

**POLITECNICO DI TORINO**  
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale  
Tesi di Laurea Magistrale



**Progetto di Sistemi per un  
Long Range Global Strike UCAV**

**Relatore:**

Dr. Marco Fioriti

**Co-Relatore:**

Prof.ssa Nicole Viola

Dr. Luca Boggero

**Referente Aziendale:**

Ing. Luciana Lo Verde

**Candidato:**

Emanuele La Brocca

Luglio 2018

# Indice

Introduzione .....	4
1 Dimensionamento Preliminare .....	5
1.1 Stato dell'arte .....	5
1.2 Velivoli di Riferimento .....	6
1.3 Requisiti di missione.....	8
1.4 Stima della Terna Pesi .....	11
1.5 Formulazione dei requisiti per le prestazioni di punto.....	12
1.6 Identificazione del Punto di Progetto .....	25
1.7 Diagramma di Inviluppo .....	28
1.8 Posizione del Centro di Massa.....	31
1.9 Diagramma di Manovra .....	34
1.10 Fasi di Missione .....	36
2 Payload .....	38
2.1 Sensori .....	39
2.2 Power Budget .....	41
2.3 Baia Armamenti .....	43
3 Sistema Avionico .....	50
3.1 Richiamo alle Architetture Avioniche.....	50
3.2 Funzioni Svolte dal Sistema Avionico .....	51
3.3 Elenco e descrizioni degli apparati installati.....	54
3.4 Definizione del numero di apparati avionici.....	71
3.5 Power Budget.....	76
.....	77
4 Flight Control System .....	78
4.1 Progetto delle superfici mobili.....	78
4.2 Momenti di stallo.....	83
4.3 Dimensionamento degli attuatori.....	85
4.4 Power Budget .....	87
5 Carrello di Atterraggio .....	90
5.1 Dimensionamento Carrello.....	90
5.2 Potenza richiesta per estrazione/retrazione .....	97

5.3	Meccanismo di Sterzo .....	98
5.4	Meccanismo di Frenata .....	99
5.5	Power Budget .....	99
6	Valutazione Potenze di Attuazione Vani .....	102
6.1	Schema e Logica di Controllo .....	108
6.2	Risultati.....	109
6.3	Power Budget .....	110
7	Impianto Antighiaccio .....	111
7.1	Bordo di Attacco Alare .....	112
7.2	Piani di coda verticale ed orizzontale.....	114
7.3	Prese d'aria motore .....	115
7.4	Sensori .....	117
7.5	Power Budget .....	119
8	Environmental Control System.....	120
8.1	Valutazione dei carichi agenti .....	121
8.2	Dimensionamento della CAU.....	126
8.3	Power Budget .....	129
9	Impianto Carburante .....	130
9.1	Assunzioni/Requisiti.....	130
9.2	Architettura del Sistema.....	132
10	Power Budget ed Electric Sytem.....	140
10.1	Stima del Peso degli Elementi.....	143
11	Stima del recupero di potenza all'albero da sottrazione bleed.....	146
11.1	Possibile impiego di APU per la produzione di potenza a bordo .....	151
12	Conclusioni e Sviluppi Futuri .....	156
Appendice A .....		157
A-1	Script MATLAB Raymer .....	157
A-2	Script MATLAB Roskam .....	159
Appendice B .....		162
B-1	Modello Simulink per valutazione potenze Vani .....	162
B-2	Vano Centrale Baia Armamenti.....	164
B-2	Vano Laterale Baia Armamenti.....	165

B-2 Vano Carrello Anteriore .....	167
B-2 Vano Carrello Posteriore .....	168
Appendice C .....	170
D-1 Script per la generazione del Power Budget .....	170
Appendice D .....	174
C-1 Script MATLAB per Trade Off APU .....	174
Glossario.....	177
Bibliografia.....	179
Sitografia.....	180

## Introduzione

Il presente lavoro di tesi nasce dallo sforzo congiunto fra il *DIMEAS*, Dipartimento di Meccanica ed Aerospaziale del Politecnico di Torino e l'Ufficio Avamprogetto di Leonardo Spa. Divisione Velivoli. L'elaborato si inserisce nel processo di Preliminary Design di un velivolo *unmanned* ad alta autonomia oraria operante a medie quote (MALE UAS), da sorveglianza con capacità di attacco al suolo, puntando alla stesura di un documento quanto più possibile dettagliato nelle metodologie e nei dati seppur con il limite dato dalla natura preliminare che potrà essere colmata con le classiche iterazioni di progetto.

Il lavoro si concentra dapprima sul preliminary design, partendo dall'analisi dei requisiti e delle fasi di missione, per arrivare alla definizione del punto di progetto con la stima dei principali parametri caratteristici dell'aeromobile che vadano a bloccarne la configurazione. Ne segue quindi un primo ciclo di definizione di posizione del baricentro e suddivisione di peso fra i vari sottosistemi a bordo. Nella successiva parte della dissertazione viene esposto uno studio dettagliato dei sottosistemi, nell'ordine: Payload e Sensori, Avionica, Sistema di Controllo di Volo, Sistema Carrello, Sistema Antighiaccio, Environmental Control System e Sistema Elettrico. In particolare, per ogni sottosistema viene descritta la soluzione adottata, frutto di analisi di trade-off fra le configurazioni possibili e ne vengono identificati relativi peso, ingombri e potenza richiesta in base alla fase di missione considerata. Quest'ultimo parametro costituisce il dato fondamentale che ha permesso la definizione del Power Budget in modo da verificare il soddisfacimento di generazione di potenza a bordo velivolo e di valutare metodologie alternative per la generazione della stessa. Per il gruppo carrello e vano armamenti inoltre sono stati sviluppati modelli *CAD* per verificare l'ingombro ed il corretto dimensionamento degli apparati, nonché la loro movimentazione. I risultati sono stati ottenuti mediante l'impiego delle classiche metodologie di progetto dell'Ingegneria dei Sistemi, con l'impiego di script in codice Matlab per la valutazione delle forze richieste nel caso degli attuatori e del codice *ASTRID*.

L'elaborato infine non intende costituire un lavoro a sé stante ma mira a lasciare aperte possibilità di implementazione di nuove architetture e la ricerca di nuove soluzioni alle problematiche poste, fornendo spunti di riflessione per l'avvio di ricerche future legate al systems design per velivoli militari senza pilota.

# 1 Dimensionamento Preliminare

## 1.1 Stato dell'arte

L'intero processo di realizzazione di un prodotto Aerospaziale, sia esso destinato ad un utilizzo prettamente aeronautico o spaziale, può essere considerato come il raggruppamento di tre diverse fase di progetto:

- **Progetto Concettuale:** costituisce la fase embrionale dell'intero iter. Facendo uso delle conoscenze teoriche che regolamentano le diverse discipline dell'Ingegneria Aerospaziale, unite all'esperienza e alle informazioni catalogate, lo scopo di questa prima fase è quello di andare a definire una configurazione che vada ad incarnare quella che più di tutte soddisfi i requisiti dei quali il prodotto finale sarà figlio.
- **Progetto Preliminare:** viene effettuato un primo dimensionamento. Le stime effettuate si basano sull'impiego di modelli empirici o semiempirici che puntano ad un connubio fra affidabilità dei risultati e rapidità di esecuzione. Viene quindi conferita una prima forma ai sottosistemi, per i quali il dimensionamento ultimo verrà affidato alla fase di dettaglio.
- **Progetto di Dettaglio:** costituisce il livello più basso dell'intero processo, all'interno del quale utilizzando gli strumenti più evoluti di cui si dispone, vengono definiti nei minimi particolari i dati finali per ogni elemento. Analisi aerodinamiche, dimensionamenti strutturali, installazione di impianti e molti altri aspetti vengono curati per dar vita a modelli numerici che verranno confermati ove possibile da prove sperimentali.

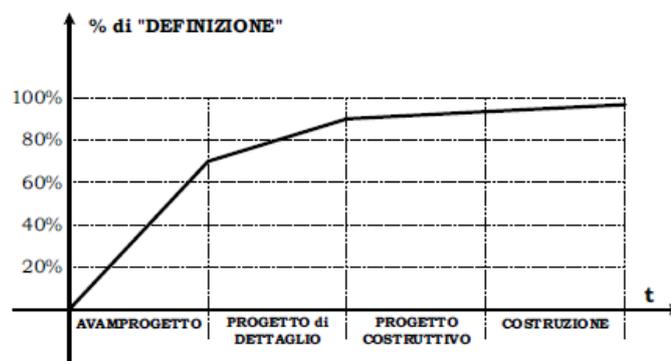


Fig. 1.1 Fasi di un Progetto Aeronautico

Va da sé che il susseguirsi delle fasi sopra descritte non segua una successione lineare, ma avvenga secondo cicli di iterazione che possono richiedere anni perché si passi dalla fase concettuale al prodotto completamente definito.

## 1.2 Velivoli di Riferimento

Primo passo dell'intero processo di progettazione consiste nell'attingere da tutto ciò che la cultura aeronautica ha prodotto. Vengono quindi richiamate le principali caratteristiche dei velivoli con e senza pilota presi a riferimento per il tracciamento di alcune linee di tendenza, atte ad indirizzare la scelta progettuale:

### Velivoli tutt'ala

Partorita dalla mente di Jack Northrop, l'idea di Ala Volante ha visto la sua realizzazione nel bombardiere strategico nucleare *B-2 Spirit*, sviluppato dall'azienda *Northrop Grumman*, capace di trasportare anche carico convenzionale ed armi intelligenti (eg: *JDAM* a guida *GPS*). Entrato in servizio nel 1999, il suo impiego è previsto sino al 2040 circa. Versioni più piccole per questa configurazione di velivolo, priva del gruppo alare di coda (tailless), vanno anche ritrovate nelle numerose modelli della serie di velivoli eXperimental atti per il combattimento, come l'*X-45/46/47*.



Fig. 1.2 Northrop Grumman B-2 Spirit

## Cacciabombardieri

Numerosi sono stati i tentativi, spesso riusciti, di effettuare un merging fra le caratteristiche di velivoli bombardieri e da attacco (fighters). Tale tipologia di velivolo, denominata cacciabombardiere, ha assunto particolare importanza a partire dalla metà del secolo scorso con lo sviluppo dei motori a getto. Fra i protagonisti di questa classe di velivoli sono degni di nota il *Lockeed F-104 Starfighter* ed il *McDonnell Douglas F-4 Phantom II*. L'industria aeronautica italiana ha potuto vantare di un grande successo nella realizzazione del *G.91* ad opera di *Fiat*, successivamente rinominata *Aeritalia*. Questo velivolo, entrato in servizio nel 1961 presso le Forze Armate Italiane, ha dato inizio ad una lunga vita di servizio durata per oltre 35 anni.



Fig. 1.3 Aeritalia G.91

## Unmanned Air Systems

Nell'ultimi trent'anni si sono affacciati sullo scenario di guerra velivoli senza pilota, che nel corso degli anni stanno andando a ricoprire ruoli sempre più differenti fra di loro, dalla sorveglianza all'attacco al suolo al supporto aereo per le truppe di terra. A questa famiglia appartengono l'*RQ-1/MQ-1 Predator* ed il suo successore *MQ-1C Grey Eagle*. Con l'avvento dell'*MQ-9 Reaper*, entrato in servizio nel 2007, la capacità di attacco di questi velivoli a pilotaggio remoto è stata affermata. Elevata autonomia di trasferimento e capacità di montare a bordo sensori per la sorveglianza, oltre al carico bellico specifico per la missione, contraddistinguono questa famiglia di velivoli in costante sviluppo.



Fig. 1.4 MQ-1C Gray Eagle

### 1.3 Requisiti di missione

Sono stati assegnati i requisiti ed i profili di missione che il velivolo dovrà andare a svolgere. Vengono di seguito elencate le prestazioni di punto che si richiede debbano essere soddisfatte:

- Lunghezza massima della pista al decollo a  $s.l - ISA - WTO = 5000 [ft]$ ;
- Massimo load factor istantaneo calcolato a numero di Mach  $M = 0.4$  in condizioni  $s.l - ISA - WTO = 5.5g$ ;
- Rateo di Virata Sostenuta a numero di Mach  $M = 0.7$  calcolato a quota di  $35 [kft] - ISA - WTO = 3 [^\circ/s]$ ;
- Velocità massima a  $35 [kft] - ISA - WTO$  pari a  $M = 0.85$ ;

Le missioni proposte sono due differenti, ma il calcolo dimensionante sarà quello in output della missione che risulterà più gravosa fra quelle presentate. Vengono presentate nel seguito i due profili, *Profilo-A* e *Profilo-B*:

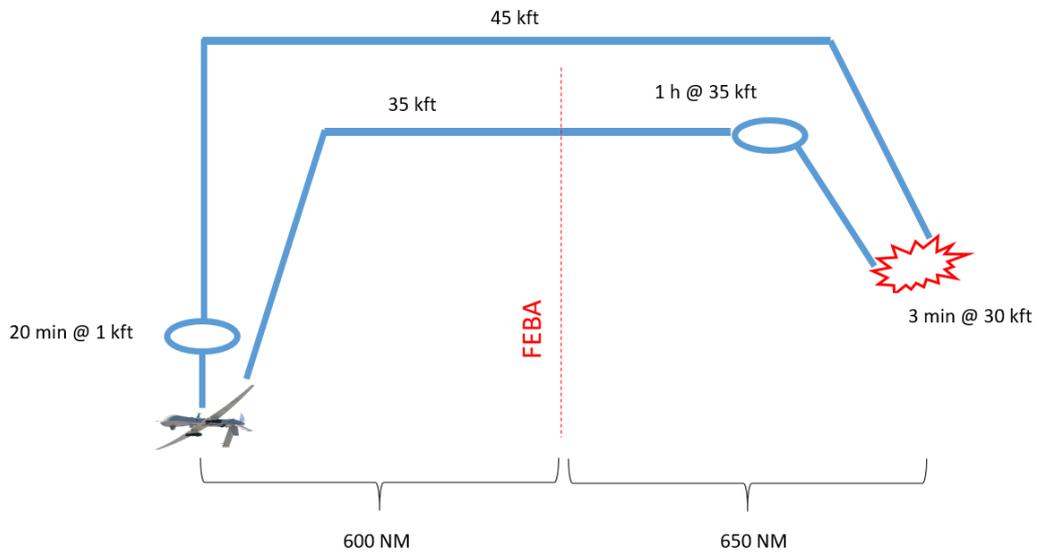


Fig. 1.5 Profilo di missione Profilo-A

➤ **Profilo-A**

Il velivolo, dopo un iniziale tratto di salita, si porta alla quota di servizio di 35 [kft] dove, dopo aver percorso una distanza di 600 [NM], entra in quello che sarà territorio ostile. Una volta all'interno di quest'zona, dopo ulteriori 650 [NM] effettuerà un Loiter della durata approssimativa di 60 minuti, al termine del quale verrà effettuata una discesa per avvicinarsi al bersaglio. Segue la fase di sgancio di armamento bellico trasportato, della durata di circa 3 minuti al termine della quale il bombardiere riprende quota per portarsi a 35 [kft]. Il velivolo torna infine alla base di partenza attraversando un tratto di 1250 [NM] e prima dell'atterraggio viene effettuato un Loiter di 20 minuti. A fine missione il velivolo dovrà avere una riserva di carburante pari al 5% del valore iniziale. Vengono riportati di seguito i valori di peso previsti per questo profilo rispettivamente per sensori ed armamenti.

<i>Peso Armamenti [kg]</i>	1700
<i>Peso Sensori [kg]</i>	500
<i>Peso Totale [kg]</i>	2200

Tab 1.1 Terna Pesi Profilo-A

➤ **Profilo-B**

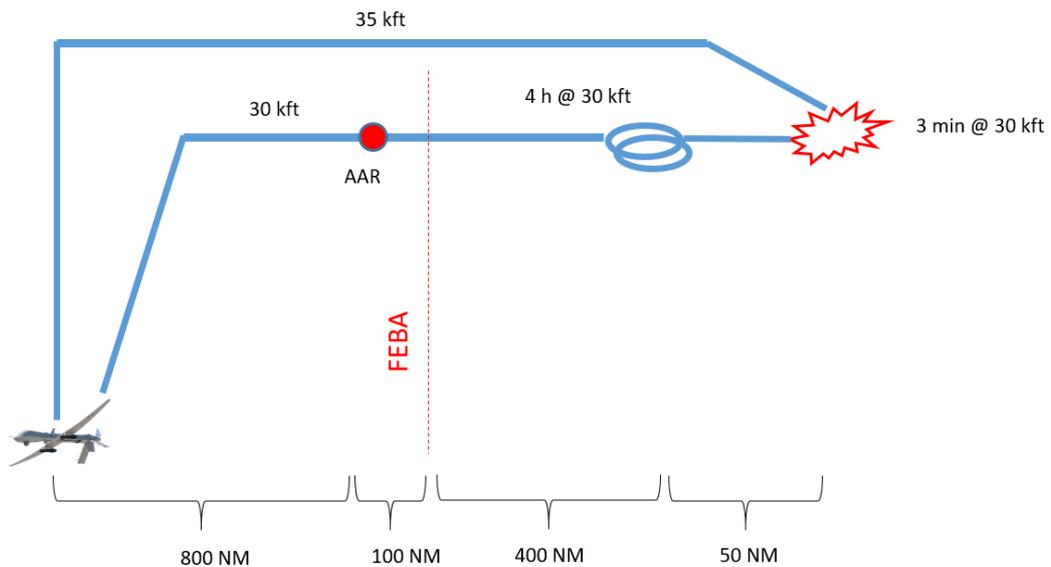


Fig. 1.6 Profilo di Missione Profilo-B

Il velivolo, dopo un iniziale tratto di salita, si porta alla quota di servizio di 30 [kft] e, dopo aver percorso una distanza di 800 [NM], viene effettuato un rifornimento atto a ripristinare il valore iniziale di carburante. L'ingresso in zona ostile avverrà solo dopo aver percorso una tratta di circa 100 [NM]. Una volta all'interno di questa zona, dopo ulteriori 400 [NM] effettuerà un Loiter della durata approssimativa di 4 [h], al termine del quale verrà effettuata una discesa per avvicinarsi al bersaglio. Segue la fase di sgancio di armamento bellico trasportato, della durata di circa 3 minuti al termine della quale il bombardiere riprende quota per portarsi a 35 [kft]. Il velivolo torna infine alla base di partenza. Vengono riportati di seguito i valori di peso previsti per questo profilo rispettivamente per sensori ed armamenti.

<i>Peso Armamenti [kg]</i>	1350
<i>Peso Sensori [kg]</i>	500
<i>Peso Totale [kg]</i>	1850

Tab. 1.2 Terna Pesi Profilo-B

Dal profilo di missione è previsto un secondo rifornimento all'incirca nello stesso punto in cui è stato effettuato il primo; viene tuttavia ipotizzato che tale operazione

non riesca ad avere luogo, comportando uno studio delle fasi di missione al fine di garantire che il velivolo arrivi a destinazione con la solita percentuale di riserva.

## 1.4 Stima della Terna Pesì

Risulta di primaria importanza la conoscenza del peso del velivolo al decollo  $W_{T0}$ , che può essere espresso dalla somma dei seguenti termini:

$$W_{T0} = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} [kg]$$

Con:

- $W_{crew} [kg]$ : massa del personale a bordo;
- $W_{payload}$ : massa del payload trasportato;
- $W_{fuel} [kg]$ : peso del carburante imbarcato;
- $W_{empty} [kg]$ : peso del velivolo a vuoto;

Per ottenere la terna di valori si è usato il procedimento descritto da *Raymer [1]* e *Roskam [2]*. In particolare, entrambi i profili di missione sono stati presi in considerazione, scegliendo la terna di valori più restrittiva corrispondente a quella della missione con più carburante imbarcato. Il range dimensionante è risultato essere quello del *Profilo-B*, pari a 1250 [NM]. Vengono riportati di seguito i risultati ottenuti con gli script *MATLAB* del metodo *Roskam* (metodo scelto):

	<i>Profilo-A</i>	<i>Profilo-B</i>
$W_{payload} [kg]$	2200	1850
$W_{bombs} [kg]$	1700	1350
$Mach   V_{cruise}$	0.85 – 489 [kts]	0.85 – 489 [kts]
$SFC_{cruise}$	0.8	0.8
$L/D_{cruise}$	15	15
<i>Range</i> [NM]	1250	1250
$SFC_{loiter}$	0.5	0.5
$L/D_{loiter}$	18	18
<i>Weight Afterbomb</i> [kg]	10167	10059
$W_{fuel} [kg]$	4791	4306
$W_{empty} [kg]$	7211	7161
$W_{fuel\ reserve} [kg]$	240	216

Payload Fraction [%]	4.267	4.469
$W_{TO}$ [kg]	14514	13600

Tab. 1.3 Parametri per i Profili di Missione

In *Appendice A* vengono riportati entrambe le metodologie in codice *MATLAB*.

## 1.5 Formulazione dei requisiti per le prestazioni di punto

La terna dei pesi ricavata costituisce il punto di partenza; prendendo a riferimento i requisiti che vanno ad indicare le prestazioni di punto come avviene nel tradizionale studio dei velivoli, risulta che tali condizioni vadano ad imporre dei limiti che il progettista ha il compito di andare a formulare. Il campo di soluzioni che se ne ricava può essere visualizzato a livello grafico in una regione del piano cartesiano avente per assi  $X$  ed  $Y$  rispettivamente carico alare, espresso come rapporto fra il peso del velivolo e la superficie alare  $\frac{W}{S}$  [ $\frac{kg}{m^2}$ ], ed il rapporto spinta-peso  $\frac{T}{W}$ . Fra tutte le infinite soluzioni possibili fornite dalle coppie di valori  $(\frac{W}{S}_{TO}, \frac{T}{W}_{TO})$  racchiuse dai vincoli di progetto, quella che verrà scelta andrà a bloccare la configurazione del velivolo.

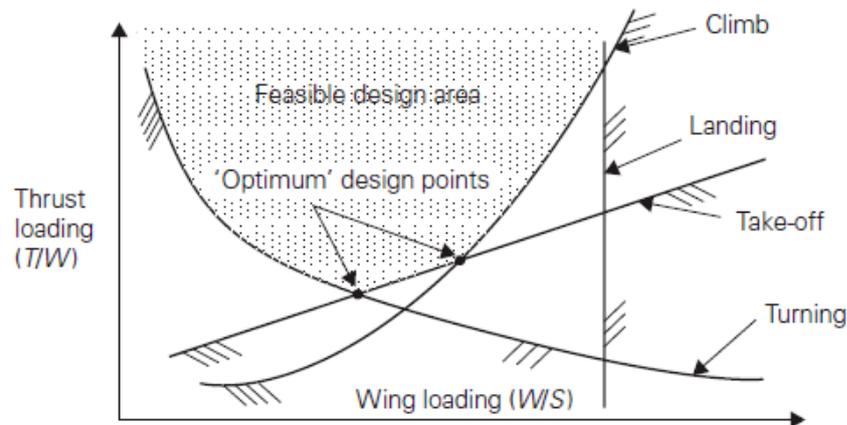


Fig. 1.7 Punto di Progetto Ottimo

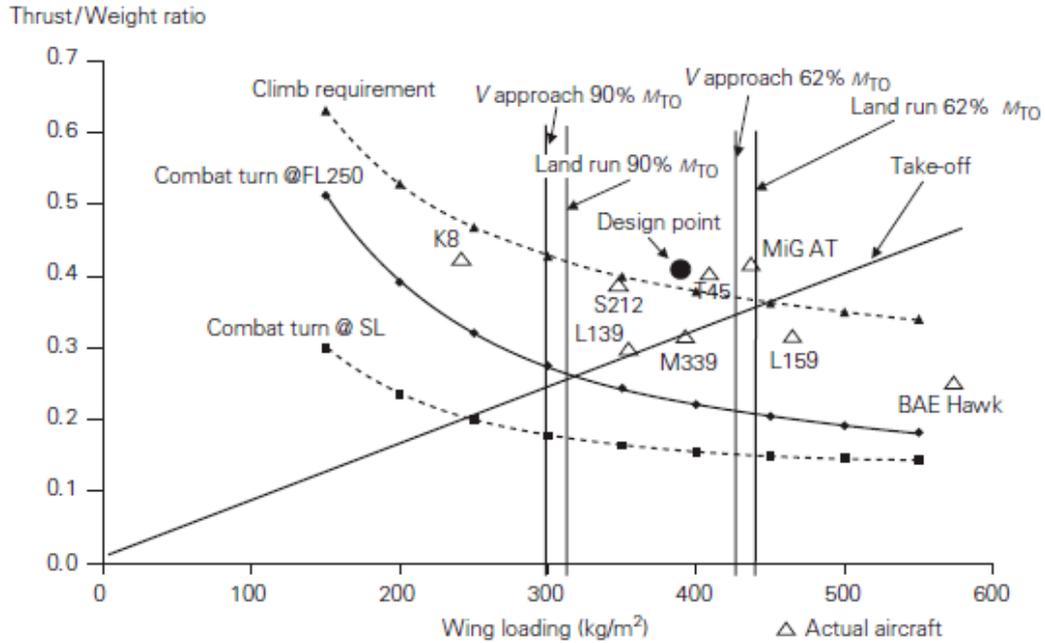


Fig. 1.8 Limiti per la definizione della regione di progetto

### Eccesso di Spinta Disponibile - SEP

L'eccesso di spinta disponibile viene espresso secondo la seguente formulazione:

$$SEP = \frac{T - D}{W} \cdot V \left[ \frac{m}{s} \right]$$

Tale parametro bene esprime la prestazione del velivolo in condizione di salita ed in accelerazione. Si vede come sia possibile da tale espressione andare a legare i due parametri di progetto precedentemente illustrati. Partendo dal coefficiente di resistenza  $C_D$ , questo può essere formulato come risultante della somma fra il contributo del coefficiente di resistenza a portanza nulla ed il coefficiente di resistenza indotta:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i}$$

Partendo da stime statistiche sui velivoli presi in riferimento, sono stati estrapolati dei valori di stima iniziale di apertura alare  $b$  e corrispondente superficie di riferimento  $S_{ref}$  compatibili. Da quest'ultimo valore si è potuta effettuare una stima della superficie bagnata  $S_{wet}$ , basata sulla formula  $S_{ref} S_{wet}$  e il relativo aspect ratio:

$$AR = \frac{b^2}{S_{ref}} \cong 10.65$$

Il coefficiente di resistenza a portanza nulla può essere quindi ricavato a partire dalla stima di un coefficiente di forma  $C_{f_e}$  per ogni elemento del velivolo, moltiplicato per il rapporto fra la superficie bagnata e la superficie di riferimento:

$$C_{D_0} = C_{f_e} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

Una prima stima del  $C_{f_e}$  è stata ricavata da valori rappresentativi di varie categorie di velivoli. Il valore scelto per il velivolo in considerazione è stato ricavato a partire da grafici con valori statistici su differenti categorie di velivoli in funzione della total wetted area  $S_{wet}$  a  $M = 0.8$ <sup>1</sup> Il valore di coefficiente di forma scelto risulta essere:

$$C_{f_e} = 0.00385$$

Il  $C_{D_0}$  risultante potrà essere quindi ricavato come sommatoria dei contributi dei singoli elementi.

$$C_{D_0} = \sum_1^i C_{D_0 \text{ i-esimo}}$$

E seguendo la formulazione scritta precedentemente si ottiene un valore di coefficiente di resistenza a portanza nulla pari a:

$$C_{D_0} = 0.0136$$

---

<sup>1</sup> J.Roskam, Airplane Design, p.120

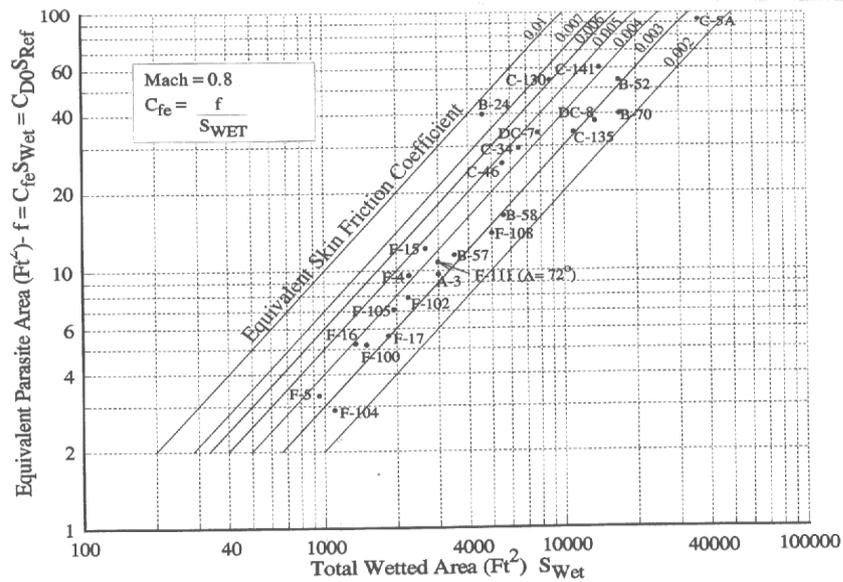


Fig. 1.9 Coefficiente di Forma Equivalente

Il seguente metodo<sup>2</sup> considera la resistenza di attrito, di forma, base e di interferenza ma non quella d'onda: non sarà quindi possibile valutare con questo metodo il Drag Raise che nel campo di nostro interesse, transonico a  $M = 0.85$ , si farà sentire. Ne consegue quindi che il presente modello permetterà di ottenere risultati soddisfacenti esclusivamente in campo subsonico puro. I calcoli sono stati condotti per i seguenti valori di Mach:

$$M = 0.3|0.5|0.7$$

Viene riportata in seguito la tabella dei valori per  $M = 0.7$ , valore più rappresentativo della prevista velocità di crociera del velivolo.

<sup>2</sup> Raymer, p279-287

CALCOLO DELLA RESISTENZA AERODINAMICA										
VELIVOLO		Velivolo per la tesi								
SUPERFICIE DI RIFERIMENTO	[m <sup>2</sup> ]	57								
VELOCITA' DEL SUONO	[m/s]	340,5								
VISCOSITA' CINEMATICA	[m <sup>2</sup> /s]	1,45E-05								
MACH	[/]	0,7								
FATT. MOLTIPLICATIVO GLOBALE	[/]	1,1								
INPUT PER IL CALCOLO DELLA RESISTENZA D'ATTRITO										
		ALA	ORIZZ	VERT	FUSOL	CANOPY	BASE	INTAKE	NACELLE	PYLON
CORDA ALLA RADICE	[m]	3,48	1	1						1
CORDA AL TIP	[m]	0,96	0	0						0
CORDA MEDIA - LUNGHEZZA	[m]	2,22	0,5	0,5	14,7	4,7		1,6	1	0,5
SUP. BAGNATA	[m <sup>2</sup> ]	94	0	0	102	6,6		9,6	0	0
% LAMINARITA'	[%]	45	0	0	20	40		0	0	0
INPUT PER IL CALCOLO DELLA RESISTENZA DI FORMA E BASE										
SPESSORE PERCENTUALE	[%]	13	1	1						1
POSIZIONE DELLO SPESSORE MAX	[%]	45	1	1						1
FRECCIA ALLO SPESSORE MAX	[gradi]	35	0	0						0
SEZIONE MASSIMA	[m <sup>2</sup> ]				4	0,56	1		1	
FATTORE DI INTERFERENZA	[/]	1,1	0	0	1,1	1		1	1	0
OUTPUT (IN GRASSETTO I RISULTATI VALIDI ANCHE IN SUPERSONICO)										
REYNOLDS	[/]	3,6E+07	8,2E+06	8,2E+06	2,4E+08	7,7E+07		2,6E+07	1,6E+07	8201995,9
Cf (100% LAMINARE)	[/]	0,000220	0,000464	0,000464	0,000086	0,000151		0,000259	0,000328	0,000464
Cf (100% TURBOLENTO)	[/]	0,00235	0,00297	0,00297	0,00181	0,00211		0,00247	0,00266	0,00297
Cf MEDIATO SECONDO % LAMIN.	[/]	0,00139	0,00297	0,00297	0,00146	0,00133		0,00247	0,00266	0,00297
CD0 DI SOLO ATTRITO PARZIALE	[/]	0,00230	0,00000	0,00000	0,00261	0,00015		0,00042	0,00000	0,00000
FATTORI DI FORMA	[/]	1,43	2,01	2,01	1,23	1,36		1,00	1,40	2,01
CD0 PARZIALE	[/]	0,00361	0,00000	0,00000	0,00355	0,00021	0,0045742	0,00042	0,00000	0,00000
CD0 DI SOLO ATTRITO TOTALE	[/]	0,00548	VALE ANCHE IN SUPERSONICO SE LA % DI LAMINARITA' E' UGUALE A ZERO							
CD0 TOTALE (RIFERITO A Sref)	[/]	0,0136	VALE SOLO IN SUBSONICO							
Cf TOTALE (RIFERITO A Swet)	[/]	0,0038	VALORE TIPICO PER IL CONFRONTO TRA I VELIVOLI (LA Swet E' SENZA INTAKE)							
CD0xS TOTALE	[m <sup>2</sup> ]	0,775								

Fig. 1.10 Tabella per il Calcolo della Resistenza del Velivolo

Viene ripresa la formulazione del coefficiente di resistenza totale, esprimendo il coefficiente di resistenza indotta, dipendente dal quadrato del coefficiente di portanza:

$$C_{D_i} = kC_L^2$$

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2$$

Con

➤  $k = \frac{1}{\pi e AR}$ ;

➤  $e$  fattore di Oswald, esprimibile attraverso l'aspect ratio<sup>3</sup>:

$$e = \frac{1}{1,05 + 0,007\pi AR} \cong 0,778$$

Dal valore di  $e$  si ricava:

$$k = \frac{1}{\pi e AR} \cong 0,039$$

<sup>3</sup> [http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA\\_PUB\\_DLRK\\_12-09-10.pdf](http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/OPerA/OPerA_PUB_DLRK_12-09-10.pdf)

Dalla formulazione della spinta e della portanza:

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_D ; L = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_L$$

E sfruttando l'espressione del fattore di carico, rapporto fra la portanza ed il peso:

$$n = \frac{L}{W}$$

È possibile andare ad esprimere il coefficiente di portanza come:

$$C_L = \frac{nW}{qS}$$

Con

➤  $q = \frac{1}{2}\rho V^2$  pressione dinamica;

È possibile andare a riarrangiare la formula della *SEP* ottenendo la seguente formulazione:

$$\frac{T}{W} = \left[ \frac{qC_{D_0}}{\frac{W}{S}} + kn^2 \cdot \frac{W}{qS} \right] + \frac{1}{V} \cdot \frac{dh}{dt} + \left( \frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \right)$$

La quale può essere riferita alle condizioni di massima spinta a livello del mare  $T_{SSL}$  e peso massimo al decollo  $W_{TO}$  sfruttando i seguenti coefficienti:

➤  $\tau = \frac{T}{T_{SSL}}$  rapporto fra la generica spinta e la spinta massima a livello del mare;

➤  $\mu = \frac{W}{W_{TO}}$  frazione di peso rispetto al peso massimo al decollo;

$$\frac{T_{SSL}}{W_{TO}} = \frac{\mu}{\tau} \cdot \left[ \left( \frac{q}{\mu} \cdot \frac{C_{D_0}}{W_{TO}} \right) + \left( \frac{kn^2 \frac{W_{TO}}{S}}{q} \right) \right] + \frac{1}{V} \cdot \frac{dh}{dt} + \left( \frac{1}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \right)$$

L'espressione appena ricavata può essere utilizzata per evidenziare tutti i requisiti progettuali imposti; ad esempio, si può decidere di incrementare il valore del rapporto  $\frac{W}{S}$  e ricavare il corrispettivo  $\frac{T}{W}$ .

## Coefficiente di Portanza Alare $C_{L_{3D}}$ e del Profilo $C_{L_{2D}}$

Vengono considerate le seguenti condizioni per decollo ed atterraggio:

- Crociera: clean config;
- Decollo: flap estesi a 20 [deg];
- Atterraggio: flap estesi a 35 – 40 [deg];

Viene considerato nella configurazione iniziale un angolo di freccia, prendendo a riferimento velivoli esistenti e range di velocità operative, pari a  $\Lambda \cong 35$  [deg].

Vengono quindi riportati di seguito i valori di  $C_{L_{2D}}$  e  $C_{L_{3D}}$  nei tre casi presi in considerazione, considerando la relazione che intercorre fra i due coefficienti nei casi considerati:

$$C_{L_{3D}} = C_{L_{2D}} \cdot \cos(\Lambda)$$

Configurazione	$C_{L_{2D}}$	$C_{L_{3D}}$	$C_{L_{2D}} - C_{L_{2D\ clean}}$
Clean	1.5	1.23	0
Takeoff	1.7	1.4	0.2
Landing	1.9	1.56	0.4

Tab. 1.4 Coefficienti di Portanza 2D e 3D al variare delle configurazioni

## Lunghezza di decollo

Per ricavare la retta che corrisponde alla lunghezza di decollo, si sfrutta la relazione che lega il parametro di decollo alla distanza di decollo (siamo interessati ai velivoli con propulsione a getto):

$$TO_{par} = \frac{W/S}{\sigma C_{L_{TO}} T/W} \left[ \frac{lb}{ft^2} \right]$$

Con

- $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 1$  (requisito espresso nella condizione di decollo a sea level)
- $C_{L_{TO}} = 1.4$  valore del coefficiente di portanza (3D) in condizioni di decollo

Il valore di tale parametro può essere ricavato a partire dalla seguente tabella:

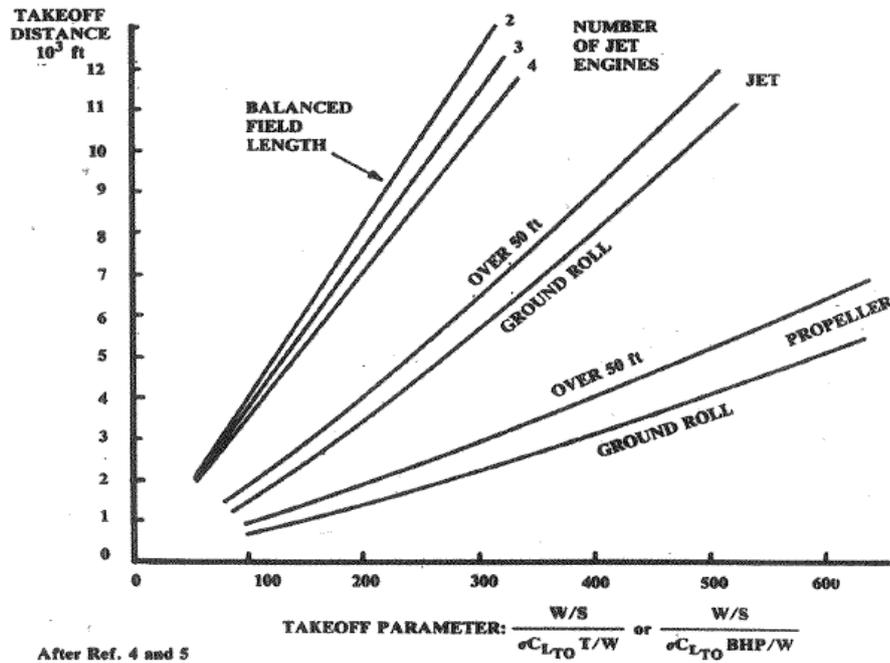


Fig. 1.11 Stima della Lunghezza di Decollo

$$TO_{par} = 110 \left[ \frac{lb}{ft^2} \right] = 537 \left[ \frac{kg}{m^2} \right]$$

Identificato il parametro, viene fissata la relazione fra le due coordinate del design point e ne viene riportato in tabella seguente l'andamento:

$\frac{T}{W}$	$\frac{W}{S} \left[ \frac{kg}{m^2} \right]$
0.134	100
0.201	150
0.267	200
0.334	250
0.401	300

Tab. 1.5 Andamento Parametri - Distanza di Decollo

### Rateo di Virata Istantanea - *ITR*

Il fattore di carico massimo istantaneo viene riportato nei requisiti di progetto:

- Massimo load factor istantaneo calcolato a numero di mach  $M = 0.4$  in condizioni  $s.l - ISA - WTO = 5.5g$ ;

A s.l si hanno i seguenti valori di densità e velocità del suono:

- $\rho_0 = 1.225 \left[ kg/m^3 \right]$ ;

➤  $c = 340 \text{ [m/s]}$ ;

Da tali valori viene ricavata la velocità del velivolo a tali condizioni

$$V = cM = 207.2 \left[ \frac{m}{s} \right]$$

Ottenendo il valore della pressione dinamica  $q$ , noto il valore di  $S_{ref} \text{ [m}^2\text{]}$  e del coefficiente di portanza massima  $C_{L_{max}}$ , è possibile sfruttare la seguente relazione girandola per trovare il valore di carico alare che va a delimitare la regione all'interno della quale sarà situato il design point:

$$n_{inst} = \frac{C_{L_{max}} qS}{W} = 5.5$$

$$ITR = \frac{g}{V} \sqrt{n_{inst}^2 - 1}$$

Con

$$C_{L_{max}} = C_{L_{2D-clean}} \cdot \cos A \cong 1.23$$

### **Rateo di Virata Sostenuta - STR**

Viene indicata la formulazione del rateo di virata sostenuta con il valore imposto dal requisito di prestazione di punto:

$$STR = \frac{g}{V} \sqrt{n_{sust}^2 - 1} = 4 \text{ [deg/sec]}$$

Dal quale viene trovato il valore del fattore di carico  $n_{sust}$  per tale condizione.

Imponendo l'equilibrio fra spinta  $T \text{ [N]}$  e resistenza  $D \text{ [N]}$ :

$$D_{sust} = (C_{D_0} + kC_L^2)qS = T$$

Isolando il coefficiente di portanza si ottiene:

$$C_{L_{sust}} = \sqrt{\frac{\frac{T}{qS} - C_{D_0}}{k}}$$

Si trova che:

$$n_{sust} = \frac{L}{W} = \frac{C_{L_{sust}} q S}{W} = \sqrt{\frac{T/W - \frac{C_{D_0} S}{W} q}{k W/S} q}$$

Vengono inoltre ricavati dai grafici seguenti i rapporti adimensionali di spinta per effetto di quota e comprimibilità (effetto dovuto al Mach):

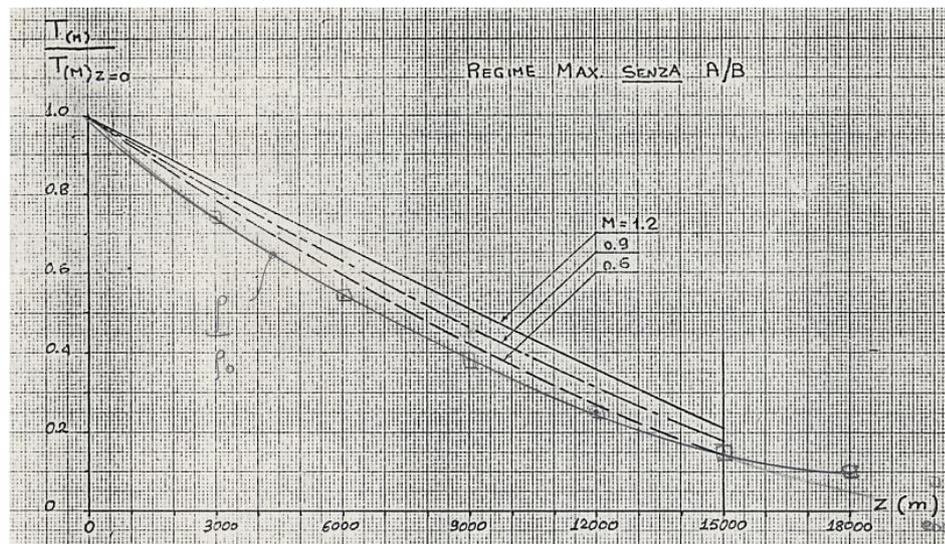


Fig. 1.12 Variazione della Spinta in funzione di Quota e Mach

$$\frac{T_z}{T_{s,l}} \cong 0.35$$

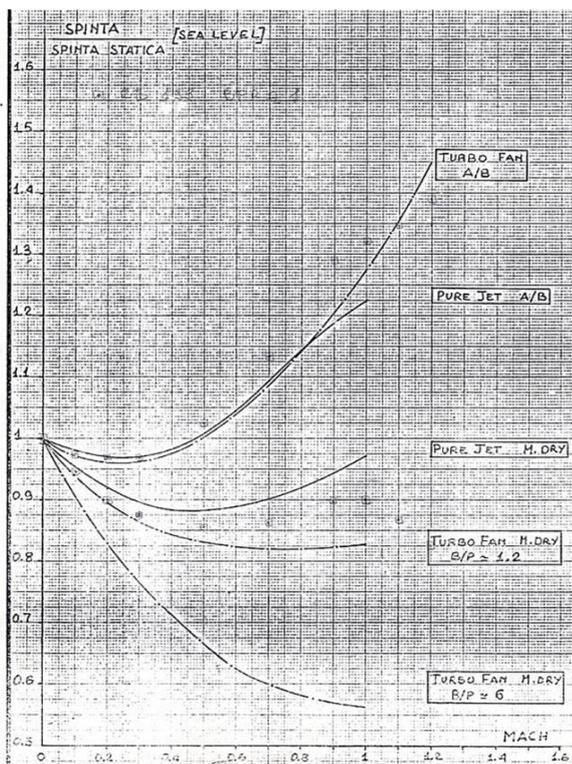


Fig. 1.13 Variazione Spinta al per diverse tipologie di Motori

$$\frac{T_{Mach}}{T_{Mach_0}} \cong 0.75$$

Viene isolato il rapporto spinta-peso in funzione del carico alare che viene fatto variare, ottenendo l'espressione che consente di trovare l'andamento delle coppie di parametri  $\frac{T}{W}$  e  $\frac{W}{S}$ , riportati in tabella seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{\frac{n_{sust}^2 k \frac{W}{S}}{q} + \frac{C_{D_0} q}{\frac{W}{S}}}{\frac{T_z}{T_{s,l}} \cdot \frac{T_{Mach_0}}{T_{Mach}}}$$

$\frac{T}{W}$	$\frac{W}{S} \left[ \frac{kg}{m^2} \right]$
0.560	100
0.421	150
0.365	200
0.343	250
0.338	300

Tab. 1.6 Andamento Parametri - SRT

## Velocità massima

Si porta all'attenzione che calcolare questa condizione equivale a calcolare la condizione di *STR* con fattore di carico unitario. Viene riportato di seguito il requisito:

- Velocità massima a 35 [kft] – *ISA* – *WTO* pari a  $M = 0.85$ ;

Viene riportato il valore di  $C_{D_0} = 0.0136$  calcolato in prima approssimazione non considerando il Mach di Drag Raise. È necessario però a questo punto andare ad approfondire introducendo il contributo generato dagli effetti di comprimibilità del fluido ad alte velocità. Tale componente, detta resistenza d'onda, vede la sua nascita per via della generazione di onde d'urto campi di velocità che si avvicinano a quella sonora. Considerando un range esteso di variazione del numero di Mach, si identifica un valore di esso per il quale inizia a farsi sentire il contributo della resistenza d'onda, prendendo il nome di numero di Mach di Divergenza  $M_D$ .

