variazioni di temperatura. Nello specifico:

$$\begin{cases} \gamma_{aria} = 1.4 , \\ \gamma_{combusti} = 1.33 ; \end{cases}$$

mentre, per quanto riguarda i rendimenti, sono stati adottati quelli adiabatici, piuttosto che politropici, con una riduzione dei valori per il compresso ed un incremento di quelli per le turbine. Nella [Tabella 5.4a](#) sono riportati i rendimenti adiabatici e le efficienze alle diverse stazioni (componenti) del propulsore.

Le relazioni caratterizzanti le singole sezioni del motore sono riportate nel capitolo "[Appendice C: Analisi del Ciclo Termodinamico](#)"; da esse sono state definite le grandezze

principali del ciclo termodinamico, con le quali si è potuta determinare la spinta specifica in condizioni di adattamento, mediante la formula:

$$\frac{T}{\dot{m}_0} = (w_6 - V_0) \left(\frac{1}{BPR} \frac{1}{\alpha(1 + BPR)} \right) + (w_8 - V_0) \left(\frac{BPR + 1}{BPR} \right).$$

Il consumo specifico è stato invece calcolato mediante la formula:

$$TSFC = \frac{1}{\alpha \frac{T}{\dot{m}_0} (1 + BPR)} 3600 \text{ g } k_{loss},$$

dove g è la costante gravitazionale al suolo e $k_{loss} = 1.05$ è un coefficiente che tiene conto dell'aumento di consumi dovuto alle perdite di installazione.

Facendo riferimento al diagramma a materasso in figura qui sotto, le curve a BPR costante sono quelle quasi verticali, con aumento del BPR da destra verso sinistra; pertanto, all'aumentare del BPR si ha una diminuzione dei consumi e della spinta specifica. Le curve a Π_c costante sono invece quelle quasi orizzontali, con aumento dell' Π_c dall'alto verso il basso; pertanto, al crescere del Π_c si ha una diminuzione dei consumi e della spinta specifica.

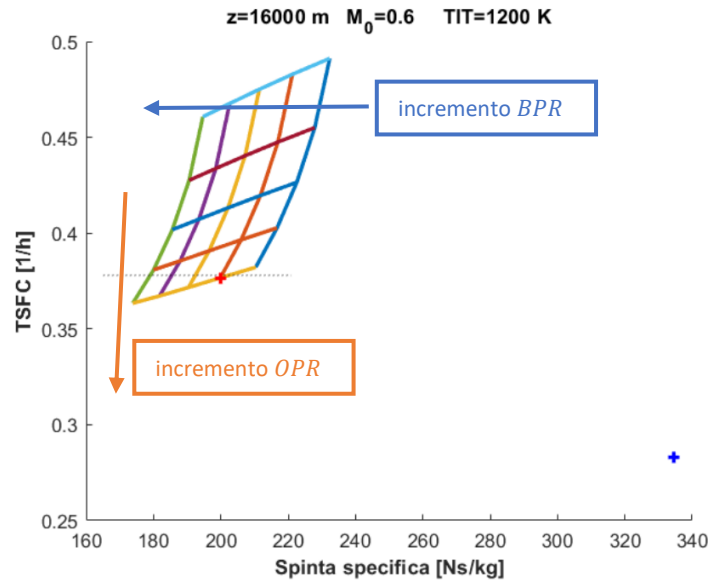


Figura 5.4a: Diagramma a Materasso

In particolare, si è scelto di far variare il BPR tra 4.5 e 6.0, mentre il Π_c tra 25 e 45; considerando la retta del consumo specifico statistico a 0.378 l/hr (retta orizzontale tratteggiata nel grafico qui sopra), è stato selezionato il motore con i seguenti valori:

$$\begin{cases} BPR = 4.875, \\ \Pi_c = 45. \end{cases}$$

Il ciclo termodinamico on-design ottenuto è stato poi riportato nel diagramma T-S in [Figura 5.4b](#).

In seguito, per determinare il dimensionamento del fan e della presa d'aria ([“Appendice C: Analisi del Ciclo Termodinamico”](#)), è stata eseguita un'analisi off-design al decollo, assumendo che:

- $BPR = 4.875$;
- $\Pi_F = 1.55$;
- turbine critiche e bloccate;
- rendimenti adiabatici costanti.

Sfruttando le medesime relazioni definite per l'on-design per il calcolo dei parametri del ciclo off-design, si è proceduto in maniera iterativa, partendo dai valori on-design, variando il rapporto di compressione del fan Π_F , il rapporto di compressione del compressore di alta Π_{HPC} ed il rapporto di compressione complessivo Π_c (OPR), giungendo infine al ciclo riportato in *Figura 5.4c*.

Analizzando brevemente la fase di off design, si può notare come sia variata la TIT fino a circa $1500\text{ }^{\circ}\text{C}$, essendo stata impostata una manetta TR pari a 1 (questo perché viene considerata la fase di decollo). Inoltre, il rapporto di compressione risulta diminuito, dal momento che la temperatura all'ingresso del compressore incide maggiormente sul lavoro rispetto al numero di giri.

Il punto di funzionamento off-design analizzato è riportato in blu sul diagramma a materasso e ad esso corrispondono valori di spinta specifica e consumo specifico più bassi. Questo è imputabile al fatto che, durante il decollo, spinta e portata raggiungono i loro massimi valori; pertanto, il rapporto fra le due grandezze non necessariamente è superiore a quello ottenuto in quota.

Per quanto riguarda i consumi specifici, essi sono influenzati sia dalla spinta specifica sia dalla dosatura, sebbene quest'ultima incida maggiormente sulla loro determinazione.

Capitolo 6: Analisi dei Costi

Una prima soluzione per la stima del costo di un velivolo può essere l'utilizzo di formule matematiche, basate sui principali drivers di costo, presenti in vari riferimenti bibliografici.

UAV (Weight CER)	$12,55 \cdot W_{MTO}^{0,749} \cdot e^{-0,371(Prod\ 1\backslash 0)}$
UAV (Performan ce based CER)	$118,75 \cdot (FH_{mis} \cdot W_{pl})^{0,587} \cdot e^{-0,01(FY-1900)} \cdot e^{-0,921(Prod\ 1\backslash 0)}$
Payload	$290,18 \cdot 10^6 \cdot (Res_{sensors})^{-0,83} \cdot e^{1,829(Tracking\ 1\backslash 0)} \cdot e^{-0,169(FY-1900)}$
GCS	$433,4 \cdot (Range)^{0,507} \cdot e^{0,398(Mobile\ base\ 1\backslash 0)} \cdot e^{-3,48(Man\ Packable\ 1\backslash 0)}$

Figura 6a: Modello Technomics UAV

Nel caso di *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) diverse soluzioni sono descritte dal modello *Technomics* (Figura 6a), in cui vengono proposte delle formulazioni per la valutazione del costo di un aeromobile a pilotaggio remoto, in base a fattori quali: MTOW, performance, payload, *Ground Control Station* (GCS).

Con i dati a disposizione si potrebbe utilizzare la prima relazione basata sul peso al decollo del velivolo, ma, essendo un prototipo unico, non risulterebbe accurato l'utilizzo del parametro “*Prod*” riferito alla *learning curve* del prodotto.

Una seconda soluzione è quella basata sullo studio statistico di aeromobili reali, riportata in letteratura (Roskam VIII, *Airplane cost estimation*), il cui grafico di riferimento è il [Figura 6b](#).

Avendo a che fare con un velivolo singolo, esso può essere inglobato all'interno della categoria dei velivoli militari, i quali sono prodotti in piccola scala, soprattutto se rapportati con i velivoli civili.

Entrando con il nostro **MTOW**, pari a **28190.5 lbs**, si ottiene un costo pari a **10mln** di dollari del 1989; questo risultato non è però definitivo, in quanto non tiene conto dell'inflazione nel corso degli anni. Per ottenere un valore attuale del prezzo, bisogna scalare il valore ottenuto secondo dei coefficienti correttivi, in base all'anno di riferimento; in particolare, secondo un dollaro del 1989 corrisponderebbe a 2.049 dollari odierni.

Scalando il prezzo ricavato dal grafico, otteniamo un costo attuale di acquisizione del nostro UAV pari a:

$$costo_{UAV} = 10mln \cdot 2.049 = 20\,490\,000 \$$$

Bibliografia e Sitografia:

- [1] *Designing Unmanned Aircraft Systems: A comprehensive Approach* di **Jay Gundlach**
- [2] *Avionic Subsystems Design and Development for HALE UAV ITB V4* di **M. F. Akbar, D. Mahardika, M. Rizqi, M. A. Sulthoni, e M. A. Moelyadi**
- [3] *Impiego Joint e Combined di Unmanned Aerial Vehicles (UAV): Stato dell'arte e prospettive future di impiego* di **Maurizio Di Loreto**
- [4] *Airplane Design Part I: Volume 1* di **Roskam Jan**
- [5] *Aircraft Design: A conceptual Approach* di **Daniel P. Raymer**
- [6] *Subsonic Aircraft: Evolution and the matching of size to performance* di **Loftin LK jr**
- [7] *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach* di **Mohammad Sadrey**
- [8] *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion* di **Philip Hill e Carl Peterson**
- [9] Multidisciplinary Digital Publishing Institute, *A Macroscopic Performance Analysis of NASA's Northrop Grumman RQ-4A*, <https://www.mdpi.com/2226-4310/5/1/6/html>
- [10] Airforce Technology, *RQ-4A/B Global Hawk HALE Reconnaissance UAV*, <https://www.airforce-technology.com/projects/rq4-global-hawk-uav/>
- [11] Northrop Grumman, *Active Electronically Scanned Array (AESA) Radars*, <https://www.northropgrumman.com/what-we-do/air/active-electronically-scanned-array-aesa-radars/>
- [12] Airforce Technology, *Taranis Unmanned Combat Air Vehicle (UCAV) Demonstrator*, <https://www.airforce-technology.com/projects/taranis/>
- [13] L3 Harris Fast. Forward., *WESCAM MX™-20, AIR SURVEILLANCE AND RECONNAISSANCE*, <https://www.l3harris.com/all-capabilities/wescam-mx-20-air-surveillance-and-reconnaissance>
- [14] UAV Navigation | Cutting-edge Autopilots, *Flight Control System Description* <https://www.uavnavigation.com/support/kb/general/general-system-info/flight-control-system-description>

Appendici e Allegati:

- **Tabella 1:** *Peso dei componenti riferiti ad un velivolo con pilota e crew*

Component	Weight, lb	Notes
Pilot	160	Power for flight controls
Second crew member	160	Likely radio or ISR systems operator
Windows	20	Visibility for pilot and crew
Furnishings	60	Not ejection seats
Doors	30	
Instrumentation and avionics	100	Includes guidance and navigation equipment
Control interface	20	
Cabin environmental controls	30	
Survival kit	10	
Portion of electrical system	10	For powering avionics and cabin environmental controls

- **Tabella 1.2:** *Peso dei componenti relativi ad un velivolo tattico a pilotaggio remoto*

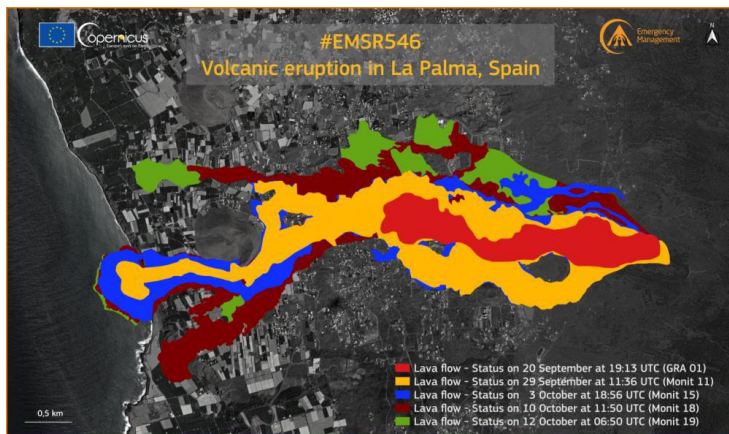
Component	Weight, lb	Notes
Autopilot and other avionics	15	
Flight control actuation	15	Electromechanical actuators
Line-of-sight communications	10	C2 and payload links
Portion of electrical system	5	Generator and power system

- **Tabella 1.3: Classificazione dei velivoli unmanned**

Categoria	Acronimo	Raggio operativo [km]	Quota di volo [m]	Durata del volo [h]	MTOW [kg]	Operativo
Tactical UAV						
Nano	η	< 1	100	< 1	< 0,250	Si
Micro	μ	< 10	250	1	< 5	Si
Mini	Mini	< 10	150 - 300	< 2	< 30	Si
Close Range	CR	10 - 30	3 000	2 - 4	150	Si
Short Range	SR	30 - 70	3 000	3 - 6	200	Si
Medium Range	MR	70 - 200	5 000	6 - 10	1 250	Si
Medium Range Endurance	MRE	> 500	8 000	10 - 18	1 250	Si
Low Altitude Deep Penetration	LADP	> 250	50 - 9 000	0,5 - 1	350	Si
Low Altitude Long Endurance	LALE	> 500	3 000	> 24	< 30	Si
Strategic UAV						
Medium Altitude Long Endurance	MALE	> 500	14 000	24 - 48	1500	Si
High Altitude Long Endurance	HALE	> 2 000	20 000	24 - 48	12 000	Si
Special purpose UAV						
Unmanned combat aerial vehicle	UCAV	1 500	10 000	2	10 000	Si
Lethal	LETH	300	4 000	3 - 4	250	Si
Decoy	DEC	0 - 500	5 000	< 4	250	Si
Stratospheric	STRATO	> 2 000	> 20 000 & < 30 000	> 48	Da definire	Si
Exo - stratospheric	EXO	Da definire	> 30 000	Da definire	Da definire	No
Space	SPACE	Da definire	Da definire	Da definire	No	

- **Eruzione Cumbre Vieja:**

È datata 19 settembre 2021 l'inizio dell'eruzione del vulcano alto quasi 2000 metri la cui ultima esplosione risaliva al 1971. Il vulcano ha distrutto in un mese circa 1800 edifici per un totale di 7000 persone evacuate con circa 8 km² di suolo coperti dal magma. Il territorio, intorno alla metà di ottobre, ha iniziato a subire anche significative scosse sismiche che non accennano a placarsi. Di seguito vengono riportati i risultati ottenuti tramite il monitoraggio della zona con il *Programma Copernicus*.



- **UAV di tipo HALE**, utilizzati per missioni di monitoraggio e ricognizione:

1. **BAE Mantis** (GB), turboelica con 20 metri di apertura alare



2. **Cloud Shadow** (CN), turbogetto con elevato angolo di freccia alare;

3. **Globe Observer** (US), UAV sperimentale con propulsione elettrica;

4. **Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk** (US), turbofan con 35 metri di aperture alare



- **Tabella 2.1.1: Requirements & Characteristics of the multispectral digital camera**

Flying altitude	12-20 km
Ground resolution	20 cm (at 20 km)
Spectral resolution	10 nm
# spectral channels	Initially 4, extensible to 10
# pixels per line	12000 – 30000
Image update	At least 100 Hz
Planimetric accuracy	Better than 15 cm
Data transfer rate	< 40 Mbit/s
Continuous use on daily basis	8 h at equinox
Weight	< 2 kg



MULTI-SENSOR IMAGING/LASING PAYLOAD OPTIONS

- > Supports seven payload items simultaneously
- > HD thermal, HD daylight, HD low-light and HD SWIR cameras provide 24/7 imaging
- > Continuous wide-angle zoom
- > High-magnification step-zoom spotter
- > High-sensitivity color imaging
- > Eye-safe laser rangefinder¹
- > Laser illuminator² in choice of wide, narrow or ultra narrow divergence

HIGH-PERFORMANCE GIMBAL

- > 5-axis stabilized turret with internal passive isolator for excellent stabilization performance
- > Sharp optics and superior stabilization performance results in industry leading target detection, recognition and identification range performance in the large turret class
- > Inertial Measurement Unit (IMU) mounted to optical bench for high target location accuracy
- > Inertial Navigation System (INS) auto-align to aircraft

ADVANCED IMAGE PROCESSING

- > Real-time image enhancement on all sensors
- High-performance haze penetration
- Improved feature recognition and ID
- 2x, 4x Ezoom
- Advanced video tracker
- Imaging blending
- Embedded Moving Target Indication
- Pseudo-color IR

- **Tabella 2.1.2 Basic requirements for the laser altimeter**

Pulse frequency	15 kHz
Laser beam divergence	<0.1 mrad
Scan frequency	At least 10 Hz
Scan mode	Nutating
Intensity	Yes
Multiple reflections	Yes
Data volume	26 Mbit/s
Estimated weight	< 5 kg
Continuous use on daily basis	at least 8 h during equinox

- **Tabella 2.1.3: Example SAR radars**

System	Weight, lb	Max power, W	Best resolution, in.	Max range, km
EDO AN/APS-114 MTI/SAR	69.1	407	—	20
General Atomics Lynx II	83	1000	—	50
IAI Elta EL/M-2055D	84	800	—	35
IAI Elta EL/M-2055M	176–220	2000	—	>100
imSAR NanoSAR	2	15	39	1
Northrop Grumman AN/ZPY-1 Starlite	65	750	—	—
Northrop Grumman ZPQ-1 TESAR	165	—	12	—
Raytheon ISS SAR	—	—	12	200
Rockwell Collins TacVue	<50	<300	4	25
SANDIA MiniSAR	27	—	4	—
Selex Galileo PicoSAR	22	—	<39	20
Thales I-MASTER	66	500	<39	15–20

- **Tabella 2.2: UAV HALE con funzione di monitoraggio**

Problem:

A Navy program office is conducting a trade study of multiple tactical UASs vs a smaller number of large, high-altitude UASs. The aircraft have the following relevant characteristics:

	Altitude, ft	θ_{Look} , deg	FOV, deg	V, kt	T, hrs
Tactical UAS	10,000	45	5	70	24
HALE UAS	50,000	45	5	250	24

How many tactical UASs are required to provide the same area coverage as the HALE UAS?

Solution:

The following are calculated for the two aircraft:

Aircraft	Swath D, ft	A_{Rate} , n miles ² /hr	Area covered, n miles ²
Tactical UAS	1749.77	20.15	483.49
HALE UAS	8748.87	359.74	8633.75

The number of tactical UASs required is the ratio of its area coverage to that of the HALE UAS. This ratio is 17.86. If we consider that we will need integer aircraft, we will round up to 18 tactical UASs to perform the same area coverage as the HALE UAS.

- **Tabella 2.3: Caratteristiche sistema Ku-Band HPT**

	Transmit	Receive
Rated Output Power (see spectral regrowth)	25W (+44dBm)	N/A
Transmit RF Frequency	13.75-14.5 GHz	Low Band 10.7-11.7 GHz High Band 11.7-12.75 GHz
IF Frequency	950-1700 MHz	Low Band 950-1950 MHz High Band 1100-2150 MHz
IF VSWR	Input <1.5:1	Output <1.5:1
RF VSWR	Output <1.5:1	Input <1.5:1
Small Signal Gain	53 ±2dB	20 ±2 dB
Gain Variation (over frequency at fixed temperature)	±1.0 dB over any 36 MHz band	±0.5 dB (in any 36 MHz Band) ±1.2 dB (over operating frequency range)
Gain Variation (over temperature at fixed frequency)	±1.0 dB/°C	
Output P1dB	>+44 dBm	N/A
Spectral Regrowth (guaranteed over temperature and frequency at rated output power)	<-30 dBc (OQPSK at 2x symbol rate offset)	N/A
Phase Noise (with optional internal reference)	1 kHz <-69 dBc/Hz 10 kHz <-69 dBc/Hz 100 kHz <-81 dBc/Hz 1 MHz <-87 dBc/Hz 10 MHz <-122 dBc/Hz	10 kHz <-30 dBc/Hz 100 kHz <-50 dBc/Hz 1 kHz <-55 dBc/Hz 10 kHz <-70 dBc/Hz 100 kHz <-95 dBc/Hz 1 kHz <-120 dBc/Hz 10 MHz <-120 dBc/Hz
Noise Power Density - Transmit	<-110 dBm/Hz (14.47-14.5 GHz)	N/A
Output Spurious (unmodulated CW@ rated output power)	<-60 dBc (13.75-14.5 GHz)	N/A
3rd Order Intermodulation Products (OIP3)	N/A	>0 dBm
Image Rejection	N/A	40 dB (minimum)
Group Delay (linear)	N/A	±1.0 ns (over any 36 MHz band)
IF Leakage (Input Terminated)	N/A	<-88 dBm
In-Band Spurious (@ -50 dBm input)	N/A	<-56 dBc

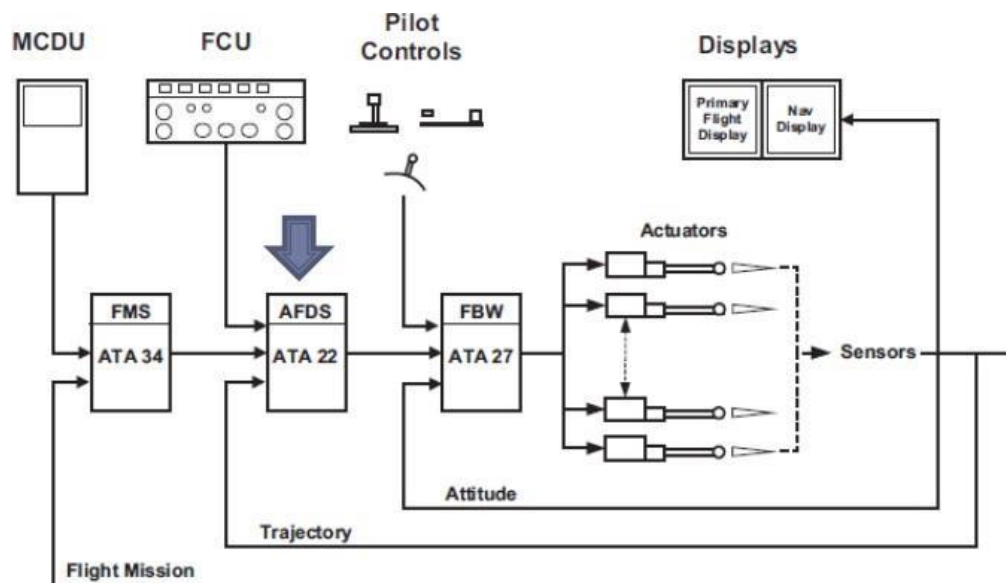
- **Figura 2.3: Distanza tra il vulcano e l'aeroporto di Lanzarote**



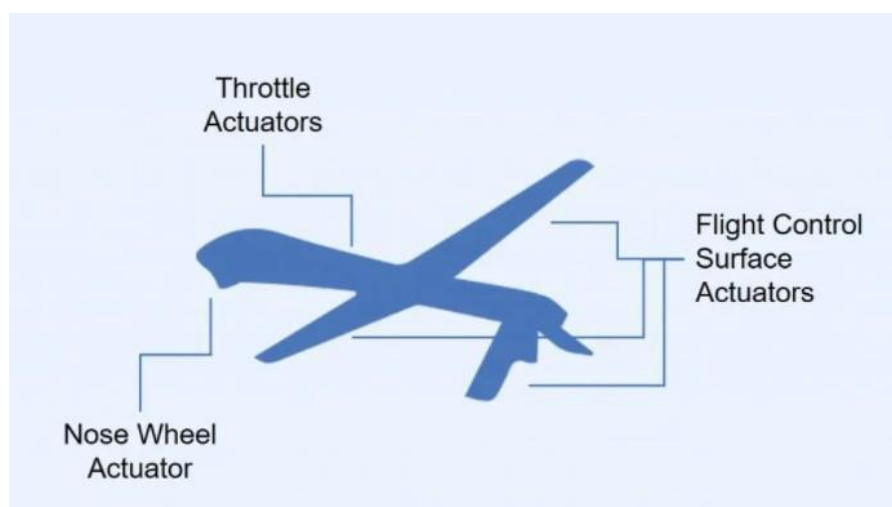
- **Tabella 2.4:** Dati per il calcolo dell'Effective Isotropic Radiated Power

Grandezza	Valore
Potenza di trasmissione P_t	25 W
Guadagno antenna trasmittente G_t	10 dB
Perdite tra transmitter e antenna trasmittente L_t	2 dB
Perdite per errato puntamento L_{pr}	1 dB
Perdite dovute al percorso L_s	120.06 db
Perdite dovute all'atmosfera L_{atm}	15.5 dB

- **Figura 2.5.1:** Schema semplificato dei collegamenti di un classico FCS e FCC



- **Figura 2.5.2: Flight Control System**



- **Tabella 2.7:** Potenza nominale e di picco dei vari sistemi di bordo

Sistema/Componenti	Potenza nominale [W]	Potenza di picco [W]
FCS	6	12
Attuatore DA 20-TS	5.6	3.6
Attuatore DA 26	47.6	99
FMS	7	7.5
Sistema di comunicazione	360	-
Lidar	8	9.1
WESCAM MX-20	320	-
SAR	300	-
TOT	1054,2	1141,2

Analisi prestazioni camera multispettrale WESCAM MX-20

Possiamo, in particolare, analizzare le prestazioni della camera multispettrale. Questa camera di ultima generazione è l'ideale per il funzionamento ad alte quote e per il monitoraggio per periodi prolungati. Essa verrà installata al di sotto della fusoliera. Considerando:

$$\begin{cases} \text{Field Of View (FOV)} = 45^\circ \\ \text{angular IFOV}(\alpha) = 5^\circ \\ z = 16\,000\,m \end{cases}$$

Il primo passo è la valutazione della *Ground Swath (D)*:

$$D = z \cdot \left[\tan\left(FOV + \frac{\alpha}{2}\right) - \tan\left(FOV - \frac{\alpha}{2}\right) \right] = 2100\,m$$

Da qui si calcola l'area coperta da questa camera, in un arco temporale di 24 ore, ad una velocità di 463 km/h:

$$A = D \cdot v \cdot 24h = 23\,335\,km^2$$

Il volume del dato raccolto è pari al numero di bande (N_B), per il numero di bit (N_b) in cui questi dati vengono trasformati, per il numero di pixel (N_p). Questo ultimo valore viene ricavato andando a dividere la risoluzione spaziale della camera (A_p) per l'area totale:

$$\begin{cases} Vol = N_B \cdot N_b \cdot N_p \\ N_p = \frac{A}{A_p} = \frac{23\,335\,km^2}{640m \cdot 512m} = 71\,212 \Rightarrow Vol = 7.12\,Mbytes \\ N_B = 100 \quad \text{per hp} \\ N_b = 8 \end{cases}$$

Andando a moltiplicare questo ultimo valore per il numero totale di immagini raccolte si ottiene la grandezza totale dei dati. I valori ottenuti sono pienamente in linea con quelli di un UAV di tipo HALE realmente operativo ([Tabella 2.2](#)).

Environmental Control System & Ice System

Il sistema di controllo ambientale (**ECS**) permette di mantenere la temperatura dei componenti in range accettabili, il ruolo critico consisterà nel raffreddamento della baia avionica, delle temperature troppo elevate in questa potrebbero tradursi in dei malfunzionamenti del payload.

Questo non è un sistema sempre presente sugli UAV ma in questo caso è stato scelto un sistema di raffreddamento dell'elettronica del tipo "*blowing air over the component*" tramite un piccolo fan interno come compromesso costi-prestazioni.

Il **sistema Antighiaccio**, tipicamente pesante e costoso, è necessario per operazioni a quote elevate. Per ridurre il consumo energetico è preferibile farli operare in modalità de-icing piuttosto che anti-icing (quindi periodicamente e non continuamente). Si è scelto di ipotizzare la formazione di ghiaccio, unicamente sui bordi d'attacco; per intervenire, sciogliendo il ghiaccio, si opera tramite l'utilizzo di "heaters" capaci di convertire potenza elettrica in calore.

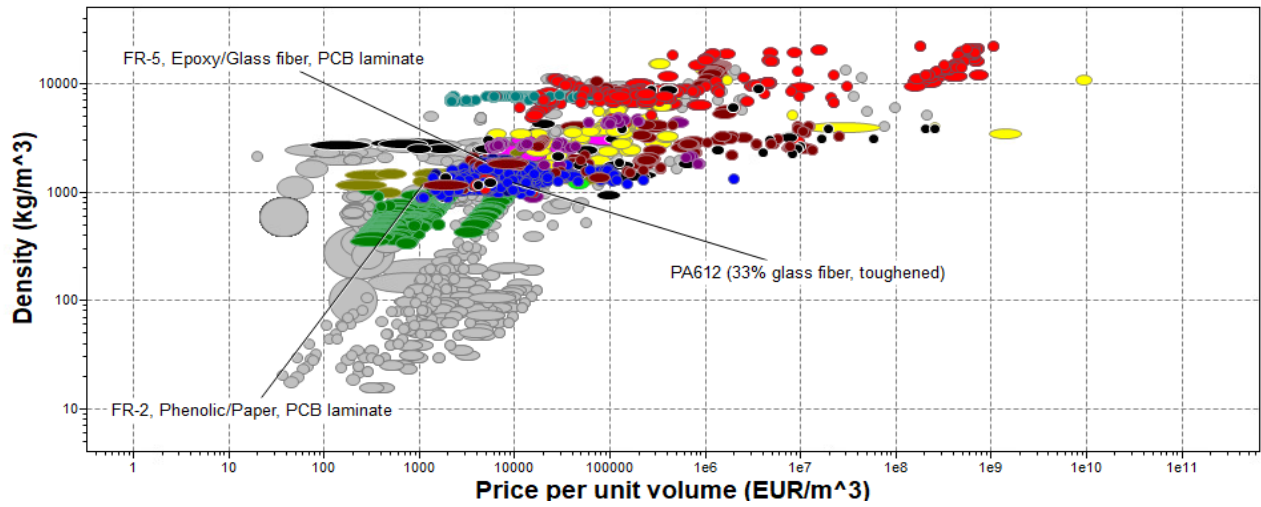
Fuel, Pneumatic e Hydraulic System

Il **Fuel System** include serbatoi, pompe, condotti e sensori. Per non alterare il centro di gravità dell'UAV è possibile considerare 2 serbatoi integrati nelle ali e 2 in fusoliera. Questi devono essere costantemente ventilati per garantire che il volume occupato dal carburante in uscita sia rimpiazzato da aria, questo è possibile grazie alle prese d'aria.

Il carburante è spinto nel motore principale tramite pompe dimensionate con: pressioni elevate, peso esiguo, alto livello di durabilità e capacità di self-prime (auto adescamento).

Il **sistema pneumatico** e quello **idraulico** sono necessari per supportare le funzioni di attuazione come freni, carrello di atterraggio retrattile, portelli di apertura e superfici di controllo. Per rimanere in linea con l'avanzamento della tecnologia in campo aeronautico, si opta per una configurazione di questi sistemi di tipo *all electric*.