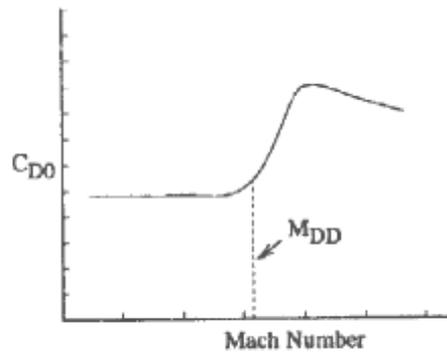


Fig. 1.14 Mach di Drag Raise

Tale variazione può essere empiricamente legata al numero di Mach in quanto esso risente della resistenza d'onda alare e delle caratteristiche del flusso. Tale relazione va sotto il nome di *Regola dell'Area Supersonica*:

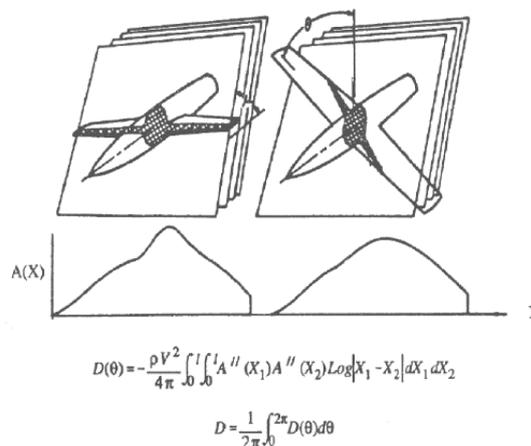


Fig. 1.15 Regola dell'Area Supersonica

Considerando di conoscere il coefficiente di resistenza  $C_{D_0}$  ed il valore di  $M_D$  si può valutare sfruttando il metodo *DATCOM* un incremento per  $M = 0.85$  pari a:

$$(C_{D_0})_{M_D} = (C_{D_0})_{M=0.7} + 0.002$$

In tali condizioni,  $z = 35[kft]$ , si trovano le seguenti condizioni di densità e velocità del suono:

- $\rho = 0.0387$ ;
- $c = 296 [m/s]$ ;
- $\frac{T_z}{T_{s.l}} = 0,38$ ;
- $\frac{T_{Mach}}{T_{Mach_0}} = 0,73$ ;
- $q = 1225 [kg/m^2]$ ;

A questo punto è possibile costruire l'evoluzione del  $C_{D_0}$  fino ad un valore di circa  $M \cong 1.1$ :

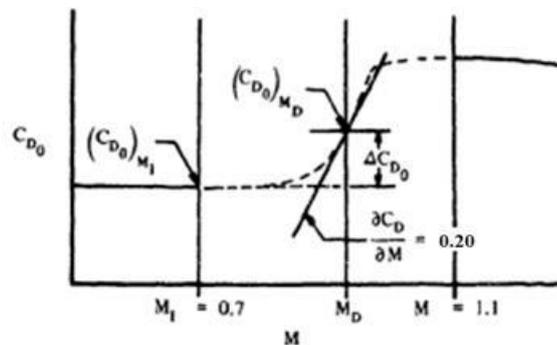


Fig. 1.16 Variazione della Resistenza secondo Metodo DATCOM

La curva risultante, come si vede in figura, prevederà un tratto in cui la pendenza, per un valore del Mach corrispondente al valore di divergenza, avrà derivata:

$$\frac{\partial C_{D_0}}{\partial M} = 0.2$$

Ed un incremento di resistenza d'onda pari a:

$$\Delta C_{D_0} = [(C_{D_0})_{M_D} \cdot (C_{D_0})_{M=0.7}]$$

Viene riportato l'andamento ottenuto nel caso studio in esame:

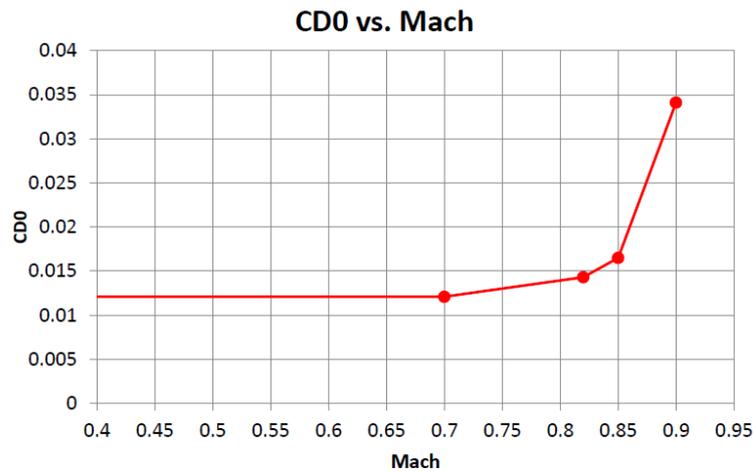


Fig. 1.17 Variazione del  $C_{D0}$  in funzione del numero di Mach

È possibile andare a bloccare tutte le grandezze trovando la relazione che lega direttamente  $T/W$  a  $W/S$ :

$$T/W = \frac{\frac{n_{sost}^2 k W/S}{q} + \frac{(C_{D_0})_{M_D} q}{W/S}}{\frac{T_z}{T_{s.l}} \frac{T_{Mach}}{T_{Mach_0}}}$$

$\frac{T}{W}$	$\frac{W}{S} \left[ \frac{kg}{m^2} \right]$
0.802	100
0.544	150
0.418	200
0.345	250
0.298	300

Tab. 1.7 Andamento Parametri - Velocità Massima

## 1.6 Identificazione del Punto di Progetto

Per ognuna delle condizioni analizzate nel paragrafo precedente, è possibile andare ad esprimere il carico alare ed il rapporto potenza-peso al valore di peso del velivolo al decollo:

$$\frac{W}{S_{TO}} = \frac{W_{ref}}{S} \cdot \frac{W_{TO}}{W_{ref}}$$

$$\frac{T}{W_{TO}} = \frac{W_{ref}}{W_{TO}} \cdot \frac{T_{ZM}}{W_{ref}} \cdot \frac{T_{TO}}{T_{ZM}}$$

Il diagramma che può essere tracciato e le cui proprietà sono espresse all'inizio del paragrafo precedente (*Paragrafo 1.5*), risulta di necessaria importanza in quanto permette l'individuazione del punto di progetto:

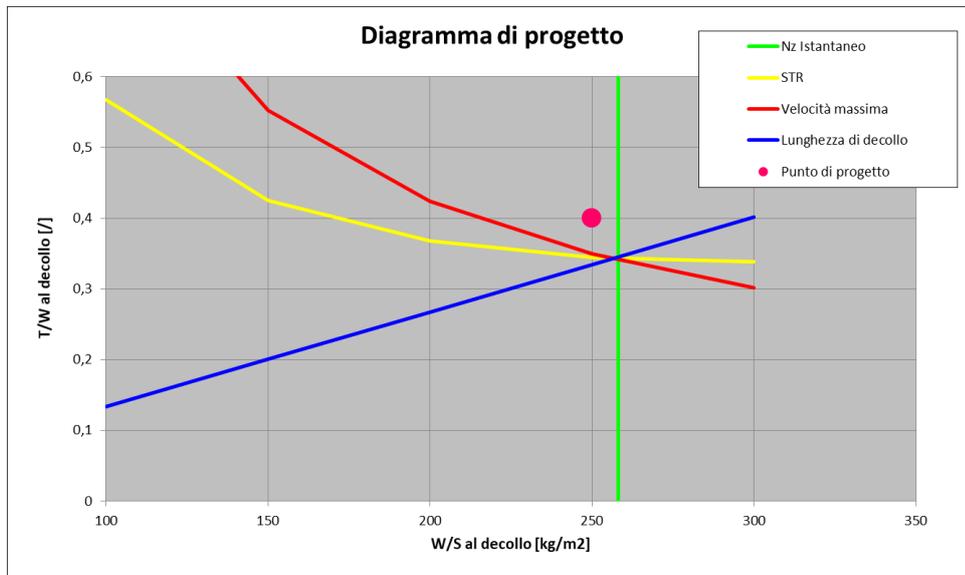


Fig. 1.18 Punto di Progetto

Si pone all'attenzione del lettore che qualsiasi punto che sia contenuto all'interno della regione di piano delimitata dalle curve ricavate in precedenza rispetta i requisiti imposti. Tuttavia, all'aumentare del  $T/W$  a parità di carico alare aumenterà il consumo aumentando la spinta, quindi si avranno problemi di ingombro di motore e pesi derivanti. Risulta anche ovvio che per motivazioni legate a sollecitazioni strutturali si cercherà un valore di carico alare non troppo a destra nella curva, prediligendo in primis un basso thrust to weight ratio. Il *DP* scelto è univocamente definito dalla coppia di parametri;

$$T/W = 0.4 ; W/S = 250 [kg/m^2]$$

Viene anche visualizzato in grafico il punto di progetto a confronto con punti di progetto di altri velivoli di categorie diverse:

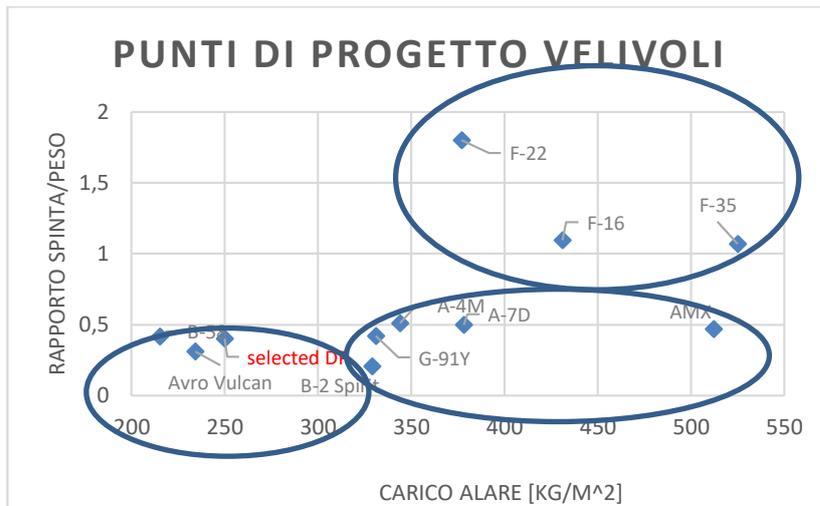


Fig. 1.19 DP per diversi Velivoli Militari

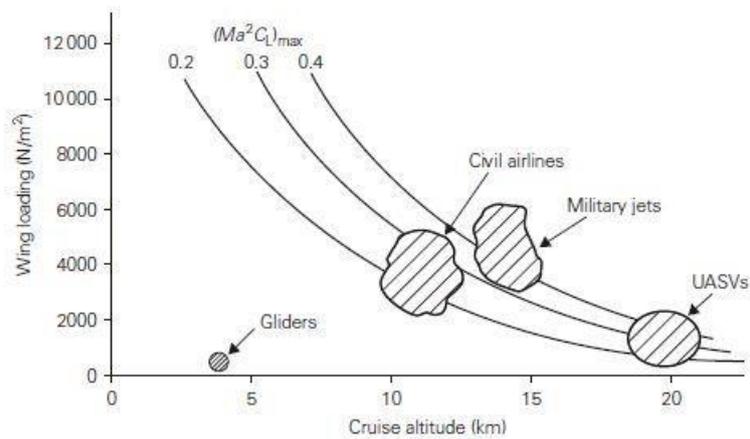


Fig. 1.20 Andamento del Carico Alare in funzione della Quota

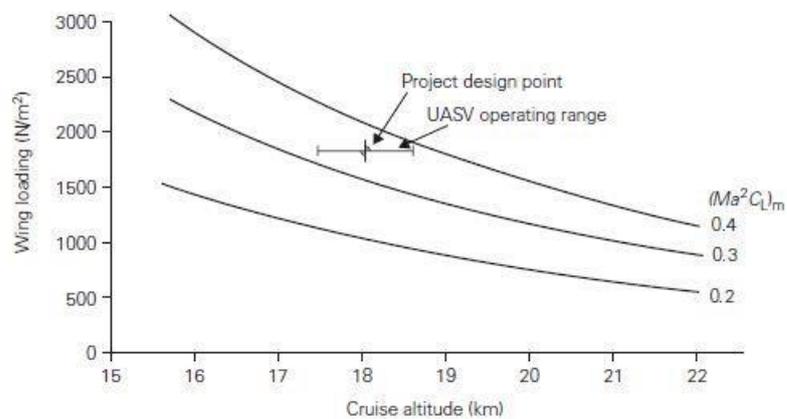


Fig. 1.21 Area di Operatività degli UAVs

Come si può vedere dai due grafici precedenti, tale coppia di valori ben rappresenta i dati statistici che si ottengono per velivoli con simile configurazione.

Da ultimo, è possibile andare a definire un primo valore di spinta per il motore e di superficie alare. Risultano presi i seguenti valori:

$$T_{engine} = 2880 [kg] ; S = 58 [m^2]$$

Con riferimento al paragrafo 1.3, viene stimato un nuovo valore di peso al decollo e mediante gli script MATLAB (*Appendice A*) viene estratta una terna pesi, considerata definitiva:

$W_{fuel}[kg]$	4800
$W_{empty}[kg]$	7827
$W_{TO}[kg]$	14827

Tab. 1.8 Terna Pesì della Configurazione Scelta

## 1.7 Diagramma di Inviluppo

Il Diagramma di Inviluppo risulta essere di fondamentale importanza per la comprensione e la visualizzazione delle caratteristiche di volo dell'aeromobile. Tale diagramma pone su assi cartesiani  $X$  ed  $Y$  rispettivamente il numero di Mach e la quota di volo. Quest'ultima va ad influenzare in maniera pesante la velocità di stallo; infatti, a valore fissato di superficie alare  $S$  e valore di coefficiente di portanza massimo  $C_{L_{max}}$ , è possibile andare a determinare la velocità di stallo  $V_{stall}$  come la minima velocità alla quale il sostentamento in tali condizioni è permesso:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2}\rho S C_{L_{max}}}} \left[ \frac{m}{s} \right]$$

Dalla formula sopra riportata si evince che la quota, la quale impone il valore di densità, vada ad influenzare la  $V_{stall}$ . È opportuno comunque che il volo si realizzi ad un valore di velocità maggiore rispetto a quello della velocità di stallo di un determinato fattore affinché il velivolo risulti protetto da eventuali raffiche che possano avere un'influenza dannosa. Tale margine, imposto da normativa al valore di 1.3 alla  $V_{stall}$  in condizioni di

approccio all'atterraggio, permetterà di al pilota di mantenere un controllo accettabile dell'aeromobile ed eviterà la dinamica di stallo; sarà questo quindi il valore minimo accettato. Si tratta comunque di un fattore che in presenza di alti valori di vento si ritiene debba essere aumentato.

Come mostrato in figura seguente:

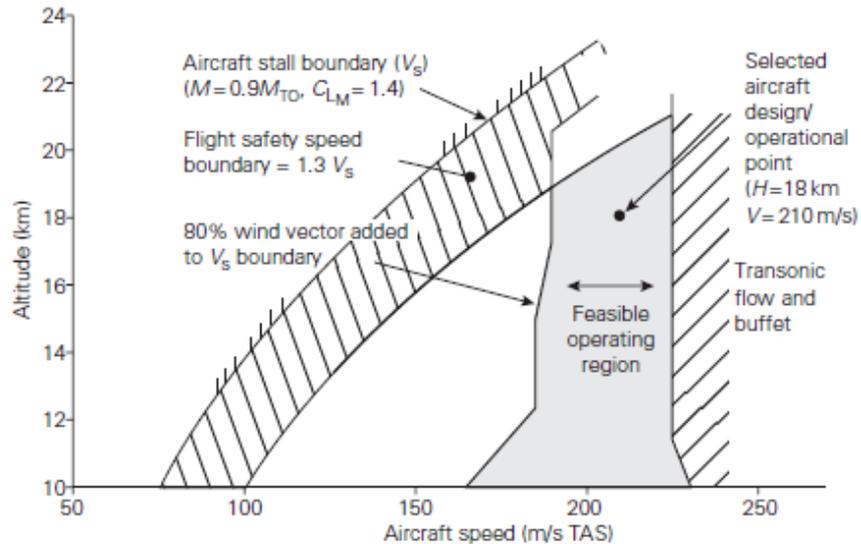


Fig. 1.22 Diagramma di Involuppo e suoi limiti

Si nota come sussista non solo un limite inferiore di velocità, discusso in precedenza, ma anche un limite superiore: su tale vincolo giocano le caratteristiche aerodinamiche quali effetti di interferenza dovuti alla pressione e geometria alare. I limiti saranno quindi dati dallo stallo, dal valore massimo del Mach e da un contributo di velocità pari all'80% del vento alle varie quote possibili che va a sommarsi al valore di velocità di stallo per identificare il limite di velocità minima. Come può inoltre essere notato, i due limiti tendono ad avvicinarsi sempre di più al crescere della quota fino ad un valore di questa per la quale vanno a coincidere; è chiaro come questo limite superiore rappresenti la quota di tangenza. Perché sia permesso il volo al di sopra di tale valore, occorrerebbe che il velivolo disponesse di un peso inferiore, un valore di  $S$  più alto o sia in grado di raggiungere un coefficiente di portanza massimo maggiore a quello precedentemente. Va da sé che ognuna di queste variazioni e loro combinazioni possa andare a far variare tale limite.

Tali considerazioni effettuate hanno valore per la velocità di crociera, ma discorso aggiuntivo va effettuato per le velocità di approccio alla pista; per tale condizione la normativa impone che con velivolo avente massa pari a  $W_{approach} = 1.15 \cdot W_{empty}$  e

considerato un  $C_{L_{max}} = 1.5$  come già ricavato in caso di configurazione clean senza impiego di superfici di ipersostentazione. In tali condizioni:

$$V_{approach} = 1.3 \cdot V_{stall}$$

Nel caso in cui il velivolo effettui un avvicinamento con peso superiore, si può comunque prevedere la procedura di fuel dumping al fine di rientrare nel requisito previsto.

Con riferimento all'eccesso di spinta disponibile, viene riportato l'inviluppo di volo ricavato per il velivolo oggetto di studio:

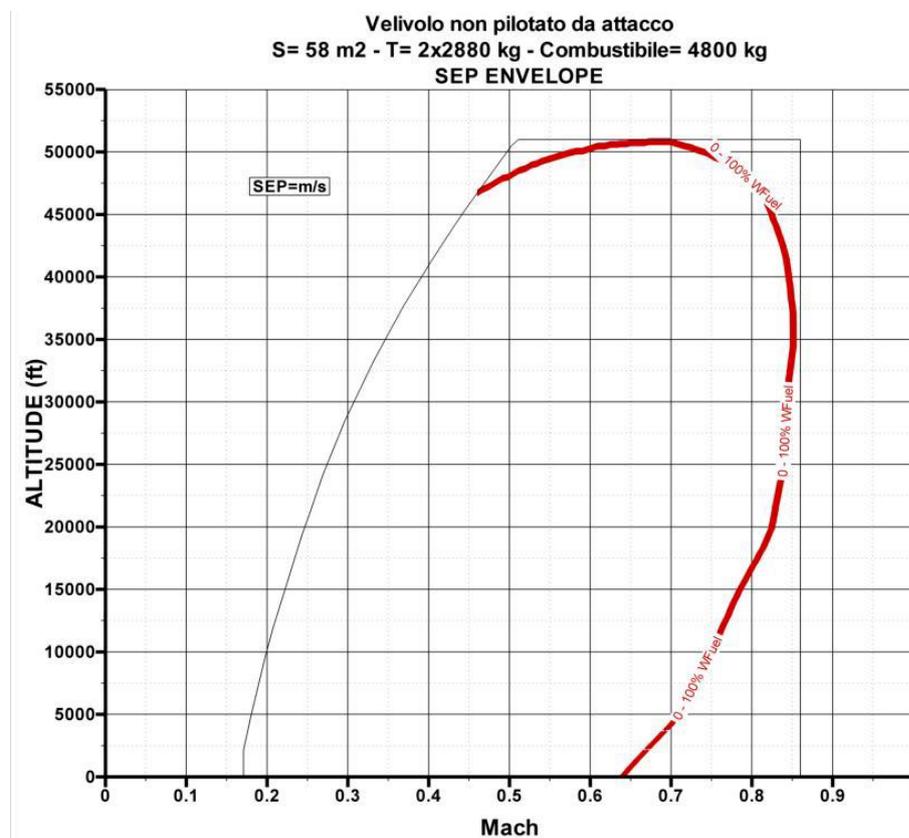


Fig. 1.23 Diagramma di Inviluppo per il velivolo in studio

È stato considerato un valore di velocità equivalente  $V_{EAS}$  limite tale per la quale il grafico risultante non presentasse un'area utile molto ristretta. Al variare della quota infatti, considerato un valore di  $V_{EAS}$  costante, sarà differente il valore di true airspeed  $V_{TAS}$  e, conoscendo la formulazione per la velocità del suono  $c$ :

$$c = \sqrt{\gamma RT}$$

È possibile identificare il Mach di volo:

$$M = \frac{V_{TAS}}{c}$$

Vengono riportati in tabella seguente alcuni valori ottenuti:

Quota [ft]	$V_{EAS}$ [kts]	Mach
0	350	0.605
10000	350	0.729
15000	350	0.805
20000	350	0.892

Tab. 1.9 Variazione del Mach con la Quota

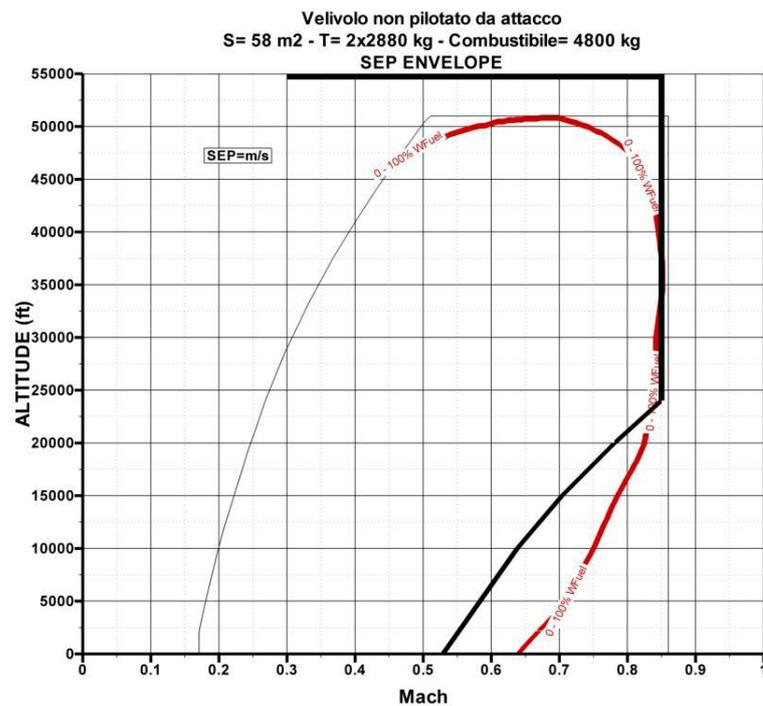


Fig. 1.24 Diagramma di Inviluppo limitato per il velivolo in studio

## 1.8 Posizione del Centro di Massa

La valutazione della posizione del centro di massa  $CG$ , identificato univocamente nello spazio dalle coordinate  $x_{CG}, y_{CG}, z_{CG}$ . Prima assunzione che viene formulata è che il punto di applicazione della forza peso sia contenuto all'interno del piano di simmetria del velivolo; risulta quindi assumere principale importanza la cordinata  $x_{CG}$ , valutata

rispetto al sistema di riferimento posto in questo caso in coincidenza del muso del velivolo e con asse X rivolto verso la coda dello stesso. Andando ad indicare con  $x_i$  la distanza del punto di applicazione della forza peso dell' $i$ -esimo componente rispetto all'origine del sistema di riferimento ed  $m_i$  la massa del componente, viene richiamata la formulazione che esprime la coordinata  $x_{CG}$  del centro di massa:

$$x_{CG} = \frac{\sum_i x_i m_i}{\sum_i m_i}$$

Due ulteriori assunzioni vengono fatte:

- Il punto di applicazione della forza peso del componente fusoliera viene considerato in una posizione  $x$  leggermente posteriore rispetto al centro della stessa;
- La risultante del punto di applicazione della forza peso di payload e avionica viene considerata posizionata in corrispondenza del terzo anteriore della fusoliera;

In tabella seguente vengono elencati i vari componenti e sottostemi del velivolo con le relative posizioni e masse:

ITEM	QUANTITA'	FATTORE	PESO	W	X	WX
	[#]	INSTALLAZIONE				
ALA	1.0	1	1504	1504.0	9.342	14050
FUSOLIERA	1.0	1	2079	2079.0	7.672	15950
IMPENNAGGIO ORIZZONTALE	1.0	1	284	284.0	14.356	4077
IMPENNAGGIO VERTICALE	1.0	1	164	164.0	15.178	2489
PRESA D'ARIA	1.0	1	71	71.0	9.943	706
ENGINE SECTION	1.0	1	11	11.0	11.970	132
CARRELLO ANTERIORE	1.0	1	81	81.0	3.181	258
CARRELLO POSTERIORE	1.0	1	324	324.0	8.674	2810
MOTORI	1.0	1	1200	1200.0	11.970	14364
ENGINE CONTROL	1.0	1	40	40.0	11.970	479
STARTING SYSTEM	1.0	1	203	203.0	11.485	2331
FUEL SYSTEM	1.0	1	367	367.0	7.635	2802
FLIGHT CONTROL - Wing	1.0	1	226	226.0	9.781	2211
FLIGHT CONTROL - Impennaggi	1.0	1	150	150.0	15.000	2250
HYDR e PNEUMATIC	1.0	1	197	197.0	5.252	1035
ELECTRICAL	1.0	1	197	197.0	5.252	1035
AVIONICS	1.0	1	488	488.0	3.691	1801
AIR CONDITIONING	1.0	1	107	107.0	10.218	1093
LOAD & HANDL	1.0	1	4	4.0	7.672	31
UNUSABLE ENGINE OIL	1.0	1	99	99.0	7.635	756
USABLE ENGINE OIL	1.0	1	30	30.0	11.970	359
EOIR	1.0	1	150	150.0	4.250	638
RADAR ANTERIORE	1.0	1	100	100.0	1.700	170
RADARS LATERALI	1.0	1	120	120.0	5.267	632
SATCOM	1.0	1	130	130.0	3.200	416
BAIA ARMAMENTO	1.0	1	1700	1700.0	7.900	13430
COMBUSTIBILE ALA	1.00	0.93	1250.00	1165.00	9.283	10815
COMBUSTIBILE FUSOLIERA	1.00	0.93	3900.00	3634.80	7.635	27752
BALLAST	0.0	1	0	0.0	0.000	0
				14826	/	124871

Tab. 1.10 Calcolo della posizione del CG/Mass Budget

$X_{LE} =$	7.784	[m]	POSIZIONE BORDO ENTRATA CMA
$CMA =$	2.741	[m]	CORDA MEDIA AERODINAMICA
<b>CONDIZIONE : Velivolo UCAV</b>			

Tab. 1.11 Posizione Bordo di Attacco alare e Corda Media Aerodinamica

Di particolare interesse risulta, ai fini della stabilità statica longitudinale del velivolo, la posizione del punto neutro PN, ovvero il centro aerodinamico dell'intera configurazione del velivolo, e la posizione del centro di massa rispetto ad esso. In particolare, affinché sia garantito il requisito di stabilità statica il baricentro dovrà trovarsi in posizione avanzata rispetto al PN. Vengono riportate in tabella seguente le posizioni

del centro di massa espresse in distanza rispetto al centro di riferimento scelto e in percentuale della corda media aerodinamica:

<i>Condizione</i>	<i>Frazione Fuel</i>	<i>Carichi</i>	<i>Peso [kg]</i>	$x_{CG}$ [m]	$x_{CG}$ (%MAC)
<i>Decollo</i>	1.0	1.0	14827	8.4	23.3
<i>Combattimento</i>	0.5	1.0	12427	8.48	26
<i>Fine Combattimento</i>	0.5	0	10727	8.57	29.5
<i>Atterraggio</i>	0	0	8567	8.71	34.6

Tab. 1.12 Variazione di Posizione del CG al variare del peso del velivolo

## 1.9 Diagramma di Manovra

Ai fini dello studio strutturale ed aeroelastico del velivolo, è necessaria la conoscenza dei principali carichi di volo che vadano ad agire su di esso. La determinazione di tali forze agenti, dovuti ad esempio dalla generazione di portanza in fase di manovra ad elevato numero di  $g$ , è fondamentale per andare a stabilire i limiti sotto i quali il velivolo deve mantenersi per non incorrere in danni catastrofici. Ne risulta quindi che il fattore di carico  $n$ , già espresso in precedenza all'interno di questo elaborato, costituisca l'espressione dell'azione delle accelerazioni agenti durante le manovre. Se tale valore è limitato per bassi valori di velocità dal valore contenuto della portanza  $L$  generata, ad alte velocità nasce la necessità di mantenerlo in un range di valori opportuno. È possibile esprimere la forza  $F$  agente nel centro di massa del velivolo con peso  $W_{aircraft}$  dovuta all'accelerazione verticale  $a_z$  (per convenzione positiva verso l'alto) attraverso la seguente formulazione:

$$F = W_{aircraft} + \frac{W_{aircraft}}{g} a_z = W_{aircraft} \left( 1 + \frac{a_z}{g} \right)$$

Con

- $n_z = \left( 1 + \frac{a_z}{g} \right)$  fattore di carico che va ad indicare la misura in cui l'accelerazione di gravità viene superata dall'accelerazione verticale del velivolo;

All'equilibrio la forza  $F$  sarà equiparata dalla portanza, essendovi alla base di tale condizione l'imposizione che la sommatoria delle forze debba dare risultanza nulla:

$$F = L$$

Da cui

$$n_z = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 S C_{L_{max}}}{W_{aircraft}}$$

È possibile quindi, al variare di tutte le altre grandezze, andare a legare il valore del fattore di carico al valore della velocità  $V$ . Il diagramma cartesiano rappresentato dai valori di velocità sull'asse delle ascisse e di fattore di carico sull'asse delle ordinate prende il nome di Diagramma di Manovra, e ne viene riportato un esempio in figura sottostante:

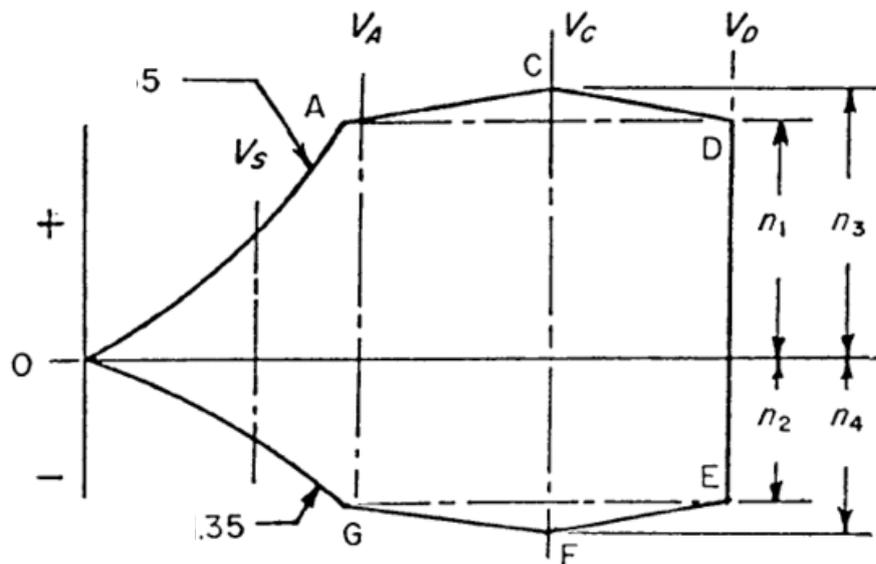


Fig. 1.25 Punti caratteristici Diagramma di Manovra

Al fine del tracciamento di tale diagramma è necessaria in primis la determinazione della velocità di stallo ( $V_s$  nel diagramma). Questa aumenta, a parità di peso, all'aumentare del fattore di carico, andando ad identificare una curva quadratica positiva per volo dritto ( $C_{L_{max}}$ ), e negativo per il volo rovescio ( $C_{L_{min}}$ ):

$$n_z = \frac{\frac{1}{2}\rho V_s^2 S C_L}{W_{aircraft}}$$

I due rami di parabola proseguono fino al raggiungimento dei rispettivi fattori di carico massimo previsti. Per valori di velocità superiori a quelli indicati, vengono calcolate le seguenti airspeed di progetto:

- $V_C$  velocità di crociera;
- $V_A$  velocità di manovra;
- $V_D$  velocità di picchiata;

Il fattore di contingenza massimo viene riferito alla  $V_D$ , quello minimo alla  $V_C$  e scende a 0 alla  $V_D$ .

La regolamentazione degli aeromobili a pilotaggio remoto (APR) è in crescita negli ultimi anni ma non vi sono riferimenti precisi all'interno della normativa ICAO. Ci si è quindi riferiti alla normativa STANAG 4671, che prevede un valore di fattore di carico massimo  $n_{z_{max}} = 3.8$ , valore inferiore a quello sopportabile da velivoli simili ad uso militare ( $n_{z_{max}} = 7.33$ ). Viene considerato un fattore di carico massimo pari a  $n_{z_{max}} = 7$  mentre per la condizione di volo rovescio si considera  $|n_{z_{min}}| = 2.8$ , sapendo che fra i due intercorre il rapporto:

$$\left| \frac{n_{z_{min}}}{n_{z_{max}}} \right| = 0.4$$

Velocità di Progetto		
Grandezza	Formulazione	Valori ottenuti
$V_{stall}$	$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W_{max}}{\rho S C_{L_{max}}}}$	53 $\left[ \frac{m}{s} \right]$
$V_A$	$V_A = V_{stall} \cdot \sqrt{\bar{n}_z}$	140 $\left[ \frac{m}{s} \right]$
$V_{NE}$	-	350 [kts] = 180 $\left[ \frac{m}{s} \right]$
$V_D$	$V_D = \frac{V_{NE}}{0.9}$	200 $\left[ \frac{m}{s} \right]$
$V_{flutter}$	$V_{flutter} = 1.15 \cdot V_D$	230 $\left[ \frac{m}{s} \right]$

Tab. 1.13 Punti caratteristici del Diagramma di Manovra per il velivolo in studio

## 1.10 Fasi di Missione

Al fine della valutazione di potenza richiesta da ogni sottosistema di bordo, è bene andare ad identificare le fasi e le sottofasi di missione con durata approssimativa, in modo da rendere agevole in un secondo momento la stesura del Power Budget risultante. Ad ogni fase di missione è stato assegnato un numero identificativo: durante lo svolgimento di una fase principale, una o più sottofasi di missione possono avere luogo; in tal caso, la sottofase viene identificata con numero della missione principale all'interno della quale si svolge e con lettera dell'alfabeto crescente. Vengono riportate in tabella seguente le fasi considerate, con relativo istante di inizio e di fine:

<i>Id Fase</i>	<i>Fase Missione</i>	<i>Inizio [s]</i>	<i>Durata [s]</i>	<i>Fine [s]</i>
1	<i>PRE-FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	0	900	900
1a	<i>pre-flight checks</i>	0	900	900
1b	<i>refueling</i>	0	300	300
2	<i>ENGINE START-UP &amp; TAXI OUT</i>	901	180	1081
2a	<i>engine start-up</i>	-	-	-
2b	<i>taxi out</i>	-	-	-
3	<i>DECOLLO</i>	1082	18	1100
3a	<i>decollo (run)</i>	-	-	-
3b	<i>decollo (manouvre)</i>	-	-	-
4	<i>ACCELERAZIONE</i>	1101	18	1119
4a	<i>flaps ext/retr</i>	1101	3	1104
4b	<i>central lnd gear ext/retr</i>	1101	5	1106
4c	<i>forward lnd gear ext/retr</i>	1101	4	1105
4d	<i>ld vane forward</i>	1101	4	1105
4e	<i>ld vane central</i>	1101	4	1105
5	<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	1120	666	1786
6	<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	1787	11628	13415
7	<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	13416	3600	17016
8	<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	17017	612	17629
9	<i>ACCELERAZIONE</i>	17630	60	17690
10	<i>COMBATTIMENTO</i>	17691	180	17871
10a	<i>apertura vano armamenti</i>	17691	1	17692
10b	<i>chiusura vano armamenti</i>	17870	1	17871
11	<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	17872	384	18256
12	<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	18257	12768	31025
12a	<i>discesa</i>	30359	666	31025
13	<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	31026	1200	32226
14	<i>ATTERRAGGIO</i>	32227	18	32245
14a	<i>flaps ext/retr</i>	32227	3	32230
14b	<i>central lnd gear ext/retr</i>	32227	5	32232
14c	<i>forward lnd gear ext/retr</i>	32227	4	32231
14d	<i>ld vane forward</i>	32227	4	32231
14e	<i>ld vane central</i>	32227	4	32231
15	<i>TAXI IN</i>	32246	150	32396
16	<i>ENGINE SHOTDOWN</i>	32397	30	32427

Tab. 1.14 Fasi di Missione e loro relativa durata

## 2 Payload

Dalla conoscenza del peso totale del velivolo, è stato possibile allocare ad ogni sistema presente a bordo una percentuale della massa totale e ricavare infine il centro di massa dell'intera configurazione e relativa escursione (*Paragrafo 1.8*).

Dalla conoscenza delle masse dei singoli sistemi è possibile, attraverso valori su base statistica della densità in volume per gli stessi, andare ad effettuare una prima stima dei volumi delle baie ad essi dedicate. Per tener conto però della non perfetta regolarità della superficie esterna del velivolo, che inficia sull'effettivo sfruttamento del volume degli spazi interni, viene applicato un fattore di forma  $f = 0.85$ . Vengono di seguito riportati i valori ottenuti:

Baia	Volume [m <sup>3</sup> ]	f	Volume Effettivo [m <sup>3</sup> ]
Avionica	1.35	0.85	1.14
SAR	0.5	0.85	0.42
Sensore EO/IR	0.48	0.85	0.4
Sistema Elettrico	0.88	1	0.85
Impianto ECS	1.2	0.85	1
Vano Libero	1.2	0.85	1

Tab. 2.1 Baie e relativo Volume

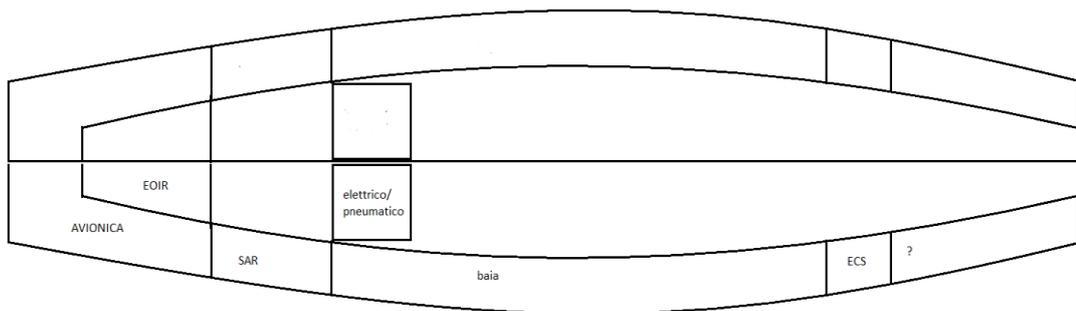


Fig. 2.1 Vista Superiore Baie

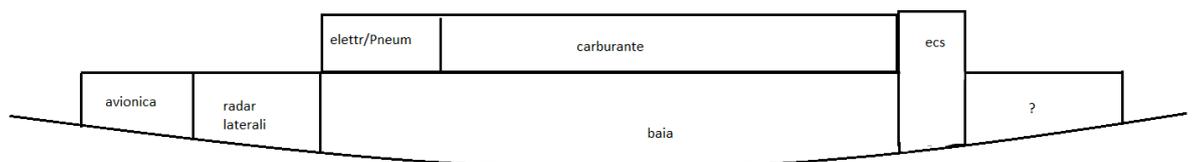


Fig. 2.2 Vista Laterale

## 2.1 Sensori

Da mass budget risulta che il peso totale allocato ai sensori, uguale per entrambi i profili di missione, è pari a:

$$Peso\ Sensori = 500 [kg]$$

Vengono di seguito descritti i sensori che il velivolo porterà a bordo nei due profili di missione studiati.

### Radar Laterali ad Apertura Sintetica SAR

Sviluppati a partire dai primi anni '50, i Radar Laterali ad Apertura Sintetica operano con impulsi ad alta frequenza (microonde) al fine di acquisire immagini ad alta risoluzione, sia bidimensionali che tridimensionali. La peculiarità di tali sensori consiste nella direzione che viene impartita ai segnali: essendo questi orientati in direzione normale al terreno ma inclinati di un opportuno angolo, raggiungeranno gli oggetti al suolo in tempi differenti con conseguente ricezione differenziata dei segnali nel tempo. In questo modo si riesce a distinguere gli oggetti al suolo mediante l'interferogramma ottenuto a partire dalla rilevazione dell'istante di rinvio dell'impulso e la sua potenza con relativa fase<sup>4</sup>.

I SAR montati a bordo sono un totale di 3, due dei quali installati nei vani dedicati a lato come rappresentato in Fig. 2.1 il terzo è posizionato sull'asse di simmetria del velivolo, in zona prossima al muso.

Vengono di seguito riportate le caratteristiche del sensore scelto:



Fig. 2.3 SAR

---

<sup>4</sup> [https://www.esa.int/SPECIALS/Eduspace\\_Global\\_IT/SEMLT0G64RH\\_0.html](https://www.esa.int/SPECIALS/Eduspace_Global_IT/SEMLT0G64RH_0.html)

<i>Dimensioni Antenna [m]</i>	<i>0.445 x 0.165 (L x W)</i>
<i>Dimensioni Modulo Elettronica [m]</i>	<i>0.514 x 0.296 x 0.267 (L x W x H)</i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>37</i>
<i>Alimentazione [V]</i>	<i>28 V DC</i>
<i>Potenza [W]</i>	<i>1000</i>

Tab. 2.2 Dati SAR

Trattandosi di un sensore facilmente rilevabile ma sistemi di difesa radar in volo e a terra, questo apparato verrà considerato spento in quelle fasi in cui sarà previsto l'attacco da parte del velivolo.

### Sensore Infrarossi ed Elettrottrico EO/IR

Viene installato a bordo anche un sensore EO/IR. Vengono di seguito riportate le caratteristiche del sensore scelto:



Fig. 2.4 Sensore EO/IR

<i>Dimensioni [m]</i>	<i>0.445 x 0.165 (L x W)</i>
<i>Peso Torretta [kg]</i>	<i>57</i>
<i>Peso Scatola Elettronica [kg]</i>	<i>14</i>
<i>Alimentazione [V]</i>	<i>28 V DC</i>
<i>Corrente [A]</i>	<i>30</i>
<i>Potenza [W]</i>	<i>840</i>

Tab. 2.3 Dati Sensore EO/IR

La maggior parte dei sistemi EO/IR sono passivi, in quanto dipendenti dall'illuminazione del bersaglio da parte delle fonti di luce naturali e/o artificiali; per la valutazione del power budget quindi il sensore è stato considerato attivo anche durante la fase di combattimento, in modo da non dover essere riaccessato in vista delle fasi di volo successive<sup>5</sup>. Viene prevista l'estrazione del sensore tramite torretta con 4 supporti scorrevoli, in direzione parallela all'asse Z body del velivolo. In relazione al mass budget, si stima che il peso totale dei soli sensori più scatole elettroniche ammonti a:

$$Peso\ Totale\ Sensori = 181 [kg]$$

Considerando i fattori di installazione di tali sensori e le strutture di supporto, ad essi verrà destinata la differenza fra il peso stabilito ed il peso effettivo dei sensori.

## 2.2 Power Budget

Sulla base delle considerazioni effettuate precedentemente, vengono riportati di seguito i consumi dei sensori nelle varie fasi di volo:

<i>Id Fase</i>	<i>Fase Missione</i>	<i>P<sub>sensori</sub> [W]</i>
<i>1</i>	<i>PRE-FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	<i>0</i>
<i>1a</i>	<i>pre-flight checks</i>	<i>0</i>
<i>1b</i>	<i>refueling</i>	<i>0</i>
<i>2</i>	<i>ENGINE START-UP &amp; TAXI OUT</i>	<i>0</i>
<i>2a</i>	<i>engine start-up</i>	<i>0</i>
<i>2b</i>	<i>taxi out</i>	<i>0</i>
<i>3</i>	<i>DECOLLO</i>	<i>0</i>
<i>3a</i>	<i>decollo (run)</i>	<i>0</i>
<i>3b</i>	<i>decollo (manouvre)</i>	<i>0</i>
<i>4</i>	<i>ACCELERAZIONE</i>	<i>0</i>
<i>4a</i>	<i>flaps ext/retr</i>	<i>0</i>
<i>4b</i>	<i>central lnd gear ext/retr</i>	<i>0</i>
<i>4c</i>	<i>forward lnd gear ext/retr</i>	<i>0</i>
<i>4d</i>	<i>ld vane forward</i>	<i>0</i>
<i>4e</i>	<i>ld vane central</i>	<i>0</i>

<sup>5</sup> file:///C:/Users/User/Music/ida-document-d-4642%20(2).pdf

5	<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	0
6	<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	3840
7	<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	3840
8	<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	3840
9	<i>ACCELERAZIONE</i>	840
10	<i>COMBATTIMENTO</i>	840
10a	<i>apertura vano armamenti</i>	0
10b	<i>chiusura vano armamenti</i>	0
11	<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	840
12	<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	3840
12a	<i>discesa</i>	0
13	<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0
14	<i>ATTERRAGGIO</i>	0
14a	<i>flaps ext/retr</i>	0
14b	<i>central lnd gear ext/retr</i>	0
14c	<i>forward lnd gear ext/retr</i>	0
14d	<i>ld vane forward</i>	0
14e	<i>ld vane central</i>	0
15	<i>TAXI IN</i>	0
16	<i>ENGINE SHOTDOWN</i>	0

Tab. 2.4 Potenza Sensori nelle Fasi di Missione

Tali valori vengono rappresentati in figura seguente:

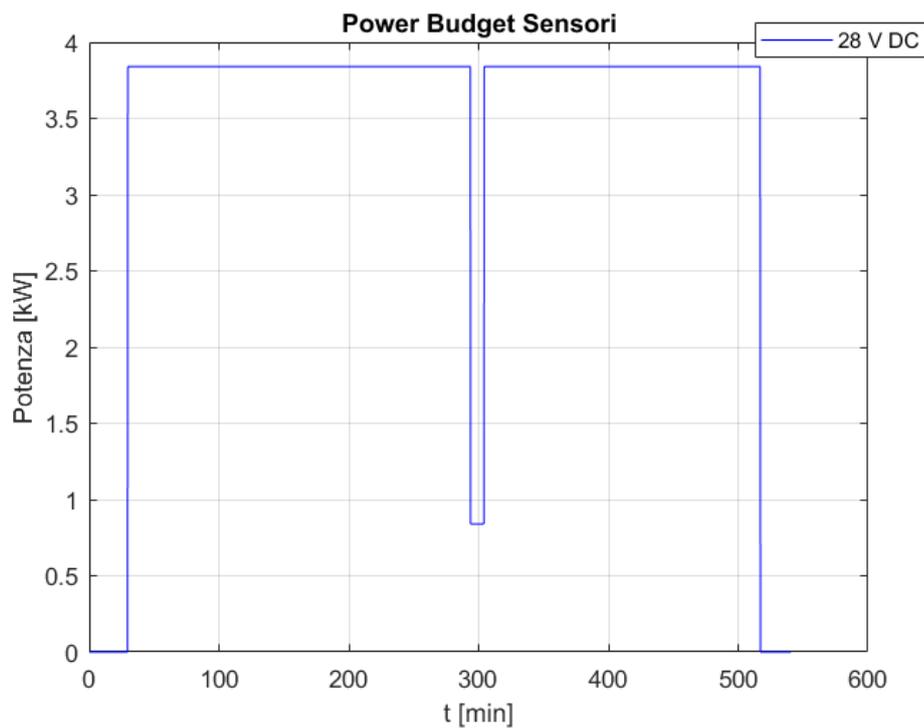


Fig. 2.5 Power Budget Sensori

## 2.3 Baia Armamenti

La baia armamenti è situata nella zona centrale della fusoliera, ed è composta di un vano centrale e di due vani laterali disposti simmetricamente rispetto all'asse di simmetria del velivolo. Per i due profili di missione considerati, *Profile-A* e *Profile-B*, il numero di armamenti è differente così come la massa totale riservata al comparto bellico:

	<i>Profile-A</i>	<i>Profile-B</i>
<i>Peso Armamenti [kg]</i>	1700	1350

Tab. 2.5 Peso Armamenti per i Profili di Missione

Verranno nel seguito richiamate le principali caratteristiche degli armamenti che si prevede il velivolo debba trasportare nelle due fasi:

### GBU-39/B SDB I

La Small Diameter Bomb I è stata concepita negli anni '90 come ordigno installato internamente al velivolo *F-22* ed ai suoi successori per permettere l'attacco ad obiettivi multipli. Incorpora un ricevitore *GPS* della *Rockwell Collins* ed un modulo anti-jam della *Harris*. Le alette che vengono estratte dopo il rilascio dell'ordigno consentono un range fino a 60 miglia nautiche; trovandosi nella zona inferiore quando la bomba è a bordo velivolo, queste verranno estratte solo dopo che la bomba compierà una rivoluzione attorno al proprio asse di 180 [deg]<sup>6</sup>.



Fig. 2.6 GBU-39 Small Diameter Bomb I

<i>Sistema di Guida</i>	<i>AGPS/INS</i>
<i>Lunghezza [m]</i>	1.8

<sup>6</sup> <http://www.ausairpower.net/APA-SDB.html#mozTocId835429>

<i>Diametro [m]</i>	0.19
<i>Peso [kg]</i>	130
<i>Range [km]</i>	111

Tab. 2.6 Dati GBU-39 Small Diameter Bomb I

Mediante software *CAD Solidworks* è stato riprodotto l'armamento con le alette retratte ed il relativo sistema di sgancio, per la successiva verifica dell'installazione nella baia.

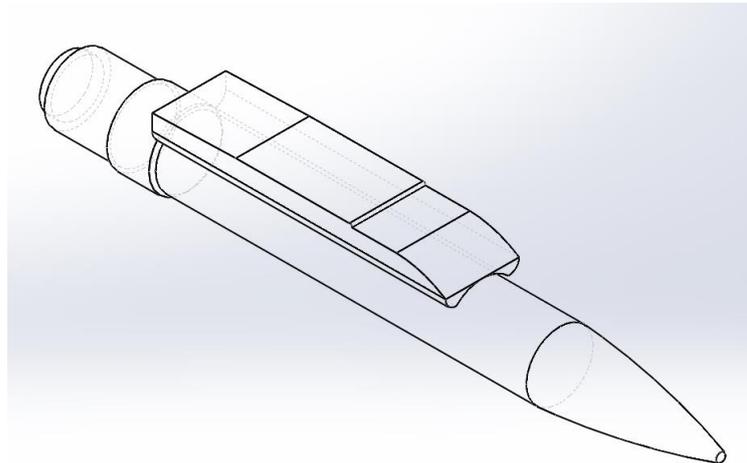


Fig. 2.7 Modello CAD GBU-39 Small Diameter Bomb I

### GBU-32 JDAM

Il sistema Joint Direct Attack Munition combina l'utilizzo di superfici aerodinamiche di controllo ed *INS+GPS* al fine di garantire un range di operatività della bomba di 28 [km] dal punto di sgancio. Questi sistemi trovano largo impiego sui velivoli militari oggi in uso, inclusi *F-22* ed *F-16*<sup>7</sup>.

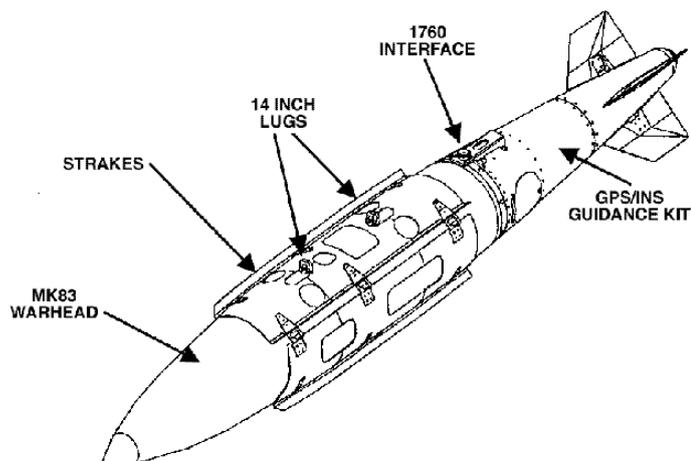


Fig. 2.8 GBU-32 JDAM

<sup>7</sup> <http://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104572/joint-direct-attack-munition-gbu-313238/>

<i>Sistema di Guida</i>	<i>GPS/INS</i>
<i>Lunghezza [m]</i>	<i>3.03</i>
<i>Apertura Alare [m]</i>	<i>0.5</i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>460.5</i>
<i>Range [km]</i>	<i>28</i>

Tab. 2.7 Dati GBU-32 JDAM

### GBU-44/B Viper Strike

Trattasi di una bomba con alette estraibili a disposizione cruciforme e superfici di controllo aerodinamiche in coda: combina un sensore acustico passivo per l'acquisizione iniziale del target e successivamente un sensore infrarosso per la fase finale di guida<sup>8</sup>.

<i>Sistema di Guida</i>	<i>GPS + Laser Homing per fase terminale</i>
<i>Lunghezza [m]</i>	<i>0.9</i>
<i>Apertura Alare [m]</i>	<i>0.9</i>
<i>Diametro [m]</i>	<i>0.14</i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>20</i>
<i>Range [km]</i>	<i>&gt;10</i>

Tab. 2.8 Dati GBU-44/B Viper Strike

### AIM 132 ASRAAM

L'Advanced *Short-Range Air-to-Air Missile* è dotato di un Focal Plane Array seeker che, per via della tecnologia utilizzata, rende questo missile aria-aria immune ai flares ed ai jammer nemici in infrarosso. Il sistema di guida a 3 assi con accelerometri e giroscopi ottici consente, operando congiuntamente al modulo elettronico di elaborazione dell'immagine acquisita dall'*FPA*, di controllare il missile attraverso l'attuazione dei delle quattro superfici aerodinamiche di controllo poste in coda<sup>9</sup>.



Fig. 2.9 AIM 132 ASRAAM

<sup>8</sup> <http://www.designation-systems.net/dusrm/app5/viper-strike.html>

<sup>9</sup> <http://www.ausairpower.net/API-ASRAAM-Analysis.html>

<i>Sistema di Guida</i>	<i>Infrarosso</i>
<i>Lunghezza [m]</i>	<i>2.9</i>
<i>Diametro [m]</i>	<i>0.17</i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>87</i>
<i>Gittata [km]</i>	<i>15</i>

Tab. 2.9 Dati AIM 132 ASRAAM

Mediante software *CAD Solidworks* è stato riprodotto l'armamento per la successiva verifica dell'installazione nella baia.

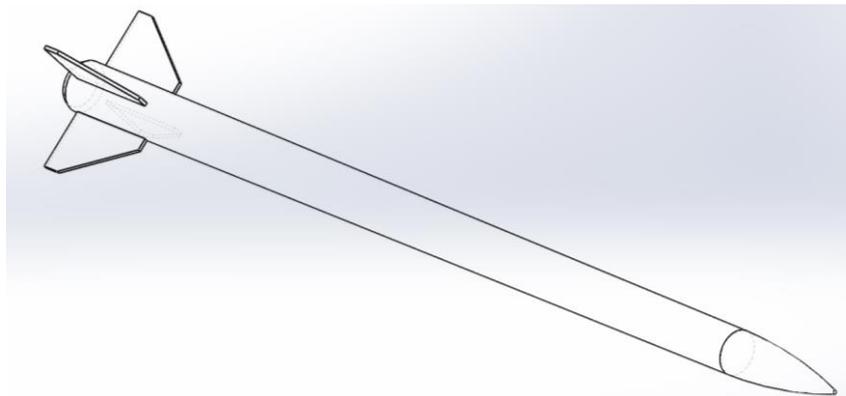


Fig. 2.10 Modello CAD AIM 132 ASRAAM

## **MBDA ALARM**

Di origine inglese, questo missile anti radiazione è stato ideato per la distruzione delle difese aeree nemiche. Disponendo di una modalità di loitering, prevede la possibilità di salire fino ad una quota di 13 [km] per poi lentamente perdere quota per mezzo di un paracadute e, in caso di riattivazione del radar nemico, un motore a razzo secondario può essere attivato per riprendere il percorso verso l'obiettivo. Ruolo centrale viene ricoperto dal seeker passivo ad ampio spettro che permette l'utilizzo dell'armamento contro un'ampia gamma di radar<sup>10</sup>.

<sup>10</sup> <http://weaponsystems.net/weaponssystem/HH08%20-%20ALARM.html>



Fig. 2.11 MBDA ALARM

<i>Sistema di Guida</i>	<i>Seeker radar passivo</i>
<i>Lunghezza [m]</i>	4.24
<i>Diametro [m]</i>	0.23
<i>Peso [kg]</i>	268
<i>Range [km]</i>	98

Tab. 2.10 Dati MBDA ALARM

Vengono riportate nelle due tabelle sottostanti le configurazioni previste a seconda del profilo di missione. Viene fatto notare che il numero degli armamenti destinato al vano laterale va raddoppiato considerato che i vani sono 2.

<i>Posizione</i>	<i>Armamento</i>	<i>Peso [kg]</i>	<i>Numero</i>	<i>Peso Totale Tipologia Armamento [kg]</i>
<i>Vano Centrale</i>	<i>SDB I/II (GBU-39/40)</i>	130	4	520
<i>Vano Centrale</i>	<i>GBU-32 JDAM</i>	460.5	2	921
<i>Vano Laterale</i>	<i>Viper Strike</i>	20	2	80
<i>Vano Laterale</i>	<i>AIM 132 ASRAAM</i>	87	1	174
<i>Peso Totale Armamenti [kg]</i>				1695

Tab. 2.11 Configurazione Armamenti - A

<i>Posizione</i>	<i>Armamento</i>	<i>Peso [kg]</i>	<i>Numero</i>	<i>Peso Totale Tipologia Armamento [kg]</i>
<i>Vano Centrale</i>	<i>SDB I/II (GBU-39/40)</i>	130	4	520
<i>Vano Centrale</i>	<i>MBDA ALARM</i>	268	2	536
<i>Vano Laterale</i>	<i>AIM 132 ASRAAM</i>	87	2	348
<i>Peso Totale Armamenti [kg]</i>				1404

Tab. 2.12 Configurazione Armamenti - B

In tabella seguente vengono infine riportati i sistemi di sgancio degli armamenti, con il loro relativo peso:

<i>Sistemi di Rilascio Armamenti</i>		
<i>Modello</i>	<i>Numero</i>	<i>Peso [kg]</i>
<i>Gnat-HD Electro mechanical Stores Release Unit (GBU-39/40)</i>	<i>4</i>	<i>5</i>
<i>Hornet Electro Mechanical Release Unit (Viper Strike)</i>	<i>4</i>	<i>0.9</i>
<i>BRU 55-A (JDAM)</i>	<i>1</i>	<i>88</i>
<i>COBHAM AML-016 (AIM 132)</i>	<i>2</i>	<i>41</i>
<i>Peso Totale Sistemi di Rilascio [kg]</i>		<i>193.6</i>

Tab. 2.13 Dati Sistemi di Rilascio Armamenti

È stata dimensionata tramite software *CAD Solidworks* la baia armamenti per la verifica dei volumi, e successivamente sono stati installati gli armamenti. Nel caso in cui vengano impiegate le *ALARM* nella baia centrale, è stato pensato un cinematismo di estrazione a pantografo, che permetta la fuoriuscita dei missili dal vano centrale.

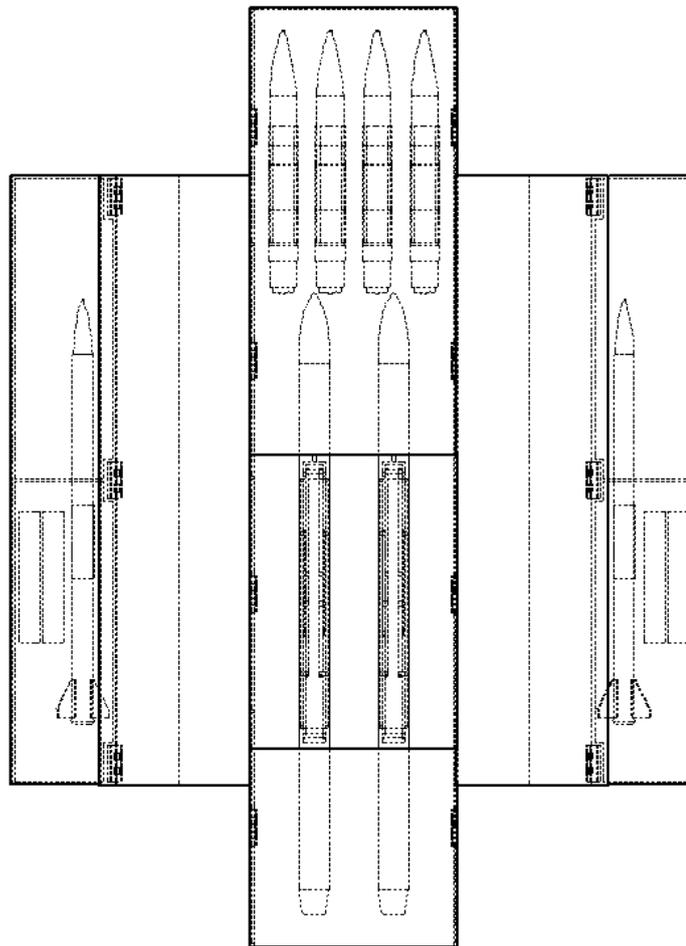


Fig. 2.12 Baia Armamenti aperta - Vista Superiore

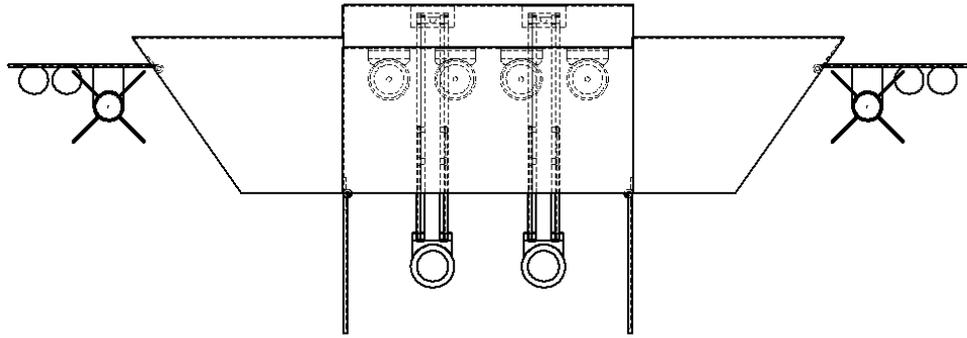


Fig. 2.13 Baia Armamenti aperta - Vista Frontale

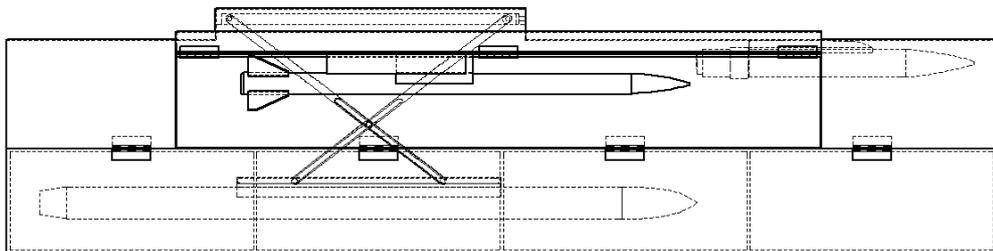


Fig. 2.14 Baia Armamenti aperta - Vista Laterale

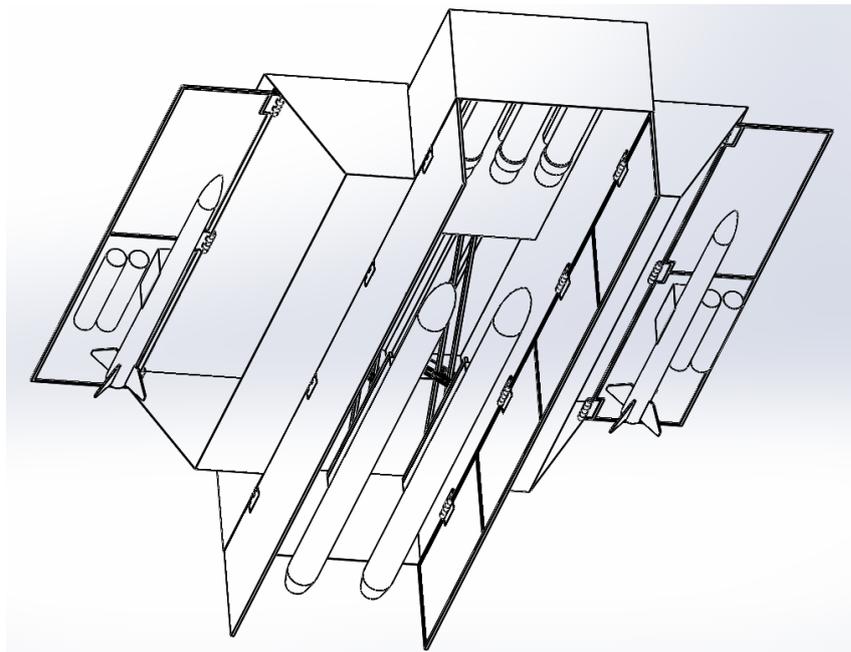


Fig. 2.15 Baia Armamenti aperta - Vista Prospettica

### 3 Sistema Avionico

In questa sezione si analizza come il sistema avionico sia stato implementato sul velivolo in oggetto, con particolare rilevanza alle funzioni da assolvere, agli apparati scelti, alla loro installazione e alle connessioni esistenti tra questi ultimi. L'obiettivo è quello di ottenere e valutare l'impatto del sistema in esame dal punto di vista dei pesi e delle potenze richieste.

#### 3.1 Richiamo alle Architetture Avioniche

A partire dagli anni 60' ad oggi si è assistito ad un'evoluzione delle architetture avioniche, dovuta principalmente alla crescita delle potenzialità dei sistemi di bordo del velivolo. Come riportato in *Fig. 3.1*, con particolare riferimento ai velivoli militari, si possono identificare 4 principali architetture che nel tempo si sono susseguite:

- **Architettura Analogica Distribuita:** non vengono usati data buses ma cavi, con conseguente difficoltà nella variazione della configurazione una volta implementata. Questa architettura è tipica dei velivoli concepiti negli anni '50 e '60;
- **Architettura Digitale Distribuita:** vi è la presenza di elementi principali e processori dotati di memoria inizialmente magnetica, riconfigurabile solo con velivolo a terra, successivamente sostituita con quella elettronica riprogrammabile. Lo step innovativo si è avuto con l'avvento, nel mondo militare, della rete di data buses half-duplex unidirezionale, impiegata sul *Tornado*, con velocità di trasmissione dati a 64 kbit/s;
- **Architettura Digitale Federata:** la sua diffusione è stata permessa in gran parte grazie allo sviluppo del data bus *MIL-STD-1553* che, adottato da tutte le nazioni aderenti alla *NATO*, ne ha garantito il successo nel mercato globale. Questo standard prevede una struttura di tipo comando-risposta fra il dispositivo centrale di controllo, Bus Controller, ed i relativi terminali. Viene utilizzato con alcune variazioni architetture minori a bordo dell'*F-16*;
- **Architettura Modulare Integrata:** risalente ai recenti anni '90 e 2000, viene fatto uso di cabinet dedicati a specifiche funzioni nei quali possono essere inserite *LRUs* anche *COTS*. Nasce per sostituire l'Architettura Digitale federata, con lo

scopo di avere a bordo strumentazione che sia unificata nel protocollo usato ed aumentare il data rate;

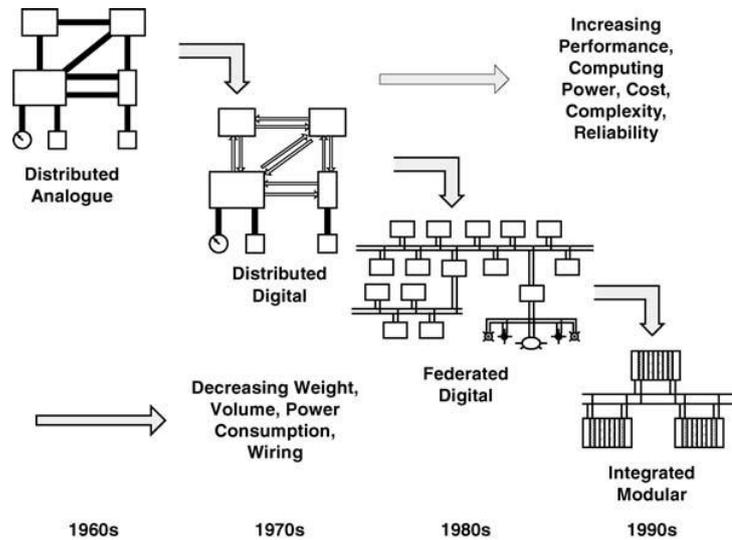


Fig. 3.1 Evoluzione delle Architetture Avioniche

### 3.2 Funzioni Svolte dal Sistema Avionico

Di seguito verranno presentate le funzioni avioniche di cui si è ritenuto opportuno dotare l'aeromobile, con gli annessi dispositivi generici:

<i>CONTROL &amp; NAVIGATION</i>	<i>Nav/GPS (DGPS)</i>
	<i>GPS Antenna</i>
	<i>GPS Transceiver</i>
	<i>IMU</i>
	<i>Inertial Navigation System</i>
	<i>ILS</i>
	<i>Glideslope Antenna</i>
	<i>Localizer Antenna</i>
	<i>Doppler RDF</i>
	<i>TACAN</i>
	<i>TACAN Transmitter/Receiver</i>
	<i>TACAN Antenna</i>
	<i>Auto – GCAS</i>
	<i>Radar Altimeter</i>
	<i>Radar Altimeter</i>
	<i>Radar Altimeter Antenna</i>
<i>Air data System</i>	
<i>Air Data Computer</i>	
<i>Static Pressure Port</i>	

<i>CONTROL &amp; NAVIGATION</i>	<i>Pitot Probes</i>
	<i>OAT Probes</i>
	<i>TAT Probes</i>
	<i>Flight Control System</i>
	<i>Flight Control Computer</i>
	<i>Fuel Management System</i>
	<i>FADEC</i>
	<i>Engine Control Computer</i>
	<i>DME</i>
<i>COMMUNICATIONS</i>	<i>Central Suppression Unit</i>
	<i>HF (Narrow/Wide) Communication System</i>
	<i>HF Transceiver with Automatic Link Establishment</i>
	<i>HF Antenna</i>
	<i>VHF (Narrow/Wide) Communication System</i>
	<i>VHF Transceiver</i>
	<i>VHF Antenna</i>
	<i>UHF (Narrow/Wide) Communication System</i>
	<i>UHF Transceiver</i>
	<i>UHF Antenna</i>
	<i>SHF SATCOM</i>
	<i>SATCOM Transceiver</i>
	<i>SATCOM Antenna</i>
	<i>Link 16</i>
	<i>Link 16 Transceiver</i>
<i>Emergency Location Transmitter</i>	
<i>MISSION SYSTEM</i>	<i>DASS</i>
	<i>Mission Computer</i> <i>(Autopilot Modes &amp; Functions)</i>
	<i>Data Management System</i>
	<i>Flight Recorder</i>
	<i>Data Loader</i>
	<i>Mass Memory</i>
	<i>Mass Memory Management Device</i>
	<i>Mass Unit Device</i>
	<i>Intelligence Database</i>
<i>SURVEILLANCE</i> & <i>IDENTIFICATION</i>	<i>IFF/SSR</i>
	<i>IFF Antenna</i>
	<i>IFF trasponder/interrogator</i>
	<i>TCAS</i>
	<i>TCAS Equipment</i>
<i>TCAS Antenna</i>	

<i>WEAPONS &amp; DEFENCE SYSTEMS</i>	<i>Stores Management System</i>
	<i>General Processing Unit</i>
	<i>Station Node</i>
	<i>Carriage Electronic Unit</i>
	<i>Armament Release Unit</i>
	<i>Missile Approach Warning System</i>
	<i>Electronic Countermeasures</i>
	<i>Chaffs</i>
	<i>ECM Pod</i>
	<i>Electronic Supporting Measures</i>
	<i>COMINT</i>
	<i>ELINT</i>

Tab. 3.1 ApparatI Installati

Tale lista è frutto di uno studio effettuato per mezzo della creazione di alberi funzionali, un processo logico di base che costituisce il fulcro per la formulazione corretta del sistema avionico. Viene portato all'attenzione del lettore il ruolo centrale dei Sistemi di Comunicazione e dei Sistemi di Missione:

### **Sistemi di Comunicazione**

Per quanto concerne l'apparato comunicativo dell'UAS, risulta chiaro come in questo caso non si debba disporre di un sistema di comunicazione interna al velivolo in quanto non vi è la presenza di operatori a bordo. Vi è comunque bisogno che i seguenti requisiti vengano rispettati:

- Garantire invio e ricezione di segnali con la Ground Control Station a terra (*GCS*);
- Garantire, qualora venga richiesto, un ponte di comunicazione voce e dati fra unità a terra o in volo;

Le comunicazioni, siano esse *LOS* che *BLOS*, devono essere entrambe garantite. Risulta quindi necessario dotare il velivolo di sistema di comunicazione in banda *HF*, *VHF*, *UHF* e *SATCOM*, tramite l'installazione dell'apposito transceiver con annessa antenna.

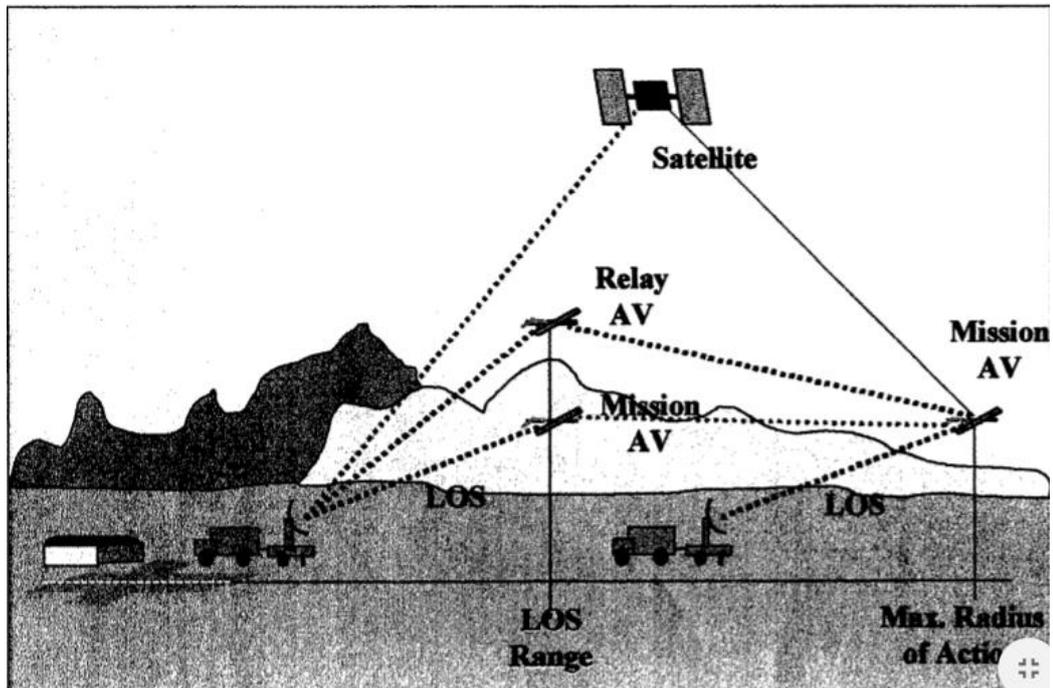


Fig. 3.2 Link di Comunicazione durante la Missione

### Sistemi di Missione

Fanno parte di questa categoria tutti quei sistemi che permettono la gestione delle informazioni e dei dati durante lo svolgimento della missione. Tra gli apparati si ricorda il *Mission Computer*, che in molte delle soluzioni architetturelle proposte dalle principali aziende aerospaziali<sup>11</sup> nel campo degli *UAVs* rappresentano il nucleo operativo per la gestione dell'intero velivolo.

### 3.3 Elenco e descrizioni degli apparati installati

Una volta che le funzioni da svolgere sono state identificate, si è proceduto alla formazione di un database a partire dai datasheets degli apparati avionici offerti dalle principali case produttrici di prodotti. Vengono riportati di seguito l'elenco dei dispositivi scelti con particolare riferimento alle loro caratteristiche geometriche, di peso, di potenza richiesta e di funzioni svolte.

### GPS Antenna

<sup>11</sup> [https://www.rada.com/images/brochures/uav\\_avionics.pdf](https://www.rada.com/images/brochures/uav_avionics.pdf)



Fig. 3.3 GPS Antenna

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>Aeroantenna Technology</i>
<i>Modello</i>	<i>AT2775 – 25</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>68.326 x 68.326 x 21.082 (L x W x H)</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>9.8420 · 10<sup>-5</sup></i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>0.2126</i>
<i>Alimentazione [V]</i>	<i>12 V DC</i>
<i>Potenza [W]</i>	<i>0.9</i>

Tab. 3.2 Dati GPS Antenna

Ideata per velivoli ad ala fissa e rotante. garantisce una copertura continua in un range di frequenze da 1565 Mhz a 1626.5 Mhz. È qualificata per il volo militare ad alta velocità e per applicazioni ARINC<sup>12</sup>

### GPS Transceiver/INS



Fig. 3.4 GPS Transceiver/INS

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>SAFRAN</i>
<i>Modello</i>	<i>Sigma 95L</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>NaN</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>0.0063</i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>8.5</i>
<i>Alimentazione [V]</i>	<i>28 V DC</i>

<sup>12</sup> <http://hypertech.co.il/wp-content/uploads/2015/12/AT2775-25.pdf>

Potenza [W]	35
-------------	----

Tab. 3.3 Dati GPS Transceiver/GPS

Il *SAFRAN Sigma 95L* incorpora dei giroscopi digitali a tecnologia laser (digital *RLG*) che forniscono un'alta accuratezza nella misura. Le performance di allineamento e navigazione sono garantite per mezzo dell'utilizzo di un filtro di Kalman multimodale. Essenziale aspetto di questo strumento è la modularità, nel rispetto dei principali standard per la comunicazione fra dispositivi, che ne permette l'integrazione con altri componenti come l'*ADS* ed il *GPS*<sup>13</sup>.

## IMU



Fig. 3.5 Dati IMU

Azienda Produttrice	L3
Modello	SUPER – TAC IMU
Dimensioni Geometriche [mm]	89.4 x 85.1 (D x H)
Volume [m <sup>3</sup> ]	5.3419 · 10 <sup>-4</sup>
Peso [kg]	0.75
Alimentazione [V]	12 V DC
Potenza [W]	10

Tab. 3.4 Dati IMU

Integra tre giroscopi ottici e tre accelerometri *MEMS* in una dimensione contenuta. Costituisce una soluzione adottata per applicazioni di tipo tactical-grade<sup>14</sup>.

<sup>13</sup> file:///C:/Users/User/Music/sigma\_951%20(1).pdf

<sup>14</sup> <https://www2.l3t.com/spacenav/pdf/datasheets/FiberOptic-IMU.pdf>

## Glideslope Antenna



Fig. 3.6 Glideslope Antenna

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>Sensor Systems Inc.</i>
<i>Modello</i>	S41422
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	175.26 x 116.84 x 50.8 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	1.0402 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	0.2722
<i>Alimentazione [V]</i>	12 V DC
<i>Potenza [W]</i>	50

Tab. 3.5 Dati Glideslope Antenna

Antenna ad alto guadagno con porta duale e capacità di isolamento dei guasti. Rispetta le principali specifiche militari in tema. Copre un range di frequenze dai 329 Mhz ai 335 Mhz.<sup>15</sup>

## Localizer Antenna



Fig. 3.7 Localizer Antenna

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>Sensor Systems Inc.</i>
<i>Modello</i>	S65 – 147 – 7
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	363.22 x 355.6 x 72.25 (L x W x H)

<sup>15</sup> <http://www.sensorantennas.com/product/glide-slope-antenna-3/>



## ATC-IFF/DME-TACAN/TCAS Antenna



Fig. 3.9 TC-IFF/DME-TACAN/TCAS Antenna

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>COBHAM</i>
<i>Modello</i>	2442 – 88 – 03
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	139.44 x 43 x 55 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	3.298 · 10 <sup>-4</sup>
<i>Peso [kg]</i>	0.12
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	250

Tab. 3.8 Dati TC-IFF/DME-TACAN/TCAS Antenna

Antenna omnidirezionale certificata per l'utilizzo in campo militare e civile. opera in un range di frequenze dai 950 Mhz ai 1260 Mhz.<sup>18</sup>

## TACAN Transceiver.

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>Rockwell Collins</i>
<i>Modello</i>	<i>TCN – 500 Advanced Digital TACAN</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	NaN
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	NaN
<i>Peso [kg]</i>	15.88
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	42

Tab. 3.9 Dati TACAN Transceiver

Dispositivo atto alla misurazione dello slant range ed il bearing rispetto ad una stazione selezionata<sup>19</sup>.

<sup>18</sup> <http://www.aeroexpo.online/it/prod/cobham/product-169549-1909.html>

<sup>19</sup> <https://www.rockwellcollins.com/Products-and-Services/Defense/Navigation/Airborne-Products/Radio-Navigation/TCN-500-AN-ARN-153V-Advanced-Digital-TACAN-Receiver-Transmitter.aspx>

## DME Equipment



Fig. 3.10 DME Equipment

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>LEONARDO</i>
<i>Modello</i>	<i>ANV – 211</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>322 x 90.5 x 194 (L x W x H)</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>5.6534 · 10<sup>-3</sup></i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>6.25</i>
<i>Alimentazione [V]</i>	<i>28 V DC</i>
<i>Potenza [W]</i>	<i>55</i>

Tab. 3.10 DME Equipment

Dispositivo atto a ricevere informazioni accurate sulla distanza da transponders di tipo *DME/P* e dai transponders convenzionali *DME/IN*<sup>20</sup>.

## Digital Radar Altimeter



Fig. 3.11 Digital Radar Altimeter

<sup>20</sup> <http://www.leonardocompany.com/-/anv-211>

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>Selex ES</i>
<i>Modello</i>	<i>Eurofighter Digital Radar Altimeter</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	171 x 57.2 x 335 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	3.276702 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	3.7
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	40

Tab. 3.11 Dati Digital Radar Altimeter

Con un range di operatività che raggiunge i 10000 fts. questo radioaltimetro opera in banda C per garantire un'accuratezza fino a 1.5% della quota alla quale opera fra i 5000 – 10000 fts . e di  $\pm 2$  fts al di sotto dei 100 fts.<sup>21</sup>

### Radar Altimeter Antenna



Fig. 3.12 Radar Altimeter Antenna

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>Sensor Systems Inc.</i>
<i>Modello</i>	S67 – 2002
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	92.71 x 88.9 x 3.81 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	3.1402 · 10 <sup>-5</sup>
<i>Peso [kg]</i>	0.0850
<i>Alimentazione [V]</i>	12 V DC
<i>Potenza [W]</i>	5

Tab. 3.12 Dati Radar Altimeter Antenna

Antenna di dimensione e peso ridotti. Opera in un range dai 4200 MHz ai 4400 MHz.<sup>22</sup>

<sup>21</sup>[http://www.leonardocompany.com/documents/63265270/65032407/mm07907\\_Radar\\_Altimeter\\_Family\\_LQ.pdf](http://www.leonardocompany.com/documents/63265270/65032407/mm07907_Radar_Altimeter_Family_LQ.pdf)

<sup>22</sup> <http://www.sensorantennas.com/product/altimeter-antenna-13/>

## Air Data Computer



Fig. 3.13 Air Data Computer

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>CURTISS – WRIGHT</i>
<i>Modello</i>	<i>ESCADU</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	177.5 x 132 x 92 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	2.156 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	1.3
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	15

Tab. 3.13 Dati Air Data Computer

L'Enhanced Software Configurable Air Data Unit fornisce un set completo di dati aria per il velivolo sul quale è installato il dispositivo, derivanti dalle misurazioni dei sensori dati aria.

## Flight Control Computer



Fig. 3.14 Flight Control Computer

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>CURTISS – WRIGHT</i>
<i>Modello</i>	<i>Flight Control Computer</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	352.3 x 205.74 x 294.39 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	2.134 · 10 <sup>-2</sup>
<i>Peso [kg]</i>	15.88

<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	150

Tab. 3.14 Dati Flight Control Computer

Questo *FCC* è progettato per operare in ambienti ostili per fornire un completo controllo sull'*UCAV* garantendo alte prestazioni<sup>23</sup>.

### Engine Control Computer



Fig. 3.15 Engine Control Computer

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>RADA Electronic Industries</i>
<i>Modello</i>	<i>Engine Control Computer</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	120 x 164 x 69 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	1.358 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	1.15
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	15

Tab. 3.15 Engine Control Computer

L'*ECC* consente di interfacciare il *FCC* con il motore, andandone a regolare per mezzo del monitoraggio delle prestazioni e dell'attuazione dei controlli, più di 300 parametri con il supporto del software installato<sup>24</sup>.

### HF Transceiver with ALE



Fig. 3.16 HF Transceiver with ALE

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>L3</i>
----------------------------	-----------

<sup>23</sup> <https://www.curtisswrightds.com/products/electronic-systems/program-specific-systems/flight-control-computer.html>

<sup>24</sup> <https://www.rada.com/capabilities/avionics/uav-avionics.html>

<i>Modello</i>	<i>SC – 160</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>91 x 226 x 226 (L x W x H)</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>4.648 · 10<sup>-3</sup></i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>3.4</i>
<i>Alimentazione [V]</i>	<i>12 V DC</i>
<i>Potenza [W]</i>	<i>30</i>

Tab. 3.16 Dati HF Transceiver with ALE

Questo trasmettitore/ricevitore opera in un range di frequenze dagli 1.6 MHz ai 30 MHz. Con possibilità di avere 100 canali programmabili, rappresenta la soluzione ottimale per l'impiego di tipo tactical grade<sup>25</sup>.

### HF Antenna with Central Suppression Unit

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>GEC – Marconi Sensors Ltd.</i>
<i>Modello</i>	<i>AD – 980</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>43 x 288 x 72 (L x W x H)</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>8.917 · 10<sup>-4</sup></i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>1.5</i>
<i>Alimentazione [V]</i>	<i>115 V AC (400 Hz)</i>
<i>Potenza [W]</i>	<i>18</i>

Tab. 3.17 Dati HF Antenna with Central Suppression Unit

### VHF/UHF/SATCOM/Link 16 Transceiver



Fig. 3.17 VHF/UHF/SATCOM/Link 16 Transceiver

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>Viasat</i>
<i>Modello</i>	<i>KOR – 24A</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>127 x 142 x 279 (L x W x H)</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>5.032 · 10<sup>-3</sup></i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>7.5</i>

<sup>25</sup> [https://www2.l3t.com/trf/pdf/datasheets/ML585\\_SC160.pdf](https://www2.l3t.com/trf/pdf/datasheets/ML585_SC160.pdf)

<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	364

Tab. 3.18 Dati VHF/UHF/SATCOM/Link 16 Transceiver

Questo dispositivo riesce ad assolvere a numerose delle funzioni richieste, andando a coprire diversi range di frequenze dai 30 MHz ai 1209 Mhz a seconda della tipologia di comunicazione<sup>26</sup>.

### VHF/UHF Antenna



Fig. 3.18 VHF/UHF Antenna

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>Sensor Systems Inc.</i>
<i>Modello</i>	S65 – 111 – 310
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	330.2 x 80.5 x 370.8 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	9.860 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	1.9
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	100

Tab. 3.19 Dati VHF/UHF Antenna

Antenna omnidirezionale in Azimuth e cosinusoidale in Elevation, con polarizzazione verticale, in grado di coprire le bande VHF e UHF<sup>27</sup>.

<sup>26</sup> [https://www.viasat.com/sites/default/files/media/documents/stt\\_datasheet\\_069\\_web.pdf](https://www.viasat.com/sites/default/files/media/documents/stt_datasheet_069_web.pdf)

<sup>27</sup> <http://www.sensorantennas.com/product/vhfuhf-s65-111-310/>

## UHF/SATCOM Antenna



Fig. 3.19 UHF/SATCOM Antenna

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>COBHAM</i>
<i>Modello</i>	<i>Type 19 – 430 – 10</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>403.86 x 209.55 (D x H)</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>2.684 · 10<sup>-2</sup></i>
<i>Peso [kg]</i>	<i>3.4</i>
<i>Alimentazione [V]</i>	<i>28 V DC</i>
<i>Potenza [W]</i>	<i>200</i>

Tab. 3.20 Dati UHF/SATCOM Antenna

Antenna ad alta efficienza per le comunicazioni *UHF* e satellitari. Permette di avere contatto anche a bassi angoli grazie all'elemento polarizzato circolarmente<sup>28</sup>.

## IFF Transponder/Interrogator

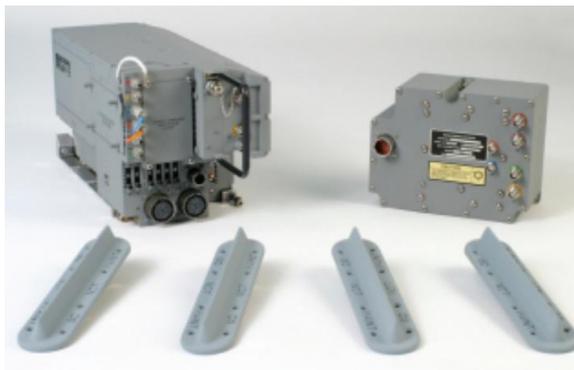


Fig. 3.20 IFF Transponder/Interrogator

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>BAE SYSTEMS</i>
<i>Modello</i>	<i>F – 15 CIT</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>368.3 x 152.4 x 209.8 (L x W x H)</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>1.178 · 10<sup>-2</sup></i>

<sup>28</sup> <https://www.cobham.com/media/654244/19-430-10-DS%20Issue%201.pdf>

<i>Peso [kg]</i>	14.5
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	180

Tab. 3.21 Dati IFF Transponder/Interrogator

Mediante l'utilizzo di antenne dedicate di effettuare uno scan al fine di identificare un bersaglio identificandone la natura (amico o nemico) e la distanza<sup>29</sup>.

### Mission Computer



Fig. 3.21 Mission Computer

<i>Azienda Produttrice</i>	CORESYSTEMS
<i>Modello</i>	Rugged AR402 Mission Computer
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	185.1 x 179.5 x 103.8 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	3.449 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	2.3
<i>Alimentazione [V]</i>	115 V AC (400 Hz)
<i>Potenza [W]</i>	50

Tab. 3.22 Dati Mission Computer

Al mission Computer in questo contesto vengono affidate tutte quelle macro funzioni di gestione ed interfaccia fra i vari sottosistemi a bordo velivolo. Tale dispositivo, di primaria importanza e per questo opportunamente ridondato, andrà ad esempio ad incorporare le funzionalità dell'autopilota<sup>30</sup>.

### Flight Data Recorder

<i>Azienda Produttrice</i>	Honeywell Inc.
<i>Modello</i>	AR SERIES
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	241.1 x 149.4 x 146.1 (L x W x H)

<sup>29</sup> file:///C:/Users/User/Music/F15%20CIT\_data%20sheet\_web%20(1).pdf

<sup>30</sup> <https://core-systems.com/wp-content/uploads/2016/06/Rugged-AR402-Mission-Computer-Datasheet-Core-Systems.pdf>

<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	$5.258 \cdot 10^{-3}$
<i>Peso [kg]</i>	4
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	8

Tab. 3.23 Dati Flight Data Recorder

Sebbene sia previsto un contatto continuo ed opportunamente ridondato fra l'UCAV e la stazione di terra, un Flight Data Recorder rappresenta un elemento importante per avere un backup on board delle informazioni in caso di perdita di contatto per abbattimento durante le operazioni<sup>31</sup>.

### Mission Data Loader

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>CMC Electronics Inc.</i>
<i>Modello</i>	<i>CMA – 2060</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	44 x 146 x 168 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	$1.079 \cdot 10^{-3}$
<i>Peso [kg]</i>	1.4
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	28

Tab. 3.24 Dati Mission Data Loader

Dispositivo atto al caricamento dei dati a bordo velivolo.

### Mass Memory



Fig. 3.22 Mass Memory

<i>Azienda Produttrice</i>	<i>L3</i>
<i>Modello</i>	<i>RSM</i>
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	91.44 x 63.5 x 22.86 (L x W x H)

<sup>31</sup> [https://aerocontent.honeywell.com/aero/common/documents/Data-\\_Combined\\_Recording.pdf](https://aerocontent.honeywell.com/aero/common/documents/Data-_Combined_Recording.pdf)

<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	1.327 · 10 <sup>-4</sup>
<i>Peso [kg]</i>	0.25
<i>Alimentazione [V]</i>	15 V DC
<i>Potenza [W]</i>	3
<i>Modello</i>	DTU
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	165.1 x 146.05 x 38.1 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	9.187 · 10 <sup>-4</sup>
<i>Peso [kg]</i>	0.9
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	5

Tab. 3.25 Dati Mass Memory

Dispositivo per lo storage on board dei dati. Prevede la configurazione fino a 4 unità di memoria.

### Stores Management Unit

<i>Azienda Produttrice</i>	GENERAL DYNAMICS
<i>Modello</i>	General Processing Unit
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	240 x 104 x 57 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	1.423 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	1
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	15
<i>Modello</i>	Station Node
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	240 x 104 x 57 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	1.423 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	1.3
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	20
<i>Modello</i>	Carriage Electronic Unit
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	240 x 104 x 57 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	1.423 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	1.3
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	20

Tab. 3.26 Dati Stores Management Unit

Questo sottosistema costituisce un'architettura già completa. composta da un'unità di elaborazione dati centrale che viene ridondata e delle stazioni disposte in prossimità degli armamenti per la loro gestione. Livello più basso della sua composizione è costituito

dalle unità elettroniche che si interfacciano direttamente con gli armamenti per gestirne gli stati.

Riguardo alle Contromisure Elettroniche (*ECM*) e alle Misure di Supporto Elettronico (*ESM*), non viene fatto riferimento ai modelli e alle aziende produttrici dei prodotti, i quali vengono comunque riportati:

### COMINT

<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>NaN</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>NaN</i>
<i>Peso [kg]</i>	35
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	250

Tab. 3.27 Dati COMINT

Questo sottosistema intercetta e localizza comunicazioni vocali, stabilendone la direzione di arrivo e la conseguente localizzazione.

### ELINT

<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	524 x 321 x 287.5 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	4.836 · 10 <sup>-2</sup>
<i>Peso [kg]</i>	100
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	900

Tab. 3.28 Dati ELINT

Questo sottosistema, insieme al *COMINT*, va a costituire una sottocategoria del *SIGINT*. È composto da un dispositivo totalmente integrato e specificamente progettato per operare a bordo di velivoli con e senza pilota.

### Radar Warning Receiver

<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	<i>NaN</i>
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	<i>NaN</i>
<i>Peso [kg]</i>	27.2
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	198

Tab. 3.29 Dati Radar Warning Receiver

Questo componente ha il compito di rilevare le emissioni provenienti da velivoli, navi e altri mezzi avversari facenti uso di tecnologia radar; opera dalla banda C alla banda J.

### Passive Missile Warning Receiver

<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	167.64 x 88.9 x 88.9 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	1.325 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	2.2
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	90
<i>Modello</i>	ATW Mini Processor
<i>Dimensioni Geometriche [mm]</i>	228.6 x 127 x 50.8 (L x W x H)
<i>Volume [m<sup>3</sup>]</i>	1.475 · 10 <sup>-3</sup>
<i>Peso [kg]</i>	2.3
<i>Alimentazione [V]</i>	28 V DC
<i>Potenza [W]</i>	90

Tab. 3.30 Dati Passive Missile Warning Receiver

Questo dispositivo può essere integrato con l'utilizzo di contromisure come gli chaffs ed i flares, in quanto capace di allertare in caso di fuoco nemico, l'arrivo di missili o il puntamento laser ostile.

### 3.4 Definizione del numero di apparati avionici

Una volta che gli apparati avionici sono stati identificati, vi è il bisogno di stabilire il numero di dispositivi di cui si necessita per ogni tipologia. Si pone in attenzione come le ridondanze di un dispositivo abbiano impatto sul peso totale dell'intera avionica, ma i soli componenti contemporaneamente attivi durante una data fase di missione entreranno a far parte del Power Budget. Vengono riportati in tabella seguente le scelte effettuate e la massa totale stimata:

<i>DISPOSITIVO</i>	<i>ACT</i>	<i>RED</i>	<i>Potenza Totale [W]</i>	<i>Peso Totale [kg]</i>
<i>GPS Antenna</i>	1	1	1	0.4
<i>GPS Transceiver/INS</i>	1	1	35	17.0
<i>IMU</i>	1	2	10	2.3
<i>Glideslope Antenna</i>	1	0	50	0.3
<i>Localizer Antenna</i>	1	0	50	1.0

<i>TCAS Equipment</i>	2	0	140	13.4
<i>ATC-IFF/DME-TACAN/TCAS Antenna</i>	2	0	500	0.2
<i>TACAN Transceiver. DME Equipment</i>	1	1	55	12.5
<i>Radar Altimeter</i>	1	1	40	7.4
<i>Radar Altimeter Antenna</i>	1	1	5	0.2
<i>Air Data Computer</i>	2	1	30	3.9
<i>Flight Control Computer</i>	3	1	450	63.5
<i>Engine Control Computer</i>	2	1	30	3.5
<i>DME Equipment</i>	-	-	-	-
<i>Central Suppression Unit</i>	1	1	18	3.0
<i>HF Transceiver with ALE</i>	1	1	30	6.8
<i>HF Antenna</i>	1	1	25	0.0
<i>VHF/UHF/SATCOM/Link 16 Transceiver</i>	1	1	364	15.0
<i>VHF/UHF Antenna</i>	2	1	200	5.7
<i>UHF/SATCOM Antenna</i>	1	0	200	3.4
<i>IFF trasponder/interrogator</i>	1	1	180	29.0
<i>Mission Computer</i>	2	1	100	6.8
<i>Flight Recorder</i>	1	0	8	4.0
<i>Data Loader</i>	1	0	28	1.4
<i>Mass Memory Management Device</i>	1	0	3	0.3
<i>Mass Unit Device</i>	4	0	20	3.6
<i>General Processing Unit</i>	1	1	15	2
<i>Station Node</i>	5	0	100	6.5
<i>Carriage Electronic Unit</i>	4	0	80	5.2
<i>COMINT</i>	1	0	250	30
<i>ELINT</i>	1	0	900	100
<i>Radar Warning Receiver</i>	1	0	198	27.2
<i>Passive Missile Warning System Sensor</i>	4	0	360	8.9
<i>Passive Missile Warning System Mini Processor</i>	1	0	90	2.3
<i>PESO TOTALE AVIONICA [Kg]</i>	386.5			

Tab. 3.31 Peso e potenza degli apparati installati

In aggiunta a tale peso, va considerato il peso di installazione dell'avionica, che da Raymer [1] viene considerato pari a:

$$W_{avionica\ installata} = 2.117 \cdot W_{avionica}^{0.933} [kg]$$

Viene ottenuto un valore di avionica installata pari a:

$$W_{avionica\ installata} = 488 [kg]$$

Considerato il valore di peso dell'avionica destinato da power budget, risulta evidente come questo sia nettamente superato dai valori appena ottenuti. Va comunque considerato che il valore sopra riportato viene ricavato da uno studio preliminare che, costituendo una prima iterazione di progetto, potrà essere modificato così come quello relativo alla massa allocata.

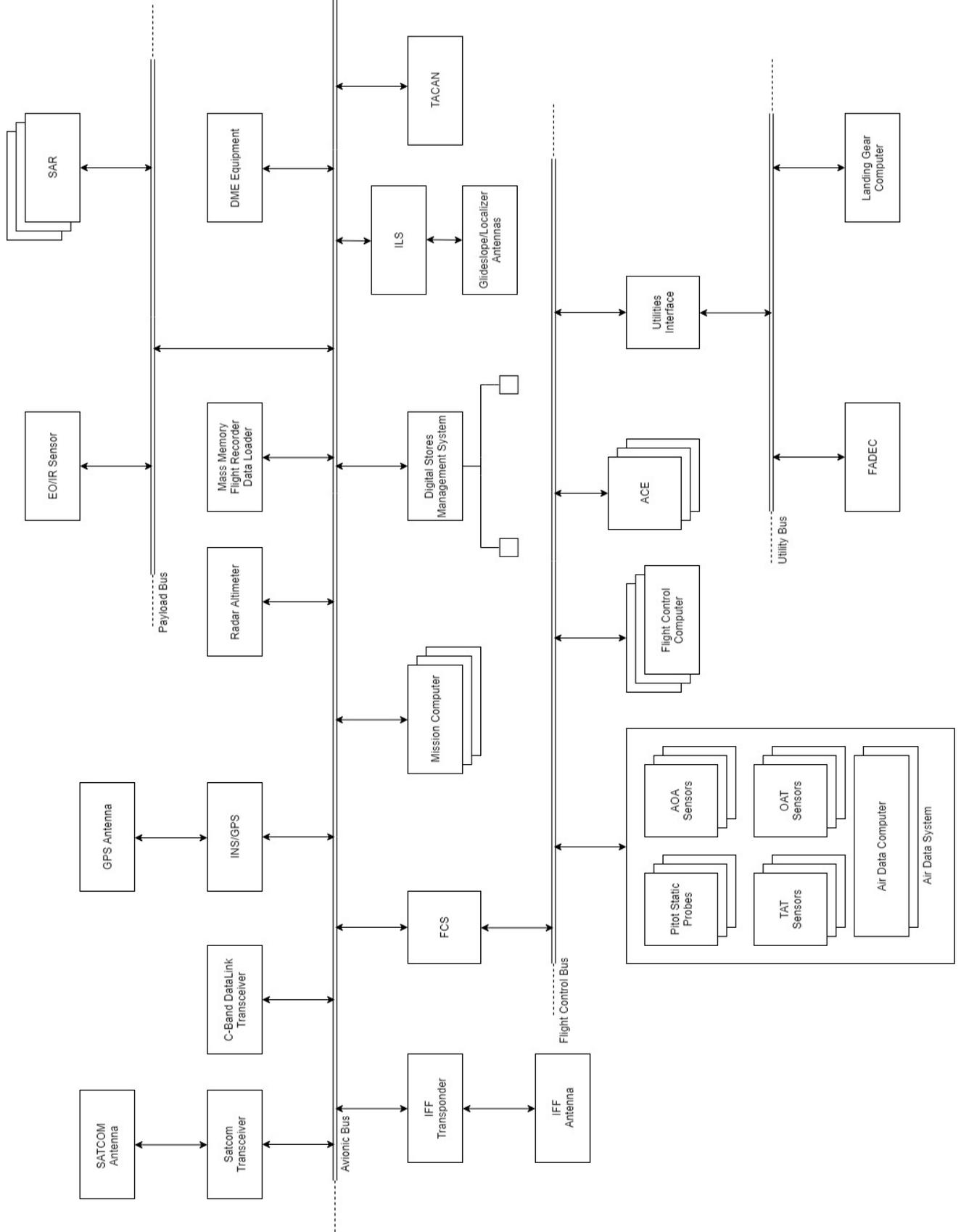


Fig. 3.23 Schema Avionics

WEAPONS & DEFENSE	Passive Missile Warning System	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0
	Radar Warning Receiver	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0
	ELINT	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0
	COMINT	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0
	Carriage Electronic Unit	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0
	Station Node	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0
	General Processing Unit	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0
MISSION SYSTEMS	Mass Unit Device	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	Mass Memory Management Device	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	Data Loader	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	Flight Recorder	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0
	Mission Computer	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0
COMMUNICATIONS	IFF trasponder/interrogator	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0
	IFF Antenna	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	Link 16 Transceiver	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	SATCOM Antenna	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	SATCOM Transceiver	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	UHF Antenna	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	UHF Transceiver	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	VHF Antenna	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	VHF Transceiver	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	HF Antenna	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	HF Transceiver with ALE	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	Central Suppression Unit	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	CONTROL & NAVIGATION	DME Antenna	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0
DME Equipment		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
Engine Control Computer		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
Flight Control Computer		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
Air Data Computer		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
Radar Altimeter Antenna		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
Radar Altimeter		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
TACAN Antenna		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
TACAN Transmitter/Receiver		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
TCAS Antenna		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
TCAS Equipment		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
Localizer Antenna		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0
Glideslope Antenna		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0
Inertial Navigation System		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
IMU		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
GPS Transceiver		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
GPS Antenna		0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
	PRE-FLIGHT CHECKS & REFUELING																
	ENGINE START-UP & TAXI OUT																
	DECOLLO																
	ACCELERAZIONE																
	SALITA A CAS COSTANTE																
	CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE																
	LOITER A VELOCITA' OTTIMALE																
	CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE																
	ACCELERAZIONE																
	COMBATTIMENTO																
	SALITA A CAS COSTANTE																
	CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE																
	LOITER A VELOCITA' OTTIMALE																
	ATTERRAGGIO																
	TAXI IN																
	ENGINE SHUTDOWN																

Fig. 3.24 Funzionamento apparati nelle varie fasi di volo

### 3.5 Power Budget

Da ultimo è possibile andare a tracciare il Power Budget per l'avionica, evidenziando le diverse tipologie di potenza. Dal momento che l'avionica risulta sempre attiva, sono considerate solo le fasi principali di missione:

<i>Fase Missione</i>	$P_{tot}$ [W]	$P_{28 V DC}$ [W]	$P_{115 V AC (400 Hz)}$ [W]
<i>PRE-FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	503	0	0
<i>ENGINE START-UP &amp; TAXI OUT</i>	2264	2146	118
<i>DECOLLO</i>	2264	2146	118
<i>ACCELERAZIONE</i>	2264	2146	118
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	2264	2146	118
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	4242	4124	118
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	4242	4124	118
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	4242	4124	118
<i>ACCELERAZIONE</i>	4437	4319	118
<i>COMBATTIMENTO</i>	4437	4319	118
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	4242	4124	118
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	4242	4124	118
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	3594	3476	118
<i>ATTERRAGGIO</i>	2364	2146	118
<i>TAXI IN</i>	2264	2146	118
<i>ENGINE SHUTDOWN</i>	0	0	0

Tab. 3.32 Power Budget Avionica

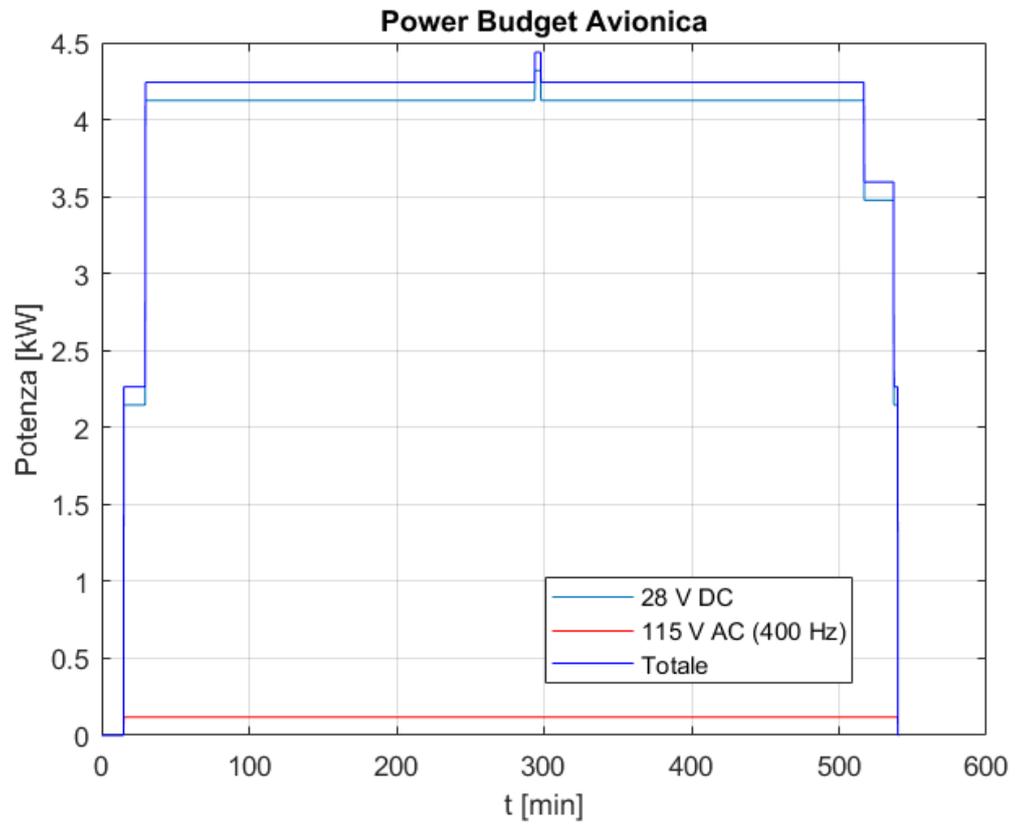


Fig. 3.25 Power Budget Avionica

## 4 Flight Control System

Il Flight Control System è il sistema del velivolo che ne permette la navigazione ed il controllo mediante l'attivazione di cinematismi al fine di andare a modificare la distribuzione di pressione sulle superfici portanti: questa variazione avrà come conseguenza la produzione di momenti e forze in grado di generare rotazioni attorno alla terna di riferimento corpo. Verranno presi in considerazione i sistemi con architettura classica andando a dimensionare opportunamente gli attuatori di volo al fine di ricavare un power budget per l'intera missione dimensionante.

### 4.1 Progetto delle superfici mobili

Il primo passo per il dimensionamento degli attuatori consiste nella valutazione, a partire dalle superfici mobili, del coefficiente di cerniera e del momento di stallo. Vengono prese in considerazione le principali fasi di missione, con le relative grandezze caratteristiche, per poi andare a selezionare il valore massimo risultante dal calcolo.