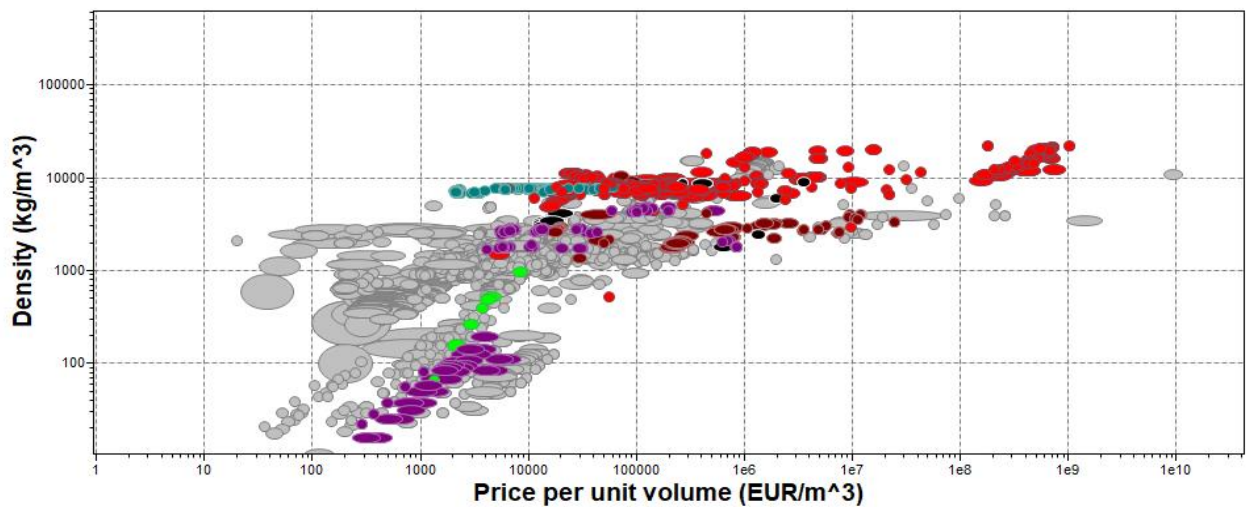
- **Figura 3.1.1:** Grafico diviso per famiglie di materiali in funzione della densità e prezzo per volume



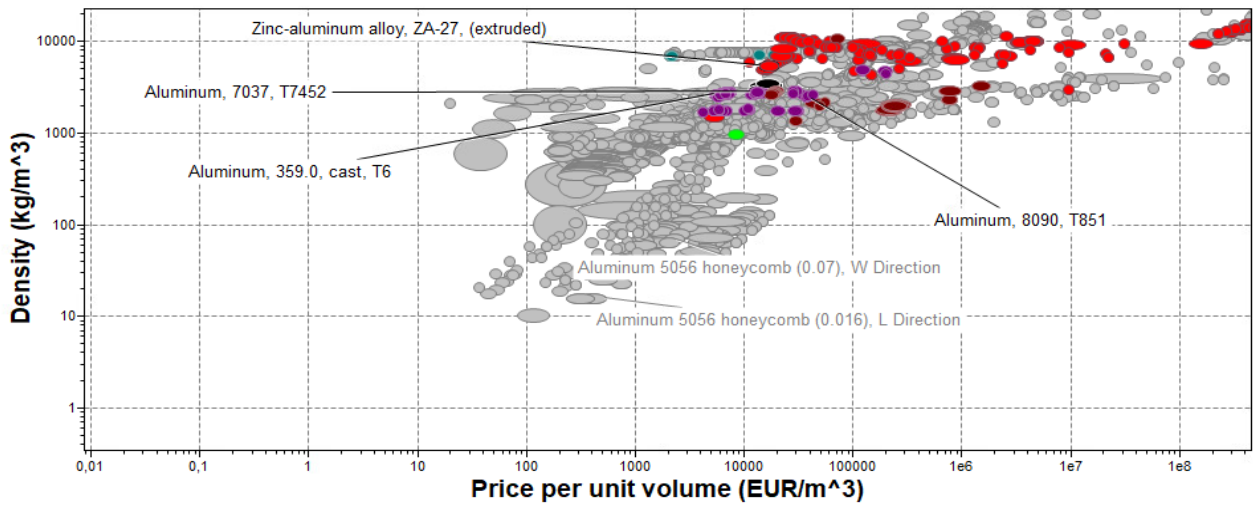
- **Tabella 3.1:** Caratteristiche dei compositi per il rivestimento

Materiale	Prezzo [EUR/kg]	Densità [kg/m³]	Modulo di Young [GPa]	Resistenza a Trazione [Mpa]	Resistenza a Compressione [Mpa]	Modulo di Taglio [GPa]	Poisson	Temperatura min/max [°C]
Epoxy/Glass f.	2,78-7,27	1,85E+03	19,3	276	256-298	8,29-8,71	0,136	-123/138
Epoxy/Carbon f.	31,9-35,4	1,55E+03	129-154	1,74-2,17E+03	1,41-1,69E+03	3,74-6,3	0.32-0.34	-123/220

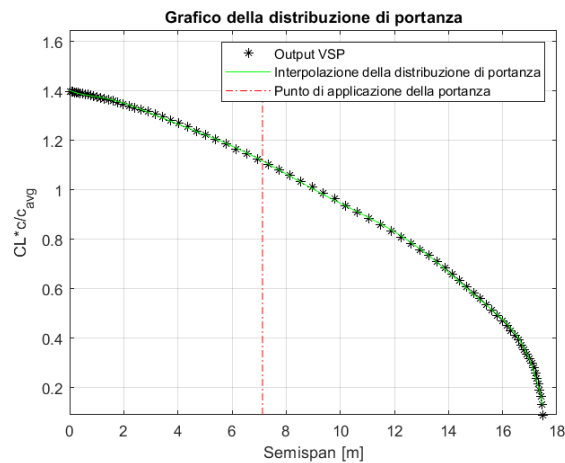
- **Figura 3.1.2:** Materiali con caratteristiche sufficienti in funzione della densità e prezzo



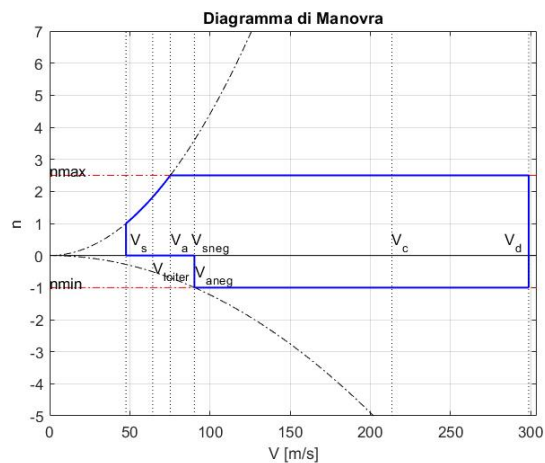
- **Figura 3.1.2b:** Materiali metallici che soddisfano i vincoli in funzione della densità e prezzo



- **Figura 3.2.1:** Interpolazione della distribuzione di portanza e punto di applicazione



- **Figura 3.2.1b:** Diagramma di Manovra



- **Figura 3.2.1c:** Script Matlab per il dimensionamento del longherone

```

%% Dimensionamento Longherone principale
L1=0.7;
M_root_1=M_root_VSP*L1;

S_max=324.246;
h_s=30;
h_f=S_max-2*(h_s/2);
sigma_s=500;
k_sigma=1;
A_s=(M_root_1*1000)/((sigma_s/k_sigma)*h_f);
l_s=A_s/h_s;
k_tau=1.5;
t_amm=0.58*sigma_s;
h_a=S_max-2*h_s;
la=(Lcruise*0.79)/(h_a*t_amm/k_tau);

% Percentuale di momento flettente assorbita dal longherone principale
% Momento flettente al longherone principale [N*m]

% Spessore massimo longherone principale
% Altezza soletta

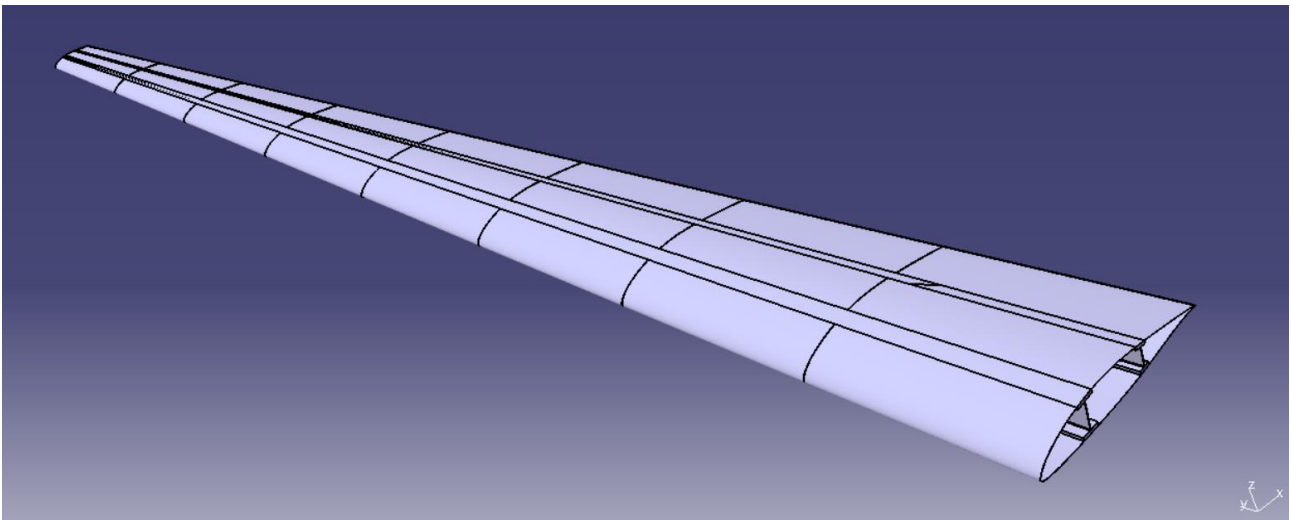
% Sigma di snervamento materiale
% Fattore sicurezza
% Area soletta
% Lunghezza soletta

% Tau ammissibile

% Spessore anima

```

- **Figura 3.2.1d:** Dettaglio del Cassone Alare su CATIA



- **Figura 3.2.1e:** Script Matlab per il dimensionamento del piano di coda

```

%% calcolo lunghezza ottimale e superficie orizzontale e verticale

l=Kc*sqrt((4*c*S*Vh)/(pi*Df)) %distanza ottimale fuoco ala e fuoco coda
Sh=S*c*Vh/l %superficie in pianta orizzontale
Sv=S*Vv*b/l %superficie in pianta verticale
gamma=atan(Sv/Sh)*360/6.2 %angolo di inclinazione piano coda (diedro)

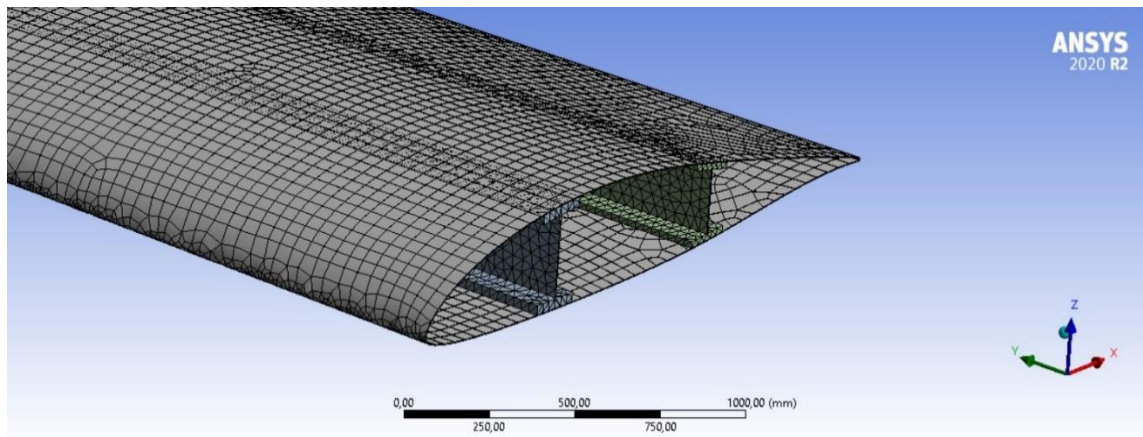
S_mezza_coda=sqrt((Sh*Sh)/4+(Sv*Sv)/4)

```

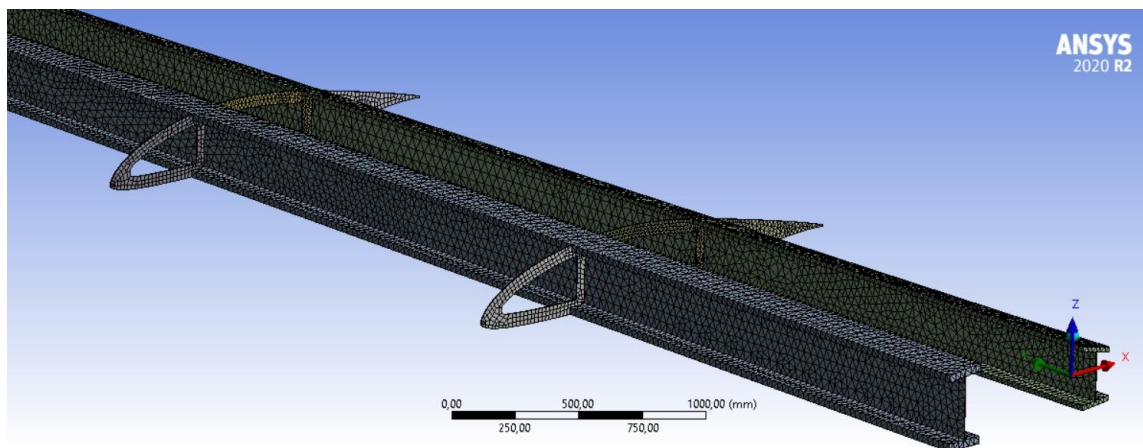
- **Tabella 3.2.1:** Risultati del dimensionamento del piano di coda

Superficie totale	Corda alla radice	Corda all'estremità	Angolo di diedro
$\approx 4.27 \text{ m}^2$	$\approx 1.62 \text{ m}$	$\approx 0.81 \text{ m}$	$\approx 44^\circ$

- **Figura 3.3a:** Mesh sul rivestimento

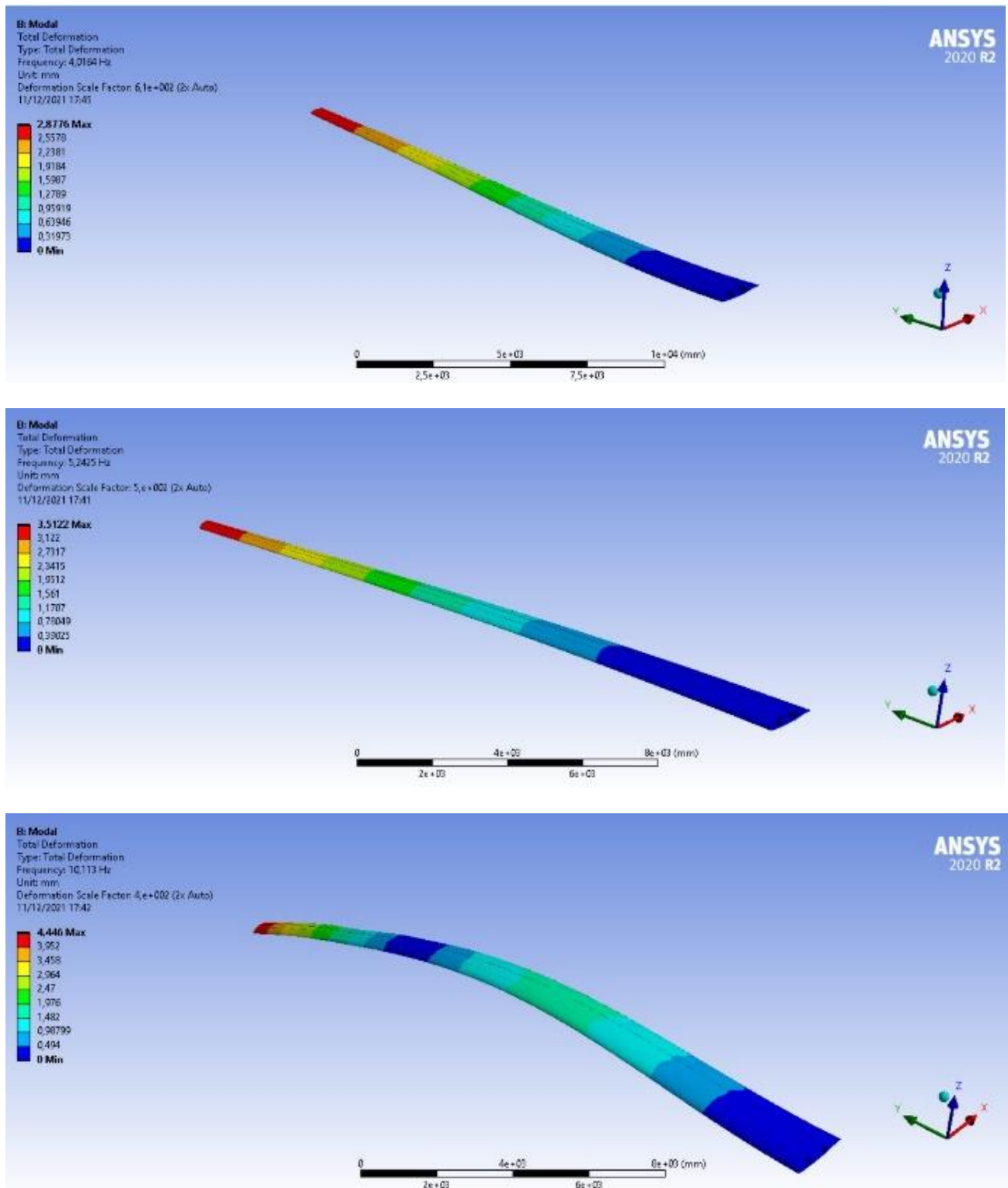


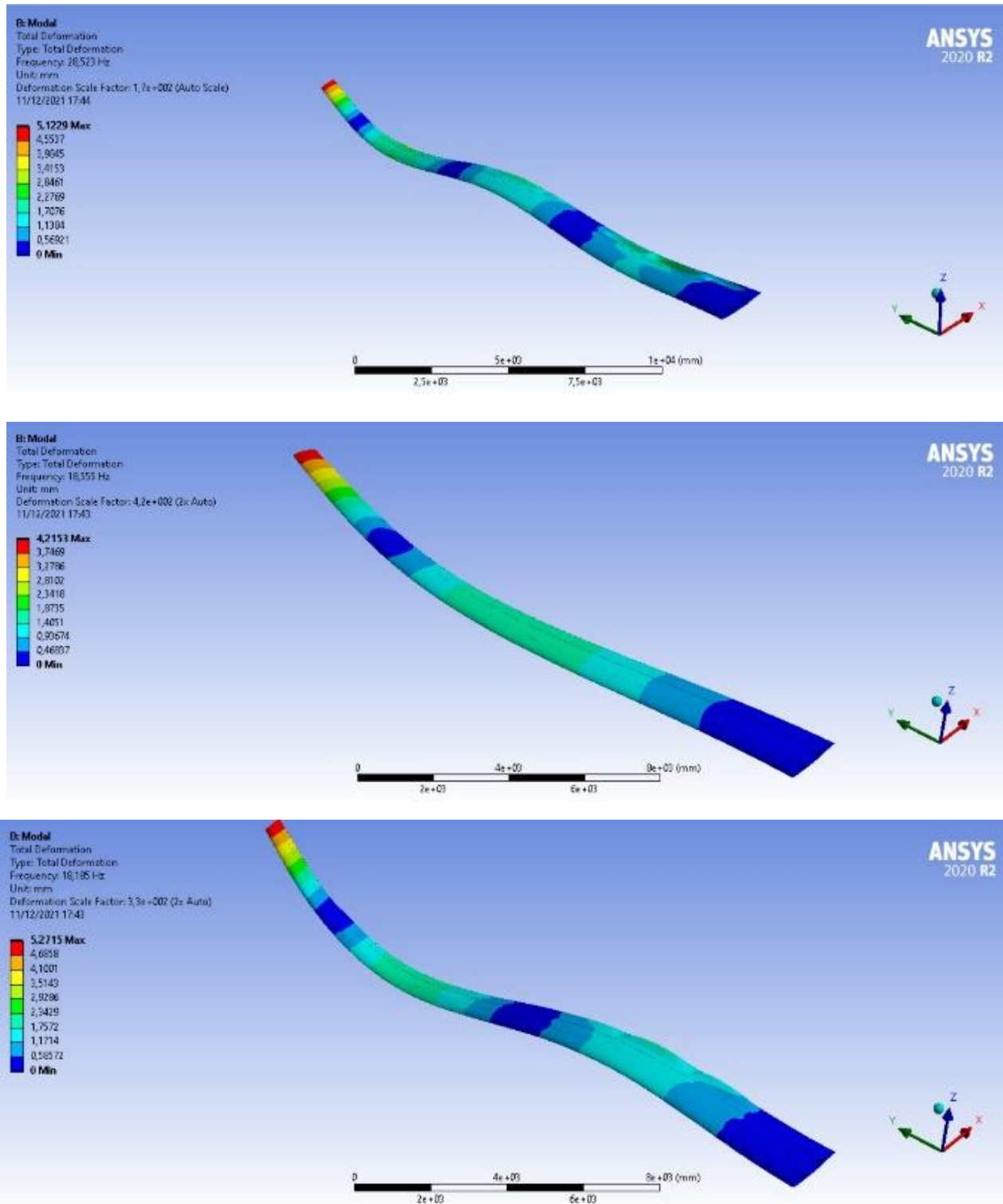
- **Figura 3.3b:** Mesh sulle componenti interne



Si osserva dalle immagini come la mesh sia regolare sulla superficie del rivestimento e al più con un infittimento nelle zone di curvatura per permettere un'analisi accurata. Mentre, sui solidi gli elementi risultano meno regolari (principalmente sui longeroni, in particolare in corrispondenza delle solette).

- **Figura 3.3e:** Analisi Modali nel caso di fibre di vetro

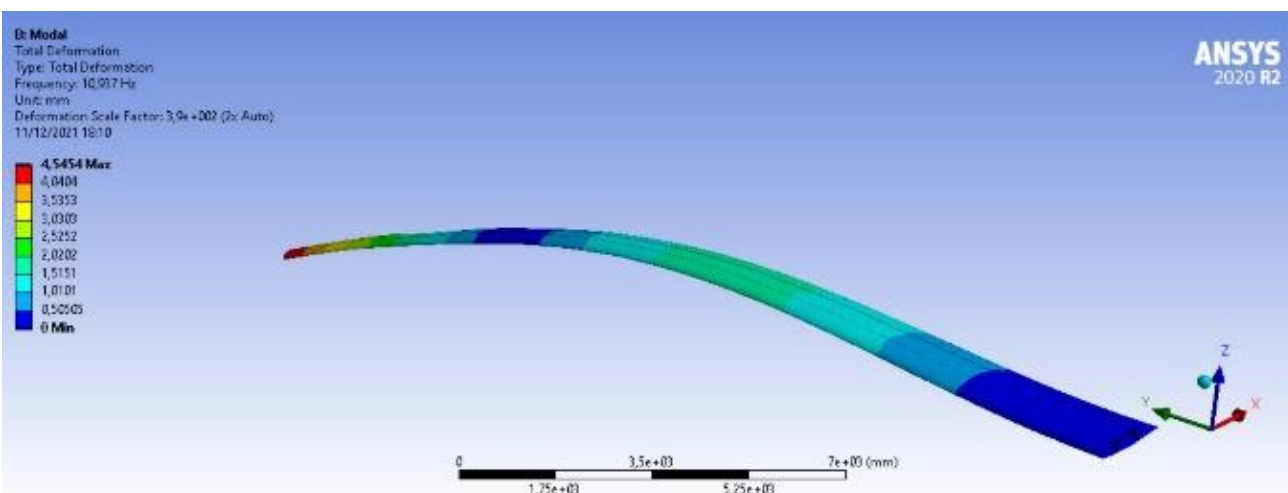
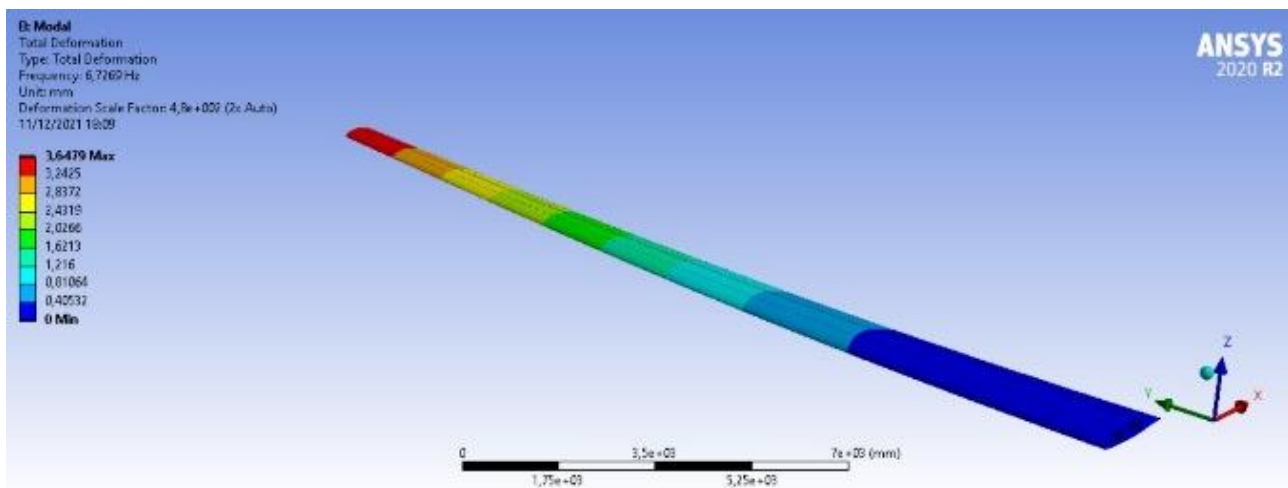
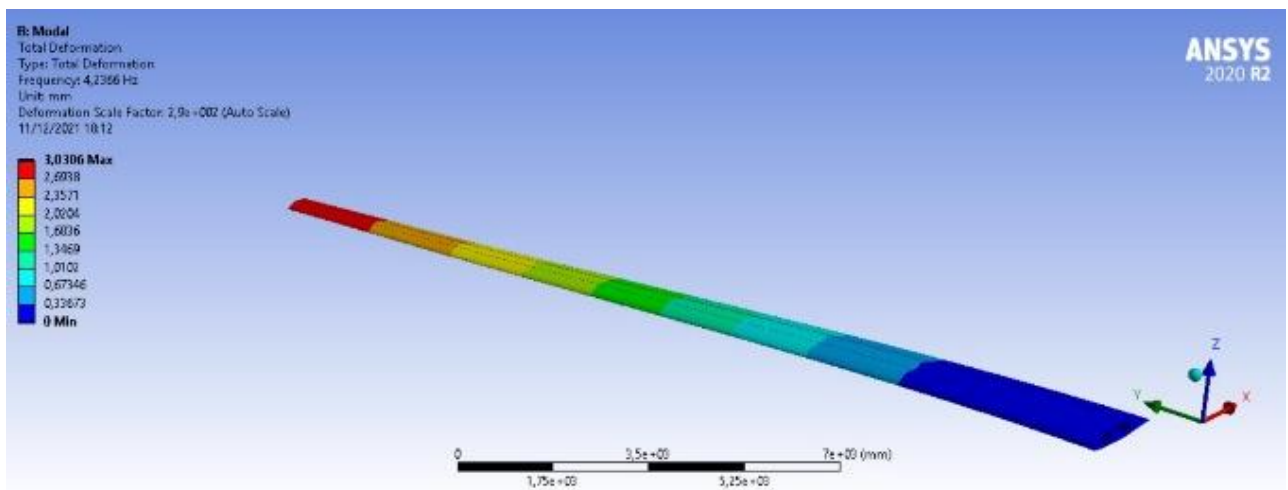


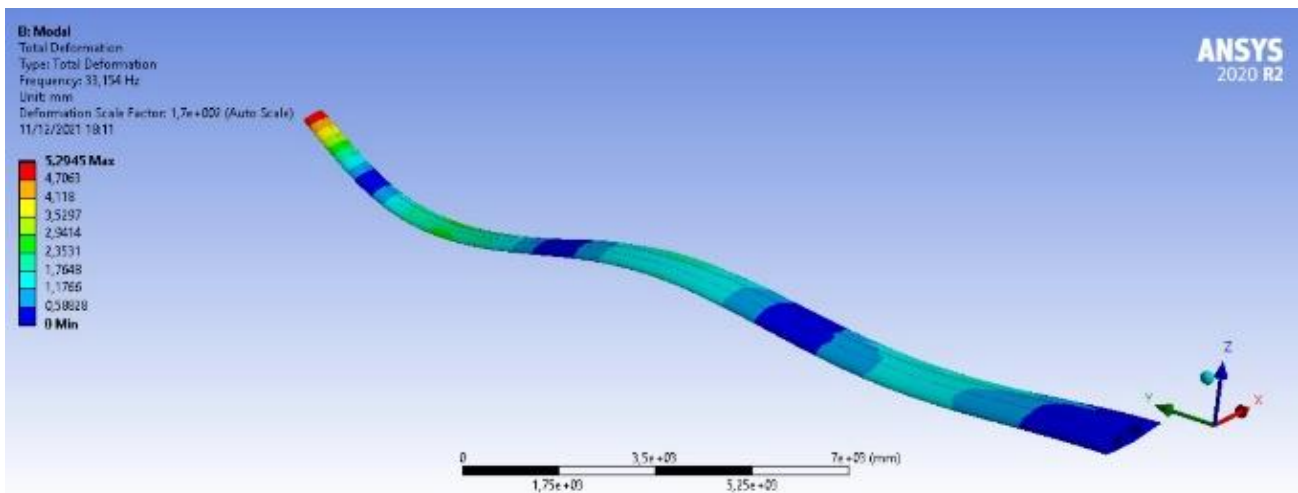
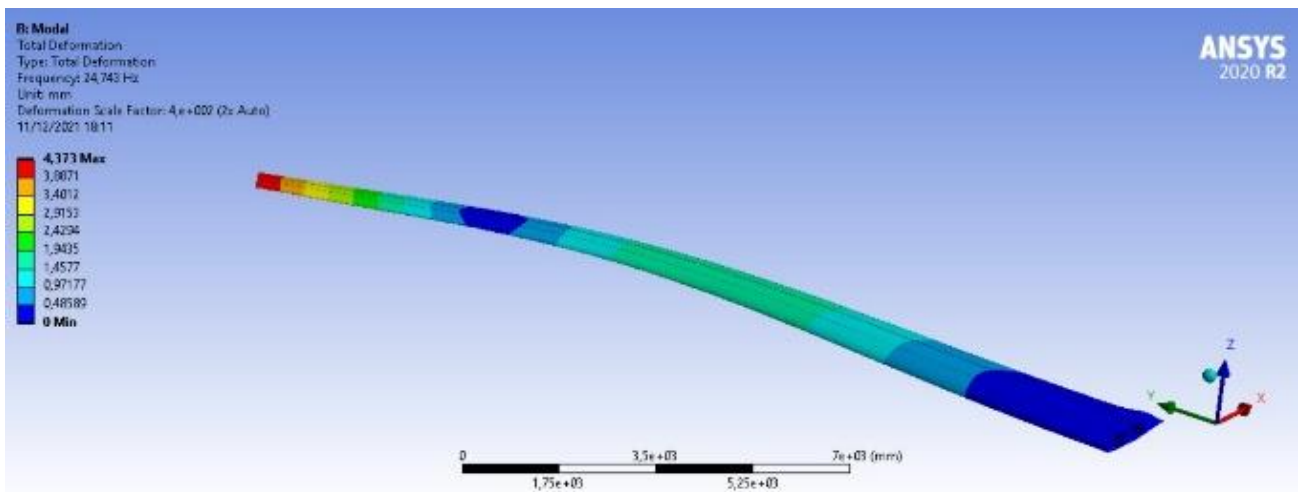
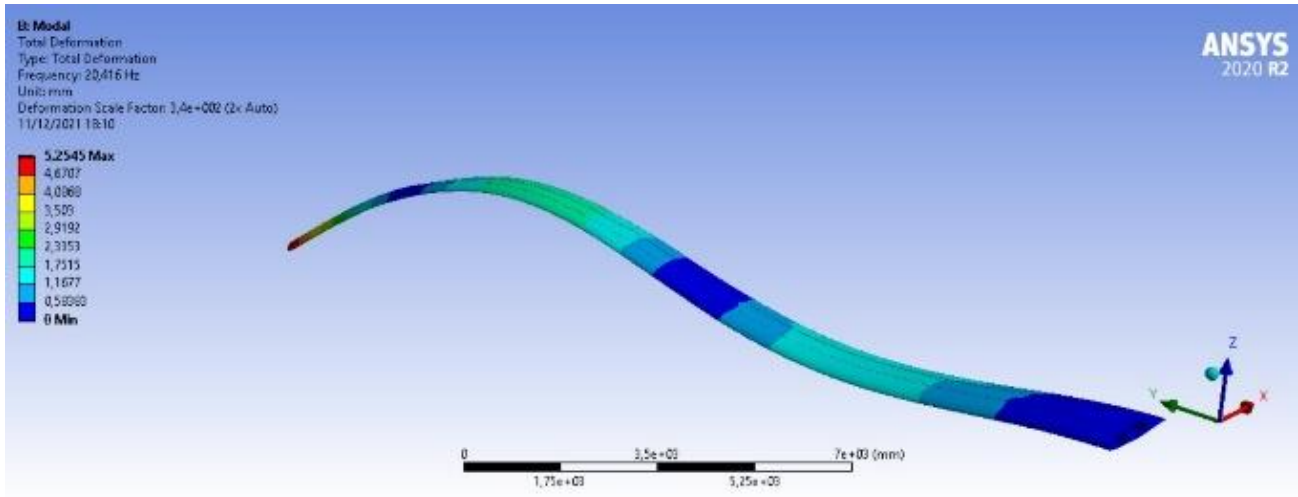