Per la definizione delle superfici di controllo, si è deciso di disporre delle seguenti tipologie:

<i>Tipologia Superficie</i>	<i>Locazione</i>
<i>Alettone Esterno</i>	<i>Ala</i>
<i>Alettone Interno</i>	<i>Ala</i>
<i>Flap</i>	<i>Ala</i>
<i>Stabilizzatore Orizzontale</i>	<i>Piano di Coda Verticale</i>
<i>Timone</i>	<i>Piano di Coda Verticale</i>

Tab. 4.1 Superfici Mobili

Una prima valutazione delle superfici viene effettuata mediante modello *CAD* ricreato a partire dalle specifiche aziendali.

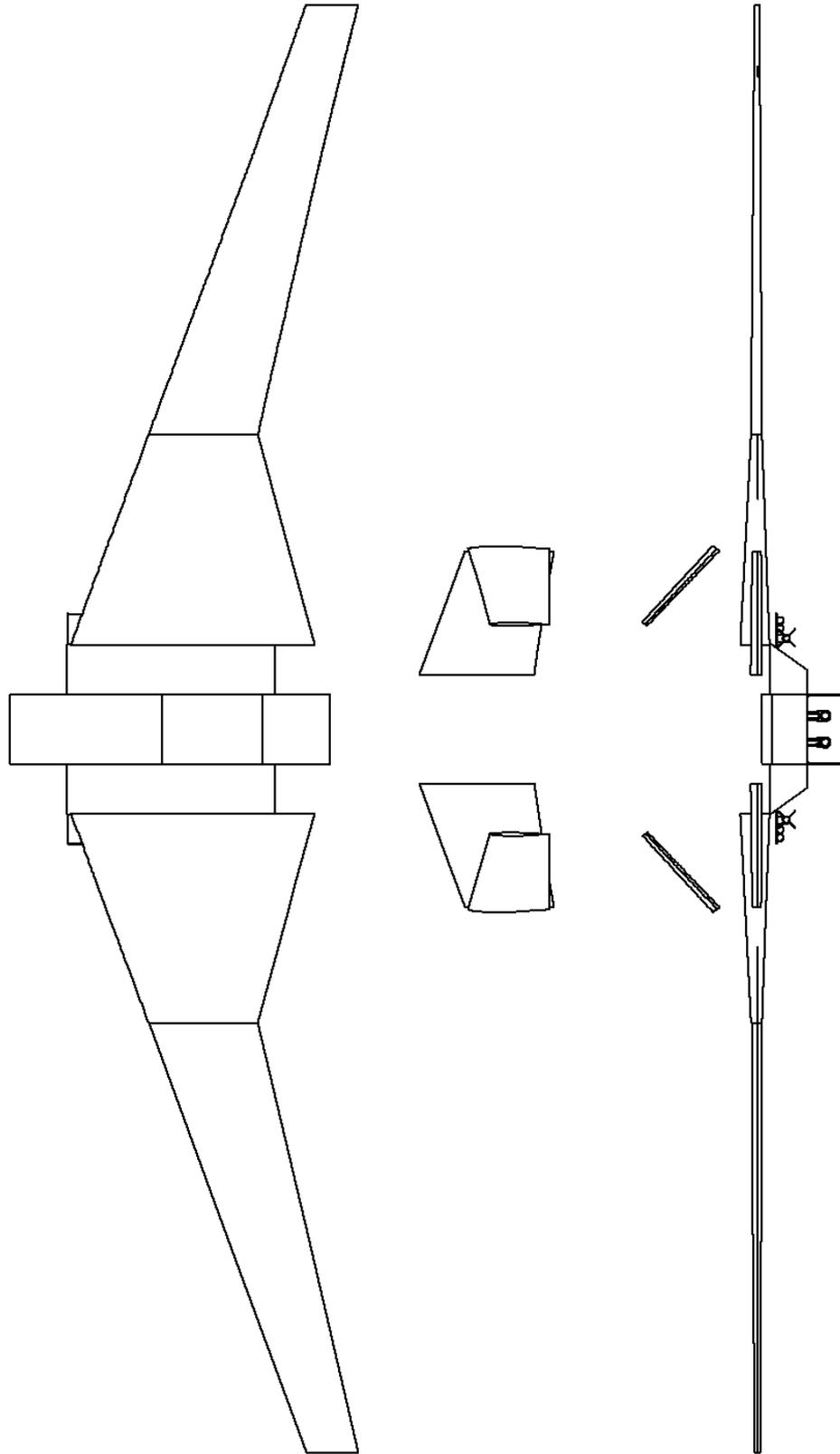


Fig. 4.1 Vista superiore e laterale superfici aerodinamiche velivolo

## Ala

La singola semiala può essere schematizzata mediante tre stazioni, delle quali la prima e l'ultima coincidono rispettivamente con la radice ed il tip alare. Indicando con  $d_{le}$  la distanza proiettata lungo l'asse  $X_{body}$  che intercorre fra il bordo di attacco della stazione 0 e la stazione considerata, e con  $d_{root}$  la distanza proiettata lungo l'asse  $Y_{body}$  fra la radice alare e la stazione considerata:

Numero Stazione	0	1	2
$d_{le}$ [m]	0	1.57	4.73
$d_{root}$ [m]	0	4.26	12.96
$c_{staz}$ [m]	4.9	2.2	1.05

Tab. 4.2 Stazioni di schematizzazione Ala

Considerando le due superfici alari  $A_{01}$  e  $A_{12}$  in cui viene idealmente tagliata la semiala dalle 3 stazioni considerate, è possibile per ognuna di esse andare a ricavare il valore di corda media aerodinamica  $mac_{mn}$ , con  $m$  ed  $n$  stazioni che delimitano la superficie.

$mac_{01}$ [m]	3.72
$mac_{12}$ [m]	1.66

Tab. 4.3 corde medie aerodinamiche sezioni Ala

$$A_{01} + A_{12} = A_{semiala} = 29.25 [m^2]$$

Identificando con  $l_{mn}$  la distanza proiettata lungo l'asse  $Y_{body}$  fra le due stazioni  $m$  ed  $n$  considerate,

$l_{01}$	4.26
$l_{12}$	8.70

Tab. 4.4 distanze in  $Y_{body}$

è possibile a questo punto andare ad individuare una prima stima delle superfici mobili, prendendo in considerazione le seguenti scelte:

- Gli alettoni vengono collocati fra la stazione 1 e la stazione 2, andando a dedicarvi una frazione fra la corda del profilo alare  $c_{alettone}$  e la corda della superficie mobile  $c_{surf}$  pari a:

$$\frac{c_{alettone}}{c_{profilo}} = 0.3$$

L'allettone interno si estende dal 5% al 45% di  $l_{12}$  mentre l'allettone esterno va dal 45% al 98% di tale lunghezza.

- Il flap viene collocato fra la stazione 0 e la stazione 1 andando ad anch'esso a dedicarvi una frazione di corda pari a:

$$\frac{c_{flap}}{c_{profilo}} = 0.3$$

La superficie si estende dal 10% al 95% di  $l_{01}$ ;

Vengono quindi riportate le aree risultanti per le superfici di controllo considerate:

<i>Tipologia Superficie</i>	<i>Corda Superficie [m]</i>	<i>Area [m<sup>2</sup>]</i>
<i>Flap</i>	<i>1.12</i>	<i>3.78</i>
<i>Alettone Interno</i>	<i>0.50</i>	<i>2</i>
<i>Alettone Esterno</i>	<i>0.50</i>	<i>1.91</i>

Tab. 4.5 Aree superfici di controllo

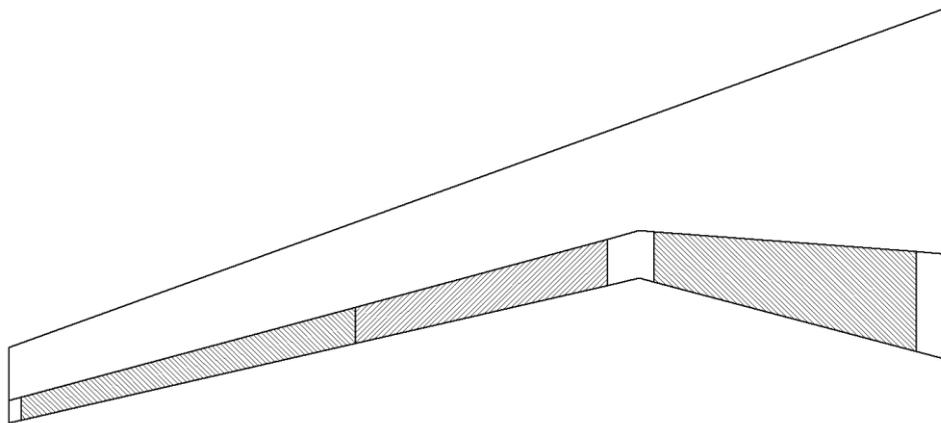


Fig. 4.2 Suddivisione superfici di controllo Alari

### **Piano di Coda Orizzontale**

Il piano di coda orizzontale può essere schematizzato mediante due stazioni, come già effettuato per l'ala:

<i>Numero Stazione</i>	0	1
$d_{le}$ [m]	0	0.91
$d_{root}$ [m]	0	2.5000
$c_{staz}$ [m]	2.30	1.78
$mac_{01}$ [m]	2.05	

Tab. 4.6 Schematizzazione Piano di Coda Orizzontale

Allo stabilizzatore viene dedicata una superficie che si estende dal 5% al 95% dell'estensione  $l_{01}$ , con frazione della corda del profilo pari a:

$$\frac{c_{hor\ stab}}{c_{profilo}} = 0.4$$

Andando ad ottenere i seguenti valori di superficie:

$$A_{hor\ tail} = 5.1025 [m^2]$$

$$A_{hor\ stab} = 1.8369 [m^2]$$

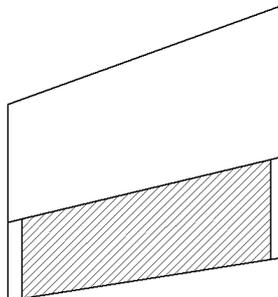


Fig. 4.3 Piano di Coda Orizzontale

### Piano di Coda Verticale

Come espresso nel capitolo relativo all'avamprogetto, la configurazione scelta per il velivolo prevede la presenza di un piano di coda orizzontale che si sviluppi in un piano di coda verticale, inclinato di circa 36 [deg] rispetto alla verticale. Ponendosi in vista perpendicolare a tale superficie modellizzata, il piano di coda verticale può essere schematizzato mediante due stazioni, come già effettuato per il caso precedente:

<i>Numero Stazione</i>	0	1
$d_{le}$ [m]	0	0.52

$d_{root} [m]$	0	2.75
$c_{staz} [m]$	1.64	1.2
$mac_{01} [m]$	1.4297	

Tab. 4.7 Schematizzazione Piano di Corda Verticale

Al timone viene dedicata una superficie che si estende dal 5% al 95% dell'estensione  $l_{01}$ , con frazione della corda del profilo pari a

$$\frac{c_{rudder}}{c_{profilo}} = 0.4$$

Andando ad ottenere i seguenti valori di superficie:

$$A_{ver tail} = 3.8754 [m^2]$$

$$A_{rudder} = 1.4041 [m^2]$$

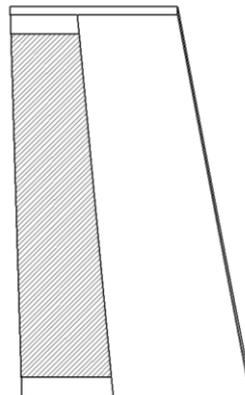


Fig. 4.4 Piano di Coda Verticale

## 4.2 Momenti di stallo

Una volta ottenuta la stima delle superfici di controllo, è possibile andare a valutare per ognuna di esse il momento di stallo. Il dimensionamento avviene considerando le seguenti condizioni:

- **Condizione A:** Deflessione parziale della superficie alla velocità ottimale di crociera:

$$V_{cruise} = 377.4376 \left[ \frac{km}{h} \right] = 104.8438 \left[ \frac{m}{s} \right]$$

- **Condizione B:** Deflessione totale della superficie ad una velocità pari a:

$$\frac{2}{3} V_{cruise} = 69,8959 \left[ \frac{m}{s} \right]$$

Il momento di stallo viene formulato come segue:

$$M_s = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{MC} \cdot c_{surf}$$

Con

- $\rho \left[ \frac{kg}{m^3} \right]$  densità alla quota di crociera;
- $V \left[ \frac{m}{s} \right]$  velocità considerata;
- $S \left[ m^2 \right]$  area della superficie di controllo;
- $c_{surf}$  corda della superficie di controllo considerata;
- $C_{MC}$  coefficiente di momento di cerniera, espresso dalla formulazione:

$$C_{MC} = k_A \cdot \alpha + k_B \cdot \delta$$

con  $\alpha \left[ rad \right]$  angolo di incidenza della superficie alare e  $\delta \left[ rad \right]$  deflessione della superficie di controllo.

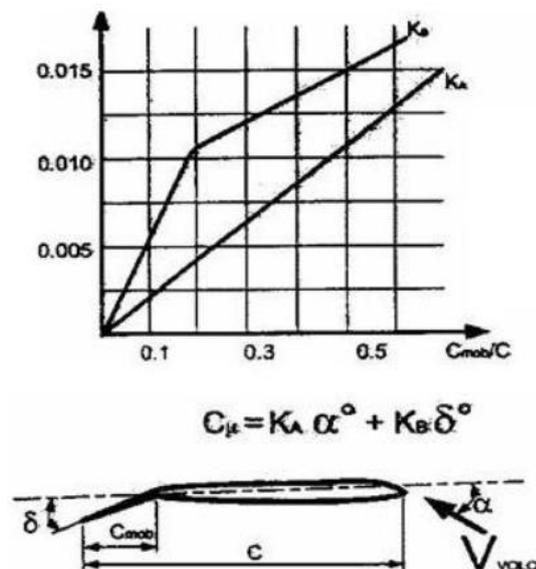


Fig. 4.5 Andamento del Coefficiente di Momento di Stallo

Considerando le condizioni di volo sopra espresse, vengono riportati i valori di momento di stallo per entrambi i casi:

<i>Tipologia Superficie</i>	$C_{MC}$
<i>Alettone Interno</i>	0.277
<i>Alettone Esterno</i>	0.278
<i>Stabilizzatore Orizzontale</i>	0.33
<i>Timone</i>	0.33

Tab. 4.8  $C_{MC}$  delle superfici di controllo

<i>Condizione A</i>				
<i>Tipologia Superficie</i>	$\delta_{max}$ [deg]	$\alpha_{max}$ [deg]	<i>Tempo di attuazione [s]</i>	<i>Momento di Stallo [Nm]</i>
<i>Alettone Interno</i>	15	15	0.25	1857.52
<i>Alettone Esterno</i>	15	15	0.25	1779.43
<i>Stabilizzatore Orizzontale</i>	15	15	0.25	3342.53
<i>Timone</i>	15	15	0.25	1784.12

Tab. 4.9 Risultati Condizione A

<i>Condizione B</i>				
<i>Tipologia Superficie</i>	$\delta_{max}$ [deg]	$\alpha_{max}$ [deg]	<i>Tempo di attuazione [s]</i>	<i>Momento di Stallo [Nm]</i>
<i>Alettone Interno</i>	30	15	0.25	1386
<i>Alettone Esterno</i>	30	15	0.25	1323
<i>Stabilizzatore Orizzontale</i>	30	15	0.25	2431
<i>Timone</i>	30	15	0.25	1298

Tab. 4.10 Risultati Condizione B

I flaps vengono invece dimensionati con riferimento alla velocità di discesa prima dell'atterraggio:

<i>Tipologia Superficie</i>	$\delta_{max}$ [deg]	$\alpha_{max}$ [deg]	<i>Tempo di attuazione [s]</i>	<i>Momento di Stallo [Nm]</i>
<i>Flap</i>	30	15	3	12350

Tab. 4.11  $C_{MC}$  flaps

Come si nota dalle tabelle sopra riportate, la Condizione A risulta essere quella dimensionante.

### 4.3 Dimensionamento degli attuatori

A questo punto è possibile andare ad effettuare il dimensionamento degli attuatori. Viene in primo luogo scelta la tipologia di attuazione: per i comandi di volo primari viene scelto l'impiego di attuatori elettro-idrostatici, mentre per i flaps viene scelta l'attuazione elettromeccanica.

<i>Tipologia Superficie</i>	<i>Tipologia di Attuatore</i>	<i>Braccio di Attuazione [m]</i>
<i>Alettone Interno</i>	<i>EHA</i>	<i>0.5</i>
<i>Alettone Esterno</i>	<i>EHA</i>	<i>0.5</i>
<i>Stabilizzatore Orizzontale</i>	<i>EHA</i>	<i>0.87</i>
<i>Timone</i>	<i>EHA</i>	<i>0.57</i>
<i>Flap</i>	<i>EMA</i>	<i>-</i>

Tab. 4.12 Tipologia di attuazione per le superfici di controllo

L'alimentazione avviene a  $270\text{ V DC}$ , e vengono stimate le seguenti grandezze di alimentazione caratteristiche

<i>Tipologia Superficie</i>	<i>Potenza [W]</i>	<i>Alimentazione [V]</i>	<i>Corrente [A]</i>
<i>Alettone Interno</i>	<i>937.52</i>	<i>270 DC</i>	<i>3.47</i>
<i>Alettone Esterno</i>	<i>898.29</i>	<i>270 DC</i>	<i>3.33</i>
<i>Stabilizzatore Orizzontale</i>	<i>1687.37</i>	<i>270 DC</i>	<i>6.25</i>
<i>Timone</i>	<i>900.65</i>	<i>270 DC</i>	<i>3.34</i>
<i>Flap</i>	<i>1039.07</i>	<i>270 DC</i>	<i>3.85</i>
<i>Potenza Totale FCS [W]</i>	<i>10935.8</i>		

Tab. 4.13 Potenza e tipologia di alimentazione superfici di controllo

Una prima stima per il peso destinato agli attuatori, che potrà essere confermata dalla selezione di modello esistente di attuatore dopo opportune valutazioni, può essere estratta dai seguenti andamenti che pongono in relazione il momento di cerniera  $[Nm]$  con il peso  $[kg]$ .<sup>32</sup>

<sup>32</sup> I.Chakraborty, D.N.Mavris, M.Emeneth, A Methodology for Vehicle and Mission Level Comparison of More Electric Aircraft Subsystem Solutions - Application to the Flight Control Actuation System, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering, June 2014.

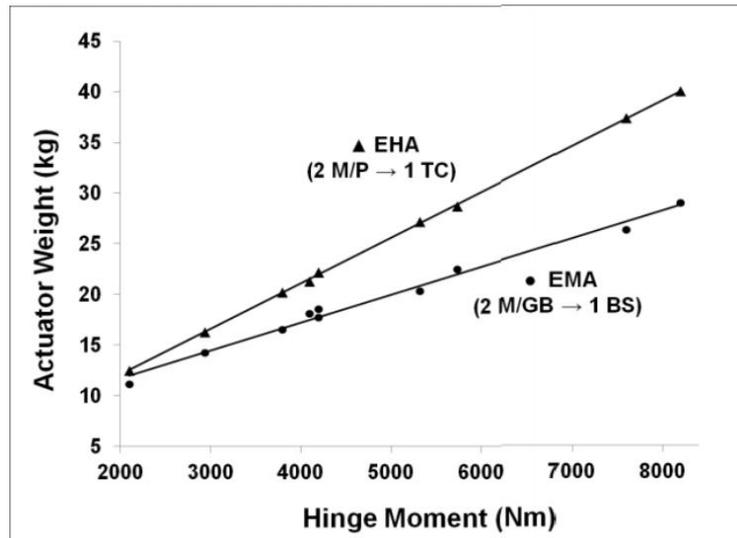


Fig. 4.6 Andamento EMA-EHA al variare del momento di cerniera

Tali andamenti possono essere riassunti nelle seguenti formule di tendenza:

$$P_{eso_{EHA}} [kg] = 0.0045 \cdot M_s + 3.02$$

$$P_{eso_{EMA}} [kg] = 0.0028 \cdot M_s + 6.24$$

Di seguito vengono riportate le stime:

Tipologia Superficie	Peso Attuatore [kg]	Numero Superfici
Alettone Interno	11.3788	2
Alettone Esterno	11.0274	2
Stabilizzatore Orizzontale	18.0614	2
Timone	11.0485	2
Flap	40.8197	2
<b>Peso Totale [kg]</b>	<b>184.6718</b>	

Tab. 4.14 Stima peso attuatori

## 4.4 Power Budget

A questo punto può essere tracciato il Power Budget per il Flight Control System.

Vengono fatte le seguenti considerazioni:

- Durante la fase di Pre-Flight Checks viene testata la corretta attuazione e movimentazione delle superfici. Il valore di potenza per questa fase viene quindi

settata al valore del massimo fra i consumi per le singole tipologie di superficie.

Risulta che:

$$P_{FCS} = 3375 [W]$$

- Durante le fasi di volo vengono considerate impiegate tutte le superfici di controllo primarie, ad eccezione dei flaps che vengono estratti/retratti nelle sottofasi dedicate 4a e 14a;

Viene di seguito mostrato il Power Budget risultante:

<i>Id Fase</i>	<i>Fase Missione</i>	<i>P<sub>FCS</sub> [W]</i>
1	<i>PRE-FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	0
1a	<i>pre-flight checks</i>	3375
1b	<i>refueling</i>	0
2	<i>ENGINE START-UP &amp; TAXI OUT</i>	0
2a	<i>engine start-up</i>	0
2b	<i>taxi out</i>	0
3	<i>DECOLLO</i>	8848
3a	<i>decollo (run)</i>	0
3b	<i>decollo (manouvre)</i>	0
4	<i>ACCELERAZIONE</i>	8848
4a	<i>flaps ext/retr</i>	2079
4b	<i>central lnd gear ext/retr</i>	0
4c	<i>forward lnd gear ext/retr</i>	0
4d	<i>ld vane forward</i>	0
4e	<i>ld vane central</i>	0
5	<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	8848
6	<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	8848
7	<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	8848
8	<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	8848
9	<i>ACCELERAZIONE</i>	8848
10	<i>COMBATTIMENTO</i>	8848
10a	<i>apertura vano armamenti</i>	0
10b	<i>chiusura vano armamenti</i>	0
11	<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	8848
12	<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	8848
12a	<i>discesa</i>	0
13	<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	8848
14	<i>ATTERRAGGIO</i>	8848

14a	<i>flaps ext/retr</i>	2079
14b	<i>central lnd gear ext/retr</i>	0
14c	<i>forward lnd gear ext/retr</i>	0
14d	<i>ld vane forward</i>	0
14e	<i>ld vane central</i>	0
15	<i>TAXI IN</i>	0
16	<i>ENGINE SHUTDOWN</i>	0

Tab. 4.15 Power Budget Flight Control System

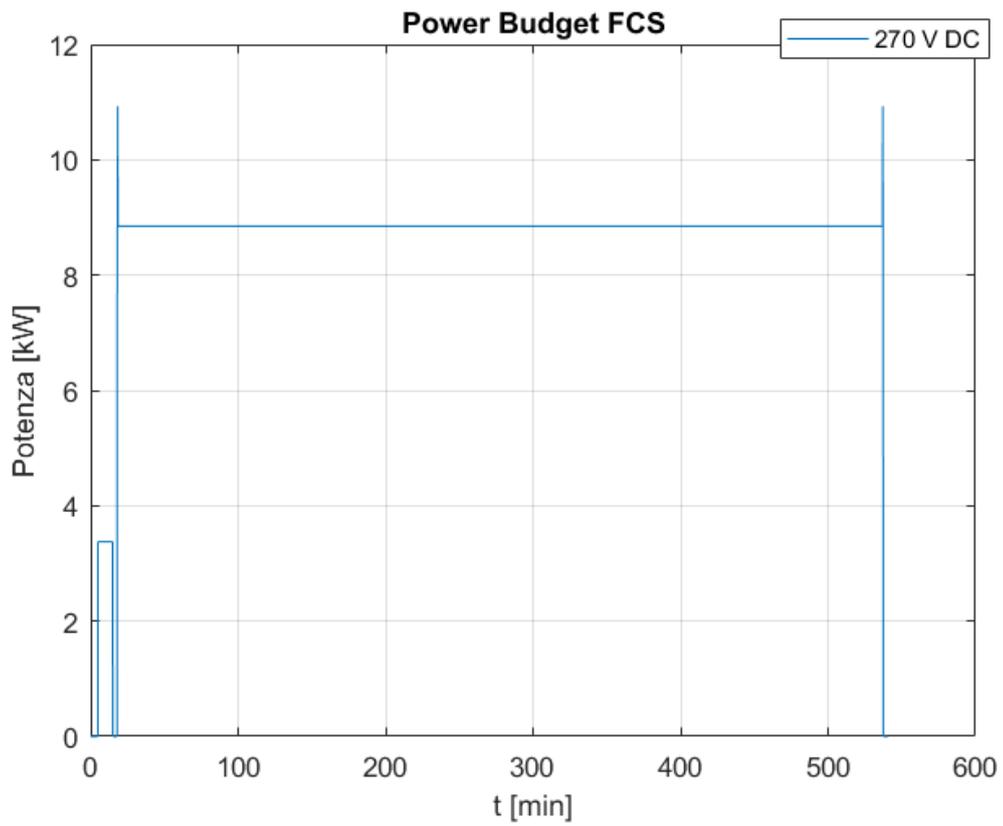


Fig. 4.7 Grafico Power Budget Flight Control System

## 5 Carrello di Atterraggio

Il dimensionamento del carrello di atterraggio è stato effettuato mediante l'utilizzo di *ASTRID*, che ne permette la valutazione delle potenze elettriche richieste.

### 5.1 Dimensionamento Carrello

Il primo passo consiste nella scelta della configurazione e della disposizione dei carrelli:

<i>Configurazione</i>	<i>Triciclo</i>
<i>Numero Carrelli Anteriori</i>	<i>1</i>
<i>Numero Carrelli Posteriori</i>	<i>2</i>

Tab. 5.1 Configurazione scelta

È noto inoltre da mass budget il peso allocato al sistema:

$$W_{landing\ gear} = 405 [kg]$$

Di tale valore, viene scelta la seguente ripartizione iniziale fra gli elementi:

<i>Peso Carrello Anteriore [kg]</i>	<i>81</i>
<i>Peso Carrello Posteriore [kg]</i>	<i>162</i>

Tab. 5.2 Stima iniziale peso carrello anteriore e posteriore

Conoscendo la quantità ed il peso di carburante, è possibile andare a far variare tale valore per ricavare il massimo posizionamento anteriore  $x_{CG_{for}}$  e posteriore  $x_{CG_{aft}}$  del baricentro del velivolo in x rispetto al centro di riferimento, non coincidente con il nose del velivolo per ragioni di praticità nella realizzazione del *CAD*.

	<i>x [m]</i>	<i>y [m]</i>	<i>z [m]</i>
<i>Origine Sistema di Riferimento</i>	<i>0</i>	<i>0</i>	<i>0</i>
<i>Nose Velivolo</i>	<i>7</i>	<i>0</i>	<i>1.95</i>
$x_{CG_{for}}$	<i>8.4</i>	<i>-</i>	<i>-</i>
$x_{CG_{aft}}$	<i>8.7</i>	<i>-</i>	<i>-</i>
<i>Stima Posizione Attacco Carrello Anteriore</i>	<i>2.5</i>	<i>0</i>	<i>1.85</i>
<i>Stima Posizione Attacco Carrello Posteriore Sinistro</i>	<i>8.7</i>	<i>-3.45</i>	<i>2.1</i>
<i>Stima Posizione Attacco Carrello Posteriore Destro</i>	<i>8.7</i>	<i>3.45</i>	<i>2.1</i>

Tab. 5.3 Disposizione carrelli di atterraggio

Con riferimento a figura seguente, è possibile quindi determinare i valori delle distanze  $N_a$ ,  $N_f$ ,  $M_a$ ,  $M_f$ ,  $B$  ed i conseguenti valori di carico massimo statico, individuabili tramite le formulazioni:

$$Max\ Static\ Load = W \frac{N_a}{B} [kg]$$

$$(Max\ Static\ Load)_{nose} = W \frac{M_f}{B} [kg]$$

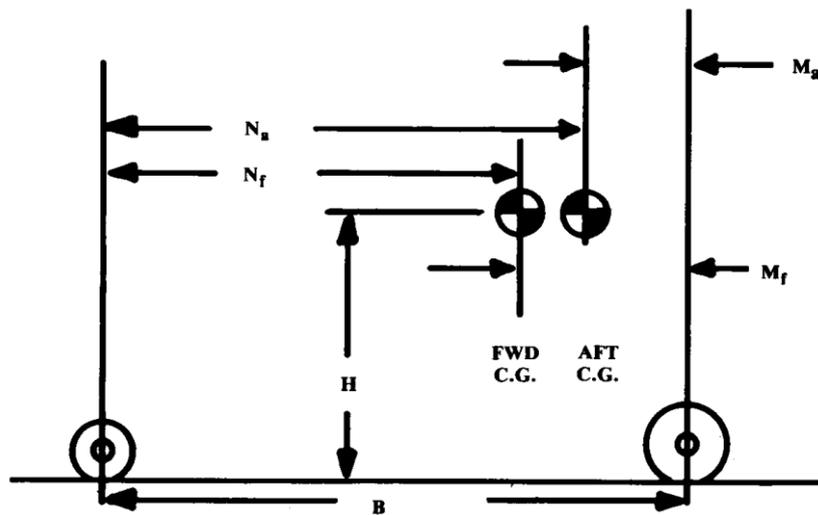


Fig. 5.1 Schema per la definizione dei carichi massimi statici e dinamici

Di seguito i risultati ottenuti:

$N_a$ [m]	6.2
$N_f$ [m]	5.9
$M_a$ [m]	0
$M_f$ [m]	3
$B$ [m]	6.2
$Max\ Static\ Load_{\text{carrello posteriore}}$ [kg]	7413
$(Max\ Static\ Load)_{nose}$ [kg]	718

Tab. 5.4 Carichi massimi statici

Il valore di carico massimo statico ottenuto per il compartimento posteriore è pari al carico agente sul gruppo posteriore diviso per il numero di carrelli in tale posizione, in questo caso 2:

$$(Max\ Static\ Load)_{carrello\ posteriore} = \frac{Max\ Static\ Load}{2} [kg]$$

Questi valori permettono di effettuare una stima, basata su formulazione statistica, del diametro  $d$  e di larghezza  $w$  dello pneumatico:

$$diametro\ o\ larghezza = AW_W^B [in]$$

Con A e B coefficienti adimensionali che assumono valori rappresentativi diversi a seconda della categoria di velivolo considerato:

	Diameter		Width	
	A	B	A	B
General aviation	1.51	0.349	0.7150	0.312
Business twin	2.69	0.251	1.170	0.216
Transport/bomber	1.63	0.315	0.1043	0.480
Jet fighter/trainer	1.59	0.302	0.0980	0.467

$W_w = \text{Weight on Wheel}$

Fig. 5.2 Valori tipici dei coefficienti A e B per diverse categorie di velivoli

Vengono di seguito i valori scelti per i coefficienti, tenendo conto di un valore fra la categoria bombardiere e velivolo militare da attacco:

Diametro		Larghezza	
A	B	A	B
1.6	0.3	0.1043	0.48

Tab. 5.5 Coefficienti selezionati

Elemento	Diametro [in]	Larghezza [in]
Carrello Anteriore	29	11
Carrello Posteriore	15	4

Tab. 5.6 Diametro e larghezza ottenuti

Il passo successivo consiste nella determinazione della pressione di gonfiaggio  $P$  e del rolling radius  $R_r$  dello pneumatico. Tali valori sono legati all'area di impronta dello pneumatico  $A_p$  dalle seguenti formulazioni:

$$W_W = PA_p$$

$$A_p = 2.3\sqrt{wd} \left( \frac{d}{2} - R_r \right)$$

Procedendo con l'opportuna scelta di uno pneumatico esistente in commercio è possibile tuttavia andare a ricavare dal datasheet<sup>33</sup> il valore di  $A_p$ , bloccando non solo tutte le grandezze riferite a tale elemento ma anche permettendo una stima, attraverso le precedenti equazioni, di  $R_r$ .

Vengono scelti rispettivamente per carrello anteriore e posteriore due pneumatici designati dalla nuova classificazione Three Part Name, che racchiude quella categoria di prodotti che vadano incontro ai crescenti requisiti in termini di velocità e carico di atterraggio dei moderni velivoli.

Vengono di seguito riportati i nomi e le principali grandezze dei modelli scelti:

<i>Carrello Posteriore - Aircraft Rib 461B-3140-TL</i>		
	<i>Min</i>	<i>Max</i>
<i>Diametro [m]</i>	<i>0.693</i>	<i>0.707</i>
<i>Larghezza [m]</i>	<i>0.218</i>	<i>0.231</i>
<i>Spalla [m]</i>	<i>0.203</i>	<i>0.641</i>
<i>Raggio a Carico Statico [m]</i>	<i>0.305</i>	
<i>Raggio a Pneumatico sotto Deformazione [m]</i>	<i>0.244</i>	
<i>Aspect Ratio</i>	<i>0.767</i>	
<i>Dimensione Cerchione [m]</i>	<i>0.711 x 0.229-0.356</i>	
<i>Distanza fra le Flange [m]</i>	<i>0.184</i>	
<i>R<sub>r</sub> [m]</i>	<i>0.236</i>	
<i>P [bar]</i>	<i>19.31</i>	
<i>A<sub>p</sub> [m<sup>2</sup>]</i>	<i>0.0381</i>	

Tab. 5.7 Datasheet carrello posteriore

<i>Carrello Anteriore - Flight Special II 156E61-3</i>		
	<i>Min-</i>	<i>Max</i>
<i>Diametro [m]</i>	<i>0.370</i>	<i>0.386</i>
<i>Larghezza [m]</i>	<i>0.15</i>	<i>0.16</i>

<sup>33</sup> <https://www.aps-aviation.com/wp-content/uploads/goodyear-aircraft-tire-data.pdf>

<i>Spalla [m]</i>	0.141	0.344
<i>Raggio a Carico Statico [m]</i>	0.155	
<i>Raggio a Pneumatico sotto Deformazione [m]</i>	0.122	
<i>Aspect Ratio</i>	0.726	
<i>Dimensione Cerchione [m]</i>	0.152-0.152	
<i>Distanza fra le Flange [m]</i>	0.127	
<i>R<sub>r</sub> [m]</i>	0.130	
<i>P [psi]</i>	4.69	
<i>A<sub>p</sub> [m<sup>2</sup>]</i>	0.016	

Tab. 5.8 Datasheet carrello posteriore

Si passa quindi ad un primo dimensionamento dell'ammortizzatore oleodinamico. La corsa  $S$  che questo elemento effettua da una posizione di riposo ad una completa contrazione può essere ricavata a partire da alcuni parametri stimabili con buona approssimazione:

- Il valore massimo di velocità verticale  $V_{vertical}$  all'atterraggio viene considerato pari a 3 [m/s], valore assunto da gran parte dei velivoli militari non da addestramento;

È possibile quindi ricavare l'energia cinetica verticale  $KE_{vertical}$  che deve essere assorbita durante l'atterraggio in maniera distribuita fra l'ammortizzatore e lo pneumatico:

$$KE_{vertical} = \frac{1}{2} \left( \frac{W_{landing}}{g} \right) V_{vertical}^2$$

Con

- $W_{landing}$  : peso all'atterraggio del velivolo, noto da *Paragrafo 1.8*, considerato come il peso del velivolo senza carburante ma con tutti gli armamenti non sganciati: questa situazione può rappresentare il caso in cui il velivolo debba atterrare subito dopo il decollo, avendo la possibilità di effettuare un rilascio in volo di carburante;

Viene ottenuto un valore pari a:

$$KE_{vertical} \cong 450 [J]$$

Considerando i seguenti valori di rendimento per l'ammortizzatore e lo pneumatico, pari a:

- $\eta_{sa} = 0.8$  : rendimento dell'ammortizzatore;
- $\eta_t = 0.47$  : rendimento dello pneumatico;

È possibile andare ad esprimere la corsa dell'ammortizzatore secondo la seguente formulazione:

$$S = \frac{V_{vertical}^2}{2g\eta_{sa}N_{gear}} - \frac{\eta_t}{\eta_{sa}} S_t$$

Con

- $S_t$ : deformazione della ruota, ricavabile sia per lo pneumatico anteriore che posteriore dalla differenza tra diametro massimo ed il rolling radius;
- $N_{gear}$ : gear load factor, ovvero il rateo di decelerazione verticale. Viene considerato un valore di tale parametro a metà strada fra quello caratteristico di un bombardiere ed un velivolo da combattimento militare  $N_{gear} = 2.5$ ;

Vengono di seguito riportati i valori di corsa dell'ammortizzatore oleodinamico ottenuti:

<i>Corsa Ammortizzatore</i>	
<i>Corsa Ammortizzatore Carrello Anteriore [mm]</i>	<i>224</i>
<i>Corsa Ammortizzatore Carrello Posteriore [mm]</i>	<i>193</i>

Tab. 5.9 Corsa ammortizzatore

A questo punto, si stima una lunghezza totale del gruppo ammortizzatore pari alla somma della corsa e di una porzione fissa, per una risultante pari a  $L_{oleo}$ :

$$L_{oleo} = 2.5 \cdot S [m]$$

Nota la lunghezza, è possibile andare a stimare il diametro esterno  $D_{oleo}$  dell'ammortizzatore, attraverso la formulazione seguente:

$$D_{oleo} = 1.3 \sqrt{\frac{4C_{oleo}}{P\pi}} [m]$$

Con

➤  $C_{oleo}$  [kg] carico che deve essere sopportato dall'ammortizzatore. Per l'ammortizzatore del carrello posteriore questo è pari al massimo carico statico  $Max\ Static\ Load_{carrello\ posteriore}$  mentre per il carrello anteriore questo è dato dalla somma dei valori di  $(Max\ Static\ Load)_{nose}$  e  $(Dynamic\ Braking\ Load)_{nose}$ , calcolato attraverso la seguente formulazione:

$$(Dynamic\ Braking\ Load)_{nose} = \frac{10HW}{gB} \text{ [kg]}$$

Ottenendo un valore per tale parametro pari a:

$$(Dynamic\ Braking\ Load)_{nose} = 4388 \text{ [kg]}$$

Considerando il diametro interno  $D_{oleo_{int}}$  pari al 70% di  $D_{oleo}$ , vengono riportati in tabella seguente i risultati ricavati:

	<i>Ammortizzatore Anteriore</i>	<i>Ammortizzatore Posteriore</i>
$L_{oleo}$ [mm]	561	482
$D_{oleo}$ [mm]	93	112
$D_{oleo_{int}}$ [mm]	65	79

Tab. 5.10 Dimensionamento ammortizzatori oleodinamici

È stato possibile a questo punto del dimensionamento andare ad effettuare un primo CAD del carrello, rispettando i valori ottenuti.

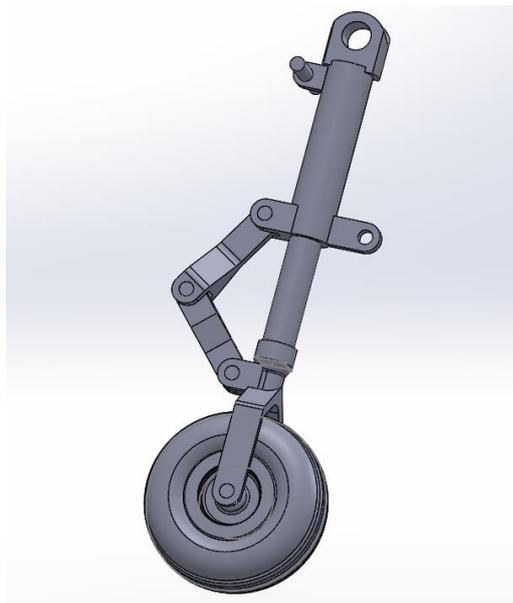


Fig. 5.3 CAD carrello anteriore

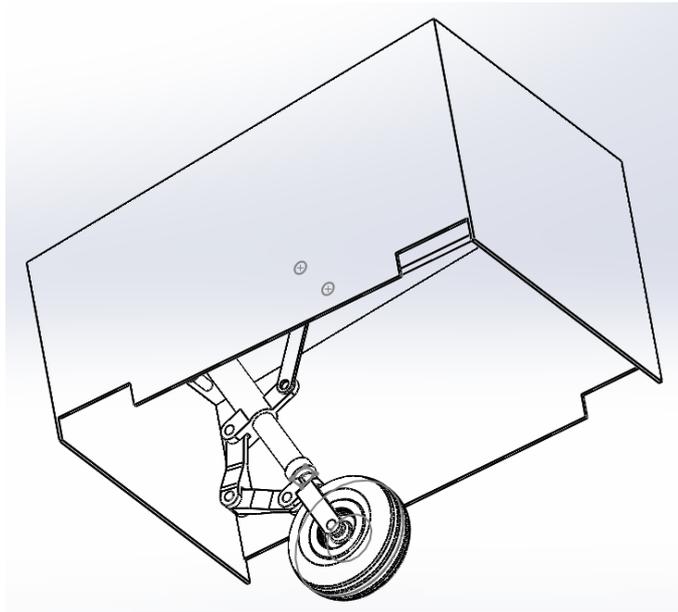


Fig. 5.4 CAD carrello anteriore installato nel vano carrello

## 5.2 Potenza richiesta per estrazione/retrazione

A partire dal *CAD* del velivolo possono essere stimate le escursioni angolari di retrazione ed estrazione delle strutture:

<i>Escursione Angolare Carrello Anteriore [deg]</i>	90
<i>Escursione Angolare Carrello Posteriore [deg]</i>	109

Tab. 5.11 Escursione angolare retrazione/estrazione

I tempi di estrazione/retrazione vengono invece stabiliti secondo valori medi per la tipologia di velivolo in esame:

<i>Durata Escursione Carrello Anteriore [s]</i>	4
<i>Durata Escursione Carrello Posteriore [s]</i>	5.5

Tab. 5.12 Tempo di attuazione escursione retrazione/estrazione

Per una valutazione iniziale del momento necessario massimo di attuazione attorno all'asse di rotazione della struttura (centro di rotazione), viene considerato che il peso dell'intera struttura del carrello sia concentrata a livello dell'asse di rotazione della ruota:

<i>Distanza baricentro sistema - Asse di cerniera [m]</i>	
<i>Carrello Anteriore</i>	1.0
<i>Carrello Posteriore</i>	1.3

Tab. 5.13 Posizione baricentro struttura

Vengono quindi ricavate le forze di stallo ed i momenti necessari:

	<i>Carrello Anteriore</i>	<i>Carrello Posteriore</i>
<i>Forza di Stallo [N]</i>	795	1590
<i>Momento Richiesto [Nm]</i>	795	2066

Tab. 5.14 Forze di stallo e momenti richiesti

Per il dimensionamento degli attuatori, viene scelta un'alimentazione elettrica a 270 V DC, con l'uso di un attuatore elettromeccanico rotativo con opportuno stadio di riduzione. Vengono ricavati i seguenti dati:

	<i>Carrello Anteriore</i>	<i>Carrello Posteriore</i>
<i>Alimentazione</i>	270 V DC	270 V DC
<i>Corrente [A]</i>	0.56	1.27
<i>Potenza di Attuazione [W]</i>	151	344

Tab. 5.15 Dimensionamento ammortizzatori oleodinamici

Dal trend di peso degli attuatori EMA ricavato da *Paragrafo 4.3* si ricava:

	<i>Carrello Anteriore</i>	<i>Carrello Posteriore</i>
<i>Massa Attuatore [kg]</i>	8.5	12.1

Tab. 5.16 Dimensionamento ammortizzatori oleodinamici

### 5.3 Meccanismo di Sterzo

Viene considerato sterzante il solo carrello anteriore. La valutazione del momento richiesto è funzione del raggio della ruota (in assenza di carico ed in presenza di questo), del coefficiente di attrito della pista e della velocità angolare del meccanismo sterzante. Assunti questi valori:

- Coefficiente di attrito  $\cong 0.8$ ;
- Velocità angolare del meccanismo sterzante  $\cong 10$  [deg/sec];
- Raggio della ruota in presenza ed assenza di carico noti da *Paragrafo 5.1*;

Vengono ricavati i seguenti risultati:

<i>Carrello Anteriore</i>	
<i>Momento Sterzante [Nm]</i>	<i>479</i>
<i>Potenza Sterzo [W]</i>	<i>87</i>

Tab. 5.17 Momento sterzante e potenza sterzo

Viene scelta un'attuazione elettrica a 270 V DC, con l'uso di un attuatore elettromeccanico rotativo con opportuno stadio di riduzione. Dal trend di peso degli attuatori EMA ricavato da *Paragrafo 4.3* si ricava:

$$Massa\ Attuatore = 7.6 [kg]$$

## 5.4 Meccanismo di Frenata

Il meccanismo di frenata viene installato sui carrelli anteriori. Anche per questo sistema viene considerata, al fine della valutazione delle potenze necessarie, un'alimentazione elettrica a 270 V DC.

La forza frenante viene stimata dalla massa al decollo del velivolo, dalla velocità di atterraggio e dalla lunghezza della pista:

$$Forza\ Frenante = 38538 [N]$$

E viene stimata la potenza richiesta dal sistema frenante:

$$Potenza\ sistema\ frenante\ per\ singolo\ carrello = 1395 [W]$$

## 5.5 Power Budget

A questo punto può essere tracciato il Power Budget per il Flight Control System. Vengono fatte le seguenti considerazioni:

- Durante la fase di Pre-Flight Checks and Refueling viene testato il funzionamento dei freni provando un azionamento al 100%;
- In fase di taxi out e taxi in viene considerato l'azionamento dello sterzo e del sistema di frenatura. Quest'ultimo, viste le velocità molto basse di movimentazione, viene considerato pari alla metà del valore massimo;

- In fase di decollo ed atterraggio vengono considerati sterzo e freni al massimo, nel caso in cui il velivolo debba abortire il decollo nel primo caso, ed effettuare la frenata nel secondo;
- Nelle fasi di prima accelerazione e atterraggio vengono considerate rispettivamente la retrazione e l'estrazione dei carrelli;

Sono stati ottenuti i seguenti valori (massimi) per le diverse attuazioni:

<i>Id</i>	<i>Tipologia di Attuazione</i>	<i>Potenza [W]</i>
<i>A1</i>	<i>Attuazione Sterzo Carrello Anteriore</i>	<i>87</i>
<i>A2</i>	<i>Freno Carrello Centrale Destro</i>	<i>1395</i>
<i>A3</i>	<i>Freno Carrello Centrale Sinistro</i>	<i>1395</i>
<i>A4</i>	<i>Retrazione Carrello Anteriore</i>	<i>90</i>
<i>A5</i>	<i>Retrazione Carrello Centrale Sinistro</i>	<i>109</i>
<i>A6</i>	<i>Retrazione Carrello Centrale Destro</i>	<i>109</i>

Tab. 5.18 Tipologia di attuazione e potenze

<i>Id Fase</i>	<i>A1</i>	<i>A2</i>	<i>A3</i>	<i>A4</i>	<i>A5</i>	<i>A6</i>
<i>1</i>	-	-	-	-	-	-
<i>1a</i>	-	<i>1395</i>	<i>1395</i>	-	-	-
<i>1b</i>	-	-	-	-	-	-
<i>2</i>	<i>87</i>	<i>698</i>	<i>698</i>	-	-	-
<i>2a</i>	-	-	-	-	-	-
<i>2b</i>	-	-	-	-	-	-
<i>3</i>	-	-	-	-	-	-
<i>3a</i>	-	-	-	-	-	-
<i>3b</i>	-	-	-	-	-	-
<i>4</i>	-	-	-	-	-	-
<i>4a</i>	-	-	-	-	-	-
<i>4b</i>	-	-	-	<i>109</i>	<i>109</i>	-
<i>4c</i>	-	-	-	-	-	<i>90</i>
<i>4d</i>	-	-	-	-	-	-
<i>4e</i>	-	-	-	-	-	-
<i>5</i>	-	-	-	-	-	-
<i>6</i>	-	-	-	-	-	-
<i>7</i>	-	-	-	-	-	-
<i>8</i>	-	-	-	-	-	-
<i>9</i>	-	-	-	-	-	-
<i>10</i>	-	-	-	-	-	-

10a	-	-	-	-	-	-
10b	-	-	-	-	-	-
11	-	-	-	-	-	-
12	-	-	-	-	-	-
12a	-	-	-	-	-	-
13	-	-	-	-	-	-
14	87	1395	1395	-	-	-
14a	-	-	-	-	-	-
14b	-	-	-	109	109	-
14c	-	-	-	-	-	90
14d	-	-	-	-	-	-
14e	-	-	-	-	-	-
15	87	698	698	-	-	-
16	-	-	-	-	-	-

Tab. 5.19 Power Budget

Viene di seguito mostrato il Power Budget risultante:

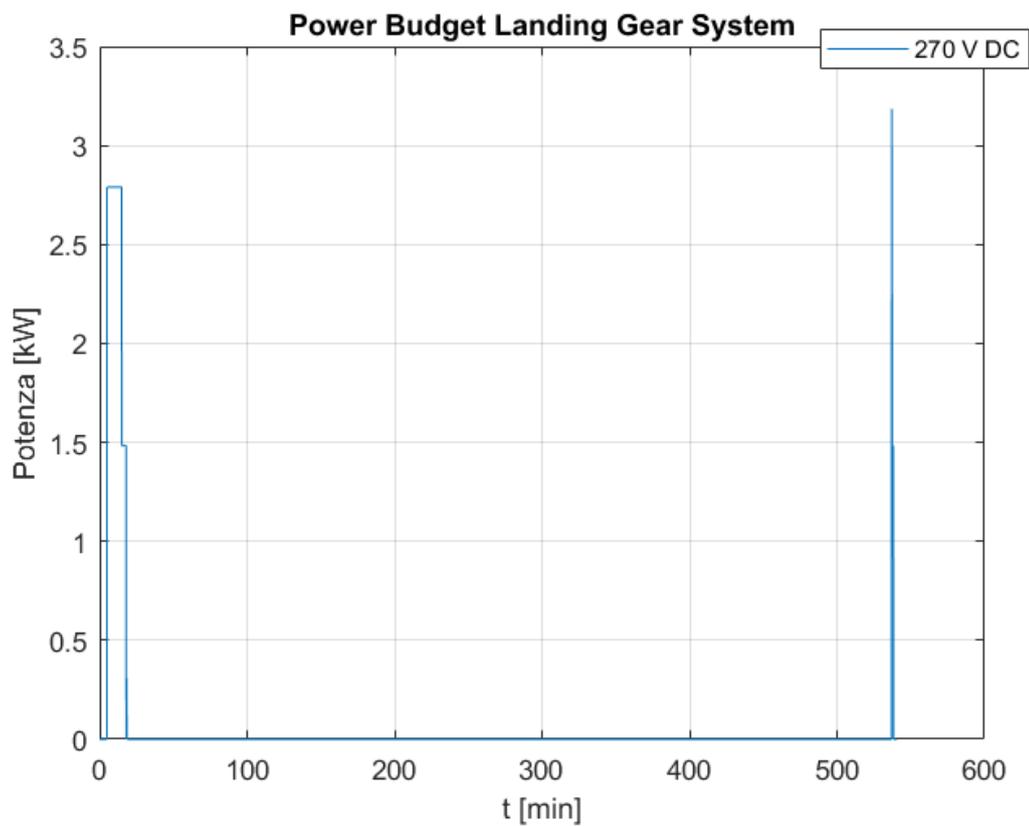


Fig. 5.5 Power Budget landing gear system

## 6 Valutazione Potenze di Attuazione Vani

In questo capitolo ci si pone lo scopo di andare a formulare un modello che, pur molto semplice, possa fornire una stima preliminare delle potenze necessarie all'attuazione dei vani carrelli e vani armamenti.

Il modello si basa sulle seguenti assunzioni:

- Viene considerata un'attuazione rotativa attorno all'asse di cerniera del vano.
- Si vuole tenere in conto l'eventuale pressione dinamica agente nel caso in cui il velivolo abbia angolo di imbardata  $\Psi$  non nullo.