Nelle immagini qui sopra sono rappresentati i primi sei modi propri di vibrare della struttura. Il primo modo è ad una frequenza di circa 4 Hz che si considera sufficientemente alto e dunque la struttura è sicura dal punto di vista dinamico.

f_1 [Hz]	f_2 [Hz]	f_3 [Hz]	f_4 [Hz]	f_5 [Hz]	f_6 [Hz]
4.0164	5.2425	10.113	18.185	18.555	28.523

- **Figura 3.3f:** Analisi Modali nel caso di fibre di carbonio





In questo caso avendo una rigidezza maggiore, di conseguenza, anche le frequenze sono più alte rispetto al caso precedente. In particolare, si noti la prima frequenza che è di 4,2366 Hz.

f_1 [Hz]	f_2 [Hz]	f_3 [Hz]	f_4 [Hz]	f_5 [Hz]	f_6 [Hz]
4.2366	6.7269	10.937	20.416	24.743	33.154

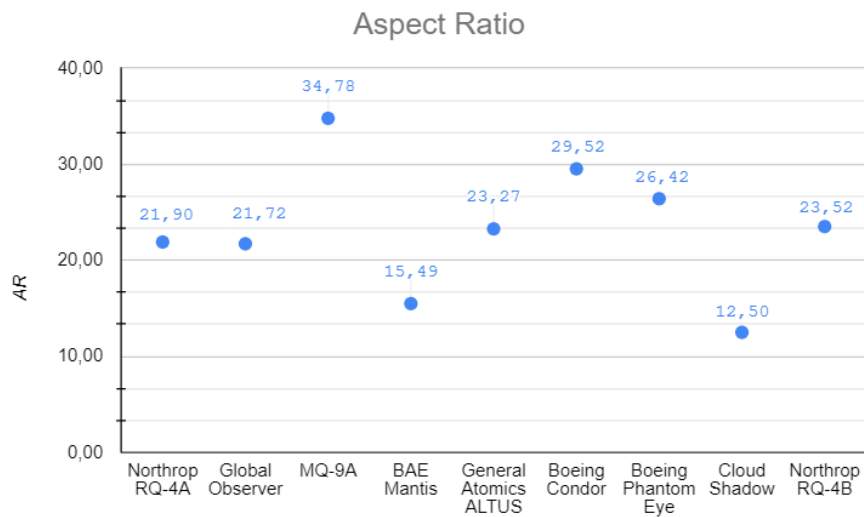
- **Tabella 3.3a:** Peso e costo degli elementi dell'ala

	Peso [kg]	Costo [€]
Longheroni	409.5	5937.75
Centine	8.339	120.92
Pannelli (f. di carbonio)	207.56	7057.04
Pannelli (f. di vetro)	246.39	1231.95

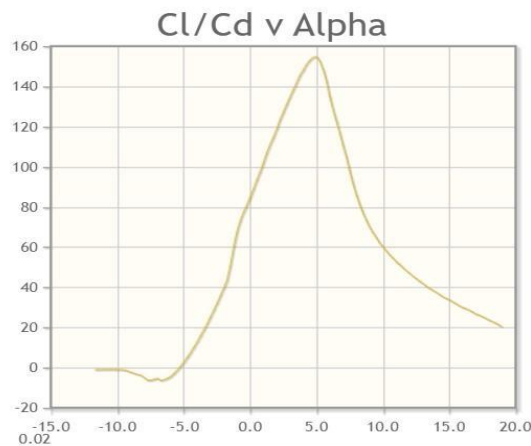
- **Tabella 3.3b:** Costo e peso totale per i due compositi

	f. di carbonio	f. di vetro	differenza	diff. %
Costo totale [€]	13116.71	7290.62	5826.09	$\approx 44 \%$
Peso totale [kg]	625.399	664.229	38.83	$\approx 5.85 \%$

- **Figura 4.1.1:** Aspect dei velivoli simili



- **Figura 4.1.2.** Curva $\frac{C_L}{C_D}(\alpha)$ per il profilo NASA LRN 1015



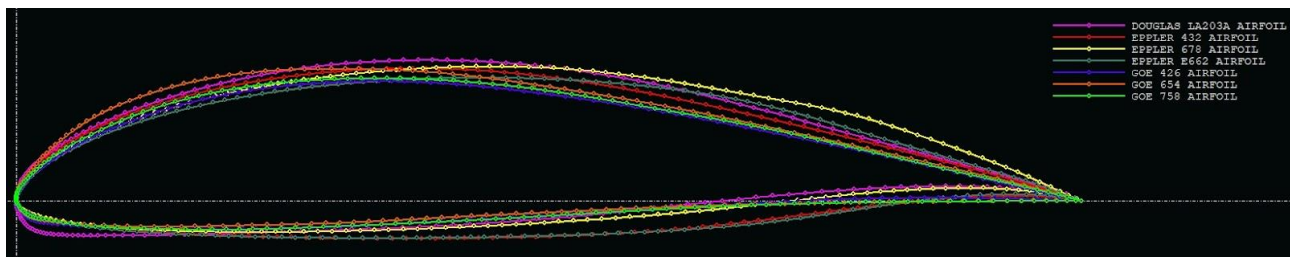
Di seguito si riporta la curva Cl/Cd in funzione di α del NASA LRN 1015 del Global Hawk RQ-4 (figura 2): come detto nel secondo requisito si nota che:

$$3^\circ < \alpha(E_{max}) < 6^\circ$$

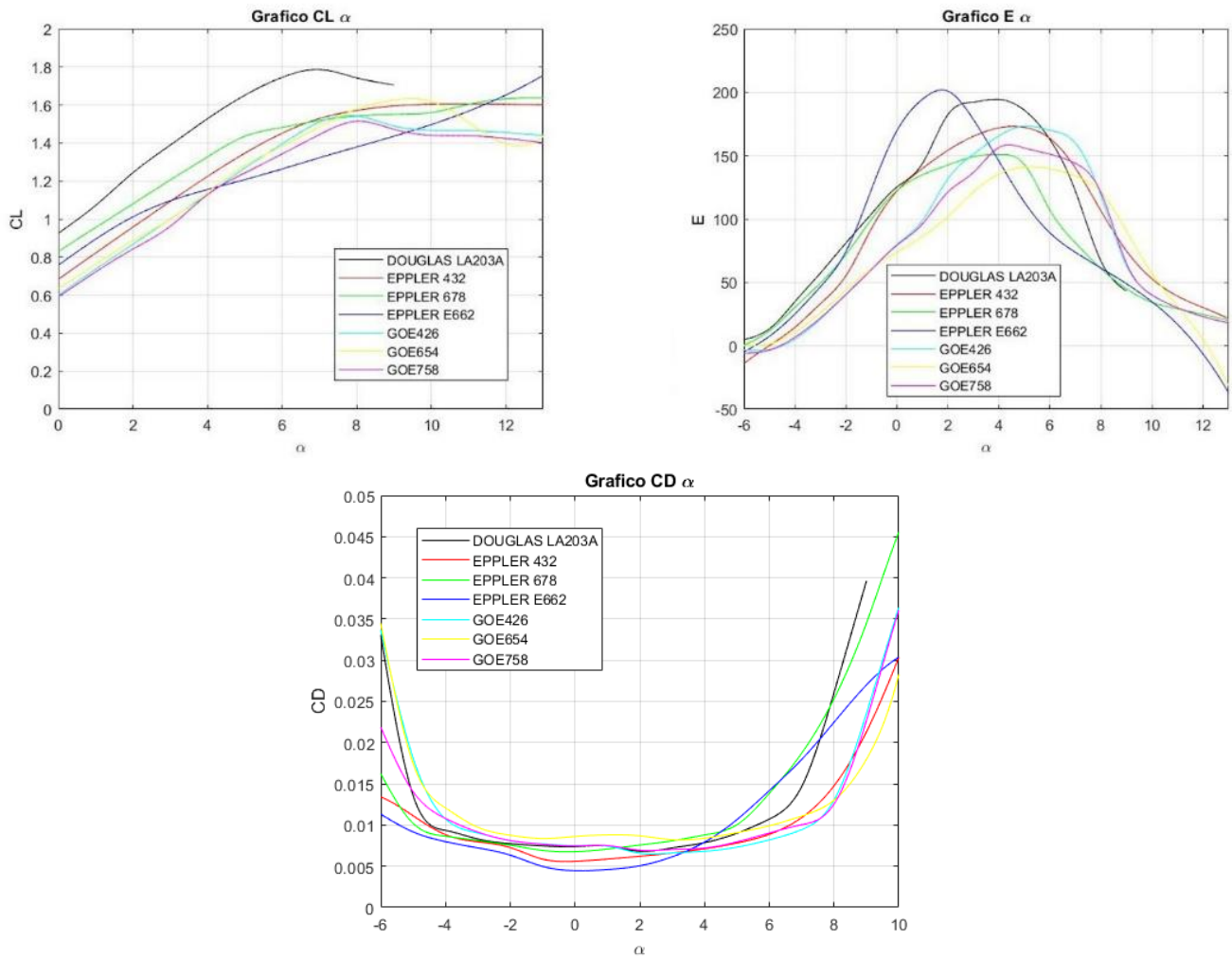
- **Tabella 4.2.2:** Caratteristiche aerodinamiche di tutti i profili in esame

Profilo Alare	E_{max}	$\alpha(E_{max})$ [°]	E range	α stallo [°]
Douglas LA203A	195	4	192-163	7
Eppler 432	172	5	165 - 164	10
Eppler 678	151	4	149 - 111	13
Eppler E662	200	2	178 - 89	8
GOE 426	173	5	151 - 170	8
GOE 654	141	5	121 - 140	9
GOE 758	157	4	137 - 156	8

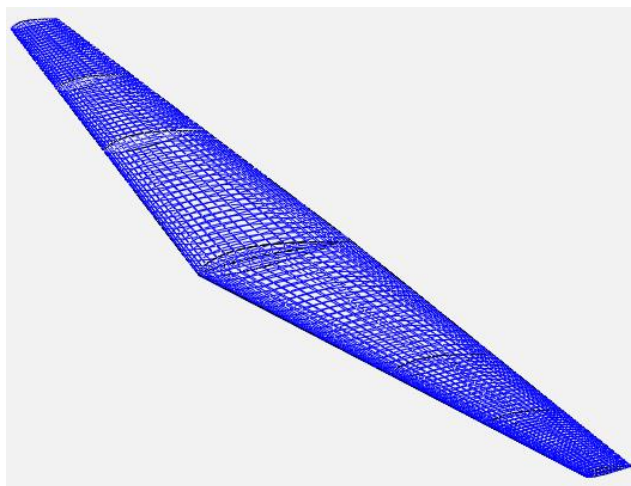
- **Figura 4.2.2a:** Analisi su XFLR5 dei profili



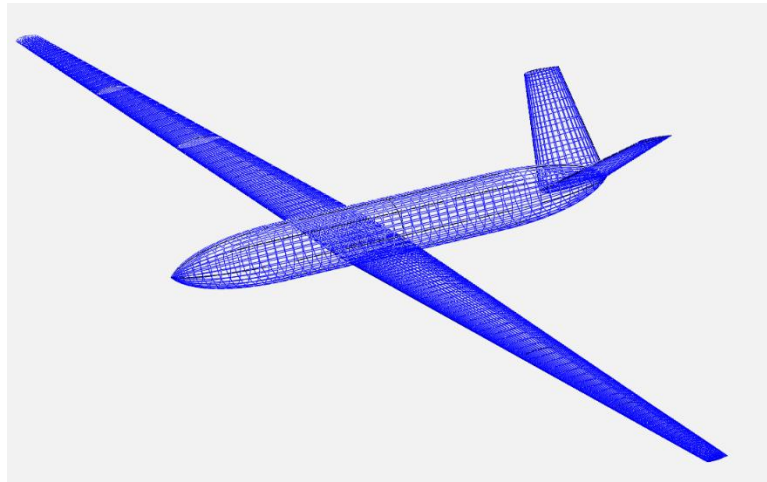
- **Figura 4.2.2b:** Coefficienti aerodinamici del profilo scelto



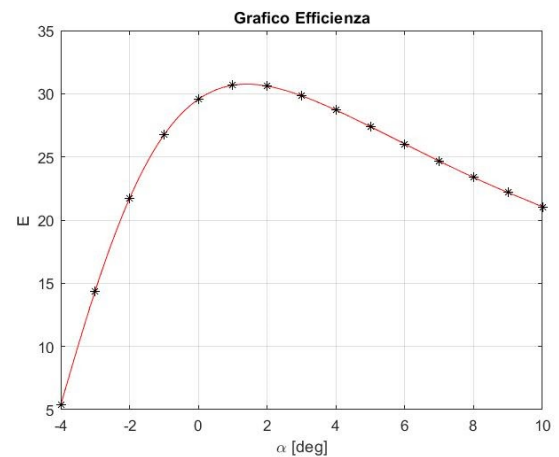
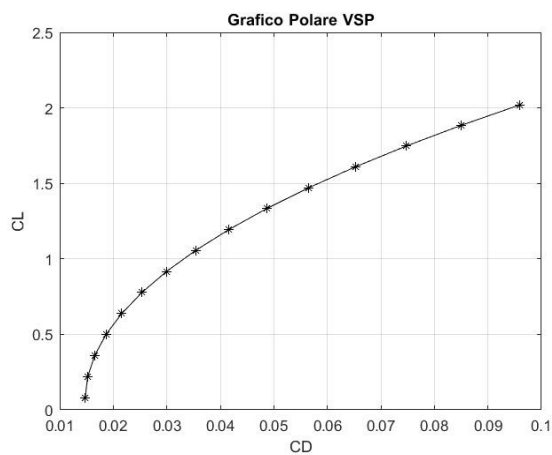
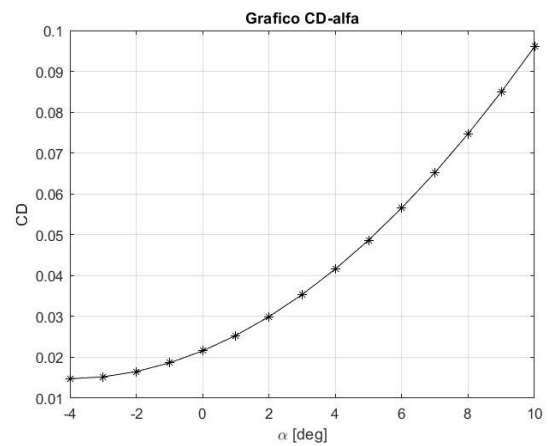
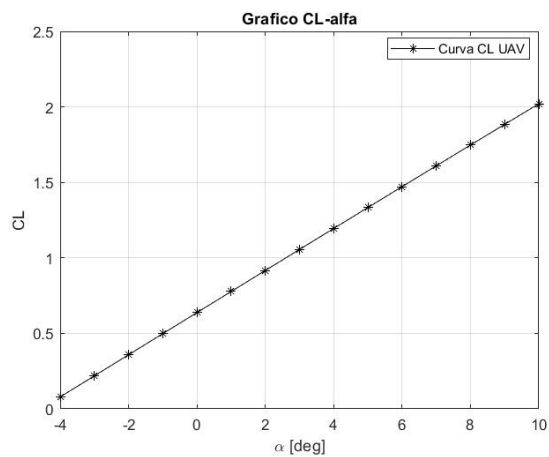
- **Figura 4.2.3:** Modello dell'ala completo con il software VSP



- **Figura 4.4a:** Modello 3D del velivolo completo di impennaggi di coda



- **Figura 4.4b:** Analisi VSP del velivolo completo



Dimensionamento del V Tail

Essendo una configurazione non tradizionale, si sono effettuate delle ricerche e si è cercato di trovare articoli che ben descrivono il funzionamento dell'impennaggio di coda a V. In particolare, si è utilizzato "Aircraft Design, A system Engineering Approach - M.H. Sadraey"

Più nello specifico sono stati assunti i seguenti parametri:

- $V_h=0.55$; Rapporto volumetrico impennaggio orizzontale
- $K_c=1$; Fattore di sicurezza preso dalla letteratura
- $V_v=0.02$; Rapporto volumetrico impennaggio verticale

Considerando i valori assunti ed inoltre i valori precedentemente ricavati grazie anche al contributo degli altri reparti di lavoro, quali:

- $S=47.16 \text{ [m}^2\text{]}$; Superficie alare
- $c=1.35 \text{ [m]}$; Corda media aerodinamica
- $D_f=1.5 \text{ [m]}$; Diametro fusoliera
- $b=35 \text{ [m]}$; Apertura alare

Si è andati a calcolare la lunghezza ottimale (l), la superficie orizzontale (S_h) e la superficie verticale (S_v) utilizzando formule ottenibili dalla letteratura.

Si sono ottenuti i seguenti valori:

- $l=5.45 \text{ [m]}$
- $S_h=6.42 \text{ [m}^2\text{]}$
- $S_v=6.05 \text{ [m}^2\text{]}$

Si è poi passati alla definizione dei principali dati geometrici che caratterizzeranno l'impennaggio di coda, questi sono:

- Angolo di freccia: 10°
- Taper ratio: 0.5
- AR: 6

Questi valori sono stati scelti a seguito sia di considerazioni relative a velivoli simili, che andando a scalare opportunamente le dimensioni del velivolo di riferimento e facendo un'analisi tra i due risultati.

Infine, si ottengono i seguenti valori, utilizzati sia per realizzare il CAD che per aggiornare le curve caratteristiche del velivolo riportate in precedenza.

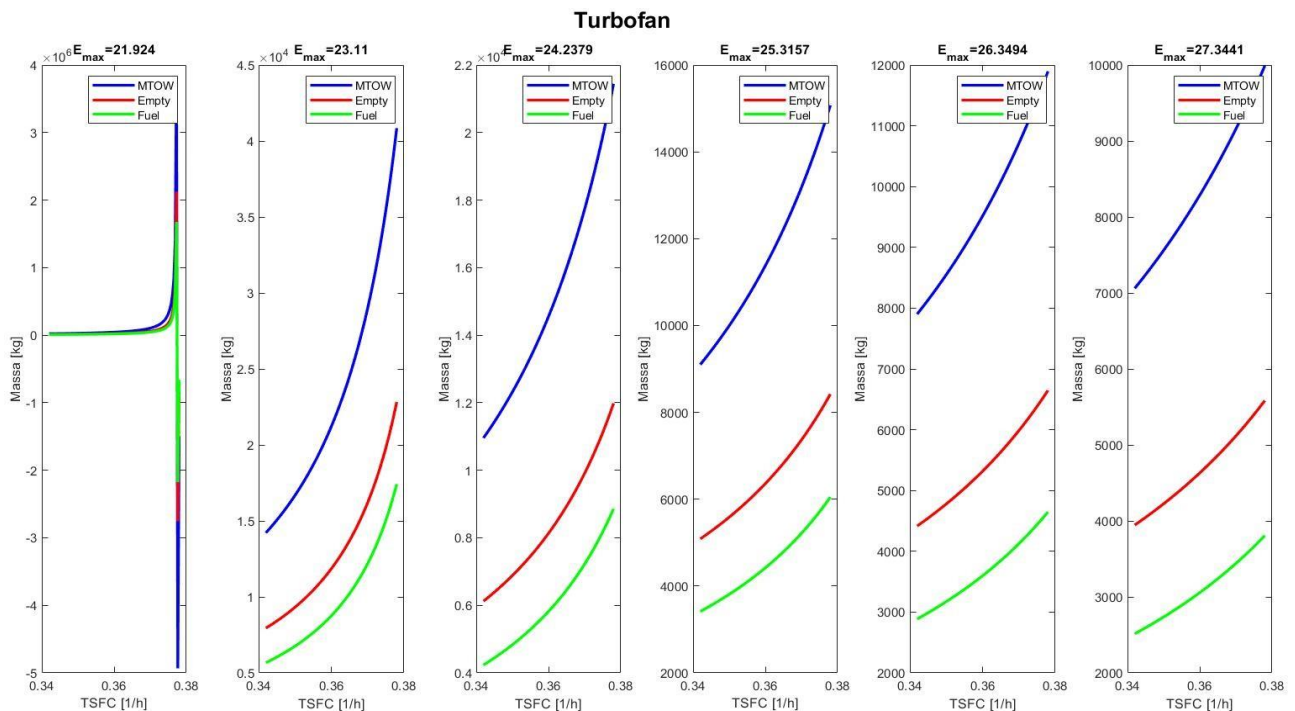
- Corda alla radice: 1.62 [m]
- Corda al tip: 0.81 [m]

Il profilo selezionato per il piano di coda è un NACA 0010, sufficientemente sottile ma che permette comunque l'allocazione dei sistemi di controllo delle superfici mobili.

- **Tabella 5.2a: Fasi di Volo e β**

Tratto	Fase	β
1	Take-Off	0.985
1-2	Climb	0.95
2-3	Cruise	0.9686
3-4	Loiter	0.7177
4-5	Cruise	0.9686
5-6	Descent & Landing	1

- **Figura 5.2a: Grafici massa-TSFC a valori di Efficienza costanti**



Appendice A: analisi di missione

L'analisi di missione ha come obiettivo la determinazione della MTOW (*Maximum Take-Off Weight*), ossia del massimo peso al decollo del velivolo sulla base delle fasi di missione scelte.

Ad ogni fase di volo compete un certo valore di β , definito come il rapporto tra la massa del carburante al termine di una fase e la massa del carburante all'inizio della medesima fase.

I valori aerodinamici di riferimento sono stati ricavati dall'attenta sinergia tra la divisione aerodinamica del gruppo di progetto e quella adibita alla propulsione, mentre dalla collaborazione di quest'ultima divisione con quella sistemistica sono stati prodotti i dati sul payload.

In questa appendice, si intende aggiungere a quanto già riportato nel paragrafo 5.2 che la riduzione delle efficienze aerodinamiche del 20% è motivata anche dall'allineamento con i risultati che si otterrebbero con un'analisi CFD; questa considerazione è stata ottenuta mediante l'intervento della divisione aerodinamica sfruttando l'esperienza nell'utilizzo di uno specifico software per l'analisi e la modellazione CFD.

Inoltre, si intende far notare che sui grafici riportati in figura 5.1a si può osservare come per valori bassi di efficienza le curve non riescano ad arrivare neanche a convergenza. Ovviamente, in accordo con quanto affermato precedentemente, se si trascurassero gli effetti tridimensionali dell'ala, tutti i valori di efficienza riportati dovrebbero essere incrementati di un 20%, compreso il valore di efficienza massima scelto come riferimento.

Infine, si aggiunge che la massa di carburante ricavata al termine del paragrafo 5.2 è un parametro fondamentale che viene preso come controllo per il passo successivo, l'analisi dei vincoli descritta nel capitolo 5.3. Infatti, in questa analisi, dopo aver calcolato i valori di spinta, si fa una considerazione sui consumi e sull'autonomia di volo per determinare proprio la massa di carburante richiesta; trattasi di un metodo di controllo non rigoroso, con un risultato che può essere ritenuto positivo qualora si ottenga un valore di massa di combustibile inferiore rispetto a quella prevista dall'analisi di missione (capitolo 5.2).

Appendice B: analisi dei vincoli

In questa appendice si vuole fornire una descrizione dell'analisi fatta sulle fasi della missione per ottenere le curve sul *matching chart* riportato in figura 5.3a nel capitolo 5.3.

Atterraggio

La relazione a cui si farà riferimento è la seguente

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \frac{\rho V_s^2 C_{L_{max}}}{g},$$

dove V_s è la velocità di stallo, definita come

$$V_s = \frac{V_{approach}}{1.3}.$$

La velocità di approccio $V_{approach}$ è stata imposta a 65 m/s sulla base di dati statistici. Per quanto riguarda il coefficiente massimo di portanza $C_{L_{max}}$, esso è stato fissato a 2.5, considerando il profilo scelto e il contributo all'ipersostentazione.

La densità ρ è stata ricavata per una quota $z = 2600$ m, in modo tale da fornire al velivolo la capacità di operare partendo da aeroporti a quote più elevate; il rapporto con l'accelerazione di gravità g ha permesso di ottenere dei risultati di carico alare in kg/m^2 , anziché in N/m^2 .

Quota di tangenza

La quota di tangenza è stata fissata a $z = 17000 \text{ m}$, sulla base dei grafici ottenuti nel capitolo 4.3. Difatti, la relazione caratteristica è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{\sigma E},$$

con σ che è il rapporto fra la densità in quota e quella sul livello del mare (*sea level*), pari a 1.225 kg/m^3 .

Trattasi solo apparentemente di una funzione costante al variare del carico alare, in realtà la dipendenza da esso è implicita all'interno dell'efficienza, la quale è definita come:

$$E = \frac{C_L}{C_D}.$$

Infatti, il carico alare è rintracciabile sia nel coefficiente di portanza C_L che in quello di resistenza C_D , come osservabile dalle seguenti formule:

$$C_L = \frac{\frac{W}{S} g}{\frac{1}{2} \rho V_{cruise}^2}, C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re}.$$

Massima velocità

La massima velocità del velivolo può essere raggiunta in fase di crociera, la quale viene effettuata alla quota richiesta dal RFP (*Request For Proposal*) come requisito di progetto: in questo caso 16000 m . La relazione caratteristica è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{\rho_0 C_{D0} V_{max}^2}{2g \frac{W}{S}} + \frac{2K \frac{W}{S} g}{\rho \sigma V_{max}^2},$$

dove la velocità di crociera V_{max} si ricava dal valore del Mach in crociera fissato a $M_{max} = 0.7$ e dal valore di temperatura statica in quota; il coefficiente K è così definito:

$$K = \frac{1}{\pi e A R}.$$

Decollo

La distanza per effettuare il decollo è stata ipotizzata di 2500 m . Il carico alare per questa fase di volo può essere descritto in funzione del rapporto spinta-peso, secondo la seguente equazione:

$$\frac{W}{S} = (TOP) \sigma C_{L_{TO}} \frac{T}{W}.$$

Dunque, il carico alare risulta essere funzione del TOP (*Take-Off Parameter*) ricavabile graficamente in letteratura partendo proprio dalla distanza di decollo; è stato possibile stimare un valore del parametro pari a 1404.7 kg/m^2 (290 lbs/ft^2).

Per quanto riguarda il coefficiente di portanza al decollo, esso è stato ricavato mediante la relazione:

$$C_{L_{To}} = \frac{C_{L_{max}}}{1.21}.$$

La densità relativa è stata stimata a 0.6 (usando un approccio conservativo), supponendo una condizione di giornata calda.

Salita

Per la determinazione della curva della salita è richiesta l'imposizione del rateo di salita ROC (*Rate Of Climbing*). Il rapporto spinta-peso non è funzione costante, bensì proporzionale a

$$\frac{1}{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)}}.$$

Qui viene imposta l'efficienza massima, poiché questa curva non è restrittiva per la scelta del punto di progetto, anche con efficienze più basse:

$$\frac{T}{W} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2\left(\frac{W}{S}\right)}{\rho \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}}}} + \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}}.$$

Il ROC massimo è stato imposto a 10 m/s , in quanto da normativa esso deve valere al massimo 3000 ft/min , ovvero circa 15 m/s .

Loiter

La fase di loiter è quella che più influenza la scelta del punto di progetto. Essa si svolge alla stessa quota della crociera, quindi a 16000 m . La temperatura e le densità si ricavano dalle tabelle ISA; la quota scelta come riferimento giace all'interno della stratosfera, per la quale la temperatura è costante fino ad una quota pari a circa 20000 m .

La relazione che governa questa fase di volo è la seguente:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \frac{V_{loiter}^2 \sqrt{\pi A Re C_{D0}}}{g}.$$

La velocità di loiter va determinata in maniera opportuna. Idealmente essa dovrebbe corrispondere alla velocità per la quale si ha la minima resistenza; tuttavia, questa condizione non è raggiungibile in quanto la variazione del punto di progetto influenza

la curva di resistenza e conseguentemente la velocità stessa. Inoltre, occorre verificare che a tale punto di progetto corrisponda un'efficienza sufficientemente alta, ricordando che il carico alare è funzione stretta della stessa, come si evince dalla relazione caratterizzante la fase di tangenza.

Viene anticipato qui che la velocità scelta è pari a 175 m/s , valore che consente di restare all'interno del campo di soluzioni.

Scelta del punto di progetto

Nel grafico di figura 5.3b, la curva della resistenza è determinata dalla relazione

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D,$$

dove il coefficiente di resistenza C_D è funzione del carico alare, il quale può essere dunque utilizzato come valore di input. Infatti, si ha che:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re},$$

dove il coefficiente di portanza è definito come

$$C_L = \beta_{Take-off} \beta_{Climbing} \frac{\frac{W}{S} g}{\frac{1}{2} \rho V^2}.$$

Nella relazione è possibile osservare la moltiplicazione per entrambi i β , quello di decollo e quello di salita; infatti, dal momento che il C_L va valutato in quota, è importato tenere conto del peso successivo alle due fasi. Dal momento che il peso in volo diminuisce, al fine di conservare le condizioni precedentemente stabilite, il velivolo tende ad acquisire leggermente quota.

Per quanto riguarda la curva della spinta disponibile, si utilizza la seguente relazione, ricavata dalla meccanica del volo:

$$T = T_{SL} \cdot \phi \cdot \chi \frac{p}{p_{std}} \left(\frac{T_{std}}{T} \right)^{1.75},$$

dove il parametro ϕ è espressione della manetta in termini del numero di giri, secondo la relazione

$$\phi(n) = \left(\frac{n}{n_0} \right)^{3.5}.$$

L'imposizione del numero di giri non può essere fatta a priori, perché richiede di avere già conoscenza delle dimensioni dei componenti. Per tal ragione, si segue un procedimento per il quale viene fatta traslare la curva della spinta disponibile fissando gli altri parametri, in modo tale che alla velocità di loiter di 175 m/s venga completamente equilibrata la resistenza: unicamente, in questa maniera, è possibile ottenere una condizione di equilibrio. D'altra parte, l'imposizione a priori della manetta massima potrebbe portare ad avere un surplus di spinta con conseguente accelerazione

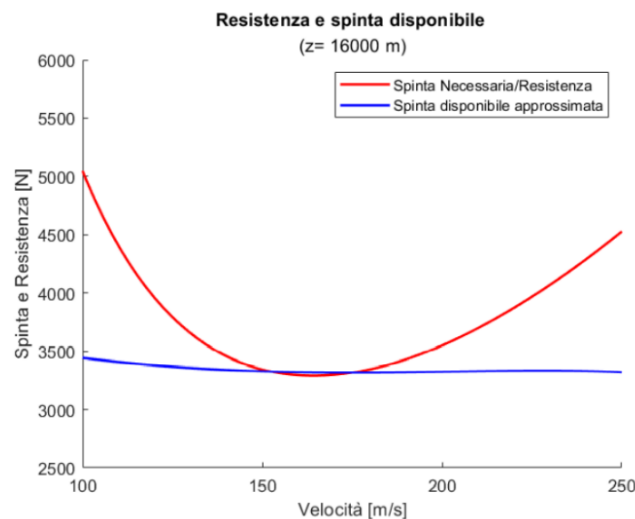
del velivolo al di fuori della condizione di equilibrio aerodinamico.