Il modello si basa sulla Legge Fondamentale della Dinamica Rotazionale:

$$\sum_{i=1}^n M_i = I_A \Psi_{acc}$$

Con

- $\Psi_{acc}$  accelerazione angolare  $[rad/s^2]$

Ponendosi sul piano  $Y-Z$  e considerando lo sportello in una generica posizione identificata dall'angolo  $\alpha$ , risulta come i momenti che vadano a giocare un ruolo nella dinamica siano i seguenti:

- $M_t$  momento torcente di attuazione generato dall'attuatore elettromeccanico rotativo sull'asse di cerniera dello sportello.  $M_w$  momento generato dalla forza peso  $W$  posizionata ad una distanza pari a  $d_w = \overline{AP} \sin \alpha$ . Analizzando questo contributo, risulta avere contributo positivo in fase di estrazione dello sportello e negativo in fase di retrazione. Viene inoltre considerata una distribuzione costante della pressione sullo sportello;
- $M_p$  momento generato per via della componente della forza  $F_d$  dovuta dalla pressione dinamica  $P_d$  agente sullo sportello ad una distanza variabile pari a  $d_w = \overline{AO} \cos \alpha$ . Analizzando questo contributo, risulta chiaro che risulti contrastante nel caso in cui il flusso investa il pannello sulla parete interna in fase di retrazione, viceversa in fase di estrazione;

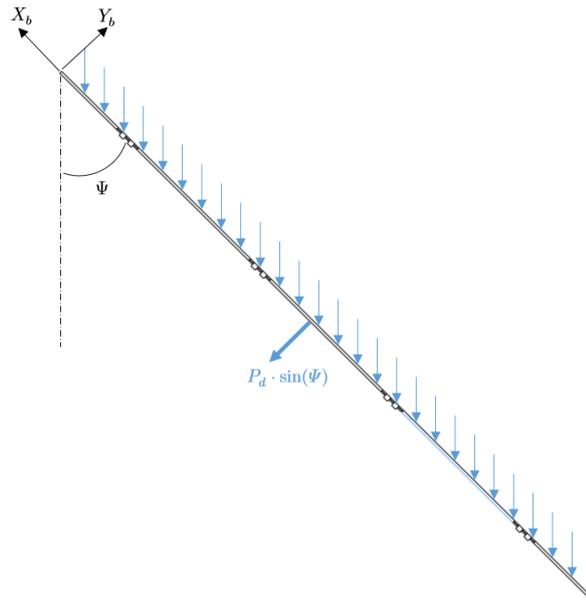


Fig. 6.1 Modello - Vista su piano X-Y

La pressione dinamica agente sullo sportello viene espressa attraverso la formula:

$$P_d = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Con:

- $\rho$  densità alla quota di volo considerata;
- $V$  velocità di volo considerata;

Da cui la forza:

$$F_d = P_d \cdot S_{flux} [N]$$

Con  $S_{flux} [m^2]$  superficie dello sportello esposta al flusso.

La valutazione della superficie dello sportello esposta al flusso è dipendente dall'angolo di beccheggio  $\Psi$  e dalla posizione angolare  $\alpha$ . Essa quindi verrà calcolata attraverso la sua proiezione in funzione di queste due quantità:

$$S_{flux} = S \cdot \sin(\Psi) \cdot \cos \alpha [m^2]$$

Con  $S [m^2]$  superficie totale dello sportello.

Il caso dimensionante che fornirà il valore di  $M_t$  più alto sarà in caso di comando di chiusura del vano con azione della pressione dinamica contrastante.

L'equazione in questo particolare caso diventa quindi:

$$M_t - W \cdot \overline{AP} \sin \alpha - P_d \cdot \sin(\Psi) \cdot \overline{AO} \cos \alpha = I_A \Psi_{acc}$$

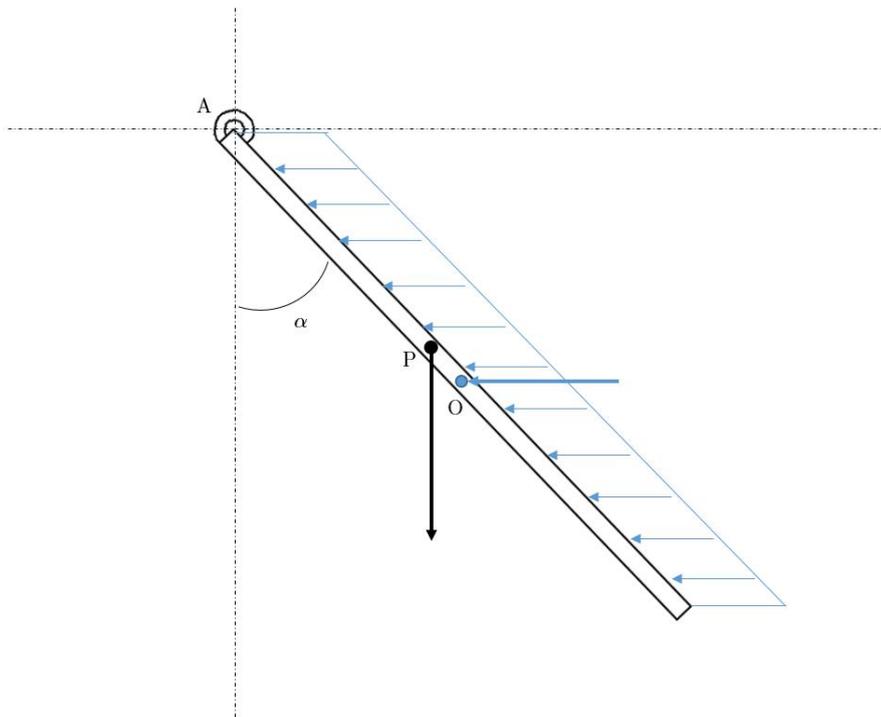


Fig. 6.2 Modello - Vista su piano Y-Z

Essendo il CAD completamente definito, l'escursione dell'angolo di posizione dello sportello è completamente definita. In particolare, si riscontrano i seguenti valori di range:

	$\alpha_{min}$ [deg]	$\alpha_{max}$ [deg]
<i>Sportello Vano Carrello Anteriore</i>	0	90
<i>Sportello Vano Carrello Posteriore</i>	0	90
<i>Sportello Baia Armamenti Centrale</i>	0	90
<i>Sportello Baia Armamenti Laterale</i>	-35	90

Tab. 6.1 Escursioni angolari sportelli vani e baie

Nella fase iniziale di apertura però la forza peso agente sullo sportello della baia armamenti laterale gioca a favore, quindi la porzione di escursione considerata è pari all'intervallo  $\alpha = 0 \div 90$  [deg].

Vengono quindi riportati nel seguito i dati ottenuti per ciascuno degli sportelli considerati:

<i>Sportello Vano Carrello Anteriore</i>	
<i>Massa [kg]</i>	16.3
$I_A [kg \cdot m^2]$	2.7
$\overline{AP} [m]$	0.2
$\overline{AO} [m]$	0.3

Tab. 6.2 Dati sportello vano carrello anteriore

<i>Sportello Vano Carrello Posteriore</i>	
<i>Massa [kg]</i>	16
$I_A [kg \cdot m^2]$	5
$\overline{AP} [m]$	0.2
$\overline{AO} [m]$	0.2

Tab. 6.3 Dati sportello vano carrello anteriore

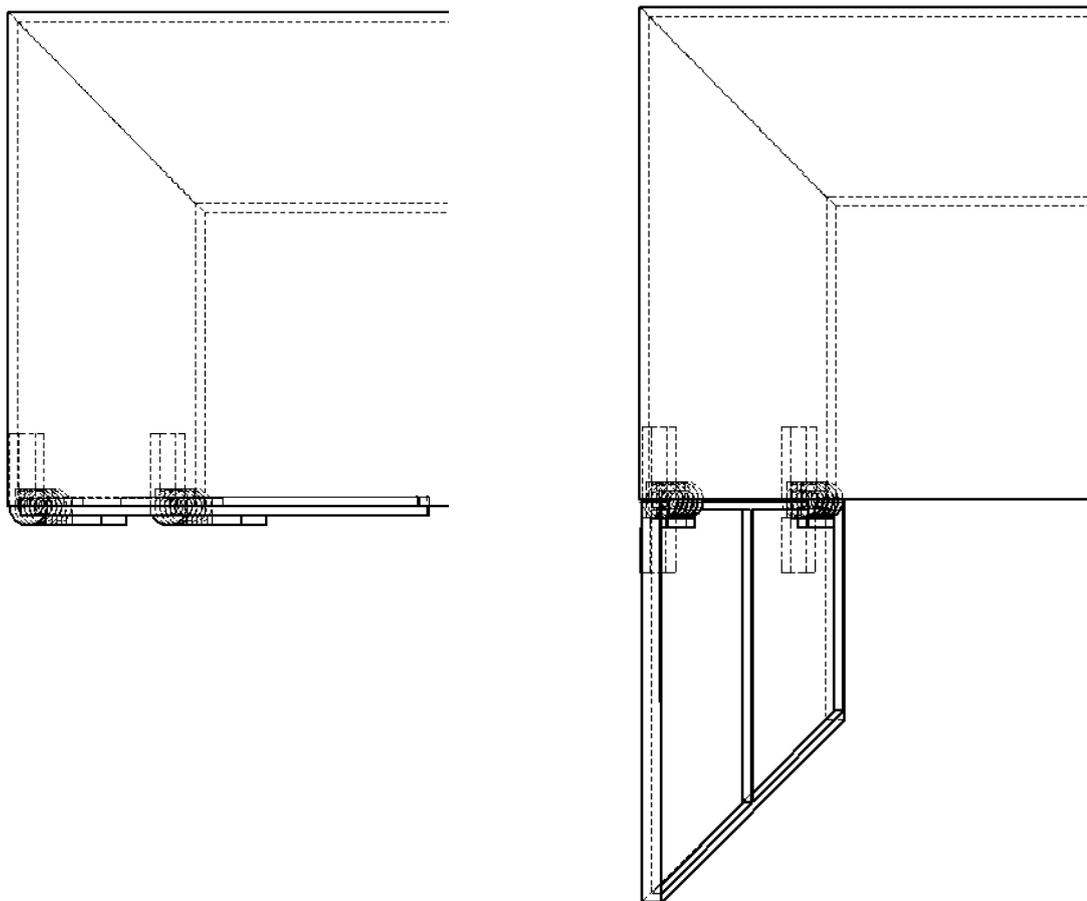


Fig. 6.3 Escursione sportello per vani carrelli anteriore e posteriore

<i>Sportello Baia Armamenti Centrale</i>	
<i>Massa [kg]</i>	90.2
<i>I<sub>A</sub> [kg · m<sup>2</sup>]</i>	13.3
<i>AP̄ [m]</i>	0.34
<i>AŌ [m]</i>	0.34

Tab. 6.4 Dati sportello baia armamenti centrale

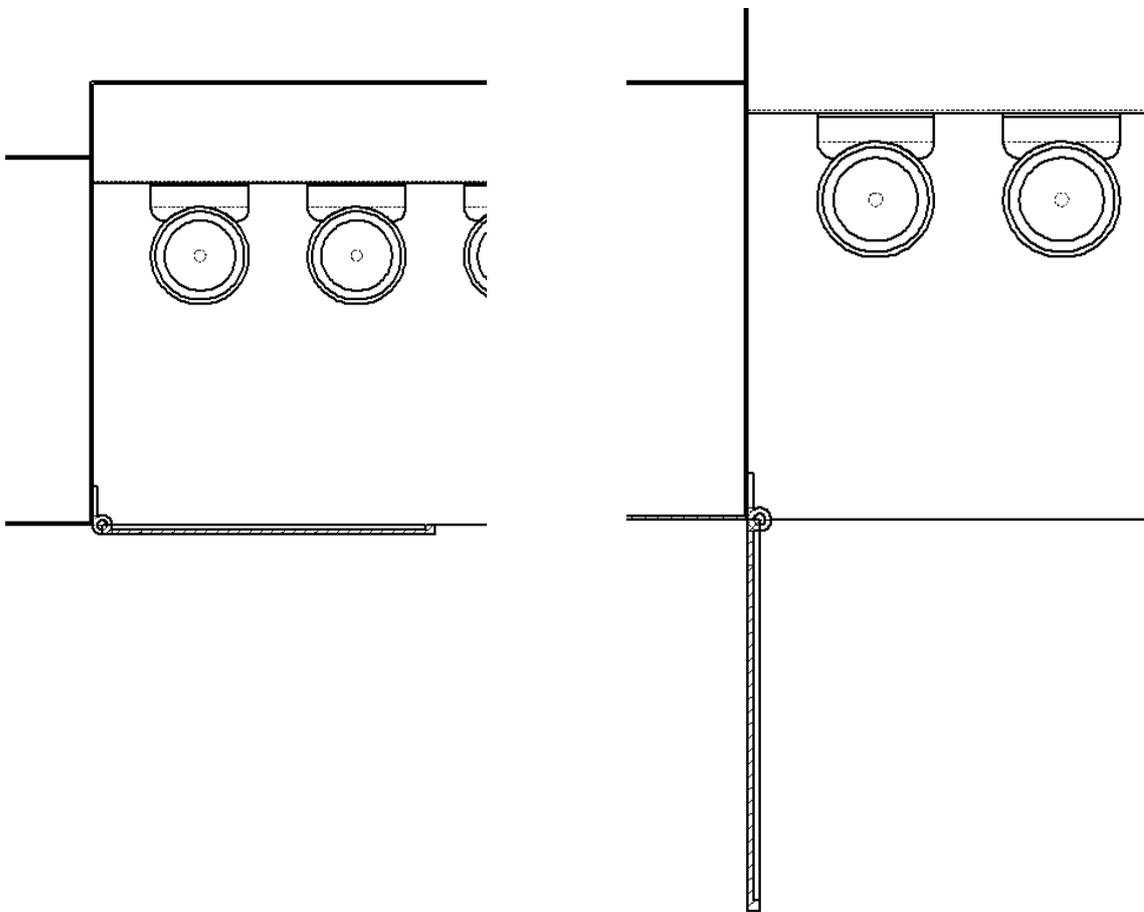


Fig. 6.4 Escursione sportello vano centrale baia armamenti

<i>Sportello Baia Armamenti Laterale</i>	
<i>Massa [kg]</i>	162.814
$I_A$ [kg · m <sup>2</sup> ]	123.297
$\overline{AP}$ [m]	0.326
$\overline{AO}$ [m]	0.373

Tab. 6.5 Dati sportello baia armamenti laterale

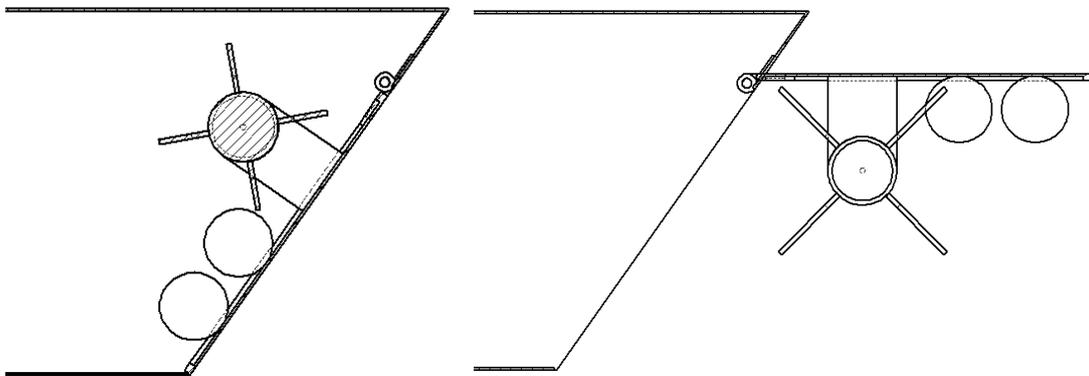


Fig. 6.5 Escursione sportello vani laterali baia armamenti

Valori più alti di quest'ultimo sportello in termini di momento di inerzia e peso sono dovuti al fatto che sullo sportello vengono ancorati parte degli armamenti. La posizione del baricentro dovrà quindi tenere conto di questi elementi:

<i>Elemento i – esimo</i>	$Massa_i$ [kg]	$\overline{AP}_i$ [m]
<i>Sportello</i>	35.814	0.307
<i>AIM 132</i>	87	0.243
<i>Viper Strike Int</i>	20	0.607
<i>Viper Strike Ext</i>	20	0.607
<i>Massa Totale [kg]</i>	162.814	
$\overline{AP}$ [m]	0.326	

Tab. 6.6 baricentro sportello baia armamenti laterale

## 6.1 Schema e Logica di Controllo

### Calcolo della $P_d$

Al blocco *ISA* vengono impartite le condizioni di volo: quota  $h$  [m] e numero di Mach. In output esso restituisce il valore di densità alla quota indicata e, per via del calcolo della velocità del suono  $c$  [ $\frac{m}{s}$ ], permette di ricavare il valore della velocità  $V$  [ $\frac{m}{s}$ ] dal quale si ricava il valore della  $P_d$ .

### Comando

Vengono richieste le seguenti velocità angolari di attuazione:

	$\alpha_{vel}$ [ $\frac{rad}{s}$ ]
<i>Sportello Vano Carrello Anteriore</i>	$\frac{\pi}{8}$
<i>Sportello Vano Carrello Posteriore</i>	$\frac{\pi}{8}$
<i>Sportello Baia Armamenti Centrale</i>	$\frac{\pi}{2}$
<i>Sportello Baia Armamenti Laterale</i>	$\frac{\pi}{2}$

Tab. 6.7 Velocità angolari richieste per gli sportelli

Inoltre, i comandi vengono impartiti nelle seguenti condizioni di quota e velocità:

	quota [m]	Mach
<i>Sportello Vano Carrello Anteriore</i>	300	0.333
<i>Sportello Vano Carrello Posteriore</i>	300	0.333
<i>Sportello Baia Armamenti Centrale</i>	9144	0.75
<i>Sportello Baia Armamenti Laterale</i>	9144	0.75

Tab. 6.8 Condizioni di volo in cui avvengono le attuazioni

Nel modello, sviluppato con *MATLAB Simulink*, viene imposto un comando in posizione a rampa da inseguire (equivalente ad un comando in velocità costante). Per simulare il raggiungimento della posizione di chiusura dello sportello, viene impiegato un blocco di saturazione in corrispondenza del valore di  $\alpha_{max}$ .

### Controllo

Viene considerato un controllo di tipo *PID* al quale viene effettuato il tuning per ricavare i coefficienti dei tre rami. La differenza fra la posizione del sistema ed il comando

costituirà quindi il segnale di errore, il quale passando attraverso il controllore produrrà un momento torcente il cui valore sarà costituito da una somma pesata fra un termine proporzionale all'errore, quello derivativo e quello integrativo dell'errore nel tempo.

### Potenza Meccanica

È possibile quindi esprimere la potenza meccanica attraverso il prodotto fra la velocità angolare calcolata ed il momento torcente applicato dall'attuazione:

$$Power = M_t \cdot \alpha_{vel} [W]$$

Lo schema completo del modello elaborato su Simulink si può ritrovare nell'*Appendice B*

## 6.2 Risultati

Vengono riportati i valori di potenza meccanica e Momento di attuazione massimi richiesti, valutati per un angolo di imbardata pari a:

$$\Psi = 5 [deg]$$

	<i>Power</i> [W]	<i>M<sub>t</sub></i> [Nm]
<i>Sportello Vano Carrello Anteriore</i>	61	247
<i>Sportello Vano Carrello Posteriore</i>	63	239
<i>Sportello Baia Armamenti Centrale</i>	2140	1743
<i>Sportello Baia Armamenti Laterale</i>	2903	4897

Tab. 6.9 Potenze meccaniche e momenti necessari per l'attuazione

I profili di risposta dei sistemi, di momento all'asse di cerniera e di potenza meccanica vengono riportati in *Appendice B*

Considerando un rendimento dell'attuatore elettromeccanico pari a  $\eta_{EMA} = 0.8$ , si possono ottenere i seguenti valori di potenza elettrica:

	<i>Potenza</i> [W]
<i>Sportello Vano Carrello Anteriore</i>	77
<i>Sportello Vano Carrello Posteriore</i>	79

<i>Sportello Baia Armamenti Centrale</i>	2675
<i>Sportello Baia Armamenti Laterale</i>	3629

Tab. 6.10 Potenze elettriche richieste per l'attuazione

### 6.3 Power Budget

Viene riportato di seguito il power budget ottenuto. Le sottofasi dedicate all'apertura e chiusura vani sono rispettivamente le seguenti:

<i>Id Fase</i>	<i>Fase Missione</i>	<i>Potenza [W]</i>
<i>4d</i>	<i>ld vane forward</i>	77
<i>4e</i>	<i>ld vane central</i>	158
<i>10a</i>	<i>apertura vano armamenti</i>	6304
<i>10b</i>	<i>chiusura vano armamenti</i>	6304
<i>14d</i>	<i>ld vane forward</i>	77
<i>14e</i>	<i>ld vane central</i>	158

Tab. 6.11 Power Budget attuazione vani

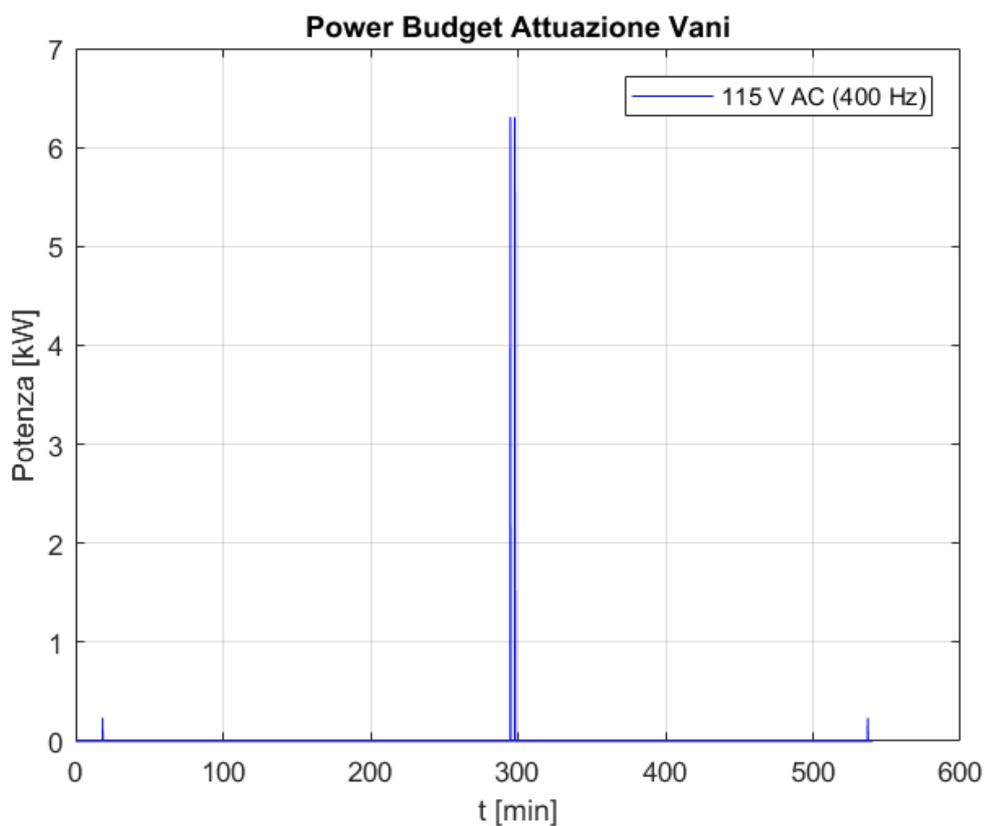


Fig. 6.6 Power Budget attuazione vani

## 7 Impianto Antighiaccio

Sotto condizioni meteo sfavorevoli, può avvenire l'accumulo dell'acqua presente nell'atmosfera sotto forma di ghiaccio. Le conseguenze che questo fenomeno può comportare in alcune zone del velivolo sono talvolta catastrofiche: superfici mobili, sensori esterni di velocità temperatura e pressione, superfici trasparenti (eg: glass cockpit). Vista la frequenza del verificarsi di questa eventualità, la formazione di ghiaccio può essere affrontata mediante procedure atte a prevenirne o a contrastarne la formazione nelle zone maggiormente interessate. Queste sono:

- Bordo di attacco delle superfici alari e dei piani di coda;
- Prese d'aria dei motori;
- Trasduttori esterni (Tubi di Pitot, sensori angolo di attacco e di temperatura statica e totale);
- Finestrini cabina di pilotaggio;

Viene premesso che per il caso studio di questo elaborato, non sono presenti superfici trasparenti, quindi la valutazione del loro impatto nel power budget del presente sottosistema sarà nullo. Le tecniche anti-icing poggiano le basi sull'apporto di energia termica che viene fornita in forma di aria calda da impianto pneumatico o tramite effetto Joule tramite resistenze elettriche posizionate opportunamente. In quest'ultimo caso, la potenza viene prodotta in coerenza con la formulazione:

$$W_{Joule} = R \cdot i^2$$

Con:

- $W_{Joule}$ : potenza elettrica generata per effetto Joule;
- $R$ : resistenza elettrica;
- $i$ : corrente elettrica;

Nell'ambito dell'architettura all-electric, si farà impiego di un impianto antighiaccio completamente elettrificato. La valutazione dell'impatto del sistema antighiaccio risulta essere la somma dei singoli contributi considerati e stimati. In particolare, vengono di seguito fornite le metodologie utilizzate a al fine di tale valutazione.

## 7.1 Bordo di Attacco Alare

Per la valutazione della potenza necessaria allo sghiacciamento del bordo di attacco alare, viene ripresa la metodologia impiegata per il velivolo *A380* di *Airbus*. Prendendo a riferimento una semiala, ne viene considerata l'estensione  $L$  ponendosi perpendicolari al bordo d'attacco e non all'asse  $Y_{body}$ . La superficie protetta sarà costituita da superfici alimentate in maniera continua e superfici alimentate ciclicamente: considerando variabile il numero  $N_{cont}$  di superfici continue, il numero di superfici cicliche sarà pari a  $N_{cicl} = N_{cont} + 1$ . Considerando i seguenti valori di densità di potenza per i due tipi di superfici:

- $q_{cont} \left[ \frac{kW}{m^2} \right] = 11.8$  densità superficiale di potenza zone continue;
- $q_{cicl} \left[ \frac{kW}{m^2} \right] = 27.25$  densità superficiale di potenza zone cicliche;

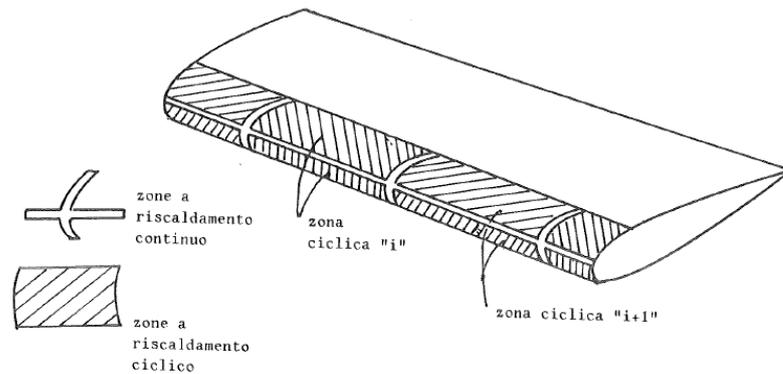


Fig. 7.1 Zone continue e zone cicliche

Risulta che la potenza totale consumata per l'antighiaccio alare sarà pari a:

$$W_{anti-icing} = W_{cont} + W_{cicl} = q_{cont} \cdot A_{cont} + q_{cicl} \cdot A_{cicl} \text{ [kW]}$$

Considerando sghiacciato l'8% anteriore della corda alare, è possibile valutare da modello *CAD* il valore della superficie protetta, pari a

$$A_{tot} = A_{cont} + A_{cicl} = 4.6 \text{ [m}^2\text{]}$$

Dato uno spessore delle zone continue pari a circa  $spess_{cont} \cong 0.025 \text{ [m]}$  ed uno spessore del profilo  $spess_{profile}$  alla percentuale considerata (8%) è possibile andare a calcolare, al variare di  $N_{cont}$ , il valore della superficie continua tramite la formulazione:

$$A_{cont} = (L + spess_{profile} \cdot N_{cont}) \cdot spess_{cont} [m^2]$$

A dato  $N_{cont}$ , il valore corrispondente di area ciclica sarà pari a:

$$A_{cicl} = \frac{A_{tot} - A_{cont}}{N_{cicl}} [m^2]$$

Viene riportato di seguito il profilo di potenza al variare del numero di zone cicliche:

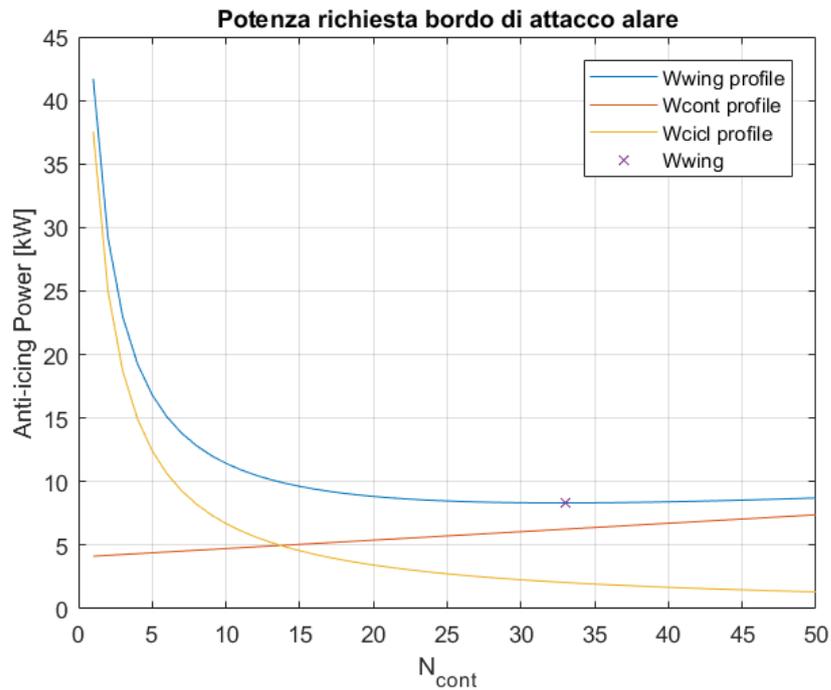


Fig. 7.2 Potenza per antighiaccio bordo di attacco alare

Il numero di  $N_{cont}$  selezionato sarà quello che per cui si andrà a minimizzare la potenza, pari nel caso di studio a

$$N_{cont} = 33$$

$$W_{wing} = 8.3 [kW]$$

La potenza totale per sghiacciare entrambe le semiali sarà pari a due volte il valore per singola semiala, quindi:

$$W_{wing} = 16.7 [kW]$$

## 7.2 Piani di coda verticale ed orizzontale

Per i piani di coda verticale ed orizzontale viene seguita la medesima metodologia adottata per il bordo di attacco alare. Vengono quindi riportati di seguito i profili di potenza ottenuti con i contributi risultanti da questi elementi:

	<i>Horizontal Tail</i>	<i>Vertical Tail</i>
$L$ [m]	2.7	2.1
$spess_{profile}$ [m]	0.3	0.3
$A_{tot}$ [m <sup>2</sup> ]	0.9	0.5
$N_{cont}$	14	12
$W_{anti-icing}$ [W]	3.5	2.4
$W_{tot}$ [W]	7.1	4.7

Tab. 7.1 Potenza antighiaccio horizontal tail e vertical tail

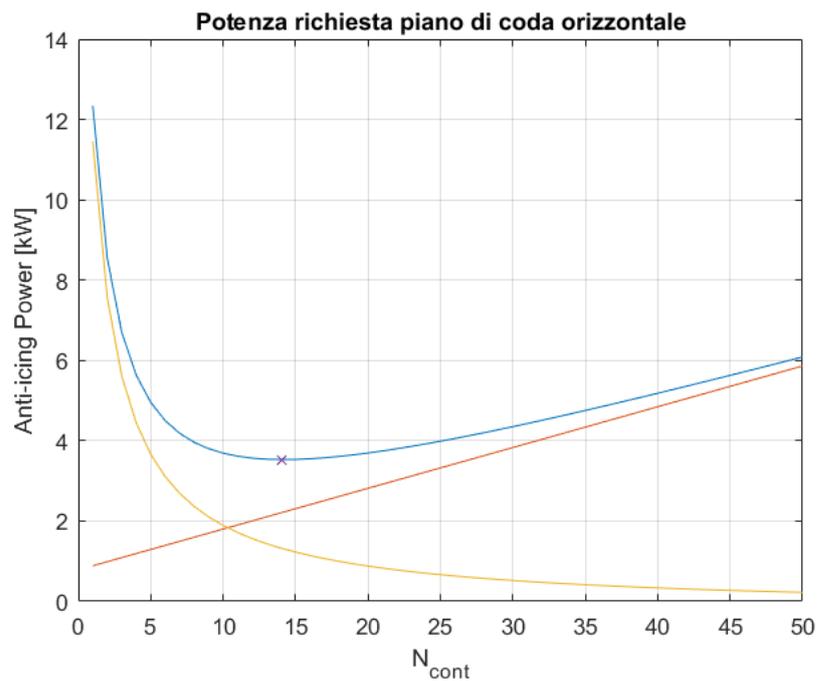


Fig. 7.3 Potenza per antighiaccio horizontal tail

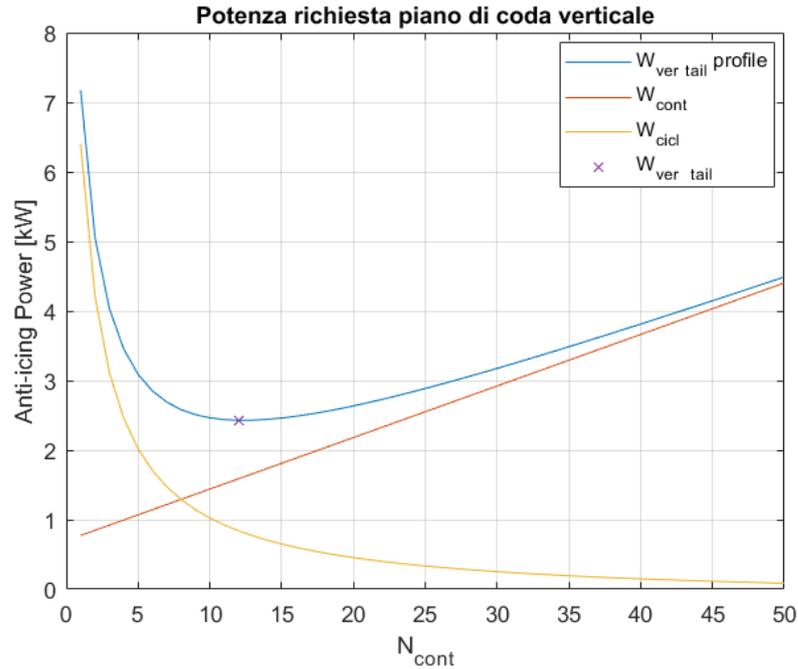


Fig. 7.4 Potenza per antighiaccio vertical tail

### 7.3 Prese d'aria motore

Per l'antighiaccio delle prese motore, non si dispone di modello *CAD* ma solo del valore di sezione frontale. Riprendendo la metodologia già adoperata in precedenza, il primo passo consiste nella valutazione dell'estensione  $L$  [m] della superficie protetta. Viene quindi considerata una sezione semicircolare, di area:

$$A_{intake} = \frac{\pi R^2}{2} = 0.28 \text{ [m}^2\text{]}$$

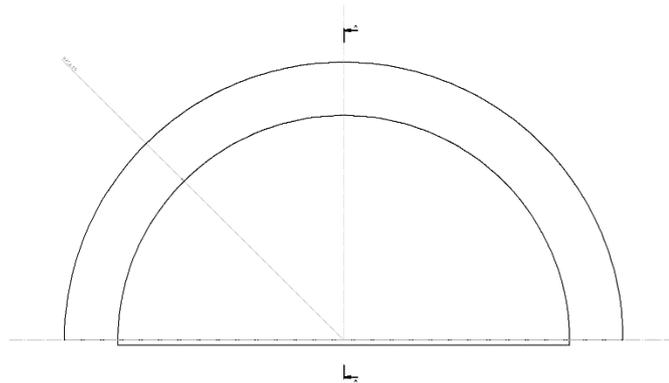


Fig. 7.5 Modellazione presa d'aria - Vista piano Y-Z

E ne viene ricavato il raggio  $R = 0.42$  [m]

Da cui il tratto orizzontale  $L_1 = 0.8444 [m]$

Per il tratto di semicirconferenza  $L_2$  invece:

$$L_2 = \pi R = 1.33 [m]$$

Se ne ricava una  $L = L_1 + L_2 = 2.1708 [m]$

Per la presa d'aria, si considera una sezione laterale modellata come segue:

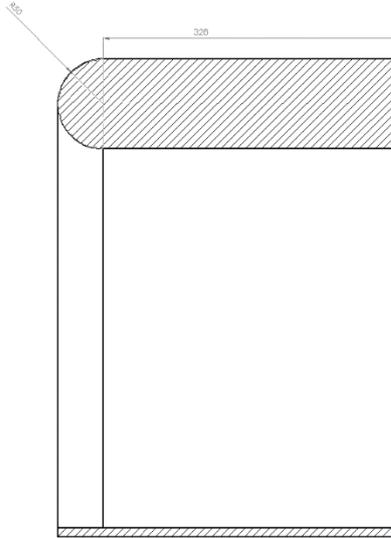


Fig. 7.6 Modellazione presa d'aria - Vista piano X-Y

Il tratto semicircolare di entrata sarà quindi:

$$l_1 = \pi r \text{ con } r = 0.05 [m]$$

$$l_2 = 0.378 [m]$$

$$l = l_1 + 2(l_2 - r) = 0.8131 [m]$$

Dal modello *CAD* creato viene calcolato il valore delle due aree  $A_1$  e  $A_2$  (rispettivamente blu e verde in Fig. 7.7), ed essendo noti i valori di profondità per entrambi i contributi, è possibile andare a valutare il loro contributo e la potenza risultante necessaria.

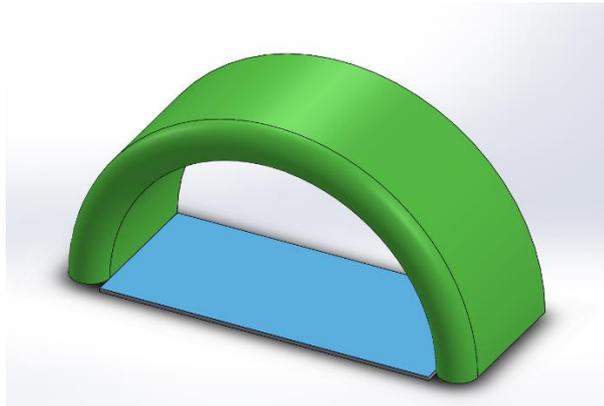


Fig. 7.7 Modello CAD presa d'aria

I calcoli vengono riassunti in tabella seguente.

	<i>Contributo 1</i>	<i>Contributo 2</i>
$A [m^2]$	0.3192	1.2062
<i>profondità [m]</i>	$l_2$	$l$
$L [m]$	0.9155	0.5354
$N_{cont}$	8	11
$W_{intake} [kW]$	1.8148	5.2232
$W_{tot} [kW]$	3.6	10.5
$W_{tot} [kW]$	14.1	

Tab. 7.2 Potenza antighiaccio presa d'aria motore

Pur avendo ricavato il valore di potenza dedicata alla presa d'aria motore considerando entrambi i contributi precedentemente citati, è ammissibile considerare necessario solo il secondo contributo in quanto il ghiaccio sopraffuso impatterebbe contro la fusoliera prima del raggiungimento di tale superficie. Viene quindi conteggiato solo il totale relativo al contributo 2.

## 7.4 Sensori

Per la valutazione dell'impatto della potenza richiesta al fine di sghiacciare eventuale ghiaccio che si vada a formare sui sensori posti sulla fusoliera esterna del velivolo, si fa riferimento ai datasheets che vanno a riportare i valori ed i profili di potenza.

### Sensore Temperatura Totale

Il Sensore Angolo di Attacco *Model 102CP2AF*, trovando uso su molti dei velivoli militari oggi in uso (eg: *F-15, F-16, F-18*), è progettato per condizioni fuori dal range di

quelle medie previste nel rispetto della normativa *MIL-P-27723E*. Questo sensore presenta elementi per la generazione di calore che presentano un coefficiente di resistenza di temperatura alto, comportando una riduzione sensibile della potenza quando il sensore si scalda. L'alimentazione avviene a 115 V AC. Il picco iniziale di potenza può superare i 700 [W] durante il primo decimo di secondo ma raggiunge un valore stazionario in meno di 10 secondi. La *MIL-P-27723E* prevede un livello in condizioni di equilibrio al di sotto dei 350 [W] nella condizione stirred ice bath e 170 [W] in aria calma<sup>34</sup>.

### Sensore Pitot-Static

Il sensore *SPA PN 4207-02* è provvisto di un heater element alimentato a 28 VDC la cui resistenza cresce con l'innalzamento della temperatura. Il livello massimo di temperatura in condizione di aria calma è di 30 [W] mentre in regime stazionario è di 50 [W]. Il picco iniziale raggiunge i 150 [W] ma scende ai valori precedentemente riportati in meno di 30 secondi<sup>35</sup>.

### Sensore Angolo di Attacco

Il sensore *Model 0012 AOA* viene termostaticamente regolato con un'alimentazione a 28 VDC con elementi riscaldanti conformi alle ristrette specifiche militari per il de-icing. La potenza generata da questi elementi è pari a 425 [W].<sup>36</sup>

Assumendo 2 dispositivi per ogni tipologia sopraindicata, viene riportato il valore totale di potenza dedicata per questi sensori:

<i>Sensore</i>	<i>Numero</i>	<i>Potenza [kW]</i>
<i>Pitot-Static Probe</i>	2	0.150
<i>Sensore Angolo di Attacco</i>	2	0.425
<i>Sensore di Temperatura Totale</i>	2	0.700
<i>Totale [kW]</i>	2.6	

Tab. 7.3 Potenza antighiaccio sensori dati aria

<sup>34</sup> Sensor Systems Goodrich Corporation, Total Temperature Sensors Technical Report 5755, 2002, pp.26-27 e p.30

<sup>35</sup> SpaceAge Control Inc. , SPA PN 4207 series technical datasheet

<sup>36</sup> UTC Aerospace Systems, Angle of Attack (AOA) Systems Brochure, 2017, p.2

## 7.5 Power Budget

A questo punto viene effettuato il Power Budget per il sistema antighiaccio. Sarà necessario che il velivolo riesca a sopportare il carico richiesto da ogni contributo fin qui analizzato nell'ipotesi che ogni dispositivo o sottosistema richieda il massimo della potenza possibile. Ne risulta quindi da tabella che:

<i>Contributo</i>	<i>Potenza Richiesta [kW]</i>
<i>Wing</i>	16.7
<i>Horizontal Tail</i>	7.1
<i>Vertical Tail</i>	4.7
<i>Engine Intake</i>	10.5
<i>Sensori dati Aria</i>	2.6
<i>Totale [kW]</i>	41.5

Tab. 7.4 Contributi di potenza e potenza totale

L'impianto antighiaccio sarà attivato durante la fase di salita e di discesa, con un profilo di potenza relativo alla missione come riportato in figura seguente:

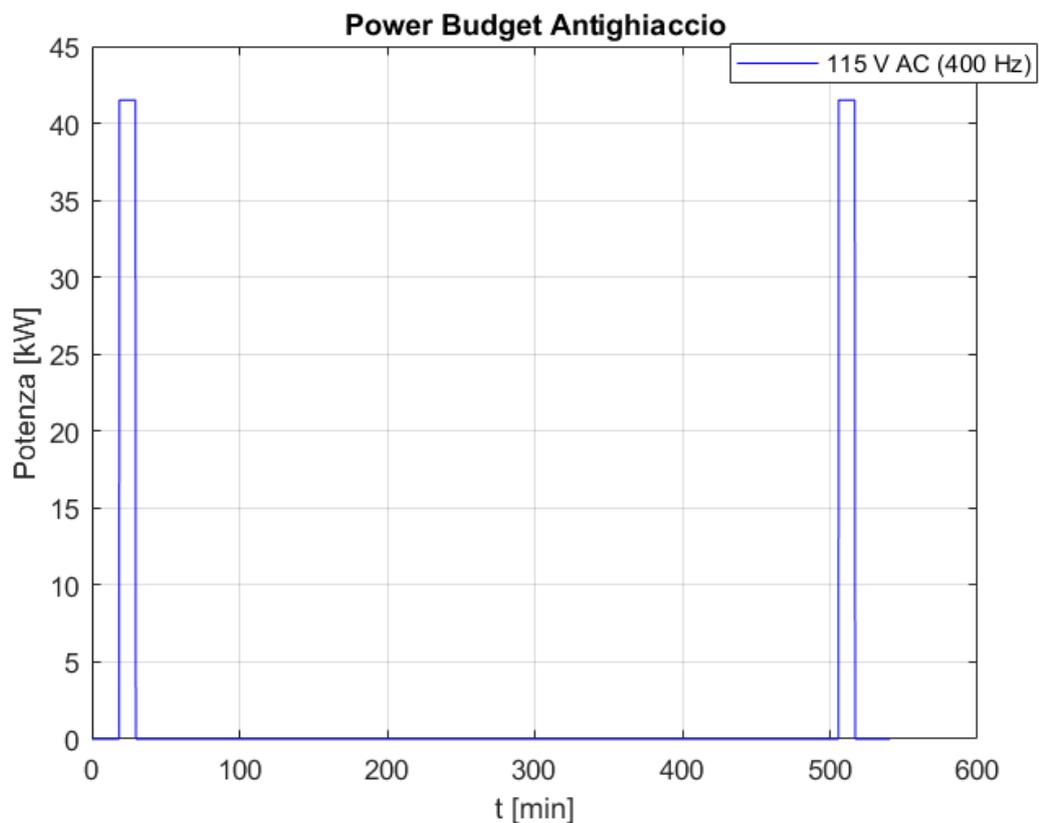


Fig. 7.8 Power Budget antighiaccio

## 8 Environmental Control System

Tradizionalmente a bordo velivolo vi è la necessità di gestire la composizione dell'aria e delle sue proprietà. Pressione in cabina, temperatura atmosferica, umidità e concentrazioni di composti sono alcuni tra i fattori da tenere sotto controllo. Non prevedendo persone a bordo, molte di queste funzioni non dovranno essere assolate: le uniche zone che dovranno essere termicamente regolate saranno le baie che andranno a contenere le strumentazioni avioniche ed i sensori trasportati. L'architettura innovativa di tipo bleedless non prevede lo spillamento dell'aria dal motore ma bensì l'utilizzo di un compressore dedicato. Il valore di pressione finale sarà inferiore al caso del classico bleed air take. Questo ultimo aspetto incide andando a ridurre lo spreco di energia andando contemporaneamente a migliorare l'efficienza dei motori, permettendo di andare a reindirizzare questo contributo assente al netto della spinta propulsiva o eventualmente del power-off take. L'aria, prima di essere immessa in cabina, ha bisogno di essere raffreddata: questo compito viene assolto dalla Cold Air Unit, che può assumere le seguenti architetture:

- **Air Cycle Machine:** l'aria subisce una diminuzione di temperatura per mezzo dell'utilizzo di uno scambiatore di calore e successivamente una turbina fornisce una o più salti di espansione. Si tratta di una soluzione tipica per velivoli in cui non può essere evitato lo spillamento di aria da motore. Presenta peso inferiore rispetto alla Vapor Cycle Machine;
- **Vapor Cycle Machine:** non viene adoperata l'aria ma un refrigerante dedicato che, per mezzo di un ciclo frigorifero, attraversa una evaporazione in cui assorbe calore dall'aria per poi cederlo durante la successiva condensazione. Alto rendimento ma al contempo elevato rapporto peso potenza caratterizzano questa macchina;

L'uso della Vapor Cycle risulta essere quindi la scelta migliore per questo velivolo. A seconda della temperatura minima raggiunta nel processo di raffreddamento può essere effettuata la distinzione fra CAU di tipo non subfreezing e subfreezing; nel primo tipo la temperatura non scende sotto lo zero al fine di prevenire la formazione di ghiaccio, dannoso per la turbina. Nel secondo tipo invece è possibile portare la temperatura a circa  $-22$  [°C] poiché vi è la possibilità di rimuovere l'acqua prima dell'ingresso in turbina; in questo caso la portata sarà ridotta, con diminuzione dei consumi. Viene scelta l'architettura di tipo non subfreezing.

Primo passo nello studio dell'*ECS* risulta quindi la definizione delle condizioni al contorno del problema in esame. Questi limiti saranno quindi costituiti dalle temperature massime e minime ammesse dal range di operabilità di ciascun dispositivo. Dal momento che ogni device presenta dei propri campi di funzionamento, sono stati identificati rispettivamente i primi valori in modulo di temperatura positiva e negativa supportabili da tutti i dispositivi contemporaneamente:

$T_{maxlimit} [^{\circ}C]$	+71
$T_{minlimit} [^{\circ}C]$	-54

La durata del componente in termini ore di operatività sarà influenzata da fattori quali vibrazioni e temperature. Viene quindi scelto di non permettere che l'avionica ed i sensori operino a temperature prossime a quelle limite supportabili ma che queste evolvano all'interno di un range più ristretto, pari a

$T_{max} [^{\circ}C]$	-30
$T_{min} [^{\circ}C]$	+40

## 8.1 Valutazione dei carichi agenti

Il passo successivo consiste nello studio della fisica del problema. Risulta necessaria l'identificazione e la valutazione dei carichi termici agenti. I flussi identificati sono i seguenti:

- Flusso  $W_1$  di calore trasmesso attraverso la fusoliera per conduzione. valutabile come:

$$W_1 = K_{trasm} \cdot S_{wet} \cdot T_{cab} - T_{skin} \quad [W]$$

Con

- $K_{trasm} = 2.5 \left[ \frac{W}{m^2K} \right]$ ;
- $S_{wet} [m^2]$  superficie bagnata della fusoliera;
- $T_{cab} [K]$  rappresenta la temperatura presente nelle baie avioniche e destinate ai sensori. Il suo valore può essere uguale a  $T_{max}$  o  $T_{min}$  sulla base del fatto che si voglia considerare rispettivamente il caso in cui l'aria debba essere raffreddata o riscaldata;

- $T_{skin}$  [K] temperatura della fusoliera a parete. Quando il velivolo è in volo può essere ricavata dalla relazione che lega tale temperatura alla temperatura dell'ambiente esterno:

$$T_{skin} = T_{ext} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) [K]$$

$\gamma \cong 1.4$  considerando l'aria come gas biatomico;

$M$  Mach di volo;

- Flusso  $W_2$  di calore emanato dall'avionica e dai sensori a bordo:

$$W_2 = -W_{equip} [W]$$

Il carico termico risultante è costituito dalla somma dei contributi appena espressi:

$$W_{tot} = W_1 + W_2 [W]$$

Risulta evidente come nel problema non rientri la valutazione di carichi termici prodotti da personale a bordo. Inoltre, essendo il velivolo privo di superfici trasparenti, eventuali carichi prodotti da queste sono nulli.