Il parametro χ è invece espressione della velocità di uscita dei gas di scarico, w_g , e della velocità del velivolo, V . In prima istanza, non essendo effettivamente note le velocità dei gas di scarico, era stato impostato un valore pari a circa 0.8; una volta effettuata l'analisi del ciclo a progetto (capitolo 5.4), il valore è stato reimpostato opportunamente. Dalla meccanica del volo si ricava che:

$$\chi = 1 - \frac{V}{w_g} + \frac{1}{2} \frac{\rho V^2}{p} \left[1 - \left(\frac{V}{w_g} \right)^4 \right].$$

Si può osservare come χ non sia una funzione costante e, peraltro, neppure lineare, diversamente da quanto previsto inizialmente con l'imposizione di un valore fisso. Tuttavia, per semplicità, viene forzata un'approssimazione ad un valore costante; viene fatta la stessa assunzione per le velocità dei gas di scarico, ossia viene utilizzata una media fra il valore relativo ai gas freddi e quello relativo ai gas caldi, pari a 399.76 m/s. Questo valore viene ottenuto nel ciclo termodinamico nel capitolo 5.4.

- **Figura 5.3b:** Resistenza e Spinta disponibile in quota



Per il carico alare scelto si è ottenuta una velocità di minima resistenza ($D_{min} = 3291.96 \text{ N}$) pari a circa $V_{min} = 163.02 \text{ m/s}$. Pensare di assumere ipoteticamente tale velocità come caratteristica per la fase di loiter potrebbe non rappresentare una condizione possibile; infatti, in tal caso, la curva relativa al loiter si sposterebbe verso sinistra, penalizzando la superficie alare e obbligando la scelta di un punto di progetto con velocità più basse. La selezione di un nuovo punto di progetto e, in particolare, di un nuovo valore di carico alare, influenzerebbe ancora la curva relativa alla spinta necessaria, portando ad ottenere un minimo di resistenza a velocità più basse; ne scaturirebbe un processo iterativo non convergente.

- **Tabella 5.4a: Rendimenti adiabatici dei componenti**

Componente	Simbolo	Rendimento
-	η_{mecc}	0.99
Presa	ϵ_D	0.99
Fan	η_F	0.95
Compressore	η_{HPC}	0.85
Combustore	η_B	0.99
Turbina alta	η_{HPT}	0.94
Turbina bassa	η_{LPT}	0.94
Ugello caldo	ϵ_{NC}	0.96
Ugello freddo	ϵ_{NF}	0.96
Condotti	ϵ_{duct}	1

Appendice C: analisi del ciclo termodinamico

In questa appendice si vuole evidenziare come, in generale, la spinta specifica sia funzione dei seguenti parametri:

$$\frac{T}{\dot{m}_0} = F \left(z, M_0 \Pi_c, BPR, T_{4_{max}}^0, \frac{P_0}{P_9}, \frac{P_0}{P_6} \right) ;$$

ma poiché i valori di z, M_0 e $T_{4_{max}}^0$ sono fissati e le condizioni $\frac{P_0}{P_9}$ e $\frac{P_0}{P_6}$ sono imposte dall'adattamento degli ugelli, la dipendenza si riduce solo ai parametri BPR e Π_c , come riportato nel capitolo 5.4.

Di seguito si vogliono esplicitare le relazioni che determinano i valori delle grandezze del ciclo termodinamico alle varie sezioni del motore.

Presa d'aria

Si è supposta una evoluzione isentropica del flusso anteriormente alla presa; pertanto, pressioni e temperature totali si conservano, ovvero si ha che:

$$P_1^0 = P_0^0 ,$$

$$T_1^0 = T_0^0 .$$

All'interno della presa d'aria il flusso è solamente adiabatico, di conseguenza sono presenti perdite di pressione totale identificate dal parametro adimensionale ϵ_d , ossia si ha che:

$$P_2^0 = P_1^0 \cdot \epsilon_d ,$$

$$T_2^0 = T_1^0 .$$

Fan

Per il fan si è scelto di adottare un $\Pi_F = 1.55$, poiché al suo ingresso le velocità sono limitate dalle condizioni operative del velivolo; quindi, non è possibile utilizzare dei

valori maggiori di rapporto di compressione. Per il caso in esame è stato imposto il valore sopra riportato sulla base di uno studio di convergenza, eseguito con l'obiettivo di ottenere dei diametri non eccessivamente grandi di presa e fan.

La pressione totale è determinata con la relazione:

$$P_{27}^0 = \Pi_F P_2^0.$$

Per calcolare le temperature totali è stato necessario calcolare il lavoro necessario al fan:

$$L_F = \frac{1}{\eta_F} C_p T_2^0 \left(\Pi_F^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right),$$

dove il calore specifico a pressione costante è $C_p = R \frac{\gamma}{(\gamma-1)}$, con $R = 287 \text{ J/kgK}$ e $\gamma = 1.4$ (per l'aria). La temperatura totale è stata determinata dunque con la relazione seguente:

$$T_{27}^0 = T_2^0 + \frac{L_F}{C_p}.$$

In uscita dal fan, flusso freddo e flusso caldo sono caratterizzati dalle stesse condizioni di temperatura e pressione; difatti, si è ottenuto che:

$$P_{25}^0 = P_{27}^0,$$

$$T_{25}^0 = T_{27}^0.$$

Compressore di alta pressione

Il rapporto di compressione di alta è legato a quello del fan e all'OPR, secondo la relazione:

$$\Pi_{HPC} = \frac{\Pi_c}{\Pi_F}.$$

Ottenuta la P_{25}^0 dallo step precedente, si è ricavata la P_3^0 mediante la relazione:

$$P_3^0 = P_{25}^0 \Pi_{HPC}.$$

Si è poi calcolato il lavoro necessario al compressore per sviluppare quel determinato rapporto di compressione:

$$L_{HPC} = \frac{1}{\eta_{HPC}} C_p T_{25}^0 \left(\Pi_{HPC}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right),$$

da cui si è poi ricavata la temperatura di fine compressione, ossia

$$T_3^0 = T_{25}^0 + \frac{L_{HPC}}{C_p}.$$

Combustore

Il processo interno al combustore non è isobaro, pertanto si è tenuto conto di una caduta di pressione totale attraverso l'efficienza ϵ_b nel calcolo della pressione totale in uscita dal combustore:

$$P_4^0 = P_3^0 \cdot \epsilon_b .$$

Imponendo l'equilibrio all'interno del combustore fra l'energia prodotta dal combustibile e quella legata alla temperatura, mediante la relazione

$$\eta_b H_i \dot{m}_b = C'_p (\dot{m}_c + \dot{m}_b - \dot{m}_{c1} - \dot{m}_{c2}) (TIT - T_3^0) ,$$

si è potuta isolare la dosatura, come incognita dell'equazione. Per la definizione del potere calorifico inferiore, si è scelto il carburante JP-10, essendo questi arricchito con additivi che garantiscono un punto di congelamento a -79°C .

Le portate nella relazione di equilibrio sono le seguenti:

$\dot{m}_b$, portata di combustibile;

$\dot{m}_c$, portata di flusso caldo;

$\dot{m}_{c1}$, portata di spillamento per il raffreddamento della turbina di alta pressione;

$\dot{m}_{c2}$, portata di spillamento per il raffreddamento della turbina di bassa pressione.

Il calore specifico a pressione costante C'_p tiene conto di un $\gamma = 1.33$, poiché in questo caso si fa riferimento ai gas di combustione e non più semplicemente all'aria.

L'incognita isolata dall'equazione di equilibrio riportata precedentemente è:

$$\alpha = \frac{\eta_b H_i}{C'_p (TIT - T_3^0)} - 1 + \beta_{c1} + \beta_{c2} ,$$

dove si è considerato che

$$\begin{cases} \dot{m}_b = \frac{\dot{m}_c}{\alpha} , \\ \beta_{c1} = \frac{\dot{m}_{c1}}{\dot{m}_c} , \\ \beta_{c2} = \frac{\dot{m}_{c2}}{\dot{m}_c} . \end{cases}$$

La portata di raffreddamento è stata calcolata complessivamente attraverso la relazione

$$\mu = \frac{\Psi}{k(1 - \Psi)} ,$$

nella quale i parametri in gioco sono così definiti:

$$\begin{cases} \Psi = \frac{TIT - T_{metal}}{TIT - T_3^0}, \\ k = 25. \end{cases}$$

$T_{metal} = 1000 \text{ K}$ è la temperatura massima che si è supposto il materiale potesse sopportare senza raffreddamento, seppur suscettibile a non indifferenti fenomeni di *creep*. Il coefficiente k identifica invece la tecnica di raffreddamento (*cooling*): in questo caso è stato scelto l'*effusion cooling*, più efficiente rispetto al *film cooling*. La dosatura è stata infine calcolata con la relazione:

$$\alpha = \frac{\eta_b H_i}{C'_p (TIT - T_3^0)} - 1 + \frac{\mu}{\dot{m}_c}.$$

Turbina di alta pressione

La turbina di alta pressione ha l'obiettivo di raccogliere l'entalpia contenuta all'interno dei gas di scarico e trasformarla in energia rotazionale all'albero di alta pressione per far muovere il compressore. Per calcolare il rapporto di espansione, sull'albero di alta pressione, è stato effettuato un bilancio di potenza nel quale è stata inserita la portata di *cooling*:

$$\Pi_{HPT} = \frac{A_1 - A_2^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}}{A_3}.$$

Così definito, il rapporto di espansione è minore di 1, dal momento che si è utilizzata la definizione al contrario ("out su in"), nella quale i tre coefficienti A_i sono così definiti:

$$\begin{cases} A_1 = (1 - \mu + f)C'_p T_4^0 + \mu C_p T_3^0, \\ A_2 = \frac{1}{\eta_m \eta_{HPC} \eta_{HPT} (1 - K)} C_p T_{25}^0 \left(\Pi_{HPC}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right), \\ A_3 = (1 - \mu + f)C'_p T_4^0 + \mu C_p T_4^0. \end{cases}$$

Il coefficiente k identifica lo spillamento di potenza percentuale richiesta per il funzionamento dei sistemi, stimata in 2 kW dalla divisione sistemistica. Non essendo note le portate di aria calda, aria fredda e carburante, non è stato possibile inserire nel bilancio la sottrazione di potenza. Viene fatta una stima per eccesso; supponendo che la turbina sviluppi una potenza di 1 MW (valore piuttosto contenuto), un valore pari a 2 kW corrisponde a 2 millesimi di esso. Noti i parametri al compressore, è possibile stimare la potenza impostando ad esempio una portata calda $\dot{m}_c$ di 10 kg/s ; un valore basso, poiché si otterrebbe una potenza di circa 5 MW , per la quale due millesimi corrisponderebbero a circa 10 kW . Per queste considerazioni, l'imposizione del coefficiente $k = 0.002$ può essere ritenuta piuttosto conservativa.

Mediante la definizione generale di rapporto di espansione e secondo le considerazioni precedenti, è stato possibile ottenere la pressione P_{45}^0 , mediante la formula

$$P_{45}^0 = \frac{P_4^0}{\Pi_{HPT}},$$

mentre il lavoro della turbina di alta pressione è stato ottenuto con la formula

$$L_{HPT} = \eta_{HPT} C'_p T_4^0 \left(1 - \Pi_{HPT}^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}} \right).$$

Da qui è stata determinata la temperatura di uscita:

$$T_{45}^0 = T_4^0 - \frac{L_{HPT}}{C'_p}.$$

Turbina di bassa pressione

Dal bilancio di potenza sull'albero di bassa pressione, si è potuto ricavare il rapporto di espansione per la turbina di bassa pressione, con la relazione:

$$\Pi_{LPT} = \left[1 - B \frac{T_2^0}{T_{45}^0} \left(\Pi_F^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right]^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}.$$

Anche in questo caso per il rapporto di espansione è stata utilizzata la relazione al contrario (dunque “out” su “in”), per la quale il rapporto non può che essere minore di 1. Il coefficiente B che compare all'interno è determinato dalla seguente espressione:

$$B = \frac{1}{\eta_F \eta_{LPT} \eta_m} (1 + BPR) \frac{\alpha}{\alpha + 1} \frac{C_p}{C'_p}.$$

Da qui si è ricavata la pressione totale all'uscita della turbina di bassa, con la seguente relazione:

$$P_5^0 = \frac{P_{45}^0}{\Pi_{LPT}}.$$

Si è potuto definire il lavoro come

$$L_{LPT} = \eta_{LPT} C'_p T_{45}^0 \left(1 - \Pi_{LPT}^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}} \right),$$

da cui si è ricavata la temperatura di uscita, con la relazione:

$$T_5^0 = T_{45}^0 - \frac{L_{LPT}}{C'_p}.$$

Ugello caldo

Tanto per l'ugello caldo quanto per quello freddo sono state assunte le ipotesi di adattamento e adiabaticità del flusso; per la definizione dei rapporti di espansione è stato utilizzato un approccio “Total-To-Static” e non uno “Total-To-Total” per poter tenere conto della perdita energetica dei gas di scarico in uscita, i quali non vengono usati da un componente successivo, bensì rilasciati in ambiente esterno.

L'ipotesi di adattamento per l'ugello caldo richiede che la pressione statica dei gas di uscita sia la stessa della pressione ambiente:

$$P_6 = P_0 .$$

Essendo l'ugello anche adiabatico, si conserva la temperatura totale:

$$T_6^0 = T_5^0 .$$

Il rapporto di espansione dell'ugello viene definito come:

$$\Pi_{NC} = \frac{P_5^0}{P_6} \epsilon_{NC} .$$

Questo rapporto viene utilizzato per determinare la velocità di uscita dei gas caldi; nello specifico, si sfrutta la messa in uguaglianza della variazione di entalpia con la variazione di energia cinetica dei gas combusti in uscita, ricavando la relazione:

$$w_6 = \sqrt{2C_p' T_5^0 \left(1 - \frac{1}{\Pi_{NC}^{\frac{\gamma'}{\gamma'-1}}} \right)} .$$

Dal bilancio tra energia termica ed energia cinetica in uscita si sono potuti determinare la temperatura statica, con la relazione

$$T_6 = T_6^0 - \frac{w_6^2}{2C_p'} ,$$

e il Mach del gas in uscita:

$$M_6 = \sqrt{\gamma' R T_6} .$$

Noti questi parametri si è potuta calcolare la pressione totale in uscita, con la formula:

$$P_6^0 = P_6 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_6^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} .$$

Ugello freddo

Per l'ugello freddo si è seguita una procedura analoga a quella per l'ugello caldo. In particolare, la portata fredda, dopo aver attraversato il fan, passa attraverso un condotto all'interno del quale subisce perdite di pressione totale per la non isentropicità del processo. Si ha pertanto che:

$$P_7^0 = P_{27}^0 \cdot \epsilon_{duct} .$$

Tuttavia, il condotto è stato supposto adiabatico, per cui la temperatura totale si conserva; infatti, si ha che:

$$T_7^0 = T_{27}^0 .$$

Come già anticipato per l'ugello caldo, per ottenere l'adattamento si è imposto che la pressione di uscita dei gas freddi sia pari alla pressione ambiente; si ha pertanto che:

$$P_8 = P_0 .$$

L'ugello è adiabatico, quindi la temperatura totale si conserva:

$$T_8^0 = T_7^0.$$

Successivamente, si è proceduto con il calcolo del rapporto di espansione nell'ugello freddo, sempre tenendo conto delle perdite di pressione totale:

$$\Pi_{NF} = \frac{P_7^0}{P_8} \epsilon_{NF}.$$

È stato possibile dunque calcolare la velocità di uscita dei gas freddi, mediante la relazione

$$w_8 = \sqrt{2C_p T_8^0 \left(1 - \frac{1}{\Pi_{NF}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right)},$$

da cui, nota la velocità, si ricava la temperatura statica di uscita:

$$T_8 = T_8^0 - \frac{w_8^2}{2C_p}.$$

Dalla temperatura di uscita è stato ottenuto il Mach di uscita:

$$M_8 = \sqrt{\gamma' R T_8}.$$

Infine, si è calcolata la pressione totale, mediante la seguente relazione:

$$P_8^0 = P_8 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_8^2 \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}.$$

Off-design

L'analisi off-design è stata effettuata con l'obiettivo di determinare il diametro del fan e di fornire un dimensionamento della presa d'aria.

L'assunzione di turbine critiche e bloccate in fase di decollo fa sì che i rapporti di espansione siano costanti e pari a quelli di progetto; un'ipotesi molto rappresentativa di quello che accade nella realtà. Per quanto riguarda invece l'ipotesi di rendimenti adiabatici e costanti, si tratta di un'assunzione molto conservativa, in quanto nella realtà variano in modo non trascurabile: tuttavia, non disponendo delle mappe dei componenti, in prima approssimazione questa ipotesi è accettabile.

Inoltre, per rappresentare la condizione di decollo, si è dovuto fissare un Mach (M_0) a 0.1 e non ad un valore nullo per evitare la generazione di una singolarità, risultante in valori non plausibili.

Dimensionamento del fan

Si è proceduto con la determinazione del diametro del fan sia in condizioni on-design che off-design. In entrambi i casi, inizialmente vengono determinate le portate $\dot{m}_0$ all'ingresso del motore (la portata di infinito a monte). Esse sono state determinate a

partire dalle spinte e dalle spinte specifiche on-design e off-design utilizzando le seguenti relazioni:

$$\begin{cases} \dot{m}_{0, ondesign} = \frac{S_{ondesign}(16000\text{ m})}{\frac{S}{\dot{m}_0}(16000\text{ m})} = 16.6 \frac{kg}{s}, \\ \dot{m}_{0, offdesign} = \frac{S_{offdesign}(SL)}{\frac{S}{\dot{m}_0}(SL)} = 112.7 \frac{kg}{s} \end{cases} ;$$

per l'esecuzione del calcolo sono state considerate le seguenti spinte:

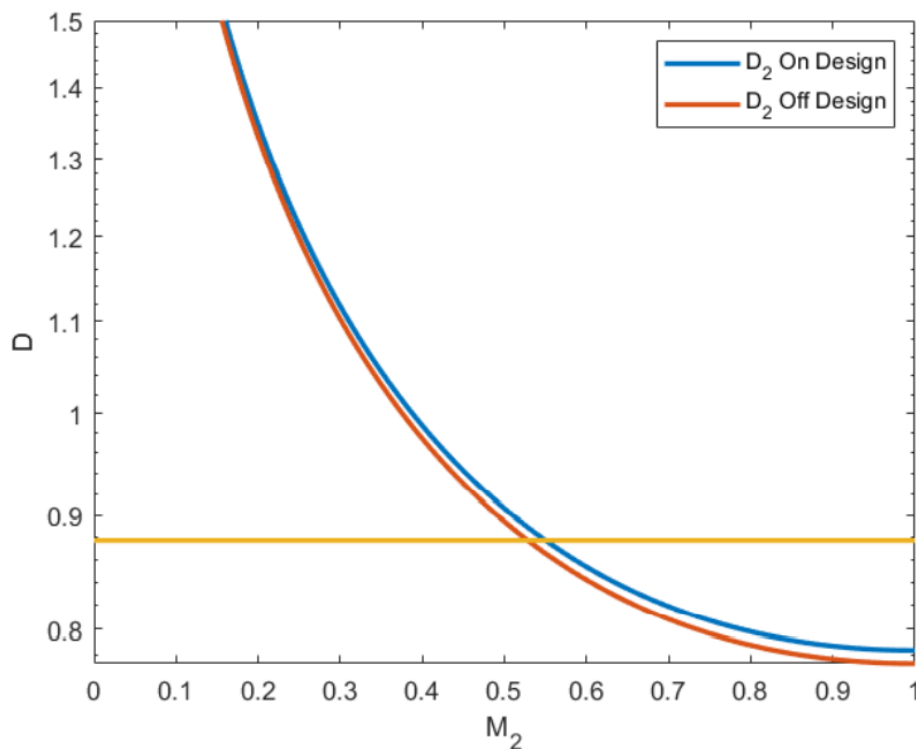
$$\begin{cases} S_{ondesign} = T_{SL} \cdot 0.088, \\ S_{offdesign} = T_{SL}, \end{cases}$$

dove la spinta T_{SL} è pari a circa 37700 kN e le spinte specifiche sono state ricavate dai calcoli precedenti per il punto di progetto on-design e il punto di funzionamento off-design. Il coefficiente moltiplicativo 0.088 serve a scalare la spinta in modo da ottenere quella in quota (16000 m). Infatti, come visto precedentemente dalle curve di spinta-resistenza, in condizioni di loiter è necessario l'8,8% per avere l'equilibrio, tale per cui la spinta disponibile sia pari alla resistenza $D = 3319\text{ N}$.

Definite le portate, sono state ricavate le aree e i diametri attraverso le seguenti relazioni:

$$\begin{cases} A_2 = \dot{m}_0 \frac{\sqrt{RT_2^0}}{p_2^0 f_M(M_2)}, \\ D_2 = \sqrt{4 \frac{A_2}{\pi}}; \end{cases}$$

sono state costruite due curve riportate nel grafico qui sotto, nel quale vengono messi in relazione i diametri del fan con il Mach in corrispondenza della sua sezione di ingresso M_2 .



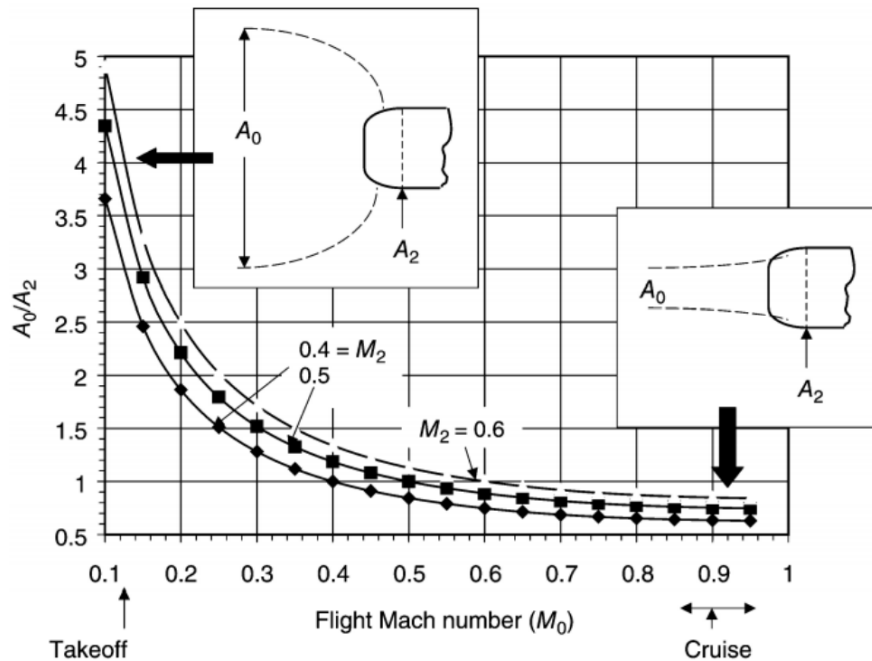
Osservando le curve blu e rossa, risulta evidente come la condizione più critica sia quella rappresentata dalla prima: per ogni valore di Mach considerato, si ha un diametro on-design sempre maggiore. Ciò è legato al fatto che la pressione incide notevolmente sul calcolo dell'area; di conseguenza, poiché il M_2 non è un parametro da determinare, bensì da imporre, si è deciso di fissarlo a 0.55, valore a cui corrisponde un diametro del fan di circa 87.74 cm ed un'area di circa 0.6046 m². Fissato il diametro, graficamente è stato possibile determinare il Mach che si ottiene al decollo in corrispondenza del fan: circa 0.53.

Dimensionamento della presa

Analogamente al dimensionamento del fan, per il dimensionamento della presa si valutano le condizioni a progetto. Note le condizioni esterne e di volo, si è potuta calcolare l'area di rifiuto della presa mediante la seguente relazione:

$$A_0 = \frac{\dot{m}_{0, ondesign}}{\rho_0 V_0} = 0.5669 \text{ m}^2,$$

dove V_0 si può ricavare dal Mach di volo, M_0 . Dal momento che si è effettuato un



dimensionamento di tipo 0D, per tenere conto dei fenomeni tridimensionali associati al tubo di flusso ed alla presa e della presenza dello strato limite, il quale tende a stringere leggermente il flusso non consentendo alla presa di smaltire completamente la portata, si è deciso di utilizzare la seguente relazione presa dalla letteratura:

$$A_1 = A_0 \cdot 1.04 = 0.5896 \text{ m}^2.$$

In altri termini, ciò equivale ad imporre che l'area di ingresso della presa sia maggiore rispetto alla sezione di infinito a monte del 4%.

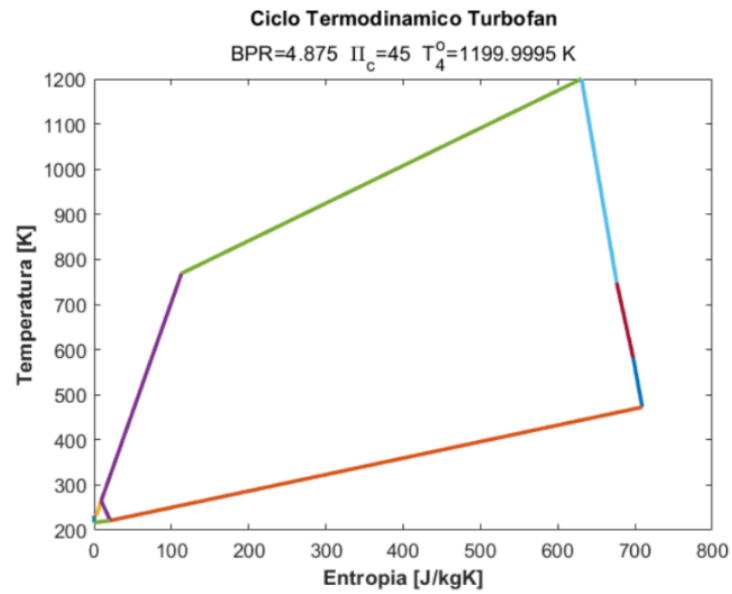
Nota l'area di ingresso, si è calcolata la funzione del Mach $f_M(M)$, dalla quale si è ricavato il Mach di ingresso presa. Fissata l'area, si è potuto calcolare anche quello in off-design, ottenendo i seguenti risultati:

$$M_{1, \text{on design}} = 0.5631, M_{1, \text{off design}} = 0.5404.$$

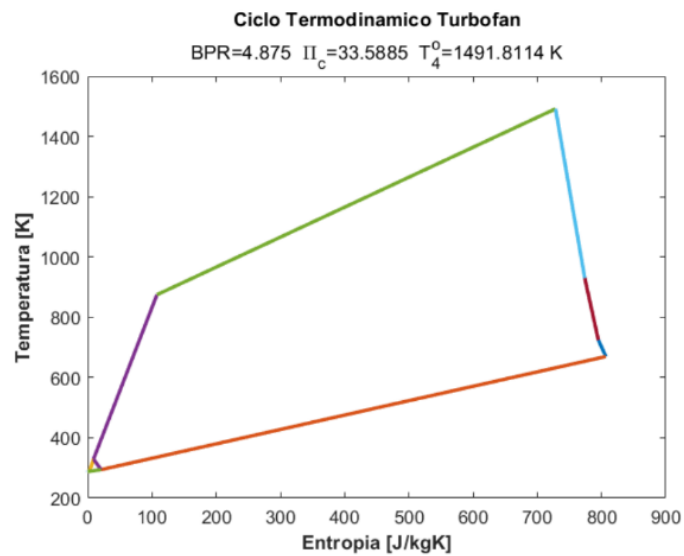
Di seguito viene riportato in figura qui sopra un grafico trovato in letteratura, nel quale viene evidenziata la variazione del rapporto A_0/A_2 con il Mach di volo M_0 , a fissato M_2 di ingresso nel fan.

Come si può osservare nel grafico, ipotizzando condizioni a progetto, Mach di volo pari a 0.6 ed un $M_2 = 0.6$, si ottiene un rapporto di aree leggermente inferiore ad 1: questo è in linea con i risultati ottenuti, ossia $A_0/A_2 = 0.9376$. In off-design, fissando il M_0 a circa 0.1, è possibile ricavare graficamente l'area di richiamo.

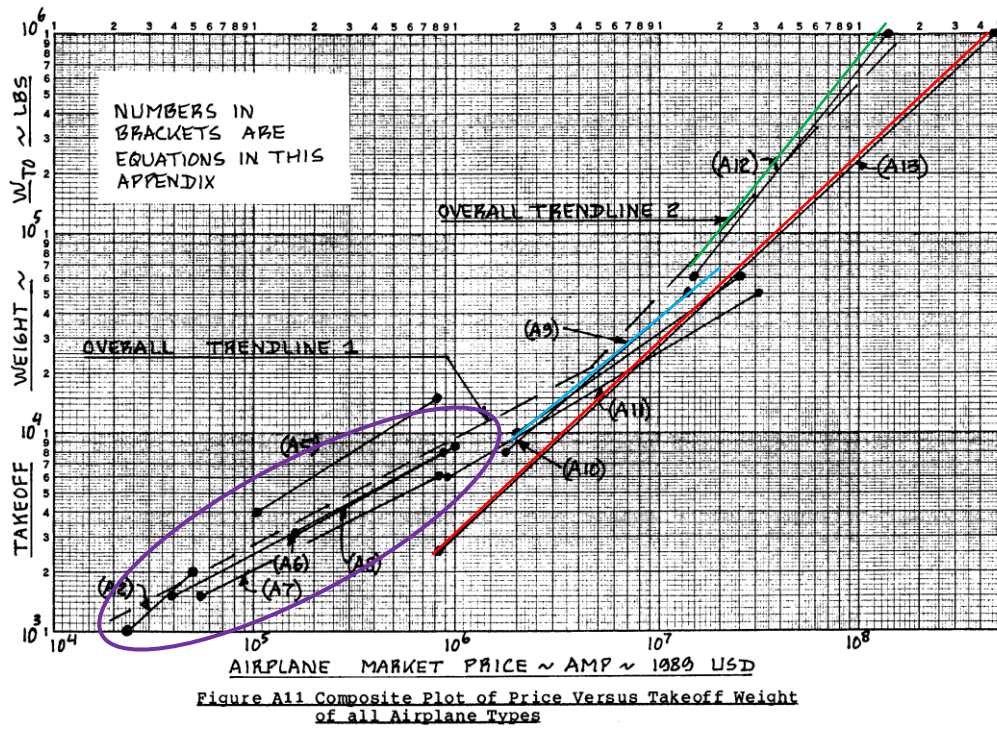
- **Figura 5.4b: Ciclo Termodinamico On Design**



- **Figura 5.4c: Ciclo Termodinamico Off Design**



- **Figura 6b: Analisi dei Costi del Roskam per UAV**



Nel grafico sono riportate diverse linee statistiche, ognuna delle quali fa riferimento ad una diversa categoria di aerei:

- **Militari;**
- **Aerei di linea;**
- **Business jet/Trasporto regionale turboprop;**
- **Aviazione generale (motore a piston/Turboprop);**