I casi dimensionanti sono i presenti:

- **Condizione di Massimo Riscaldamento:** la temperatura in cabina è pari a  $T_{min}$  e si vuole fornire calore al fine di riscaldare per andare ad annullare il carico termico totale. Viene considerato un profilo di temperature al variare della quota in condizione Cold Day in volo notturno, ricavato applicando un delta alla temperatura standard alla data quota;
- **Condizione di Massimo Raffreddamento:** la temperatura in cabina è pari a  $T_{max}$  e viene prelevato calore al fine di raffreddare per annullare il carico termico totale. Viene considerato un profilo di temperature al variare della quota in condizione Hot Day, ricavato applicando un delta alla temperatura standard alla data quota;

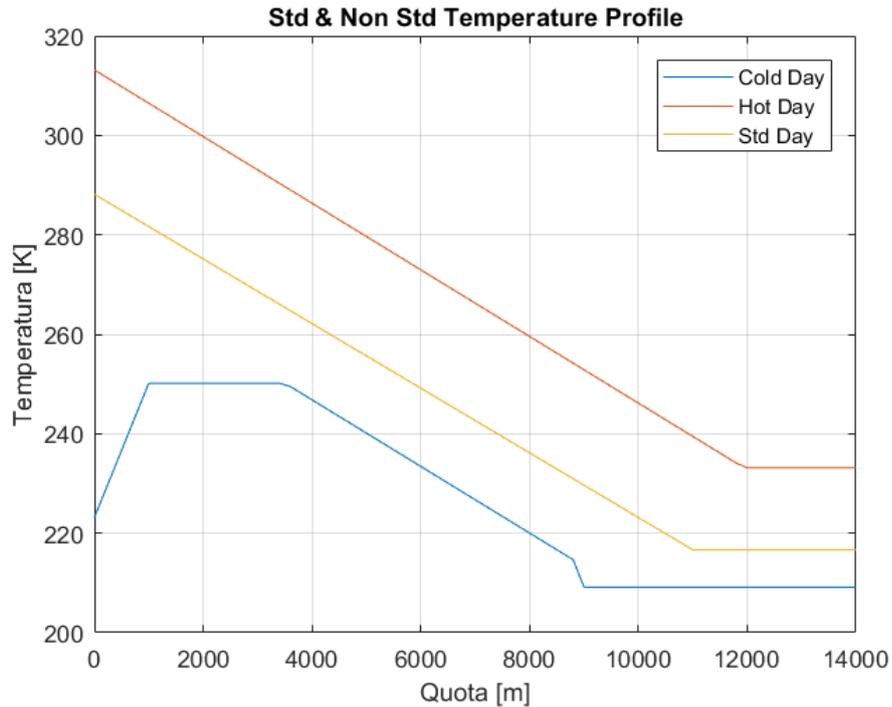


Fig. 8.1 Profili temperatura ISA standard, hot day e cold day

Per ogni fase di missione, sono note le condizioni di volo ed è quindi possibile andare a ricavare i carichi termici descritti precedentemente. In particolare, è possibile andare ad identificare, per ciascuna delle fasi nelle due condizioni di Massimo Raffreddamento e Massimo Riscaldamento, il valore della  $T_{cab}$  tale per cui il carico termico risultante  $W_{tot}$  sia nullo. Tale valore variabile durante il volo rappresenta la temperatura di equilibrio  $T_{eq}$  che si stabilisce in cabina senza l'intervento di un sistema di regolazione, esprimibile scrivendo in forma esplicita e riarrangiando l'equazione:

$$T_{eq} = \frac{W_{equip}}{K_{trasm} S_{wet}} + T_{skin} [K]$$

L'evoluzione del profilo di  $T_{eq}$  viene di seguito riportato:

<i>Fase Missione</i>	$T_{eq} [K]$ Hot Day	$T_{eq} [K]$ Cold Day
<i>PRE – FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	41.9	-48.1
<i>ENGINE START – UP &amp; TAXI OUT</i>	48.4	-41.6
<i>DECOLLO</i>	50.6	-40.0
<i>ACCELERAZIONE</i>	55.3	-36.7
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	-2.1	-37.4
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	16.7	-18.3

<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	7.4	-26.4
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	15.1	-19.7
<i>ACCELERAZIONE</i>	26.6	-20.9
<i>COMBATTIMENTO</i>	26.6	-20.9
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	4.9	-21.8
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	6.5	-19.2
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	35.4	-7.5
<i>ATTERRAGGIO</i>	51.5	-39.3
<i>TAXI IN</i>	48.4	-41.6
<i>ENGINE SHOTDOWN</i>	40.0	-50.0

Tab. 8.1 Profili  $T_{eq}$  in cold day e hot day

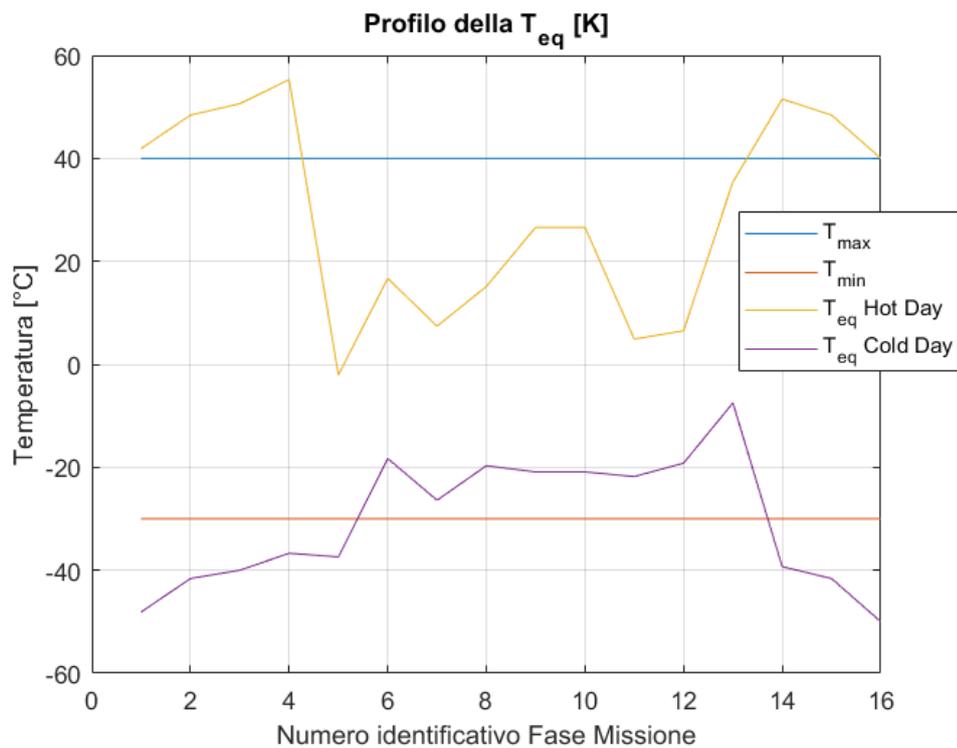


Fig. 8.2 Profilo della  $T_{eq}$

Dal grafico si evidenzia come vi sia effettivamente bisogno di regolare la temperatura apportando o sottraendo calore al fine di farla rientrare all'interno del range stabilito. Fornite al solito le fasi di missione:

<i>Fase Missione</i>	<i>Quota [m]</i>	<i>Velocità [m/s]</i>	<i>Mach</i>
<i>PRE-FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	0	0.0	0
<i>ENGINE START-UP &amp; TAXI OUT</i>	0	10.3	0.0302
<i>DECOLLO</i>	0	64.0	0.188
<i>ACCELERAZIONE</i>	0	113.3	0.333

<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	10668	113.3	0.659
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	10668	104.5	0.614
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	10668	72.0	0.429
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	10668	100.1	0.587
<i>ACCELERAZIONE</i>	9144	145.7	0.75
<i>COMBATTIMENTO</i>	9144	145.7	0.75
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	13716	102.9	0.748
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	13716	80.3	0.596
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	3048	59.0	0.209
<i>ATTERRAGGIO</i>	0	71.0	0.209
<i>TAXI IN</i>	0	10.3	0.0302
<i>ENGINE SHOTDOWN</i>	0	0.0	0

Tab. 8.2 Fasi di missione

Vengono forniti i valori di carico termico risultante per le condizioni analizzate:

<i>Fase Missione</i>	<i>w1</i>	<i>w4</i>	<i>Max Riscaldamento [kW]</i>
<i>PRE-FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	5.4	-0.5	4.9
<i>ENGINE START-UP &amp; TAXI OUT</i>	5.4	-2.3	3.1
<i>DECOLLO</i>	5.0	-2.3	2.7
<i>ACCELERAZIONE</i>	4.1	-2.3	1.8
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	4.3	-2.3	2.0
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	4.9	-8.1	-3.2
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	7.1	-8.1	-1.0
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	5.3	-8.1	-2.8
<i>ACCELERAZIONE</i>	2.8	-5.3	-2.4
<i>COMBATTIMENTO</i>	2.8	-5.3	-2.4
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	2.9	-5.1	-2.2
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	5.2	-8.1	-2.9
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	-2.5	-3.6	-6.1
<i>ATTERRAGGIO</i>	4.9	-2.4	2.5
<i>TAXI IN</i>	5.4	-2.3	3.1
<i>ENGINE SHOTDOWN</i>	5.4	0.0	5.4

Tab. 8.3 Carico termico risultate in condizione di massimo riscaldamento

<i>Fase Missione</i>	<i>w1</i>	<i>w4</i>	<i>Max Raffreddamento [kW]</i>
<i>PRE-FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	0.0	-0.5	-0.5
<i>ENGINE START-UP &amp; TAXI OUT</i>	0.0	-2.3	-2.3
<i>DECOLLO</i>	-0.6	-2.3	-2.9
<i>ACCELERAZIONE</i>	-1.9	-2.3	-4.1

<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	13.6	-2.3	11.4
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	14.4	-7.9	6.5
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	16.9	-7.9	9.0
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	14.8	-7.9	6.9
<i>ACCELERAZIONE</i>	8.9	-5.1	3.8
<i>COMBATTIMENTO</i>	8.9	-5.1	3.8
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	14.6	-4.1	10.5
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	17.1	-7.9	9.2
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	4.8	-3.4	1.4
<i>ATTERRAGGIO</i>	-0.7	-2.4	-3.1
<i>TAXI IN</i>	0.0	-2.3	-2.3
<i>ENGINE SHUTDOWN</i>	0.0	0.0	0.0

Tab. 8.4 Carico termico risultate in condizione di massimo raffreddamento

L'avionica, come si evince dalla formula del  $W_2$ , ha valore negativo in quanto fornisce un contributo positivo di calore. Per le fasi di missione in cui i valori sono riportati in rosso in tabella non vi è bisogno dell'intervento dell'impianto in quanto il bilancio totale fra flussi di calore entranti ed uscenti porta il sistema a stabilizzarsi all'interno del range ammesso. Tali valori quindi al fine del dimensionamento vengono portati a zero in quanto l'impianto non risulterà in funzione. I carichi che risulteranno dimensionanti per il progetto del compressore saranno quelli in modulo più alti per ogni fase di missione fra le due condizioni analizzate.

## 8.2 Dimensionamento della CAU

Risulta possibile a questo punto andare a dimensionare la CAU andando a calcolare la portata necessaria da prelevare al fine di un corretto funzionamento a progetto; questa può essere ricavata dalla formulazione:

$$portata = \frac{W_{tot}}{c_p(T_{ic} - T_{cab})} \left[ \frac{kg}{s} \right]$$

Con

- $c_p \cong 1005 \left[ \frac{J}{kg \cdot K} \right]$  calore specifico isobaro;
- $T_{ic}$  [K] temperatura in uscita dalla cabina, settata a:  
 $T_{ic}$  [K] = 50 [°C] in condizione di massimo riscaldamento;

$T_{ic} [K] = -2 [^{\circ}C]$  in condizione di massimo raffreddamento (avendo scelto una CAU di tipo non subfreezing);

Conoscendo la portata, è possibile ricavare la potenza necessaria al compressore dedicato per il condizionamento delle baie avioniche. dalla formula:

$$P_c = \frac{\text{portata} \cdot c_p \cdot (T_{fc} - T_{ic})}{\eta_c} [W]$$

Con

$$T_{fc} = T_{ext} \cdot \left( \frac{p_{ext}}{p_{fc}} \right)^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}} [K]$$

- $\eta_c = 0.8$  rendimento adiabatico di compressione;
- $T_{ic} [K]$  temperatura dell'aria prima che avvenga la compressione. equivalente alla temperatura dell'ambiente esterno in quel momento;
- $T_{fc} [K]$  temperatura dell'aria a fine compressione;
- $p_{fc} = 1.2 [bar]$  pressione di fine compressione;
- $p_{ext}$  pressione dell'ambiente esterno;

La potenza necessaria al motore elettrico per alimentare il compressore, indicando con  $\eta_m \cong 0.8$  il rendimento del motore, vale:

$$P_m = \frac{P_c}{\eta_m} [W]$$

Vengono di seguito riportati i valori ottenuti:

<i>Fase Missione</i>	$W_{tot}$ massimo fase [kW]	portata [kg/s]	$P_c$ [W]	$P_m$ [W]
<i>PRE – FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	4.90	0.061	2204	2755
<i>ENGINE START – UP &amp; TAXI OUT</i>	3.13	0.039	1406	1758
<i>DECOLLO</i>	2.71	0.034	1219	1524
<i>ACCELERAZIONE</i>	–4.14	0.108	1060	1325
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	2.01	0.03	3993	4991
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>NON IN FUNZIONE</i>			
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>NON IN FUNZIONE</i>			
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>NON IN FUNZIONE</i>			
<i>ACCELERAZIONE</i>	<i>NON IN FUNZIONE</i>			
<i>COMBATTIMENTO</i>	<i>NON IN FUNZIONE</i>			

<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	<i>NON IN FUNZIONE</i>			
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>NON IN FUNZIONE</i>			
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>NON IN FUNZIONE</i>			
<i>ATTERRAGGIO</i>	2.51	0.031	1119	1412
<i>TAXI IN</i>	3.13	0.039	1406	1758
<i>ENGINE SHUTDOWN</i>	5.40	0.067	2430	3037

Tab. 8.5 Power Budget ECS

Il valore più alto che si ritrova di potenza consumata dal motore, ovvero quella nella fase di SALITA A CAS COSTANTE. è quella dimensionante:

$$W_{ECS} = 4991 [W]$$

Noto il valore di portata in massa l'aria di cui si ha bisogno in ogni fase di missione, è possibile ricavare dalla formulazione classica per la portata il valore di area della sezione della presa  $A_{intake} [m^2]$ :

$$A = \frac{portata}{\rho V} [m^2]$$

Da cui risulta che il valore massimo tra le fasi di missione dell'area della sezione della presa è pari a:

$$A_{max} = 132 [cm^2]$$

Il profilo della presa dovrà rappresentare il miglior compromesso fra i requisiti di riflettività radar e la garanzia di portata a tutte le incidenze previste dal velivolo, che però non sono oggetto di studio in questa fase. Vengono prediletti profili affilati e spigolosi come quelli in figura:



Fig. 8.3 Presa d'aria con profilo stealth improving

Quando il velivolo è a terra e fermo tuttavia il valore di velocità è nullo, andando ad imporre infinito il valore di sezione della presa. In questi casi risulta necessario che la somministrazione di portata avvenga attraverso un compressore dedicato esterno.

### 8.3 Power Budget

Da ultimo è possibile andare a tracciare il Power Budget per il presente sistema, riportato di seguito:

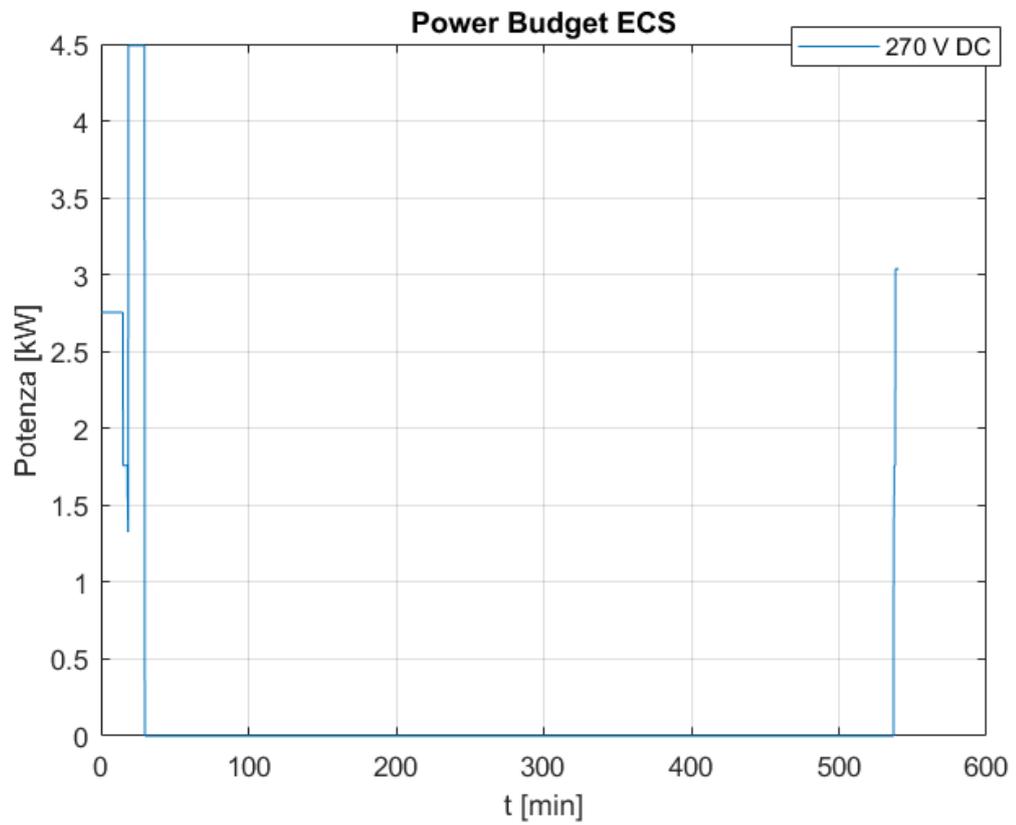


Fig. 8.4 Power Budget ECS

## 9 Impianto Carburante

L'impianto combustibile ha per scopo primario la conservazione del combustibile necessario e di portarlo all'impianto di propulsione nelle condizioni di pressione e di portata necessarie.

Le specifiche di progetto di un impianto combustibile prescrivono, oltre alla quantità di combustibile da trasportare, la portata e la pressione necessarie all'alimentazione dei propulsori in varie condizioni di assetto, di manovra, di quota e di temperatura. Inoltre, l'impianto deve essere progettato in modo che possa alimentare tutti i motori in caso di avaria di una parte del sistema di alimentazione. I componenti principali dell'impianto sono:

- Serbatoi;
- Pompe di trasferimento e pompe di alimentazione;
- Valvole;

Le funzioni cui deve assolvere l'impianto combustibile sono molteplici e possono essere suddivise in:

- Funzioni primarie: contenere il combustibile e alimentare i motori;
- Funzioni Accessorie: rifornimento e travaso da un serbatoio ad un altro;
- Funzioni Secondarie: controllare il posizionamento del *CG*, assorbimento calore e scarico d'emergenza;

### 9.1 Assunzioni/Requisiti

È importante studiare la corretta posizione di stivaggio del combustibile in quanto il suo consumo può avere una notevole influenza sulla posizione del baricentro e di conseguenza sul centraggio del velivolo. Un corretto posizionamento del combustibile tiene quindi conto dei volumi disponibili a bordo del velivolo, in modo da lasciare il massimo spazio possibile al payload, ma non può prescindere dai problemi di centraggio. Il combustibile per applicazioni aeronautiche è un derivato del petrolio con qualità superiori rispetto a quelli utilizzati in altre applicazioni. Esso, inoltre, contiene additivi che riducono il rischio di ghiaccio o esplosione.

Il tipo di combustibile più diffuso è detto Jet Fuel, suddiviso in tre categorie a seconda delle caratteristiche richieste e del tipo di applicazione:

- *Jet A*;

- *Jet A-1*;
- *Jet B*;

Il combustibile viene contenuto all'interno dei serbatoi: questi possono essere di diversi tipi in base alla tipologia di velivolo e missione. In figura seguente si riportano le schematizzazioni dei serbatoi aeronautici.

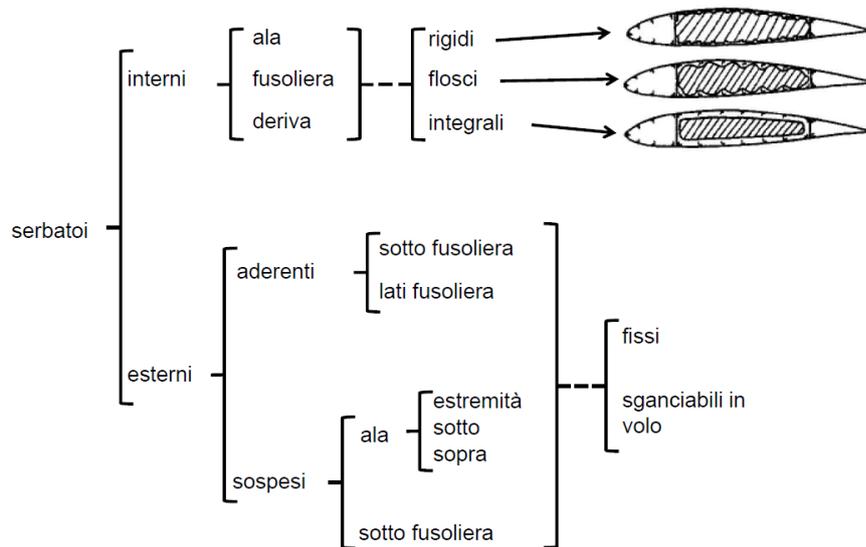


Fig. 9.1 Possibili configurazioni serbatoi

Il serbatoio, oltre a contenere il combustibile, deve contenere anche la maggior parte dei componenti dell'impianto stesso:

- Bocchettoni di rifornimento: il riempimento dei serbatoi avviene attraverso bocchettoni, dotati di un filtro grossolano per contenere le impurità di dimensioni maggiori;
- Paratie anti-sciabordio: per smorzare le oscillazioni del combustibile indotte dal movimento del velivolo;
- Sfiati: per assicurare la necessaria ventilazione durante l'impiego e lo sfogo dell'aria durante il rifornimento senza che si verifichino fuoriuscite di combustibile dai serbatoi;
- Filtri: per eliminare dal combustibile impurità (ossidi, depositi del combustibile, microorganismi ed altre impurità) ed eventuali condense dell'acqua;
- Pozzetti di drenaggio: nella parte inferiore del serbatoio è ricavato un pozzetto di raccolta dal quale parte la tubazione di mandata del combustibile attraverso la presenza di prese di drenaggio;

- Pompe ausiliarie: le pompe di alimentazione impiegate negli impianti combustibile sono solitamente pompe fluidodinamiche non volumetriche di tipo centrifugo o a palette;
- Misuratori di livello: è di importanza fondamentale conoscere la massa di combustibile presente nei serbatoi; questa misura viene ottenuta indirettamente attraverso la misura del volume ottenuta dal livello di combustibile nei serbatoi, corretta in funzione della temperatura;

## 9.2 Architettura del Sistema

È stato scelto di installare 3 serbatoi a bordo, tutti interni, dei quali due posti in ala e uno posto in fusoliera, posto superiormente alla baia armamenti: questa scelta non è casuale, in quanto permette di sfruttare al meglio i volumi a disposizione e consente di mantenere la risultante della distribuzione delle masse del sistema sulla mezzeria del velivolo.

Vengono inizialmente riportate le coordinate, fornite con buona approssimazione, della posizione dei due motori e dei serbatoi:

<i>Elemento</i>	<i>x [m]</i>	<i>y [m]</i>	<i>z [m]</i>
<i>Motore 1</i>	9.67	1	0.74
<i>Motore 2</i>	9.67	-1	0.74
<i>Collettore Serbatoio Fusoliera</i>	5	0	0
<i>Collettore Serbatoio Alare Sinistro</i>	7.925	-2.198	-0.159
<i>Collettore Serbatoio Alare Destro</i>	7.925	2.198	-0.159

Tab. 9.1 Posizione Motori e Collettori Serbatoi

Inizialmente sono stati definiti il numero e la posizione dei motori, il tipo di carburante utilizzato (JET-A) e la pressione del FCU supposta tra 1.2 e 2 [bar].

<i>Motore Velivolo</i>	<i>Turbofan with AB</i>
<i>Numero di Motori</i>	2
<i>Fuel Flow Massimo per motore [kg/h]</i>	2650
<i>Tipo di Combustibile</i>	JET A
<i>Quantità di Combustibile [l]</i>	5854
<i>Peso di Combustibile [kg]</i>	4800
<i>Pressione Minima [bar]</i>	1.2
<i>Pressione Massima [bar]</i>	2

Tab. 9.2 Parametri Fuel System

Tutti e tre i serbatoi sono stati scelti di tipologia costruttiva fissa ed integrale. Per ognuno di essi è stato scelto di utilizzare 2 pompe per la mandata di carburante. I dati per i serbatoi vengono riportati di seguito:

<i>Serbatoio</i>	<i>Posizione</i>	<i>Costruzione</i>	<i>Capacità [l]</i>	<i>Numero Pompe</i>	<i>Tipologia</i>
<i>Alare (sinistro)</i>	<i>Interna</i>	<i>Fisso Integrale</i>	<i>1800</i>	<i>2</i>	<i>Electric Booster Pump</i>
<i>Alare (destra)</i>	<i>Interna</i>	<i>Integrale</i>	<i>1800</i>	<i>2</i>	<i>Electric Booster Pump</i>
<i>Fusoliera</i>	<i>Interna</i>	<i>Integrale</i>	<i>2254</i>	<i>2</i>	<i>Electric Booster Pump</i>

Tab. 9.3 Tipologia Serbatoi e Pompe di Mandata

Per proseguire con il dimensionamento delle pompe è stato necessario ricavare le perdite di carico nelle linee, calcolo effettuato mediante il programma per lo studio dei sistemi ASTRID messo a disposizione dal dipartimento. Al fine di ricavare la portata e la pressione di mandata, coppia di valori che va ad identificare il punto di funzionamento a progetto della pompa, vengono formulate le seguenti considerazioni:

- Viene progettata una linea dedicata all'operazione di rifornimento, che viene utilizzata anche per il jettisoning del carburante. Il rifornimento viene garantito attraverso la presenza di un bocchettone che permette l'accesso a tale linea sulla semiala destra. L'accesso ai/dai serbatoi viene garantito attraverso valvole di crossfeed. In caso di rilascio in volo di carburante, l'espulsione avviene per differenza di pressione, in quanto i serbatoi risultano mantenuti ad una pressione maggiore della pressione esterna. Concludono la linea delle aperture che, funzionando secondo posizione chiusa/aperta, permettono la fuorisciuta del carburante nei casi previsti in prossimità del tip alare;

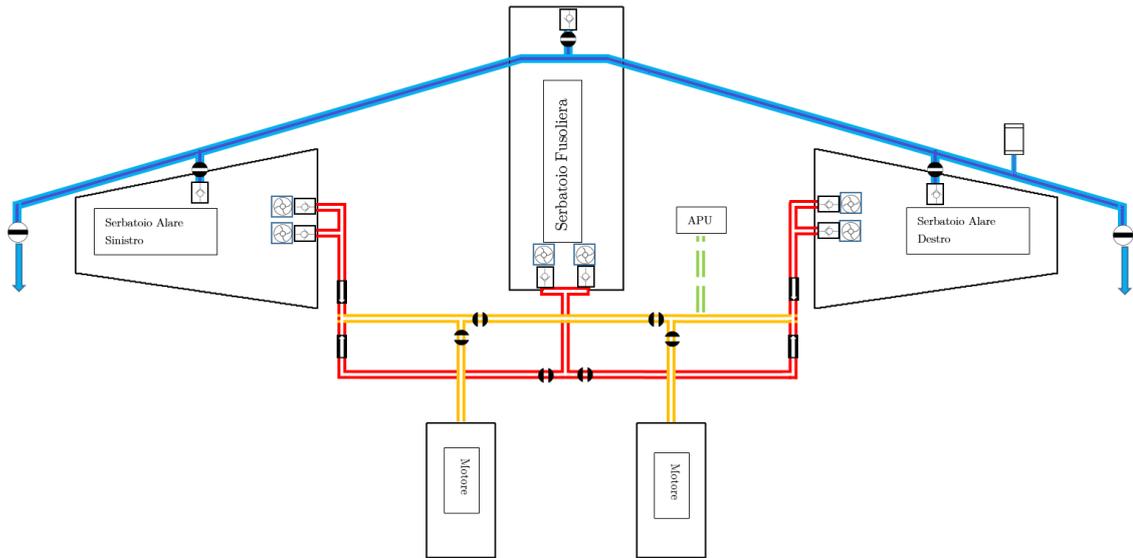


Fig. 9.2 Fuel system - Refueling e Jettison

- In caso di regolare alimentazione dei motori, viene prevista la mandata da tutti i serbatoi contemporaneamente al fine di prevedere la corretta escursione del baricentro all'interno del piano di simmetria del velivolo. Per ogni serbatoio si ha una pompa di mandata attiva, mentre la seconda è lasciata in stand-by al fine di ridondanza. Il passaggio del carburante ai motori viene consentito attraverso l'uso di valvole di non ritorno e di valvole di shut-off, come riportato in figura seguente;

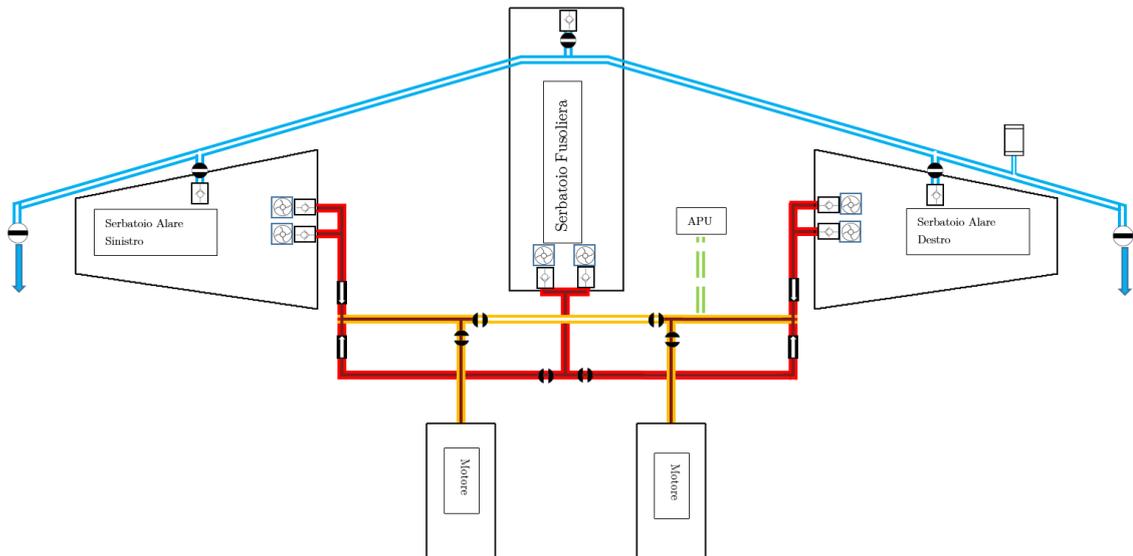


Fig. 9.3 Fuel system - Mandata ai Motori

- In caso di failure di uno dei due motori, viene consentito il trasporto del carburante da tutti e tre i serbatoi: il percorso selezionato che porta il fuel dal serbatoio

centrale al motore funzionante sarà vincolato a quello, tra i due possibili, di lunghezza minore da effettuare;

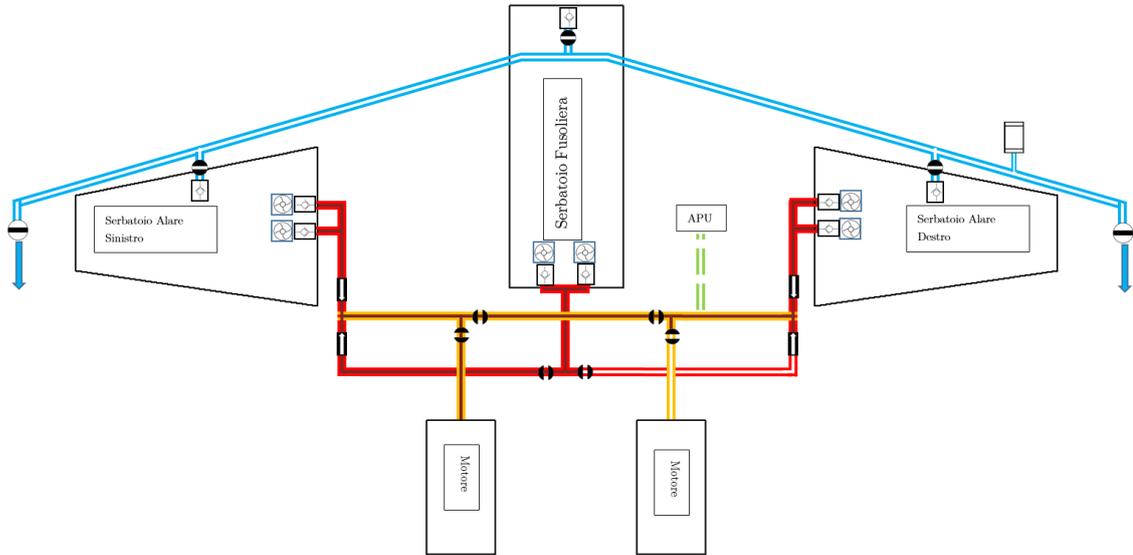


Fig. 9.4 Fuel System - Failure Motore Destro

➤ Caso simmetrico si ottiene in caso di failure del motore opposto;

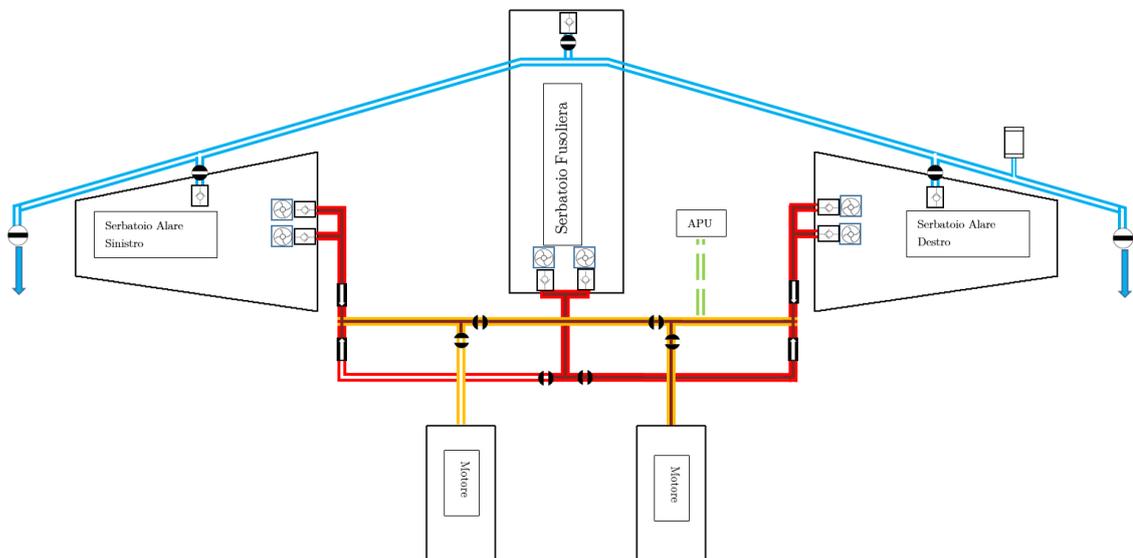


Fig. 9.5 Fuel System - Failure Motore Sinistro

I percorsi dimensionanti sono quindi valutati considerando le coordinate di inizio e di fine della linea che si vuole alimentare a seconda del caso considerato:

- Per la mandata ai motori il caso peggiore risulta quello in cui la pompa debba portare il carburante dal serbatoio al motore diametralmente opposto (e viceversa). Viene dimensionata la pompa in modo tale che questa debba provvedere alla mandata di carburante ad entrambi i motori;
- Nell'operazione di fuel transfer invece la lunghezza del condotto maggiore è quella che collega i due serbatoi alari, i quali risultano quelli più distanziati;

Vengono di seguito riportati i dati dei casi considerati ed i risultati ottenuti:

<i>Mandata dal Serbatoio Alare sinistro al Motore Destro</i>	
<i>Mandata dal Serbatoio Alare destro al Motore Sinistro</i>	
<i>Fuel Flow Minimo [l/h]</i>	0
<i>Fuel Flow Massimo [l/h]</i>	3232
<i>Stima Lunghezza Condotto [m]</i>	6.67
<i>Materiale Condotto</i>	<i>Plastic Drawn Tubes</i>
<i>Diametro Condotto [mm]</i>	40
<i>Perdita di Pressione [bar]</i>	0.009
<i>Pressione di Mandata [bar]</i>	1.45

Tab. 9.4 Parametri Tubi di Mandata ai Motori

<i>Trasferimento Carburante</i>	
<i>Fuel Flow Minimo [l/h]</i>	0
<i>Fuel Flow Massimo [l/h]</i>	3232
<i>Stima Lunghezza Condotto [m]</i>	5.28
<i>Materiale Condotto</i>	<i>Plastic Drawn Tubes</i>
<i>Diametro Condotto [mm]</i>	40
<i>Perdita di Pressione [bar]</i>	0.007
<i>Pressione di Mandata [bar]</i>	2.13

Tab. 9.5 Parametri Tubi di Fuel Transfer

La perdita di pressione è stata valutata nelle seguenti condizioni:

<i>Angolo Massimo di Rollio [deg]</i>	$\Phi = 35$
<i>Angolo Massimo di Beccheggio [deg]</i>	$\Theta = 20$

Tab. 9.6 Condizioni per la stima delle perdite di carico

Conoscendo la portata e la pressione, risulta chiaro come la scelta della pompa da utilizzare sarà vincolata dalla condizione più gravosa. Viene scelta per questa

applicazione la pompa EATON Double Ended Fuel Booster Pump Type 7100, già impiegata sul Tornado.

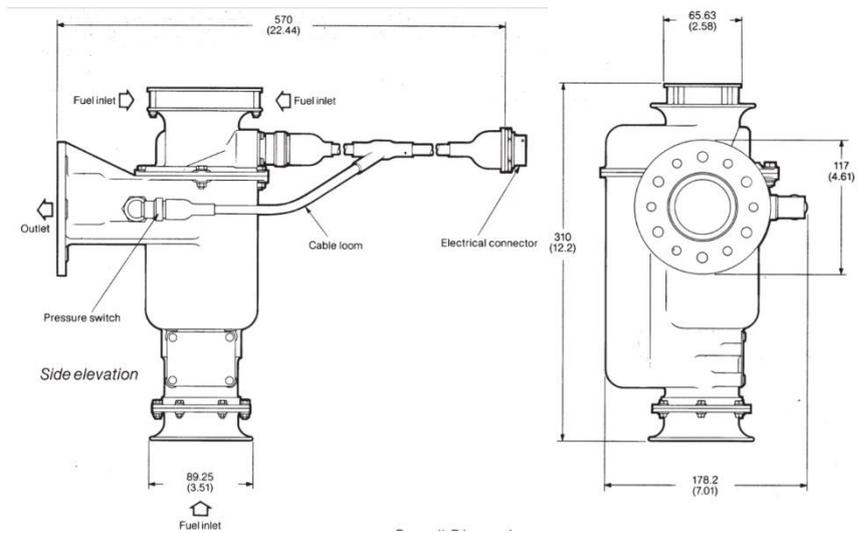


Fig. 9.6 Pompa EATON Double Ended Fuel Booster Pump Type 7100

Viene riportata in seguito la curva di funzionamento ed il requisito rispetto ad essa:

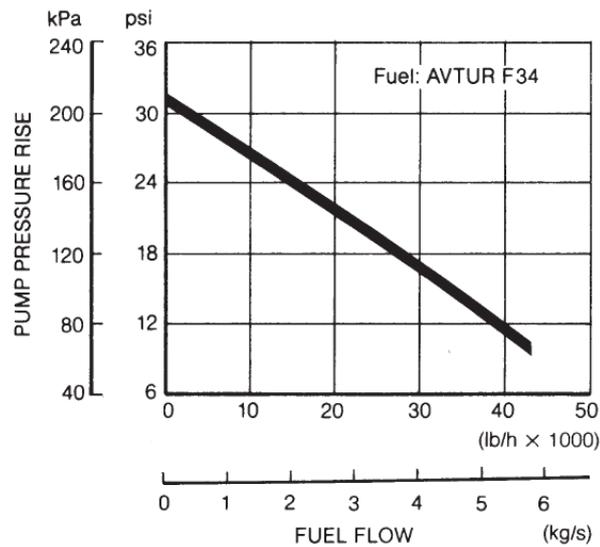


Fig. 9.7 Curva Pompa EATON

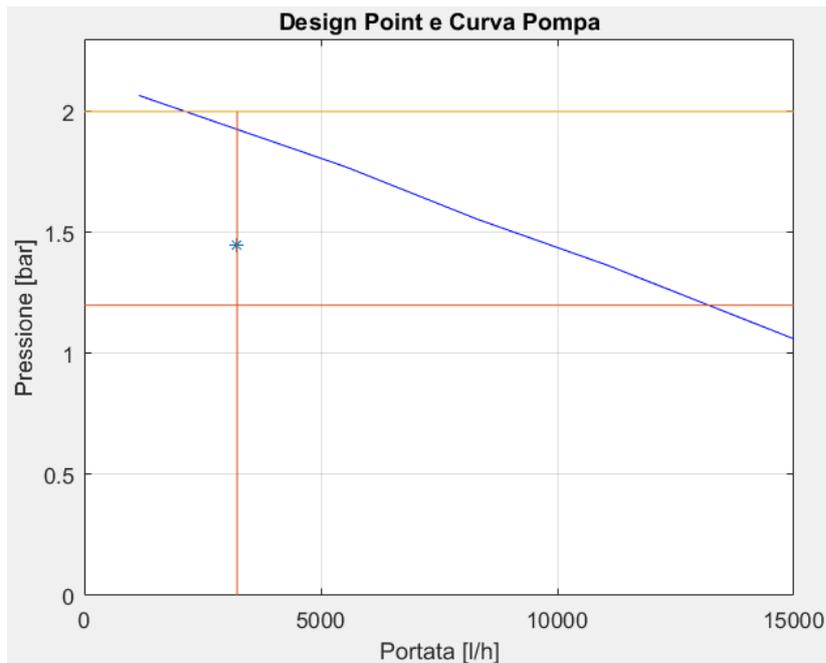


Fig. 9.8 Punto di Funzionamento e Curva Pompa

Essendo inoltre note le condizioni di massimo consumo:

<i>Tipologia Alimentazione</i>	<i>115 V AC (400 Hz)</i>
<i>Corrente [A]</i>	<i>7.1</i>
<i>Portata in Massa [kg/s]</i>	<i>5</i>
<i>Pressione di Mandata [kPa]</i>	<i>55</i>

Tab. 9.7 Massimo Consumo Pompa EATON

È possibile andare a ricavare in prima approssimazione il consumo dovuto alle 6 pompe di mandata del carburante nelle varie fasi di missione, in rapporto alla percentuale di manetta tipica per quelle date fasi:

<i>Fase Missione</i>	<i>Manetta [%]</i>	<i>Potenza [W]</i>
<i>PRE-FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING</i>	<i>0</i>	<i>0</i>
<i>ENGINE START-UP &amp; TAXI OUT</i>	<i>20</i>	<i>1704</i>
<i>DECOLLO</i>	<i>90</i>	<i>7668</i>
<i>ACCELERAZIONE</i>	<i>60</i>	<i>5112</i>
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	<i>60</i>	<i>5112</i>
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>40</i>	<i>3408</i>
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>40</i>	<i>1704</i>
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>40</i>	<i>3408</i>

<i>ACCELERAZIONE</i>	<i>60</i>	<i>2556</i>
<i>COMBATTIMENTO</i>	<i>70</i>	<i>5964</i>
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	<i>60</i>	<i>5112</i>
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>40</i>	<i>3408</i>
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>40</i>	<i>3408</i>
<i>ATTERRAGGIO</i>	<i>45</i>	<i>3834</i>
<i>TAXI IN</i>	<i>20</i>	<i>1704</i>

Tab. 9.8 Power Budget Fuel System

Nell'eventualità che il velivolo sia dotato di *APU* per l'alimentazione elettrica delle utenze, bisognerà provvedere ad una linea di mandata dedicata. In tal caso, la portata di carburante sarebbe ripartita fra motori e *APU* secondo le logiche imposte dal *Capitolo 12*. A questo punto può essere tracciato il Power Budget per l'Impianto Carburante. Viene ottenuto il seguente grafico:

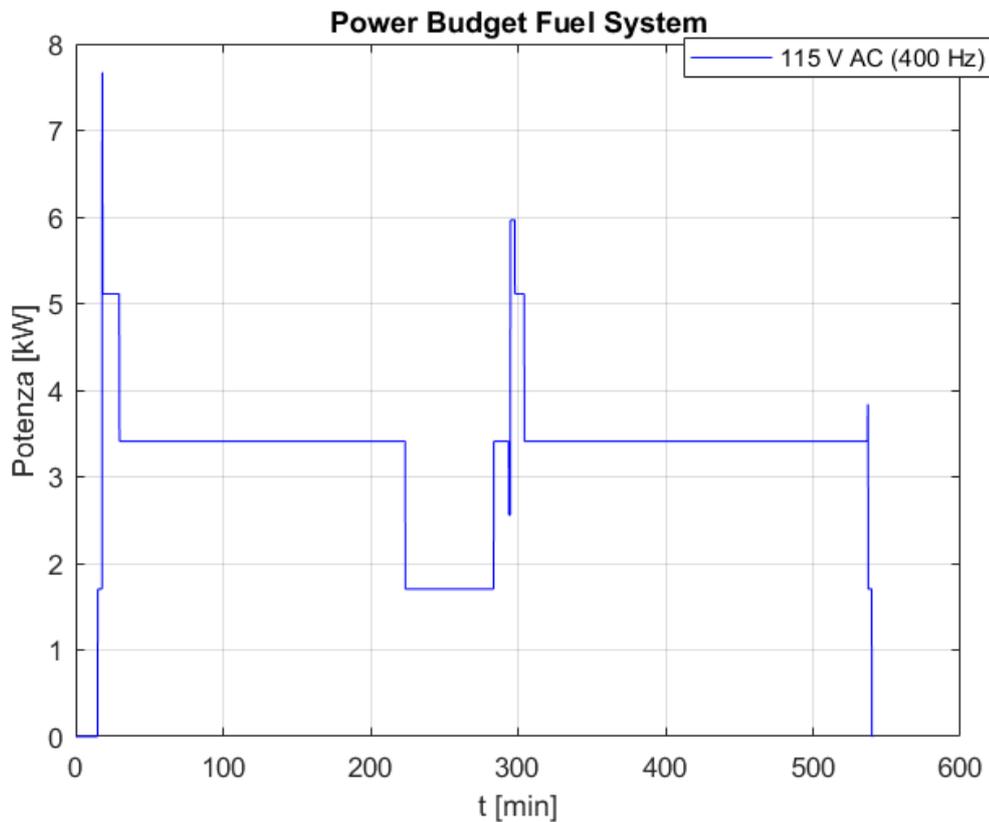


Fig. 9.9 Power Budget Fuel System

## 10 Power Budget ed Electric Sytem

È possibile a questo punto dello studio a ricavare il Power Budget risultante, prendendo in considerazione le fasi primarie di missione e le rispettive sottofasi e ponendo in evidenza i diversi contributi divisi per tipologie di alimentazione:

<i>Fase Missione</i>	$P_{Totale}$	$P_{115\ V\ AC}$	$P_{28\ V\ DC}$	$P_{270\ V\ DC}$
<i>PRE-FLIGHT CHECKS &amp; REFUELING.</i>	3761	503	503	2755
<i>pre-flight checks</i>	6165	0	0	6165
<i>refueling</i>	0	0	0	0
<i>ENGINE START-UP &amp; TAXI OUT</i>	7209	1822	2146	3241
<i>engine start-up</i>	0	0	0	0
<i>taxi out</i>	0	0	0	0
<i>DECOLLO</i>	20304	7786	2146	10372
<i>decollo (run)</i>	2877	0	0	2877
<i>decollo (manouvre)</i>	0	0	0	0
<i>ACCELERAZIONE</i>	17549	5230	2146	10173
<i>flaps ext/retr</i>	2079	0	0	2079
<i>central lnd gear ext/retr</i>	218	0	0	218
<i>forward lnd gear ext/retr</i>	90	0	0	90
<i>ld vane forward</i>	77	77	0	0
<i>ld vane central</i>	158	158	0	0
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	63848	48363	2146	13339
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	16498	3526	4124	8848
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	14794	1822	4124	8848
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	16498	3526	4124	8848
<i>ACCELERAZIONE</i>	15841	2674	4319	8848
<i>COMBATTIMENTO</i>	19249	6082	4319	8848
<i>apertura vano armamenti</i>	6304	6304	0	0
<i>chiusura vano armamenti</i>	6304	6304	0	0
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	18202	5230	4124	8848
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	16498	3526	4124	8848
<i>discesa</i>	43133	43133	0	0
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	15850	3526	3476	8848
<i>ATTERRAGGIO</i>	19335	3952	2246	13137
<i>flaps ext/retr</i>	2079	0	0	2079
<i>central lnd gear ext/retr</i>	218	0	0	218
<i>forward lnd gear ext/retr</i>	90	0	0	90

<i>ld vane forward</i>	77	77	0	0
<i>ld vane central</i>	158	158	0	0
<i>TAXI IN</i>	7209	1822	2146	3241
<i>ENGINE SHUTDOWN</i>	3037	0	0	3037

Tab. 10.1 Power Budget Totale

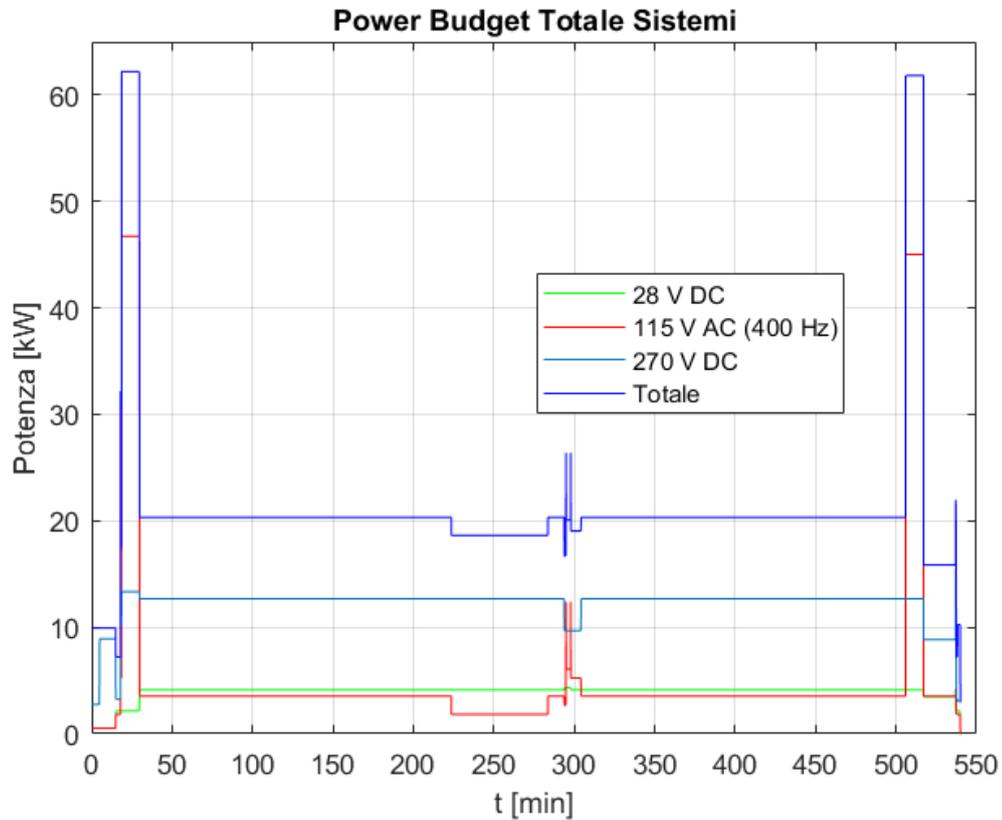


Fig. 10.1 Power Budget Totale

Una volta ricavato il Power Budget, è possibile proseguire con il dimensionamento dell'impianto elettrico. Per tipologie di architetture More Electric e All Electric, la tendenza è quella di spostarsi verso alimentazioni ad alte tensioni. Il primo passo consiste quindi nella valutazione delle differenti tipologie di architettura che possano assolvere a questo compito; in particolare, sono state prese in considerazione le architetture con generazione primaria di potenza a  $230\text{ V AC}$  (Variable Frequency) e  $270\text{ V DC}$ . Nelle due figure seguenti sono riportati due esempi circa le architetture citate:

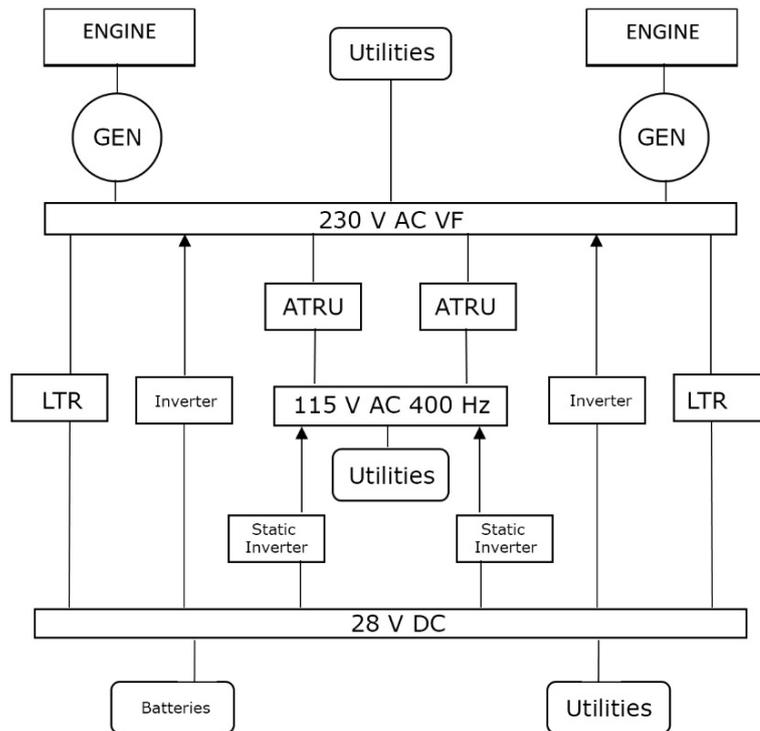


Fig. 10.2 Tipica Architettura con Generazione Primaria a 230 V AC

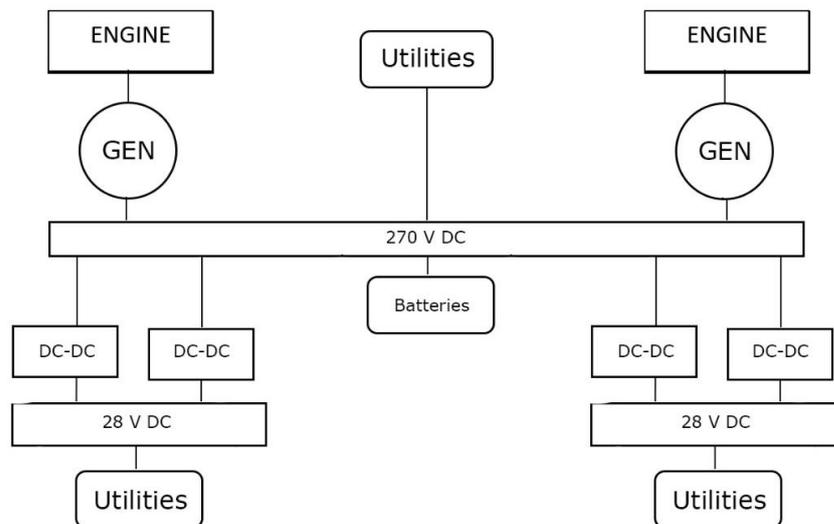


Fig. 10.3 Tipica Architettura con Generazione Primaria a 270 V DC

La limitazione dovuta alla scelta dell'impiego della prima tipologia citata consiste nell'alto numero di trasformatori da dover installare a bordo, i quali comportano un aumento considerevole del peso: il contributo più grande in gioco infatti sarebbe quello degli inverters, collocati schematicamente fra la barra di distribuzione a 28 V DC ed il canale primario.

La scelta del numero di starter generators per motore non è tradizionalmente legata alla ridondanza in caso di guasto del componente ma bensì all'alta efficienza della macchina

ottenuta dal suo sfruttamento. Viene comunque scelto, vista l'importanza ricoperta dalle macchine elettriche per questa tipologia di velivolo, di impiegare 2 generatori per motore: entrambi, in totale, dovranno essere in grado di soddisfare la generazione di potenza elettrica richiesta a bordo nelle varie fasi di missione.

Le soluzioni per generare potenza elettrica ad una tensione di 270 V DC sono principalmente due:

- Viene generata potenza con tensione di alimentazione a 230 V AC VF per mezzo di Permanent Magnets Alternator e successivamente, mediante l'utilizzo di un convertitore AC/DC, la corrente viene raddrizzata. Vi è la possibilità di utilizzo del gruppo PMA più convertitore con funzionamento inverso, andando quindi ad assolvere al compito di avviamento elettrico dei propulsori;

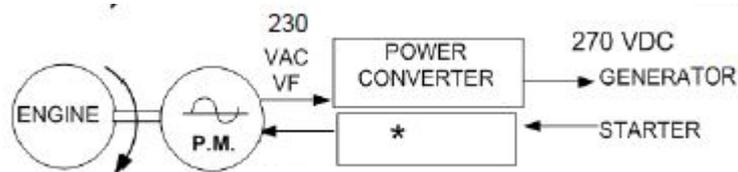


Fig. 10.4 Generazione Primaria a 270 V AC tramite Permanent Magnets Alternator

- Viene generata potenza con tensione di alimentazione a 270 V DC con la disposizione a cascata in serie di una Switched Reluctance Machine ed una Electronic Control Unit. La SRM ha la possibilità di essere utilizzata con funzionamento inverso, andando quindi ad assolvere al compito di avviamento elettrico dei propulsori;

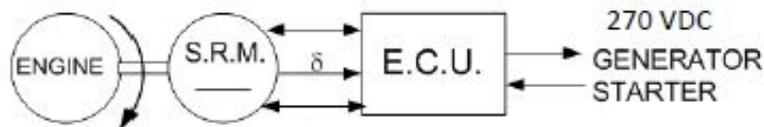


Fig. 10.5 Tipica Architettura con Generazione Primaria a 270 V AC tramite SRM+ECU

## 10.1 Stima del Peso degli Elementi

Da mass budget è stato deciso a tale sistema un peso pari a

Peso Totale Electric System da Mass Budget [kg]	197
---	-----

Vengono riportati i valori di densità di potenza, frutto di indagini statistiche, per i seguenti componenti

<i>Macchina Elettrica</i>	<i>Densità di potenza [kg/kW]</i>
<i>Starter/Generator 270 V DC</i>	<i>0.65</i>
<i>Static Invertic</i>	<i>1.03</i>
<i>TRU</i>	<i>1</i>

Tab. 10.2 Densità di Potenza delle Macchine Elettriche

La potenza elettrica che deve essere generata da ogni generatore viene stimata attraverso la seguente formulazione:

$$P_{Gen\ 270\ V\ DC} = \frac{P_{max}}{(\text{numero motori} - 1) \cdot 2} \text{ [kW]}$$

Con:

- $P_{max}$  [kW] picco massimo di potenza totale massimo da power budget;

Moltiplicando il valore ottenuto per la densità di potenza dei generatori ed il numero di generatori a bordo è possibile andare a stimare il peso di tali macchine.

Per ricavare il peso del gruppo Static Inverter e TRU vengono invece moltiplicati i valori di densità di potenza [kg/kW] precedentemente riportati per i picchi massimi di potenza in tale forma:

- $P_{max\ 115\ V\ AC} = 48.363$  [kW];
- $P_{max\ 28\ V\ DC} = 4.124$  [kW];

Vengono ricavati i seguenti pesi per le macchine elettriche:

<i>Macchina Elettrica</i>	<i>Peso [kg]</i>
<i>Starter/Generator 270 V DC</i>	<i>84</i>
<i>Static Inverter</i>	<i>41</i>
<i>TRU</i>	<i>5</i>

Tab. 10.3 Peso delle Macchine Elettriche

A tali risultati va aggiunto il peso relativo alla distribuzione e all'installazione. Tale valore viene stimato per un totale di 40 [kg].

Si ottiene quindi il peso totale dell'electric system:

<i>Peso Totale Electric System [kg]</i>	<i>170</i>
---	------------

Che risulta inferiore al peso inizialmente allocato.

Viene infine riportata l'architettura del sistema elettrico per il velivolo in considerazione:

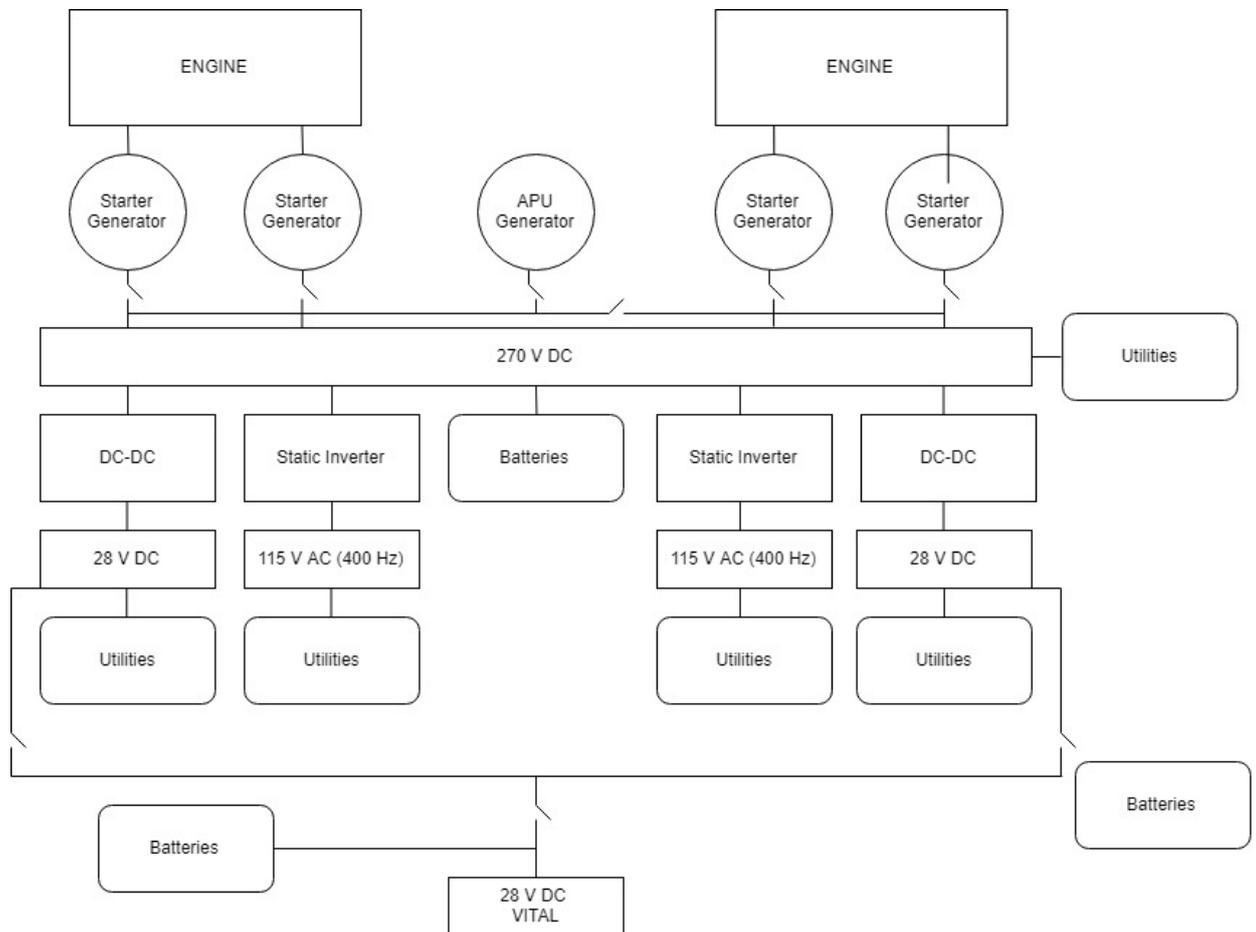


Fig. 10.6 Schema Sistema Elettrico per velivolo in esame

## 11 Stima del recupero di potenza all'albero da sottrazione bleed

Con la conferma da capitolo sull'Environmental Control System (*Capitolo 8*) della possibilità di utilizzo di una presa di aria esterna per garantire la portata d'aria per il raffreddamento dell'avionica e dei sensori, viene quindi confermata la natura *bleedless* dell'architettura del velivolo.

Partendo dalle fasi di missione considerate, sono note per ciascuna di essere durata [s] quota [m], velocità [ $\frac{m}{s}$ ] e quantitativo di carburante consumato [kg]:

Fase Missione	Quota [m]	Velocità [ $\frac{m}{s}$ ]	Mach	Fuel Mass [kg]	Durata [s]
CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE	10668	104,4734	0,614	1931,4	11478
LOITER A VELOCITA' OTTIMALE	10668	71,9708	0,429	463,7	3600
CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE	10668	100,1109	0,587	67,4	450
ACCELERAZIONE	9144	145,6907	0,75	23,7	54
COMBATTIMENTO	9144	145,6907	0,75	79,7	180
SALITA A CAS COSTANTE	13716	102,8890	0,748	118,3	420
CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE	13716	80,2533	0,596	1271,3	12594

Tab. 11.1 Fasi di Missione, Durata e Carburante Consumato

Dalla conoscenza di tali valori è possibile stimare il fuel flow medio totale di carburante [ $\frac{kg}{s}$ ].

$$fuel\ flow_{tot} = \frac{fuel\ mass\ [kg]}{durata\ [s]}$$

Dal file relativo al Deck Motore, è noto che il motore utilizzato è stato ottenuto “gonfiando” il motore originario mantenendo lo stesso rapporto di by pass ratio  $BPR \cong 3$  e andando a scalare la spinta generata di un fattore  $k_{thrust} = 1.76$ . La terna quota, Mach e regime identifica univocamente un valore di spinta del motore  $T$  [N]. Di conseguenza, è possibile ricavare il valore, sempre medio, dello Specific Fuel Consumption  $SFC$  per ognuna delle fasi considerate:

$$SFC = \frac{fuel\ flow_{tot}}{T} \left[ \frac{kg}{Ns} \right]$$

Vengono riportati in tabella sottostante i valori ottenuti:

<i>Fase Missione</i>	<i>fuel flow</i> $\left[\frac{kg}{s}\right]$	<i>Trust</i> [N]	<i>SFC</i> $\left[\frac{kg}{Ns}\right]$
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0,1683	4262	$3,9481 \cdot 10^{-5}$
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0,1288	3939	$3,2700 \cdot 10^{-5}$
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0,1498	4213	$3,5551 \cdot 10^{-5}$
<i>ACCELERAZIONE</i>	0,4389	4326	$1,0145 \cdot 10^{-4}$
<i>COMBATTIMENTO</i>	0,4428	4326	$1,0235 \cdot 10^{-4}$
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	0,2817	2213	$1,2728 \cdot 10^{-4}$
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0,1009	1930	$5,2302 \cdot 10^{-5}$

Tab. 11.2 SFC e Spinta per Fasi di Missione

Lo spillamento di aria ad alta pressione per alimentare le utenze pneumatiche o la prelevazione di potenza all'albero per la generazione di energia elettrica a bordo influisce sul consumo specifico. In particolare, *Scholz 2006*<sup>37</sup> lega la portata di aria spillata alla portata di combustibile consumato a tal fine attraverso la relazione:

$$fuel\ flow_{bleed} = k_{bleed} T_{turb} portata_{aria}$$

Con:

- $portata_{aria}$  portata in massa di aria di bleed  $\left[\frac{kg}{s}\right]$ ;
- $fuel\ flow_{bleed}$  portata in massa di carburante necessario per il bleed air take;
- $k_{bleed} = 3.015 \cdot 10^{-5} [K^{-1}]$ ;
- $T_{turb}$  = temperatura di ingresso in turbina ( $\cong 1100 [K]$ );

*Scholz 2013*<sup>38</sup> propone una formulazione unificata che legghi la portata di combustibile impiegata alla potenza estratta, grazie alla formulazione:

$$fuel\ flow_{shaft} = k_P \cdot SFC_{clean} \cdot P$$

$$k_P = ahM^2 + bhM + ch$$

$$a = -3.5 \cdot 10^{-7} h + 6.75 \cdot 10^{-3}$$

<sup>37</sup> <http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextSchulzDipl.pdf>

<sup>38</sup> [http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Off-Takes/Off-Takes\\_PRE\\_AST\\_13-04-23.pdf](http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Off-Takes/Off-Takes_PRE_AST_13-04-23.pdf)

$$b = 4.7 \cdot 10^{-7} h - 1.208 \cdot 10^{-2}$$

$$c = 1.0 \cdot 10^{-8} h + 5.85 \cdot 10^{-3}$$

Con:

- $h$  quota di volo;
- $fuel\ flow_{shaft}$  portata in massa di carburante dedicata al power off take  $[\frac{kg}{s}]$ ;
- $P$  power off take  $[W]$ ;
- $k_P = unified\ factor\ [\frac{N}{W}]$ , funzione di Mach e quota;
- $T_{turb}$  = temperatura di ingresso in turbina ( $\cong 1100 [K]$ );

L' $SFC$  per ogni riportato dal file di prestazioni del motore è quello che si ha sotto le seguenti condizioni:

- 20  $[kW]$  di shaft off take;
- 7  $[\frac{lb}{min}]$  di bleed air take;

Supponendo costanti questi valori, si mira in primo luogo ad una valutazione dell'impatto dei singoli contributi sul consumo specifico. Vengono di seguito riportati gli andamenti dell'aumento dell' $SFC$  per le due tipologie di off take:

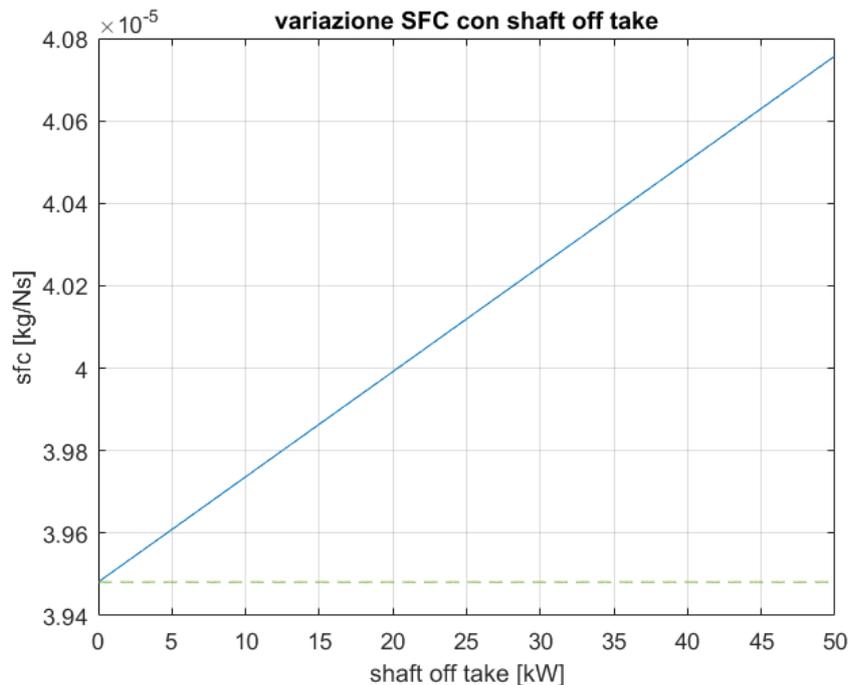


Fig. 11.1 Variazione dell' $SFC$  con shaft off take

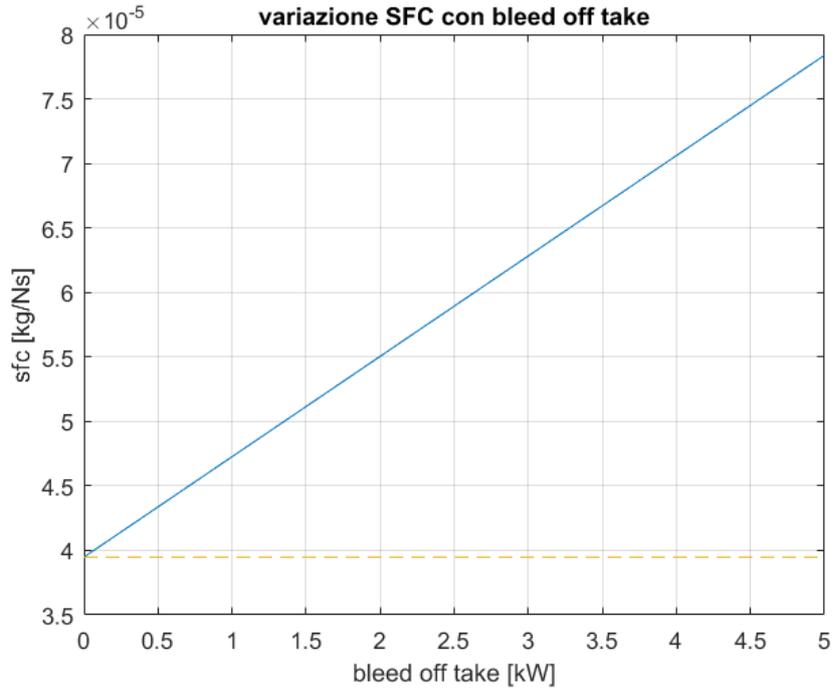


Fig. 11.2 Variazione dell'SFC con bleed off take

Prendendo in considerazione le fasi centrali di missione si può valutare l' $SFC_{clean}$  che si ottiene qualora le due tipologie di off take siano nulle. Attraverso la relazione che evidenzia il fuel flow totale come somma dei singoli contributi:

$$fuel\ flow_{tot} = fuel\ flow_{prop} + fuel\ flow_{shaft} + fuel\ flow_{bleed}$$

e la seguente:

$$fuel\ flow_{prop} = SFC_{clean} \cdot T$$

Con

- $m_{prop}$  fuel flow impiegato a fine propulsivo;

È possibile andare a scrivere un sistema lineare risolvibile sfruttando le equazioni precedentemente scritte:

$$\begin{cases} fuel\ flow_{shaft} = k_p \cdot SFC_{clean} \cdot P \\ fuel\ flow_{bleed} = k_{bleed} \cdot T_{turb} \cdot portata_{aria} \\ fuel\ flow_{tot} = fuel\ flow_{prop} + fuel\ flow_{shaft} + fuel\ flow_{bleed} \\ fuel\ flow_{prop} = SFC_{clean} \cdot T \end{cases}$$

Ed esprimendo la matrice dei coefficienti  $[A]$ , il vettore colonna delle incognite  $[U]$  e la matrice dei termini noti  $[B]$

$$[A] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -k_P \cdot P \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -T \end{bmatrix}$$

$$\{U\} = \begin{Bmatrix} \text{fuel flow}_{shaft} \\ \text{fuel flow}_{bleed} \\ \text{fuel flow}_{prop} \\ SFC_{clean} \end{Bmatrix}$$

$$[B] = \begin{bmatrix} 0 \\ k_{bleed} \cdot T_{turb} \cdot portata_{aria} \\ m_{tot} \\ 0 \end{bmatrix}$$

Viene risolto il sistema ottenendo i seguenti valori:

<i>Fase Missione</i>	<i>fuel flow<sub>shaft</sub></i> $\left[\frac{kg}{s}\right]$	<i>fuel flow<sub>bleed</sub></i> $\left[\frac{kg}{s}\right]$	<i>fuel flow<sub>prop</sub></i>	<i>SFC<sub>clean</sub></i> $\left[\frac{kg}{Ns}\right]$
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0.0021	0.018	0.1644	$3.8571 \cdot 10^{-5}$
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0.0022	0.018	0.1248	$3.1694 \cdot 10^{-5}$
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0.0020	0.018	0.1460	$3.4666 \cdot 10^{-5}$
<i>ACCELERAZIONE</i>	0.0042	0.018	0.4329	$1.0008 \cdot 10^{-4}$
<i>COMBATTIMENTO</i>	0.0042	0.018	0.4368	$1.0097 \cdot 10^{-4}$
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	0.0071	0.018	0.2728	$1.2329 \cdot 10^{-4}$
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0.0033	0.018	0.0959	$4.9683 \cdot 10^{-5}$

Tab. 11.3 SFC clean

A questo punto sfruttando la relazione che lega il consumo specifico alla spinta ed al tempo, viene ricavata la massa di carburante impiegata per le singole fasi considerate escludendo gli off-takes:

<i>Fase Missione</i>	<i>Fuel Mass</i> [kg]	<i>Fuel Mass no Off Takes</i> [kg]	<i>Fuel Save</i> [kg]
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	1931,4	1889,9	44,5
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	463,7	449,4	14,3
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	67,4	65,7	1,7
<i>ACCELERAZIONE</i>	23,7	23,4	0,3
<i>COMBATTIMENTO</i>	79,7	78,6	1,1
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	118,3	114,6	3,7
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	1271,3	1207,6	63,7

Tab. 11.4 Risparmio Carburante

Calcolando la portata di carburante medio che viene risparmiata andando a togliere gli off takes, è possibile sfruttare Scholtz per ricavare la shaft power che si genererebbe andando a dedicare tutta questa portata per lo shaft off take a parità di portata sfruttata a fine propulsivo:

<i>Fase Missione</i>	<i>Only Shaft off equivalent power [kW]</i>
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	36.515
<i>LOITER A VELOCITÀ OTTIMALE</i>	35.910
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	37.775
<i>ACCELERAZIONE</i>	28.346
<i>COMBATTIMENTO</i>	28.272
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	24.970
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	30.633

Tab. 11.5 Potenza Prodotta per solo Power Off Take

Essendo il velivolo un bimotore, la potenza risultante della quale si disporrà sarà:

<i>Fase Missione</i>	<i>Total Power [kW]</i>
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	73.
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	71.8
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	75.6
<i>ACCELERAZIONE</i>	56.7
<i>COMBATTIMENTO</i>	56.5
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	49.9
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	61.3

Tab. 11.6 Potenza Totale Prodotta

## 11.1 Possibile impiego di APU per la produzione di potenza a bordo

L'Auxiliary Power Unit ha come principali uscite una portata d'aria fornita ad una pressione stabilita e potenza all'albero. Non avendo come fine ultimo la produzione di spinta, non viene adoperato il *TSFC* ma bensì il *BSFC*, indice rappresentato dal rapporto fra la portata in massa di combustibile consumata e la potenza prodotta:

$$BSFC = \frac{fuel\ flow}{P} \left[ \frac{kg}{kWh} \right]$$

La portata totale di combustibile è la risultante della somma dei contributi di portata dedicata alla produzione di potenza e di quella dedicata al bleed:

$$fuel\ flow_{tot} = fuel\ flow_{shaft} + fuel\ flow_{bleed}$$

Dalle equazioni scritte nel paragrafo precedente è possibile andare a calcolare i seguenti contributi. Vengono nel seguito prese in considerazione due *APU*

### **APU T312-04**

Vengono riportati in tabella seguente i parametri a progetto per la *APU* presa in considerazione:

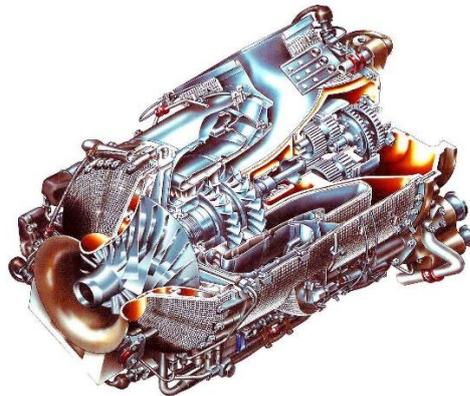


Fig. 11.3 APU T312-04

Design	Shaft Power Engine
Design / First Run / Series Production	1988 / 1991 / 1994
Units Built (Prototypes)	1350* (4)
Power (Continuously / Short Term)	127kW / 136kW
RPM	64.000 1/min
Air Mass Flow	0,975kg/s

Pressure Ratio	5,6:1
Air Bleed (Flow / Pressure)	0,133kg/s / 4,05Bar
Compressor Design	Single Radial Stage
Combustor	Reverse Flow Annular
Turbine	2 Stage Axial
Exhaust Gas Temperature	700°C / 973K
Specific Fuel Consumption	0,600kg/kWh (max)
Weight	40,7kg
Dimensions (L / H / B / Core)	538mm / 382mm / 357mm / 260mm
Application	APU for MRCA Tornado
Remarks	* Retrofit of the T312 with a new Compressor, starting in 1993

Fig. 11.4 Parametri APU T312-04

È possibile, a partire dal valore riportato di brake specific fuel consumption, ricavare la portata di carburante consumata in ogni missione andando a considerare, per effettuare un confronto veritiero, che l'APU debba produrre la potenza che verrebbe generata da entrambi i motori con shaft off take (paragrafo precedente). Vengono ottenuti i seguenti valori di fuel flow:

<i>Fase Missione</i>	$fuel\ flow_{tot} \left[ \frac{kg}{s} \right]$
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	73
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	71.8
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	75.6
<i>ACCELERAZIONE</i>	56.7
<i>COMBATTIMENTO</i>	56.5
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	49.9
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	61.3

Tab. 11.7 Fuel Flow APU

I valori sopra riportati sono in presenza di bleed, che deve essere sottratto.

Dalla formulazione dell' $m_{bleed}$  si ottiene il valore di portata dedicata per tale fine, supposta costante in ogni fase di missione.

$$m_{bleed} = 0.0042$$

La portata senza il bleed vale:

<i>Fase Missione</i>	$fuel\ flow_{no\ bleed} \left[ \frac{kg}{s} \right]$
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	0.0080

<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>0.0078</i>
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>0.0084</i>
<i>ACCELERAZIONE</i>	<i>0.0053</i>
<i>COMBATTIMENTO</i>	<i>0.0053</i>
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	<i>0.0042</i>
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	<i>0.0060</i>

Tab. 11.8 Fuel Flow no bleed

Moltiplicando tale valore per la durata delle singole fasi si ricava la massa di carburante consumato da tale *APU*:

Fase Missione	<i>Fuel mass [kg]</i>
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	91.3
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	28.1
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	3.8
<i>ACCELERAZIONE</i>	0.3
<i>COMBATTIMENTO</i>	1
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	1.8
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	76.2

Tab. 11.9 SFC e Peso Carburante Consumato

Confrontando il carburante consumato dai motori per la produzione di energia a bordo (oltre a quello consumato ai fini propulsivi) con quello che verrebbe impiegato dall'*APU* per lo stesso scopo:

<i>Fase Missione</i>	<i>Fuel mass APU</i>	<i>Fuel mass ENGINE [kg]</i>
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	91.3	89.1
<i>LOITER A VELOCITA' OTTIMALE</i>	28.1	28.5
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	3.8	3.4
<i>ACCELERAZIONE</i>	0.3	0.6
<i>COMBATTIMENTO</i>	1	2.2
<i>SALITA A CAS COSTANTE</i>	1.8	7.4
<i>CROCIERA A VELOCITA' OTTIMALE</i>	76.2	127.4
<i>TOTALE [kg]</i>	203	258.5

Tab. 11.10 Comparazione Pesi Carburante impiegati

Risulta come, nel totale delle fasi considerate, in alcune di esse con la presenza di una Auxiliary Power Unit dedicata si vada a consumare meno carburante per la produzione di energia. Al totale della massa di carburante consumato va però aggiunto, nel caso di

utilizzo di APU, il peso della macchina stessa: questo sarà pari al peso dry moltiplicato per un fattore di installazione opportuno:

$$W_{APU\ dry} = 40.7 [kg]$$

Per un velivolo cargo/trasporto vale la seguente relazione:

$$W_{APU\ installed} = 2.2W_{APU\ dry}$$

Ottenendo quindi un valore pari a:

$$W_{APU\ installed} = 89.54 [kg]$$

<i>TOTALE [kg]</i>	293	259
--------------------	-----	-----

Di fronte a questo risultato viene posta in evidenza la sconvenienza dell'impiego della soluzione *APU* dal punto di vista del peso. Il trade-off non risulta comunque decisivo per la scelta. Se infatti per un velivolo di questo tipo si prevedesse a progetto l'inserimento di una turbina a gas dedicata per la generazione di energia, il suo peso risulterebbe conteggiato nel bilancio globale. Essendo inoltre presa in considerazione una fase progettuale ad uno stato embrionale, con ulteriori cicli di iterazione si potrebbe affacciare la possibilità della sostenibilità di tale macchina a bordo. Per contro, va inoltre considerato che la presenza di *APU* comporta la necessità del dimensionamento e presenza di una presa a bordo dedicata, la quale apporterebbe un contributo di resistenza in volo non trascurabile.

## 12 Conclusioni e Sviluppi Futuri

Il progetto presentato si inserisce all'interno di un lavoro di più ampio respiro che va ad abbracciare molteplici branche dell'Ingegneria Aerospaziale. A tal proposito il sottoscritto cita il lavoro del collega Bogdan Chifan, il quale ha effettuato il dimensionamento strutturale e la valutazione della risposta delle superfici aerodinamiche del presente velivolo ai fenomeni aeroelastici (eg. Flutter).

È stato effettuato nel presente elaborato un primo dimensionamento dei sistemi di bordo, con particolare attenzione sul consumo di potenza elettrica. Seppur con i limiti dati dalla natura preliminare del lavoro, questo costituisce una base di partenza per le iterazioni di progetto successive. Dai risultati ottenuti dalla stima dei pesi dopo il dimensionamento preliminare potrà essere infatti sviluppato un nuovo Mass Budget che vada a ridefinire con maggiore precisione la ripartizione delle masse fra i vari sottosistemi. Circa la valutazione di trade-off fra l'impiego o meno a bordo dell'Auxiliary Power Unit, risulta necessario effettuare un confronto analizzando un maggior numero di *APU* impiegate nel volo militare. Molti sono gli aspetti progettuali dei quali non si è discusso nell'elaborato, ma che certamente richiederebbero di essere approfonditi: fra i tanti si cita la progettazione e l'ottimizzazione dei profili del velivolo al fine di minimizzare la segnatura radar e migliorarne, congiuntamente ad uno studio sulle emissioni acustiche, la *stealthness*.

Infine si pone all'attenzione del lettore che con l'avanzamento tecnologico permesso da strumenti sempre più avanzati per la progettazione e l'ottimizzazione dei prodotti aeronautici e dei loro derivati, si prevede di assistere nei prossimi anni ad un significativo *improving* delle performances delle macchine per la produzione di energia a bordo velivolo e ad una riduzione notevole dei pesi; tali sviluppi permetteranno una diffusione reale, oggi molto limitata, delle architetture All Electric sia per uso militare che, in futuro, in campo civile.

# Appendice A

## A-1 Script MATLAB Raymer

### Profilo-A

```
%PROFILO DI MISSIONE 1
%DETERMINAZIONE DELL'ASPECT RATIO
apertura_alare = 22 [m] viene definita apertura alare
wing_surface_ref = 45 [m^2] superficie alare
wing_surface_wet = 176 [m^2] superficie alare bagnata
wetted_aspect_ratio = apertura_alare^2/wing_surface_wet
k_ld = 13 %coefficiente dal Raymer pari a 14 per military jet, ho inserito 13
lift_to_drag_max = k_ld*sqrt(wetted_aspect_ratio) %valore massimo calcolato da Raymer
lift_to_drag_cruise = 0.9*lift_to_drag_max %Raymer dice 0.886 ma approssimato
lift_to_drag_loiter = lift_to_drag_max
sfc = 0.79 %specific fuel consumption (preso valore military da f100-PW-220)
cruise_1_range = 400*6076.115486 [ft] distanza per la fase di ingress (a velocità costante)
cruise_2_range = 650*6076.115486 [ft] distanza per la fase di egress (a velocità costante)
inbound_cruise = 600*6076.115486
outbound_cruise = 600*6076.115486
c_vmax = 296.535 [m/s] velocità del suono a 35000ft (10668m) da requisito
M_vmax = 0.85 %Mach number a 35000ft da requisito
vmax = c_vmax*M_vmax %velocità massima a 35000ft da requisito
W0_guess = 14932 %Massa del velivolo supposta
W_payload_1 = 2200 %Payload della missione 1
W_payload_2 = 1850 %Payload della missione 2
W_bombs_1 = 1700 [kg] peso delle bombe nella missione 1
W_bombs_2 = 1350 [kg] peso delle bombe nella missione 2
%CALCOLO DELLE FRAZIONI DI PESO
W1_fract = 0.970 %frazione di peso dopo il takeoff [da Raymer]
W2_fract = 0.985 %frazione di peso dopo il climb [da Raymer]
W3_fract = exp(-inbound_cruise*(sfc/3600)/856/lift_to_drag_cruise) %frazione di peso dopo la fase di
inbound_cruise
W4_fract = exp(-cruise_1_range*(sfc/3600)/856/lift_to_drag_cruise) %frazione di peso dopo il cruise_1 [formula da
Raymer]
W5_fract = exp(-3600*1*(sfc/3600)/lift_to_drag_loiter) %frazione di peso persa dopo 1h di loiter
W6_fract = 1-W_bombs_1/(W0_guess*W1_fract*W2_fract*W3_fract*W4_fract*W5_fract) %frazione di peso persa
per sganciamento carico bellico [ho adattato la formula del raymer]
W7_fract = exp(-cruise_2_range*(sfc/3600)/856/lift_to_drag_cruise) %frazione di peso dopo il cruise_2 [formula da
Raymer]
W8_fract = exp(-outbound_cruise*(sfc/3600)/856/lift_to_drag_cruise) %frazione di peso dopo la fase di
outbound_cruise
W9_fract = 0.995 %frazione di peso dopo il landing [da Raymer]
Wtot_fract = W1_fract*W2_fract*W3_fract*W4_fract*W5_fract*W6_fract*W7_fract*W8_fract*W9_fract
```

```

Wfuel_fract = 1.06*(1-Wtot_fract)
Wempty_fract = -W_payload_1/W0_guess+1-Wfuel_fract
Wempty = W0_guess*Wempty_fract
Wfuel = W0_guess*Wfuel_fract
Wempty_fract_raymer = 0.97*(W0_guess^(-0.07))
W0_calculated = 2200/(1-Wfuel_fract-Wempty_fract_raymer)

```

## Profilo-B

%PROFILO DI MISSIONE 2

%DETERMINAZIONE DELL'ASPECT RATIO

```

apertura_alare = 22 %[m] viene definita apertura alare
wing_surface_ref = 45 %[m^2] superficie alare
wing_surface_wet = 176 %[m^2] superficie alare bagnata
wettered_aspect_ratio = apertura_alare^2/wing_surface_wet
k_ld = 13 %coefficiente dal Raymer pari a 14 per military jet, ho inserito 13
lift_to_drag_max = k_ld*sqrt(wettered_aspect_ratio) %valore massimo calcolato da Raymer
lift_to_drag_cruise = 0.9*lift_to_drag_max %Raymer dice 0.886 ma approssimato
lift_to_drag_loiter = lift_to_drag_max
sfc = 0.79 %specific fuel consumption (preso valore military da f100-PW-220)

```

```

inbound_cruise = 800*6076.115486
ingress_cruise = 500*6076.115486
ingress = 50*6076.115486
egress = 50*6076.115486
egress_cruise = 400*6076.115486
outbound_cruise = 900*6076.115486

```

c\_vmax = 296.535 %[m/s] velocit del suono a 35000ft (10668m) da requisito

M\_vmax = 0.85 %Mach number a 35000ft da requisito

vmax = c\_vmax\*M\_vmax %velocità massima a 35000ft da requisito

W0\_guess = 14358 %Massa del velivolo supposta

W\_payload\_2 = 500 %Payload della missione 2

W\_bombs\_2 = 1350 %[kg] peso delle bombe nella missione 2

%CALCOLO DELLE FRAZIONI DI PESO

W1\_fract = 0.970 %frazione di peso dopo il takeoff [da Raymer]

W2\_fract = 0.985 %frazione di peso dopo il climb [da Raymer]

W3\_fract = exp(-inbound\_cruise\*(sfc/3600)/856/lift\_to\_drag\_cruise) %frazione di peso dopo la fase di inbound\_cruise

W4\_fract = exp(-ingress\_cruise\*(sfc/3600)/856/lift\_to\_drag\_cruise) %frazione di peso dopo il rifornimento compreso di tratto di 100nm

W5\_fract = exp(-3600\*4\*(sfc/3600)/lift\_to\_drag\_loiter) %frazione di peso persa dopo 1h di loiter

W6\_fract = exp(-ingress\*(sfc/3600)/856/lift\_to\_drag\_cruise) %frazione di peso dopo il rifornimento compreso di tratto di 100nm

```

W7_fract = 1-W_bombs_2/(W0_guess*W3_fract*W4_fract*W5_fract*W6_fract) %frazione di peso persa per
sganciamento carico bellico [ho adattato la formula del raymer]

W8_fract = exp(-egress*(sfc/3600)/856/lift_to_drag_cruise) %frazione di peso dopo il cruise_2[formula da Raymer]
W9_fract = exp(-outbound_cruise*(sfc/3600)/856/lift_to_drag_cruise) %frazione di peso dopo la fase di
outbound_cruise
W10_fract = 0.995 %frazione di peso dopo il landing [da Raymer]
Wtot_fract = W4_fract*W5_fract*W6_fract*W7_fract*W8_fract*W9_fract*W10_fract
Wfuel_fract = 1.06*(1-Wtot_fract)
Wempty_fract = -W_payload_2/W0_guess+1-Wfuel_fract
Wempty = W0_guess*Wempty_fract
Wfuel = W0_guess*Wfuel_fract
Wempty_fract_raymer = 0.97*(W0_guess^(-0.07))
W0_calculated = 2200/(1-Wfuel_fract-Wempty_fract_raymer)

```

## A-2 Script MATLAB Roskam

### Profilo-A

```

W_TO_guess= 14514 %[kg] massa take off supposta, sarebbe data dalla statistica, va iterato seguendo poi la fig 2.11
pag 27 Roskam (considera i Fighters e non si capisce molto dalla millimetrata)
W_payload_1= 2200 %[kg] massa del payload della prima missione
W_bombs_1= 1700 %[kg] massa bombe prima missione
%W_payload_2= 1850 %[kg] massa del payload della seconda missione
%W_bombs_2= 1350 % [kg] massa bombe seconda missione
c_z= 296.535 %[m/s] velocità del suono a 35 kft
M= 0.85 % numero di Mach dato
V_Cr= c_z*M*1.94 % [kts] velocità di crociera a 35 kft
cj_Cruise= 0.8 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e facendo media tra militare e bomber
lift_to_drag_Cruise= 15 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e massimizzando valore bomber
range_Cruise_0= 600 % [nm] fase di crociera "prima della missione" e per il ritorno a casa
range_Cruise_1= 400 % [nm] fase ingress
range_Cruise_2= 650 % [nm] fase egress
time_Loiter_1= 1 % [h] un'ora di loiter prima dell'attacco
time_Strafe= 1/20 % [h] 3 min di Strafe
cj_Strafe= 0.9 % deve essere alto
lift_to_drag_Strafe= 8 % deve essere basso
time_Loiter_2= 1/3 % [h] 20 minuti di loiter al ritorno
cj_Loiter= 0.5 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e facendo media tra militare e bomber
lift_to_drag_Loiter= 18 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e massimizzando valore bomber

%Frazioni peso per calcolare W_fuel

W1_Start= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam (W1/W_TO)
W2_Taxi= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam (W2/W1)

```

```

W3_Takeoff= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam (W3/W2)
W4_Climb= 0.971 % dato preso da figura 2.2 del Roskam (W4/W3)
range_Climb_1= (8/60)*350 % da Roskam viene considerato un range percorso in diagonale per salire a quota di
crociera, ipotizzando un 350 kts con 5000 ft/m, ci mette 8 minuti a salire a 35 kft
range_Inbound= range_Cruise_0-range_Climb_1 % tratto effettivo percorso
W5_Inbound= exp(-((range_Inbound+range_Cruise_1)*cj_Cruise)/(V_Cr*lift_to_drag_Cruise)) % rapporto
(W5/W4) dato da formula 2.10 del Roskam
W6_Loiter= exp((-time_Loiter_1)*cj_Loiter/(lift_to_drag_Loiter)) % rapporto (W6/W5) dato da formula 2.12 del
Roskam
W7_Descent= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
%dashout(??) pag. 63 Roskam
M_FF_17= (1-(W1_Start*W2_Taxi*W3_Takeoff*W4_Climb*W5_Inbound*W6_Loiter*W7_Descent)); % frazione
di combustibile usato fino a prima dello sgancio bombe
W_remain= W_TO_guess*(1-M_FF_17); % [kg] peso prima dello sgancio delle bombe
W_afterbomb= W_remain-W_bombs_1 % [kg] peso dopo aver sganciato le bombe
W_Strafe= exp((-time_Strafe)*cj_Strafe/(lift_to_drag_Strafe))
W8_Dash_in=(1-(1-W_Strafe)*(W_remain/W_afterbomb))
W9_Reclimb= 0.969 % risalita dopo attacco
W10_Outbound= exp(-((range_Inbound+range_Cruise_2)*cj_Cruise)/(V_Cr*lift_to_drag_Cruise))
W11_Descent= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
W12_Loiter= exp((-time_Loiter_2)*cj_Loiter/(lift_to_drag_Loiter)) % loiter al ritorno prima di rientrare
W13_Landing= 0.995 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
M_FF= W1_Start*W2_Taxi*W3_Takeoff*W4_Climb*W5_Inbound*W6_Loiter*W7_De-
scent*W_Strafe*W8_Dash_in*W9_Reclimb*W10_Outbound*W11_Descent*W12_Loiter*W13_Landing

W_fuel= (1-M_FF)*W_TO_guess
W_OE_tent= W_TO_guess-W_fuel-W_payload_1
M_tfo= 0.005*W_TO_guess;
W_E_tent=W_OE_tent-(M_tfo) % ci sarebbe ancora - W_crew ma non c'è equipaggio

% Sensitivity studies

M_res=5/100;
W_F_res= M_res*(1-M_FF)*W_TO_guess
C=(1-(1+M_res)*(1-M_FF)-0.005)
W_E= C*W_TO_guess-W_payload_1
A= 0.5 % per militare fighter clean, altrimenti è -0.2009 per military bomb transport
B= 1.2 % da tabella 2.15 Roskam
fract_payload= B*W_TO_guess/(W_payload_1-C*(1-B)*W_TO_guess) % ogni kg di payload aggiunto andrà a dare
un incremento di questo valore al take off weight

```

## Profilo-B

```

clear all
clc

```

$W_{TO\_guess} = 13600$  % [kg] massa take off supposta, sarebbe data dalla statistica, va iterato seguendo poi la fig 2.11 pag 27 Roskam (considera i Fighters e non si capisce molto dalla millimetrata)

$\%W_{payload\_1} = 2200$  % [kg] massa del payload della prima missione

$\%W_{bombs\_1} = 1700$  % [kg] massa bombe prima missione

$W_{payload\_2} = 1850$  % [kg] massa del payload della seconda missione

$W_{bombs\_2} = 1350$  % [kg] massa bombe seconda missione

$c_z = 296.535$  % [m/s] velocità del suono a 35 kft

$M = 0.85$  % numero di Mach dato

$V_{Cr} = c_z * M * 1.94$  % [kts] velocità di crociera a 35 kft

$cj_{Cruise} = 0.8$  % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e facendo media tra militare e bomber

$lift\_to\_drag_{Cruise} = 15$  % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e massimizzando valore bomber

$range_{Cruise\_0} = 900$  % [nm] fase di crociera "prima della missione" e per il ritorno a casa

$range_{Cruise\_a} = 100$  % [nm] fase prima della missione, dopo il rifornimento

$range_{Cruise\_1} = 400$  % [nm] fase ingress

$range_{Cruise\_2} = 450$  % [nm] fase egress

$time_{Loiter\_1} = 4$  % [h] un'ora di loiter prima dell'attacco

$time_{Strafe} = 1/20$  % [h] 3 min di Strafe

$cj_{Strafe} = 0.9$  % deve essere alto

$lift\_to\_drag_{Strafe} = 8$  % deve essere basso

$time_{Loiter\_2} = 1/6$  % [h] 10 minuti di loiter al ritorno

$cj_{Loiter} = 0.5$  % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e facendo media tra militare e bomber

$lift\_to\_drag_{Loiter} = 18$  % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e massimizzando valore bomber

%Frazioni peso per calcolare  $W_{fuel}$

$\%W1_{Start} = 0.99$  % dato preso da tabella 2.1 del Roskam ( $W1/W_{TO}$ )

$\%W2_{Taxi} = 0.99$  % dato preso da tabella 2.1 del Roskam ( $W2/W1$ )

$\%W3_{Takeoff} = 0.99$  % dato preso da tabella 2.1 del Roskam ( $W3/W2$ )

$\%W4_{Climb} = 0.971$  % dato preso da figura 2.2 del Roskam ( $W4/W3$ )

$\%range_{Climb\_1} = (8/60) * 350$  % da Roskam viene considerato un range percorso in diagonale per salire a quota di crociera, ipotizzando un 350 kts con 5000 ft/m, ci mette 8 minuti a salire a 35 kft

$\%range_{Inbound} = range_{Cruise\_0} - range_{Climb\_1}$  % tratto effettivo percorso

$W5_{Inbound} = \exp(-((range_{Cruise\_a} + range_{Cruise\_1}) * cj_{Cruise}) / (V_{Cr} * lift\_to\_drag_{Cruise}))$  % rapporto ( $W5/W4$ ) dato da formula 2.10 del Roskam

$W6_{Loiter} = \exp((-time_{Loiter\_1} * cj_{Loiter}) / (lift\_to\_drag_{Loiter}))$  % rapporto ( $W6/W5$ ) dato da formula 2.12 del Roskam

$W7_{Descent} = 0.99$  % dato preso da tabella 2.1 del Roskam

%dashout(??) pag. 63 Roskam

$M_{FF\_17} = (1 - (W5_{Inbound} * W6_{Loiter} * W7_{Descent}))$ ; % frazione di combustibile usato fino a prima dello sgancio bombe

$W_{remain} = W_{TO\_guess} * (1 - M_{FF\_17})$ ; % [kg] peso prima dello sgancio delle bombe

$W_{afterbomb} = W_{remain} - W_{bombs\_2}$  % [kg] peso dopo aver sganciato le bombe

$W_{Strafe} = \exp((-time_{Strafe} * cj_{Strafe}) / (lift\_to\_drag_{Strafe}))$

$W8_{Dash\_in} = (1 - (1 - W_{Strafe}) * (W_{remain} / W_{afterbomb}))$

$W9_{Reclimb} = 0.969$  % risalita dopo attacco

```

W10_Outbound= exp(-((range_Cruise_1+range_Cruise_0)*cj_Cruise)/(V_Cr*lift_to_drag_Cruise)) % riconsidero
range_Cruise_1 perchè tanto salendo 47 nm li perde per strada
W11_Descent= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
W12_Loiter= exp((-time_Loiter_2)*cj_Loiter/(lift_to_drag_Loiter)) % loiter al ritorno prima di rientrare
W13_Landing= 0.995 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
M_FF= W5_Inbound*W6_Loiter*W7_Descent*W8_Strafe*W8_Dash_in*W9_Reclimb*W10_Outbound*W11_De-
scent*W12_Loiter*W13_Landing

W_fuel= (1-M_FF)*W_TO_guess
W_OE_tent= W_TO_guess-W_fuel-W_payload_2
M_tfo= 0.005*W_TO_guess;
W_E_tent=W_OE_tent-(M_tfo) % ci sarebbe ancora - W_crew ma non c'è equipaggio

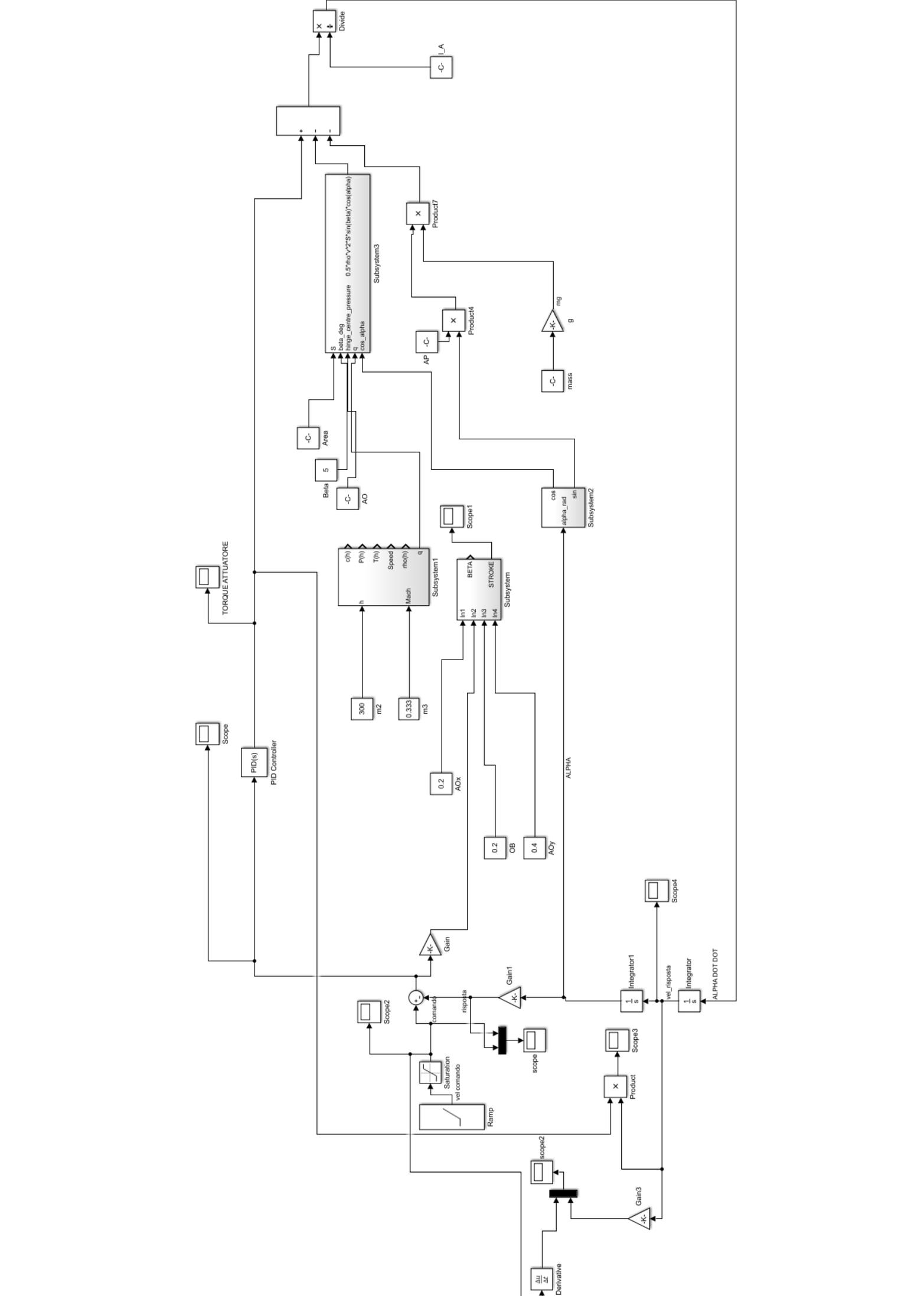
% Sensitivity studies

M_res=5/100;
W_F_res= M_res*(1-M_FF)*W_TO_guess
C=(1-(1+M_res)*(1-M_FF)-0.005)
W_E= C*W_TO_guess-W_payload_2
A= 0.5 % per militare fighter clean, altrimenti è -0.2009 per military bomb transport
B= 1.2 % da tabella 2.15 Roskam
fract_payload= B*W_TO_guess/(W_payload_2-C*(1-B)*W_TO_guess) % ogni kg di payload aggiunto andrà a dare
un incremento di questo valore al take off weight

```

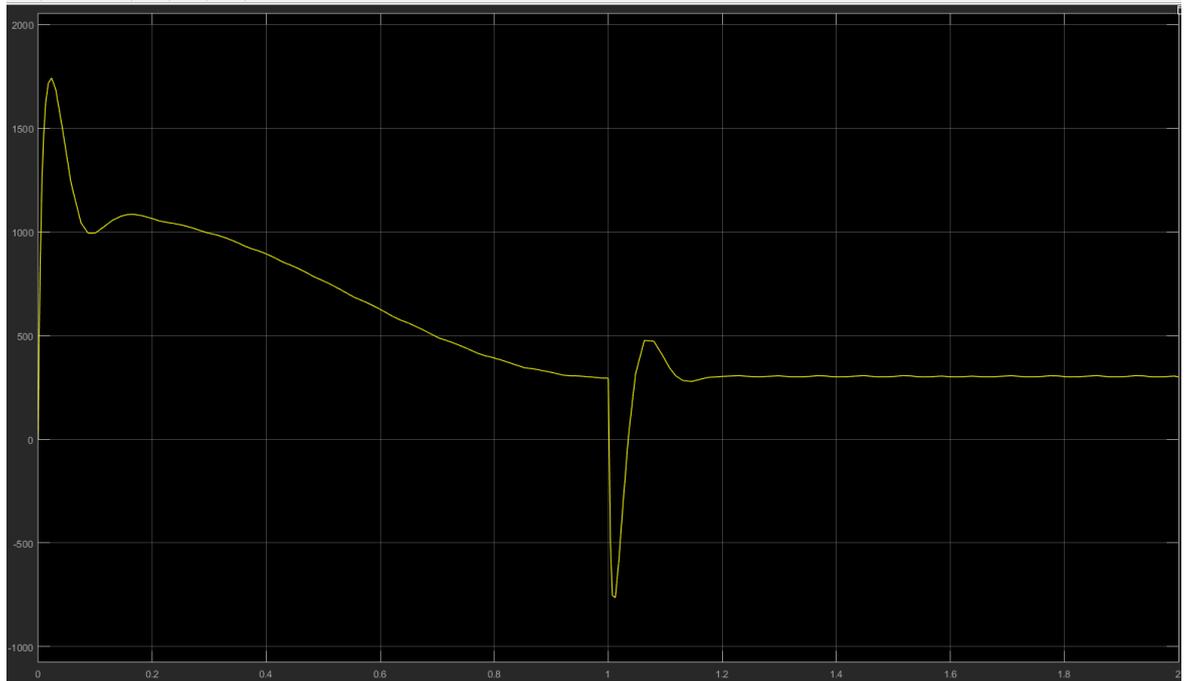
## Appendice B

### B-1 Modello Simulink per valutazione potenze Vani

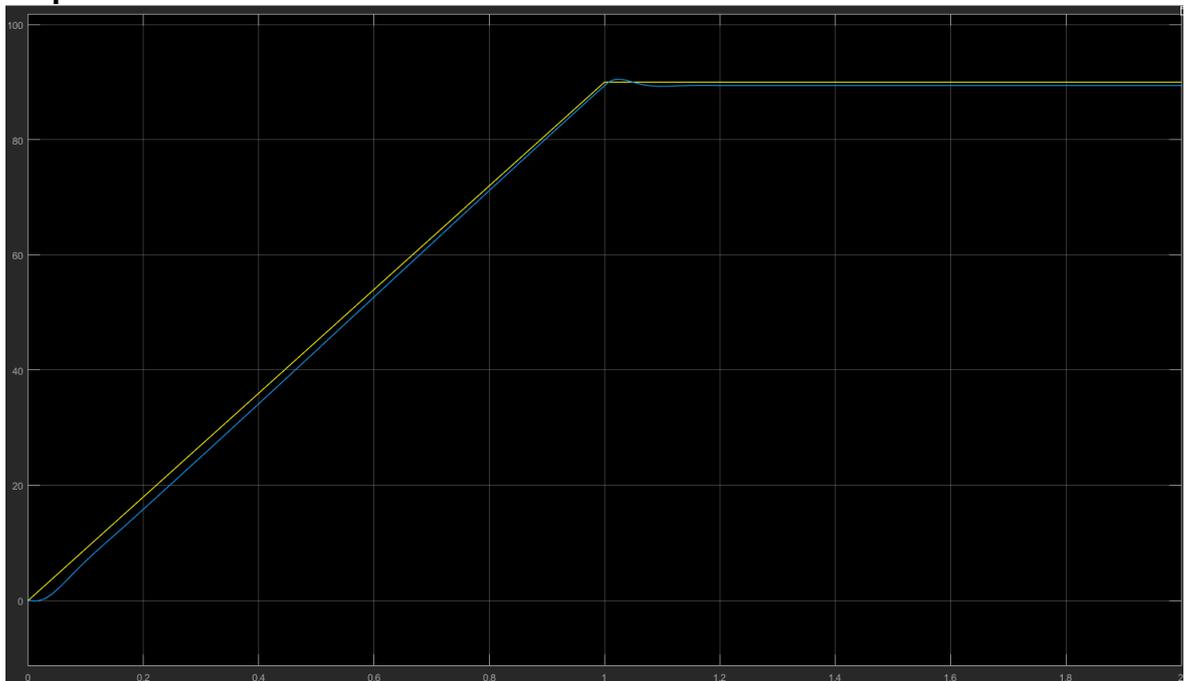


## B-2 Vano Centrale Baia Armamenti

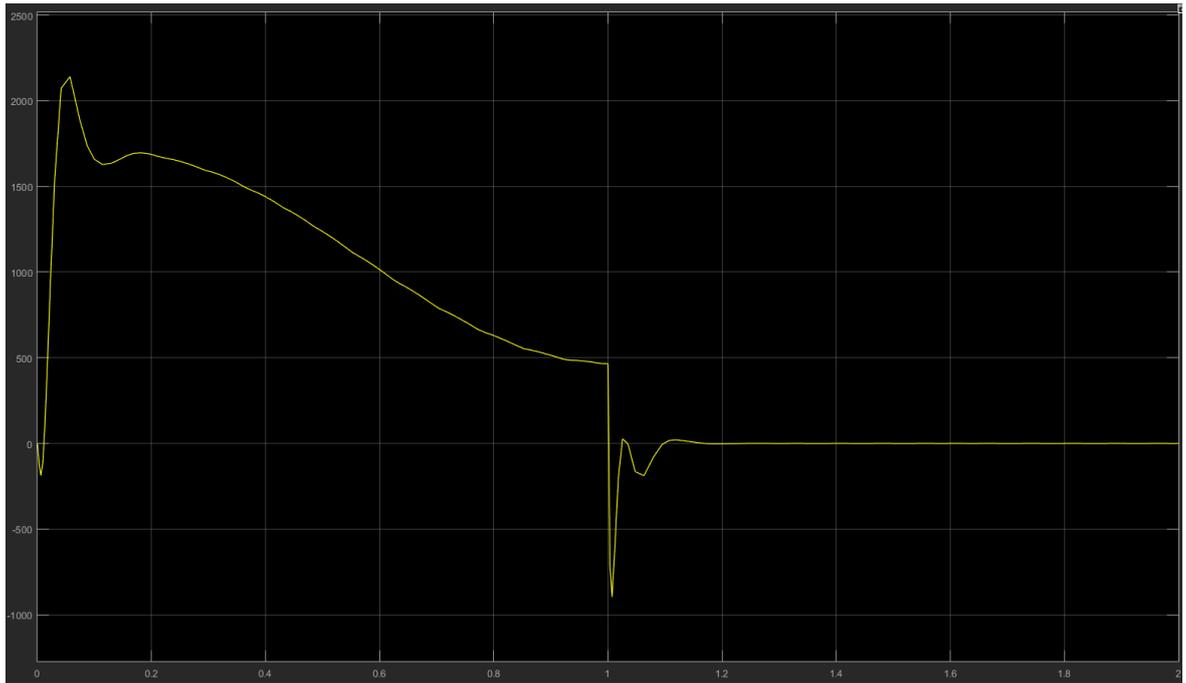
### Momento Meccanico



### Risposta Sistema

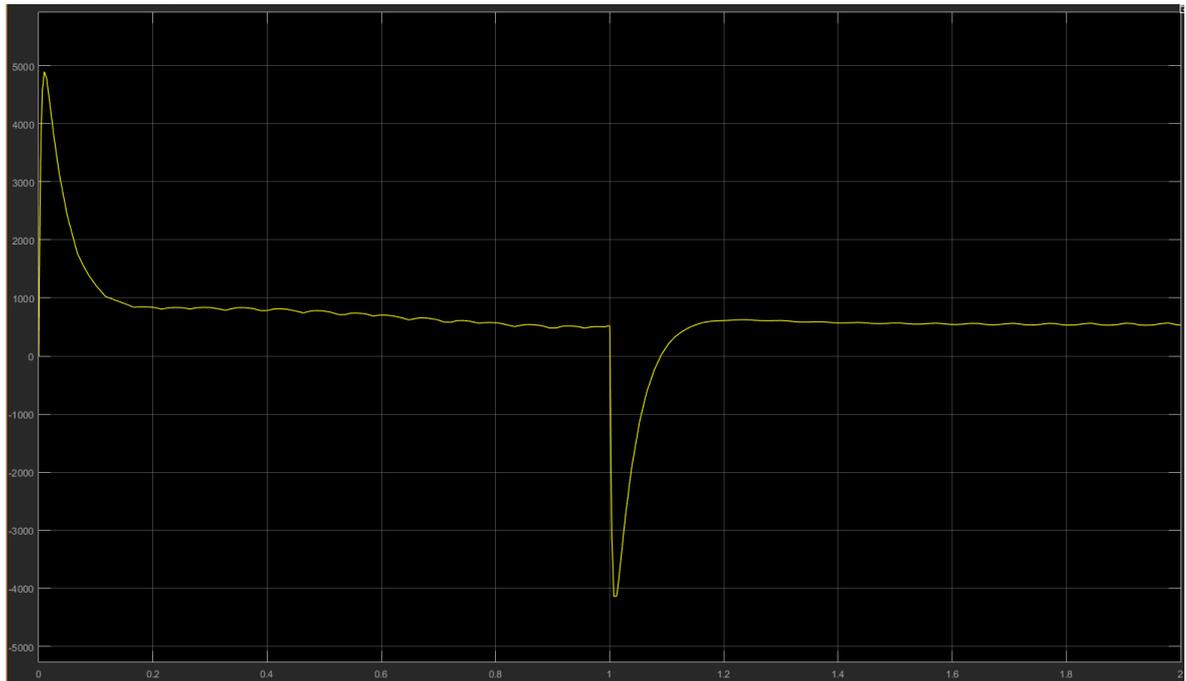


### Potenza Meccanica

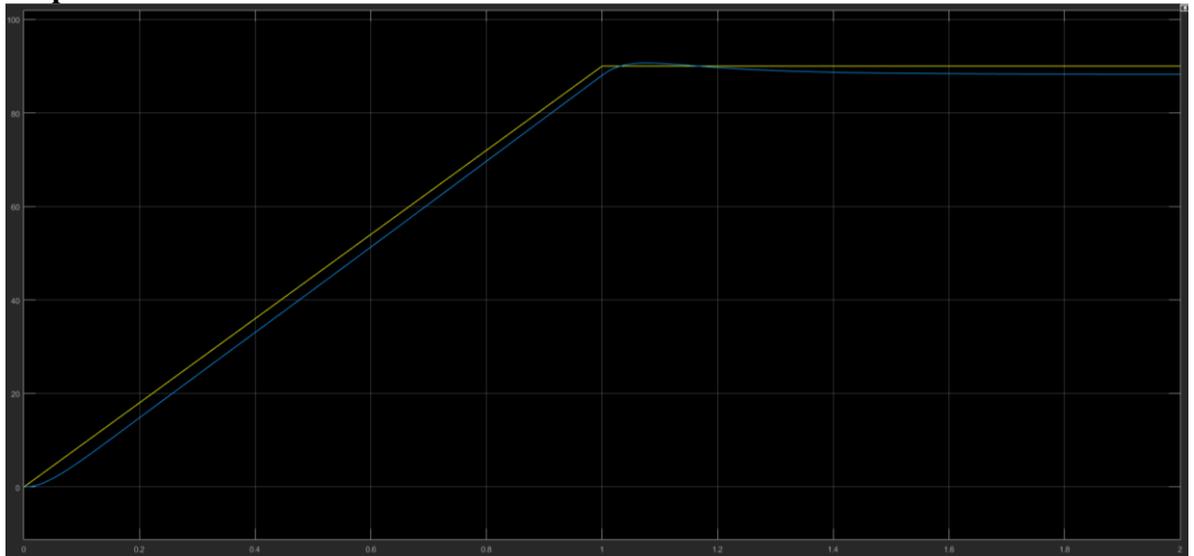


### B-2 Vano Laterale Baia Armamenti

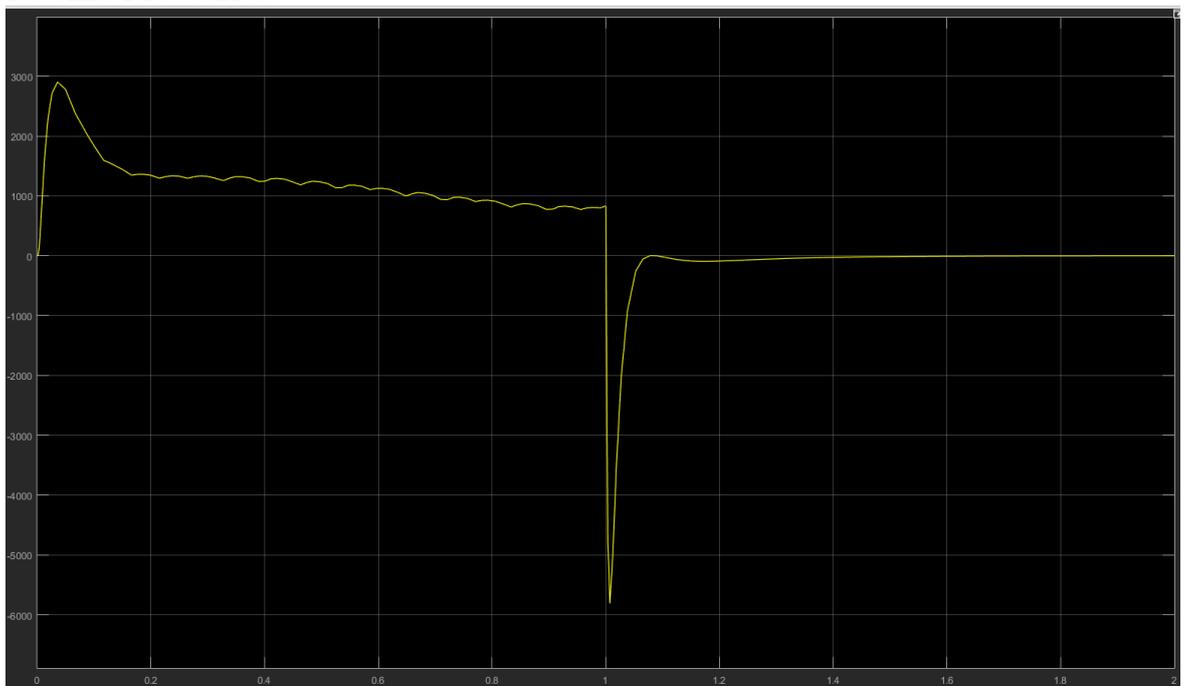
### Momento Meccanico



## Risposta Sistema

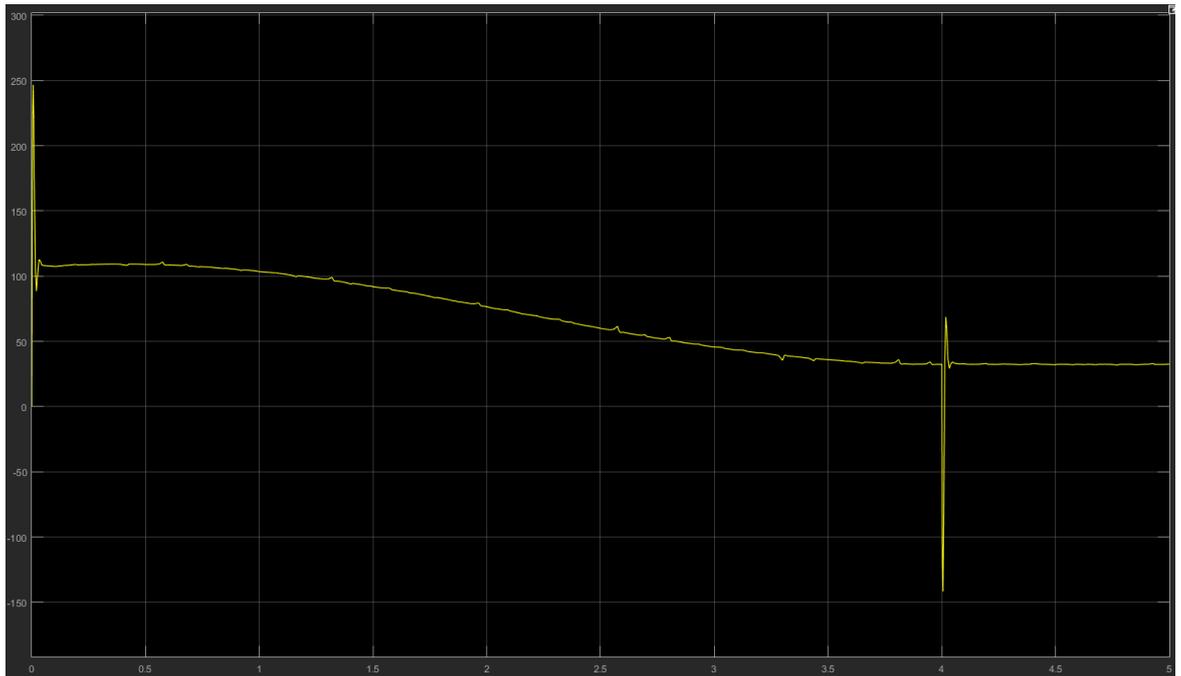


## Potenza Meccanica

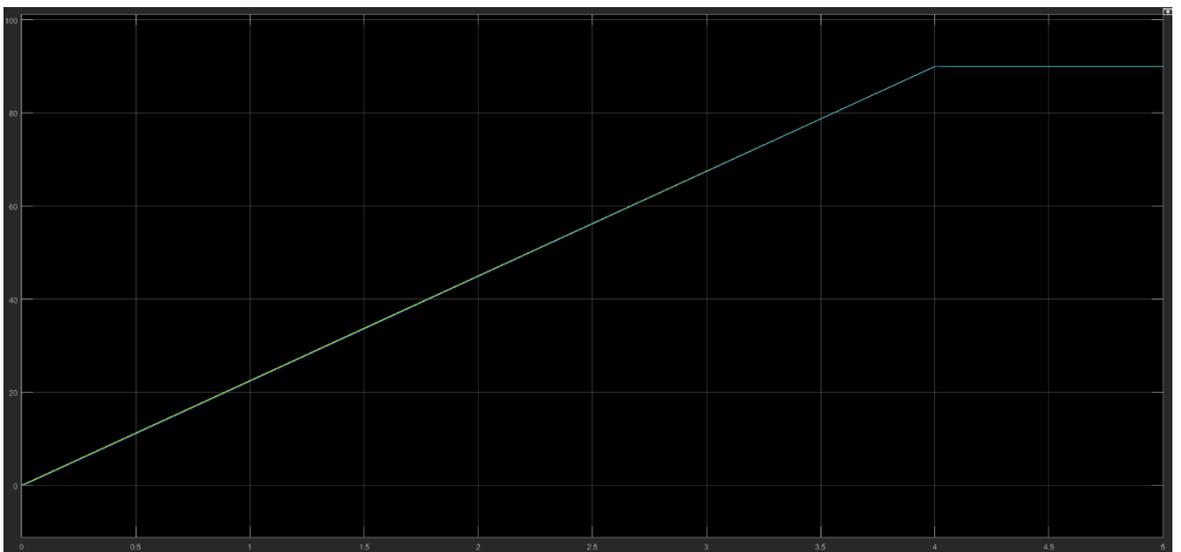


## B-2 Vano Carrello Anteriore

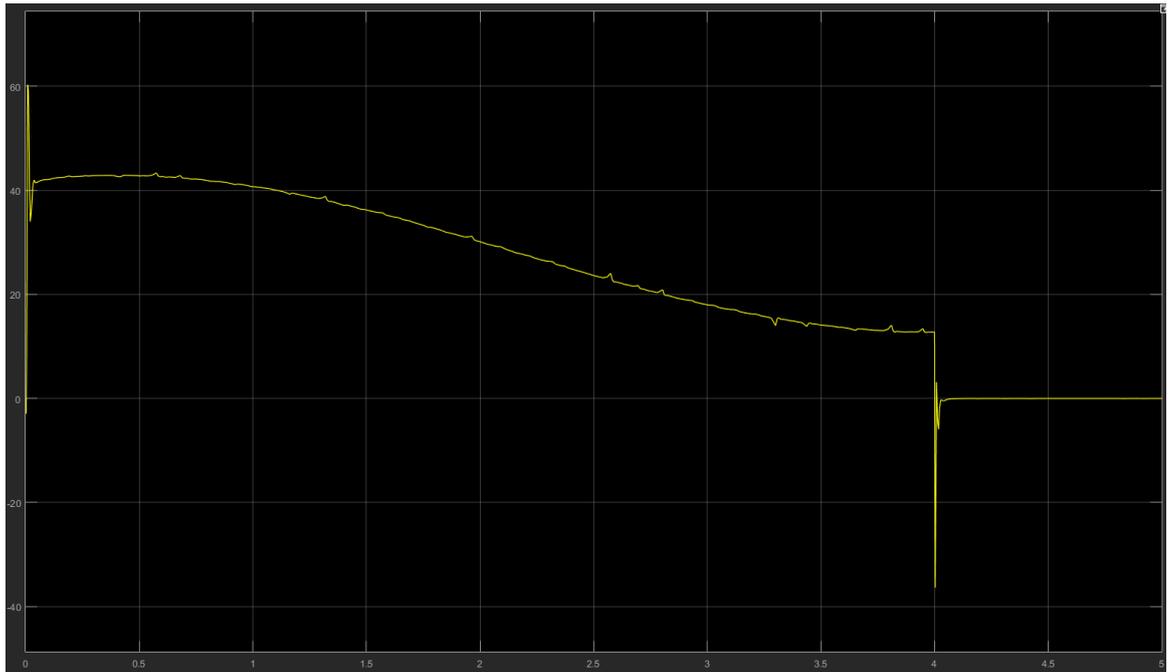
### Momento Meccanico



### Risposta Sistema

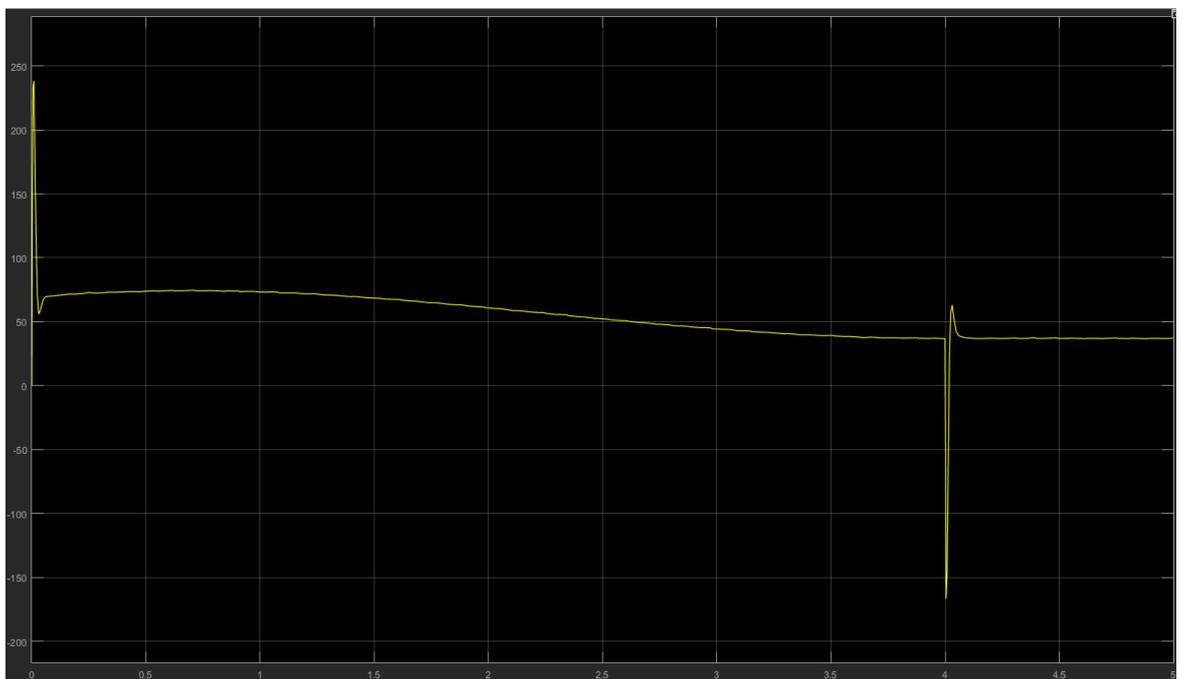


## Potenza Meccanica

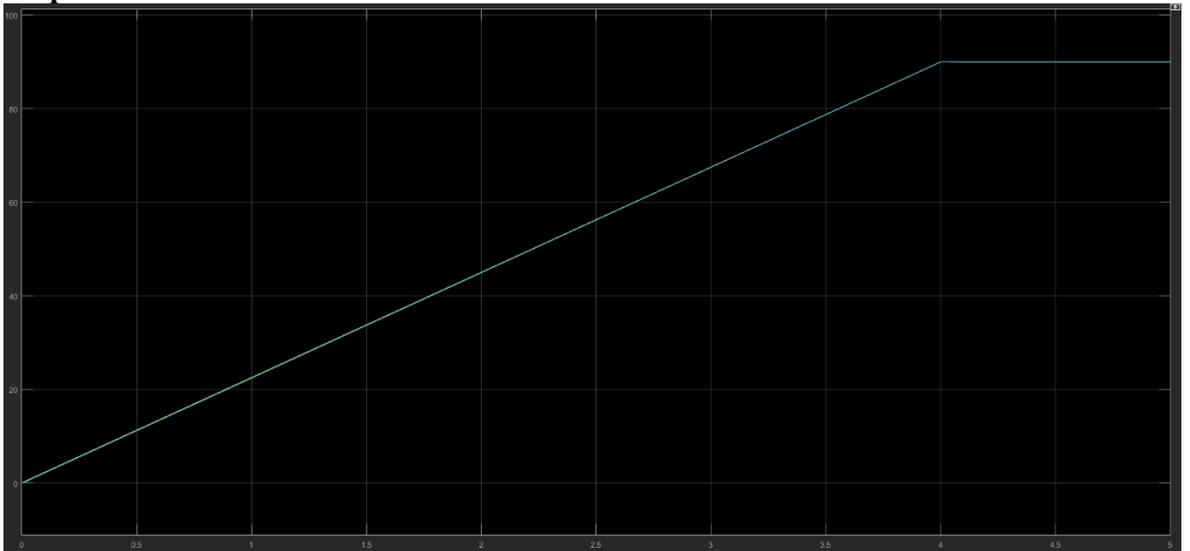


## B-2 Vano Carrello Posteriore

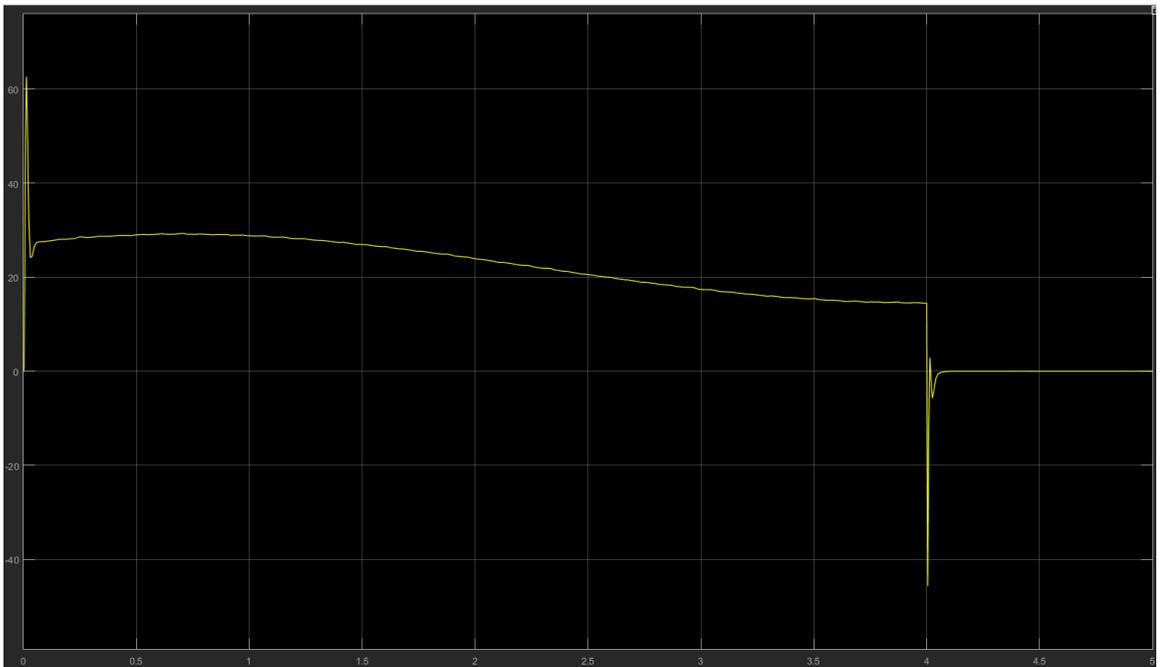
## Momento Meccanico



## Risposta Sistema



## Potenza Meccanica



# Appendice C

## D-1 Script per la generazione del Power Budget

%POWER BUDGET: fare riferimento al file excel "Power Budget.xls"

```
for i = 1:900
    fase_1(i) = 3761;
    fase_1_115VAC(i) = 503;
    fase_1_28VDC(i) = 503;
    fase_1_270VDC(i) = 2755;
end
for i = 1:900
    fase_1a(i) = 6165;
    fase_1a_115VAC(i) = 0;
    fase_1a_28VDC(i) = 0;
    fase_1a_270VDC(i) = 6165;
end
for i = 1:300
    fase_1b(i) = 0;
    fase_1b_115VAC(i) = 0;
    fase_1b_28VDC(i) = 0;
    fase_1a_270VDC(i) = 0;
end
for i = 901:1081
    fase_2(i) = 7209;
    fase_2_115VAC(i) = 1822;
    fase_2_28VDC(i) = 2146;
    fase_2_270VDC(i) = 3241;
end
%2a e 2b esisterebbero ma sono nulli
for i = 1082:1100
    fase_3(i) = 32181;
    fase_3_115VAC(i) = 7786;
    fase_3_28VDC(i) = 2146;
    fase_3_270VDC(i) = 13249;
end
for i = 1101:1119
    fase_4(i) = 17549;
    fase_4_115VAC(i) = 5230;
    fase_4_28VDC(i) = 2146;
    fase_4_270VDC(i) = 10173;
end
for i = 1101:1104
    fase_4a(i) = 2079;
    fase_4a_115VAC(i) = 0;
    fase_4a_28VDC(i) = 0;
    fase_4a_270VDC(i) = 2079;
end
for i = 1101:1106
    fase_4b(i) = 218;
    fase_4b_115VAC(i) = 0;
    fase_4b_28VDC(i) = 0;
    fase_4b_270VDC(i) = 218;
end
for i = 1101:1105
    fase_4c(i) = 90;
    fase_4c_115VAC(i) = 0;
    fase_4c_28VDC(i) = 0;
    fase_4c_270VDC(i) = 90;
end
for i = 1101:1105
    fase_4d(i) = 77;
    fase_4d_115VAC(i) = 77;
```

```

    fase_4d_28VDC(i) = 0;
    fase_4d_270VDC(i) = 0;
end
for i = 1101:1105
    fase_4e(i) = 158;
    fase_4e_115VAC(i) = 158;
    fase_4e_28VDC(i) = 0;
    fase_4e_270VDC(i) = 0;
end
for i = 1120:1786
    fase_5(i) = 62215;
    fase_5_115VAC(i) = 46730;
    fase_5_28VDC(i) = 2146;
    fase_5_270VDC(i) = 13339;
end
for i = 1787:13415
    fase_6(i) = 20338;
    fase_6_115VAC(i) = 3526;
    fase_6_28VDC(i) = 4124;
    fase_6_270VDC(i) = 12688;
end
for i = 13416:17016
    fase_7(i) = 18634;
    fase_7_115VAC(i) = 1822;
    fase_7_28VDC(i) = 4124;
    fase_7_270VDC(i) = 12688;
end
for i = 17017:17629
    fase_8(i) = 20338;
    fase_8_115VAC(i) = 3526;
    fase_8_28VDC(i) = 4124;
    fase_8_270VDC(i) = 12688;
end
for i = 17630:17690
    fase_9(i) = 16681;
    fase_9_115VAC(i) = 2674;
    fase_9_28VDC(i) = 4319;
    fase_9_270VDC(i) = 9688;
end
for i = 17691:17871
    fase_10(i) = 20089;
    fase_10_115VAC(i) = 6082;
    fase_10_28VDC(i) = 4319;
    fase_10_270VDC(i) = 9688;
end
for i = 17691:17692
    fase_10a(i) = 6304;
    fase_10a_115VAC(i) = 6304;
    fase_10a_28VDC(i) = 0;
    fase_10a_270VDC(i) = 0;
end
for i = 17870:17871
    fase_10b(i) = 6304;
    fase_10b_115VAC(i) = 6304;
    fase_10b_28VDC(i) = 0;
    fase_10b_270VDC(i) = 0;
end
for i = 17872:18256
    fase_11(i) = 19042;
    fase_11_115VAC(i) = 5230;
    fase_11_28VDC(i) = 4124;
    fase_11_270VDC(i) = 9688;
end
for i = 18257:31025
    fase_12(i) = 20338;
    fase_12_115VAC(i) = 3526;
    fase_12_28VDC(i) = 4124;

```

```

    fase_12_270VDC(i) = 12688;
end
for i = 30359:31025
    fase_12a(i) = 41500;
    fase_12a_115VAC(i) = 41500;
    fase_12a_28VDC(i) = 0;
    fase_12a_270VDC(i) = 0;
end
for i = 31026:32226
    fase_13(i) = 15850;
    fase_13_115VAC(i) = 3526;
    fase_13_28VDC(i) = 3476;
    fase_13_270VDC(i) = 8848;
end
for i = 32227:32245
    fase_14(i) = 19335;
    fase_14_115VAC(i) = 3952;
    fase_14_28VDC(i) = 2246;
    fase_14_270VDC(i) = 13137;
end
for i = 32227:32230
    fase_14a(i) = 2079;
    fase_14a_115VAC(i) = 0;
    fase_14a_28VDC(i) = 0;
    fase_14a_270VDC(i) = 2079;
end
for i = 32227:32232
    fase_14b(i) = 218;
    fase_14b_115VAC(i) = 0;
    fase_14b_28VDC(i) = 0;
    fase_14b_270VDC(i) = 218;
end
for i = 32227:32231
    fase_14c(i) = 90;
    fase_14c_115VAC(i) = 0;
    fase_14c_28VDC(i) = 0;
    fase_14c_270VDC(i) = 90;
end
for i = 32227:32231
    fase_14d(i) = 77;
    fase_14d_115VAC(i) = 77;
    fase_14d_28VDC(i) = 0;
    fase_14d_270VDC(i) = 0;
end
for i = 32227:32231
    fase_14e(i) = 158;
    fase_14e_115VAC(i) = 158;
    fase_14e_28VDC(i) = 0;
    fase_14e_270VDC(i) = 0;
end
for i = 32246:32396
    fase_15(i) = 7209;
    fase_15_115VAC(i) = 1822;
    fase_15_28VDC(i) = 2146;
    fase_15_270VDC(i) = 3241;
end
for i = 32297:32427
    fase_16(i) = 3037;
    fase_16_115VAC(i) = 0;
    fase_16_28VDC(i) = 0;
    fase_15_270VDC(i) = 3037;
end

for i=1:32427
    power(i) =
    fase_1(i)+fase_1a(i)+fase_1b(i)+fase_2(i)+fase_2a(i)+fase_2b(i)+fase_3(i)+fase_3a(i)+fase_3b(i)+fase_4(i)+fase_4a
    (i)+fase_4b(i)+fase_4c(i)+fase_4d(i)+fase_4e(i)+fase_5(i)+fase_6(i)+fase_7(i)+fase_8(i)+fase_9(i)+fase_10(i)+fase_

```

```

10a(i)+fase_10b(i)+fase_11(i)+fase_12(i)+fase_12a(i)+fase_13(i)+fase_14(i)+fase_14a(i)+fase_14b(i)+fase_14c(i)+f
ase_14d(i)+fase_14e(i)+fase_15(i)+fase_16(i);
power_115VAC(i) =
fase_1_115VAC(i)+fase_1a_115VAC(i)+fase_1b_115VAC(i)+fase_2_115VAC(i)+fase_2a_115VAC(i)+fase_2b_11
5VAC(i)+fase_3_115VAC(i)+fase_3a_115VAC(i)+fase_3b_115VAC(i)+fase_4_115VAC(i)+fase_4a_115VAC(i)+f
ase_4b_115VAC(i)+fase_4c_115VAC(i)+fase_4d_115VAC(i)+fase_4e_115VAC(i)+fase_5_115VAC(i)+fase_6_11
5VAC(i)+fase_7_115VAC(i)+fase_8_115VAC(i)+fase_9_115VAC(i)+fase_10_115VAC(i)+fase_10a_115VAC(i)+f
ase_10b_115VAC(i)+fase_11_115VAC(i)+fase_12_115VAC(i)+fase_12a_115VAC(i)+fase_13_115VAC(i)+fase_1
4_115VAC(i)+fase_14a_115VAC(i)+fase_14b_115VAC(i)+fase_14c_115VAC(i)+fase_14d_115VAC(i)+fase_14e
115VAC(i)+fase_15_115VAC(i)+fase_16_115VAC(i);
power_28VDC(i) =
fase_1_28VDC(i)+fase_1a_28VDC(i)+fase_1b_28VDC(i)+fase_2_28VDC(i)+fase_2a_28VDC(i)+fase_2b_28VDC(
i)+fase_3_28VDC(i)+fase_3a_28VDC(i)+fase_3b_28VDC(i)+fase_4_28VDC(i)+fase_4a_28VDC(i)+fase_4b_28V
DC(i)+fase_4c_28VDC(i)+fase_4d_28VDC(i)+fase_4e_28VDC(i)+fase_5_28VDC(i)+fase_6_28VDC(i)+fase_7_28
VDC(i)+fase_8_28VDC(i)+fase_9_28VDC(i)+fase_10_28VDC(i)+fase_10a_28VDC(i)+fase_10b_28VDC(i)+fase_
11_28VDC(i)+fase_12_28VDC(i)+fase_12a_28VDC(i)+fase_13_28VDC(i)+fase_14_28VDC(i)+fase_14a_28VDC(
i)+fase_14b_28VDC(i)+fase_14c_28VDC(i)+fase_14d_28VDC(i)+fase_14e_28VDC(i)+fase_15_28VDC(i)+fase_1
6_28VDC(i);
power_270VDC(i) =
fase_1_270VDC(i)+fase_1a_270VDC(i)+fase_1b_270VDC(i)+fase_2_270VDC(i)+fase_2a_270VDC(i)+fase_2b_27
0VDC(i)+fase_3_270VDC(i)+fase_3a_270VDC(i)+fase_3b_270VDC(i)+fase_4_270VDC(i)+fase_4a_270VDC(i)+f
ase_4b_270VDC(i)+fase_4c_270VDC(i)+fase_4d_270VDC(i)+fase_4e_270VDC(i)+fase_5_270VDC(i)+fase_6_27
0VDC(i)+fase_7_270VDC(i)+fase_8_270VDC(i)+fase_9_270VDC(i)+fase_10_270VDC(i)+fase_10a_270VDC(i)+f
ase_10b_270VDC(i)+fase_11_270VDC(i)+fase_12_270VDC(i)+fase_12a_270VDC(i)+fase_13_270VDC(i)+fase_1
4_270VDC(i)+fase_14a_270VDC(i)+fase_14b_270VDC(i)+fase_14c_270VDC(i)+fase_14d_270VDC(i)+fase_14e
270VDC(i)+fase_15_270VDC(i)+fase_16_270VDC(i);
end

x = [1:1:32427];
for i=1:32427
x(i) = x(i)/60;
end

plot(x,power_28VDC/1000, 'g')
hold on
plot(x,power_115VAC/1000,'r')
hold on
plot(x,power_270VDC/1000)
hold on
plot(x,power/1000,'b')
axis([0, 550, 0, 65])
xlabel('t [min]')
ylabel('Potenza [kW]')
grid on
title('Power Budget Totale Sistemi')

```

## Appendice D

### C-1 Script MATLAB per Trade Off APU

```
% REINDIRIZZAMENTO DEL BLEED NEL POWER OFF TAKE
```

```
T_turb = 1100
k_bleed = 3.015*10^-5
M_dot = 0.0529191
P = 20000
quota = [10668 10668 10668 9144 9144 13716 13716]
mach = [0.614 0.429 0.587 0.75 0.75 0.748 0.596]
durata = [11478 3600 450 54 180 420 12594]
w_fuel = [1931.4 463.7 67.4 23.7 79.7 118.3 1271.3]
trust = [4262 3939 4213 4326 4326 2213 1930]
fuel_save_tot = 0
for i=1:1:7
    m_dot_fuel(i) = w_fuel(i)/durata(i)
    sfc(i) = m_dot_fuel(i)/trust(i)
    a(i) = -3.5*10^-7*quota(i)+6.75*10^-3
    b(i) = 4.7*10^-7*quota(i)-1.208*10^-2
    c(i) = 1.0*10^-8*quota(i)+5.85*10^-3
    k_p(i) = a(i)*mach(i)^2+b(i)*mach(i)+c(i)
    A = [1 0 0 -k_p(i)*P ; 0 1 0 0; 1 1 1 0; 0 0 1 -trust(i)]
    B = [0; k_bleed*T_turb*M_dot; m_dot_fuel(i); 0]
    u = A\B
    m_dot_shaft(i) = u(1)
    m_dot_bleed(i) = u(2)
    m_dot_prop(i) = u(3)
    sfc_clean(i) = u(4)
    w_fuel_not(i) = sfc_clean(i)*trust(i)*durata(i)
    fuel_save(i) = w_fuel(i)-w_fuel_not(i)
    fuel_save_tot = fuel_save_tot+fuel_save(i)
    m_dot_not(i) = fuel_save(i)/durata(i)
    P_new(i) = m_dot_not(i)/k_p(i)/sfc_clean(i)
end
fuel_save_tot = fuel_save_tot*2
%% VARIAZIONE SFC CON POWER OFF TAKE
quota = 10668
mach = 0.614
durata = 11478
w_fuel = 1931.4
trust = 4262
a = -3.5*10^-7*quota+6.75*10^-3
b = 4.7*10^-7*quota-1.208*10^-2
```

```

c = 1.0*10^-8*quota+5.85*10^-3
k_p = a*mach^2+b*mach+c
k_bleed = 3.015*10^-5
T_turb = 1100
m_dot_fuel = w_fuel/durata
sfc_clean = m_dot_fuel/trust

P = [5:5:50000];
for i = 1:1:10000
    m_dot_shaft(i) = k_p*sfc_clean*P(i);
    sfc_shaft(i) = sfc_clean+m_dot_shaft(i)/trust;
end
sfc_0P = sfc_clean*ones(i);
plot(P/1000,sfc_shaft, P/1000, sfc_0P, '--')
title('variazione SFC con shaft off take')
xlabel('shaft off take [kW]')
ylabel('sfc [kg/Ns]')
grid on

%% VARIAZIONE SFC CON BLEED OFF TAKE
quota = 10668
mach = 0.614
durata = 11478
w_fuel = 1931.4
trust = 4262
k_bleed = 3.015*10^-5
T_turb = 1100
m_dot_fuel = w_fuel/durata
sfc_clean = m_dot_fuel/trust
M_dot = [0:0.1:5]

for i= 1:1:51
    m_dot_bleed(i) = k_bleed*T_turb*M_dot(i);
    sfc_bleed(i) = sfc_clean+m_dot_bleed(i)/trust;
end

sfc_0P = sfc_clean*ones(i);
plot(M_dot,sfc_bleed, M_dot, sfc_0P, '--')
title('variazione SFC con bleed off take')
xlabel('bleed off take [kW]')
ylabel('sfc [kg/Ns]')
grid on

%% GENERAZIONE DI SHAFT OFF TAKE e BLEED OFF TAKE A PARI FUEL_FLOW DEDICATO

```

```

quota = 10668
mach = 0.614
durata = 11478
w_fuel = 1931.4
trust = 4262
a = -3.5*10^-7*quota+6.75*10^-3
b = 4.7*10^-7*quota-1.208*10^-2
c = 1.0*10^-8*quota+5.85*10^-3
k_p = a*mach^2+b*mach+c
k_bleed = 3.015*10^-5
T_turb = 1100
m_dot_fuel = w_fuel/durata
sfc_clean = m_dot_fuel/trust
m_dot = [0:0.001:0.100];

for i= 1:1:101
    M_dot(i)=m_dot(i)/k_bleed/T_turb;
    P(i)=m_dot(i)/k_p/sfc_clean;
end

plot(m_dot,P/10000, m_dot, M_dot)

%% APU T312-04

T_turb = 1038
k_bleed = 3.015*10^-5
M_dot = 0.133 %[kg/s]
quota = [10668 10668 10668 9144 9144 13716 13716]
mach = [0.614 0.429 0.587 0.75 0.75 0.748 0.596]
durata = [11478 3600 450 54 180 420 12594]
P_total = P_new*2/1000
m_dot_fuel = 0.6*P_total/3600
m_dot_bleed = k_bleed*T_turb*M_dot
w_APU = 40.7

for i=1:1:7
    m_dot_nobleed(i) = m_dot_fuel(i)-m_dot_bleed
    w_fuel_APU(i) = m_dot_nobleed(i)*durata(i);
    w_tot_APU(i) = w_APU +w_fuel_APU(i)
end

```

## Glossario

- AB - Afterburner
- AC - Alternate Current
- ADS - Air Data System
- AGPS - Assisted Global Positioning System
- ALARM - Air Launched Anti Radiation Missile
- APR - Aeromobile a Pilotaggio remoto
- APU - Auxiliary Power Unit
- ASRAAM - Short Range Air-to-Air Missile
- ATC - Air Traffic Control
- BLOS - Beyond Line Of Sight
- BSFC - Brake Specific Fuel Consumption
- CAD - Computer-Aided Design
- CAU - Cold Air Unit
- CG - Center of Gravity
- COMINT - Communication Intelligence
- COTS - Custom Off The Shelf
- DASS - Difensive Aid Sub-System
- DC - Direct Current
- DME - Distance Measuring Equipment
- DP - Design Point
- EAS - Equivalent Air Speed
- ECC - Engine Control Computer
- ECM - Electronic Countermeasures
- ECS - Environmental Control System
- ECU - Electronic Control Unit
- EHA - Electro Hydrostatic Actuator
- ELINT - Electronic Intelligence
- EMA - Electro Mechanical Actuator
- EO/IR - Electro-Optical/Infrared
- ESCADU - Enhanced Software Configurable Air Data Unit
- ESM - Electronic Supporting Measures
- FADEC - Full Authority Digital Engine Control
- FCC - Flight Control Computer
- FCS - Flight Control System
- FMS - Fuel Management System
- FPA - Focal Plane Array
- GBU - Guided Bomb Unit
- GCS - Ground Control Station
- GCS - Ground Control Station
- GPS - Global Positioning System
- HF - High Frequency
- ICAO - International Civil Aviation Organization
- IFF - Identification Friend or Foe
- IMU - Inertial Measurement Unit
- INS - Inertial Navigation System
- ISA - International Standard Atmosphere
- ITR - Instantaneous Turn Ratio
- JDAM - Joint Direct Attack Munition
- LD - Landing
- LE - Leading Edge

- LOS - Line Of Sight
- LRU - Line Repleacable Unit
- MAC - Mean Aerodynamic Chord
- MALE - Medium Altitude Long Endurance
- MBDA - Matra BAE Dynamics Alenia
- MEMS - Micro Electro-Mechanical Systems
- NATO - North Atlantic Treaty Organization
- OAT - Outside Air Temperature
- PID - Proportional Integrative Derivative
- PMA - Permament Magnets Alternator
- PN - Punto Neutro
- SAR - Synthetic Aperture Radar
- SATCOM - Satellite Communications
- SDB - Small Diameter Bomb
- SEP - Specific Excess Power
- SFC - Specific Fuel Consumption
- SIGINT - Signal Intelligence
- SRM - Switched Reluctance Machine
- SSL - Standard Sea Level
- STANAG - Standardization Agreement
- STR - Sustained Turn Ratio
- TAS - True Air Speed
- TAT - Total Air Temperature
- TCAS - Traffic Collision Avoidance System
- TE - Trailing Edge
- TO - Take Off
- TSFC - Trust Specific Fuel Consumption
- UAS - Unmanned Air System
- UAV - Unmanned Air Vehicle
- UCAV - Unmanned Combat Air Vehicle
- UHF - Ultra High Frequency
- VF - Variable Frequency
- VHF - Very High Frequency

## Bibliografia

- [1] D.P.Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, 1992.
- [2] J.Roskam, *Airplane Design: Part I - Preliminary Sizing of Airplanes*, DAR Corporation, 1985.
- [3] I.Moir, A.G.Seabridge, *Military Avionics Systems*, John Wiley & Sons, 2006.
- [4] C.Casarosa, *Meccanica del Volo*, Pisa University Press, Pisa, 2014.
- [5] A.Lausetti, F.Filippi, *Elementi di Meccanica del Volo*, Levrotto&Bella, 1984.
- [6] L.R Jenkinson, J.F Marchmann III, *Aircraft Design Projects*, Oxford: Butterworth-Heinemann, 2003.
- [7] *STANAG-4671*, Edition-2.
- [8] Sieron, Fields, Baldwin, Adamczak, *Procedures and Design Data for the Formulation Aircraft Configuration*, Ohio: Flight Dynamics Directorate, 1993.
- [9] L.Boggero, *Studio e Relizzazione di un Software per l'Avamprogetto dei Sistemi di Bordo di Velivoli*, Tesi di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Torino, A.A 2013/2014.
- [12] H.Abbott, A.E. von Doenhoff, *Theory of Wing Section -Including a Summary of Airfoil Data*. New York: Dover Publications, 1959.
- [10] Slide del Corso di Sistemi Aerospaziali, Politecnico di Torino, Torino.
- [11] S.G. Gupta, M.M. Ghonge, Dr. P. M. Jawandhiya, *Review of Unmanned Aircraft System (UAS)*, International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET) Volume 2, Issue 4, April 2013
- [13] N. Currey, *Aircraft Landing Gear Design, Principles and Practices*, AIAA Education Series, 1988.

## Sitografia

Riferimenti a Scholz

- <http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextSchulzDipl.pdf>
- [http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Off-Takes/Off-Takes\\_PRE\\_AST\\_13-04-23.pdf](http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Off-Takes/Off-Takes_PRE_AST_13-04-23.pdf)

(\*)I restanti riferimenti possono essere trovati dal lettore all'interno del testo