



ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE - DIN

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

**METODOLOGIE DI IDENTIFICAZIONE
E CARATTERIZZAZIONE
AEROMECCANICA DI VELIVOLI
BASATE SU DATI SIMULATI**

Tesi di Laurea in Meccanica del Volo

Relatore
Prof. Emanuele Luigi de Angelis

Presentata da
Tiberio Lorenzi

Anno Accademico 2024/2025

Sommario

Il presente elaborato di tesi propone un percorso integrato di simulazione e modellazione per l'ingegneria aeronautica, spaziando dalla meccanica del volo tradizionale alle sfide dell'elettrificazione.

Nella prima parte è stata condotta un'attività di caratterizzazione aeromeccanica su tre diversi velivoli: un Cessna 172SP, un Boeing 737-800 e l'aliante ASK21. La metodologia adottata si basa sull'utilizzo del simulatore X-Plane 11 interfacciato con l'ambiente Simulink. L'analisi ha permesso di determinare le curve di prestazione fondamentali e di studiare la risposta dinamica longitudinale, evidenziando l'influenza dei sistemi di controllo attivo.

Nella seconda parte, il focus si sposta sulla transizione verso la propulsione elettrica, affrontando la criticità della modellazione degli accumulatori. I modelli statici tradizionali si rivelano inadeguati nel catturare i transitori di tensione durante le fasi critiche di volo. Pertanto, è stato implementato e validato in ambiente Simulink il modello dinamico di Tremblay per batterie Li-Ion. Questo approccio ha permesso di ricostruire fedelmente la dinamica non lineare della tensione e dello Stato di Carica (SOC) partendo dai soli dati di datasheet, fornendo uno strumento robusto per il dimensionamento preliminare di velivoli elettrici.

I risultati complessivi costituiscono un database di parametri e modelli di simulazione concepito come supporto per la progettazione preliminare e per future applicazioni di ricerca nel campo della mobilità aerea sostenibile.

Indice

Elenco delle figure	3
Elenco delle tabelle	4
Introduzione	5
1 Caratterizzazione Cessna 172SP	8
1.1 Obiettivo	8
1.2 Setup e acquisizione dati	9
1.3 Determinazione di C_{D_0} e k	12
2 Caratterizzazione Boeing 737-800	13
2.1 Obiettivo	13
2.2 Setup e acquisizione dati	14
2.3 Determinazione di C_{D_0} e k	17
2.4 Stima dei Coefficienti di Momento	18
2.4.1 Modello Matematico	18
2.4.2 Procedura e Risultati	18
2.4.3 Validazione del Modello	19
2.5 Risposta al comando di equilibratore	20
2.5.1 Analisi del Comportamento ad Alta TAS (M=0.75)	20
2.5.2 Analisi del Comportamento a Bassa TAS (M=0.48)	22
2.5.3 Conclusioni Finali sull'Analisi di Risposta	24
3 Caratterizzazione Aliante ASK21	25
3.1 Obiettivo	25
3.2 Setup, Acquisizione Dati e Calcolo Coefficienti	25
3.3 Generazione della curva odografa	26
3.3.1 Punti Notevoli	26
4 Relazione Stick-Equilibratore e Interpolazione	28
4.1 Obiettivo e Procedura	28
4.2 Interpolazione e Risultati	28
5 Caratterizzazione di Batterie per Velivoli Elettrici	31
5.1 Il Modello a Potenza Costante	31
5.2 Limitazioni dei Modelli Statici	32
5.3 Caratteristiche delle Batterie Li-Ion	33

5.4	Classificazione dei Modelli Dinamici di Batteria	33
5.5	Modello ECM a Doppia Polarizzazione	33
5.6	Modello di Tremblay	34
5.6.1	Metodologia dei Tre Punti	36
5.7	Analisi Comparativa tra i Modelli	37
5.8	Architettura del Blocco Simulink	38
5.9	Validazione del Modello	40
5.10	Confronto tra Modello a Potenza Costante e Modello di Tremblay .	41
6	Conclusioni	45
	Bibliografia	48

Elenco delle figure

1.1	Curva TAS-Resistenza del Cessna 172SP.	10
1.2	Curva TAS-Potenza necessaria del Cessna 172SP.	11
1.3	Polare aerodinamica del Cessna 172SP.	11
2.1	Curva TAS-Resistenza del Boeing 737-800 (Polare di Prandtl).	15
2.2	Curva TAS-Resistenza del Boeing 737-800 (Polare Estesa).	16
2.3	Curva TAS-Potenza necessaria del Boeing 737-800.	16
2.4	Polare aerodinamica del Boeing 737-800.	17
2.5	Confronto tra il momento di beccheggio misurato dal simulatore e quello calcolato utilizzando i coefficienti stimati.	19
2.6	Risposta dinamica a comando di cabrata ad alta TAS con Sistema di Controllo Attivo.	21
2.7	Risposta dinamica a comando di cabrata ad alta TAS con Sistema di Controllo Disattivato.	22
2.8	Risposta dinamica a comando di cabrata a bassa TAS con Sistema di Controllo Attivo.	23
2.9	Risposta dinamica a comando di cabrata a bassa TAS con Sistema di Controllo Disattivato.	24
3.1	Curva odografa dell'aliante ASK21.	26
4.1	Relazione tra deflessione stick e deflessione equilibratore.	28
4.2	Fit polinomiali di grado 1, 2 e 3.	29
5.1	Schema elettrico del Modello a Doppia Polarizzazione (DP).	34
5.2	Tipica curva di scarica [12].	36
5.3	Schema a blocchi Simulink del modello di Tremblay implementato.	39
5.4	Riproduzione della curva di scarica per la batteria Panasonic HHR650D.	41
5.5	Andamento della tensione per la batteria MAD 6S 28Ah durante una scarica a potenza costante di 1000 W.	43
5.6	Andamento del SOC per la batteria MAD 6S 28Ah durante una scarica a potenza costante di 1000 W.	43

Elenco delle tabelle

1.1	Caratteristiche tecniche del Cessna 172SP Skyhawk [13].	9
1.2	Coefficienti A e B ottenuti per il Cessna 172SP.	10
1.3	Valori dei coefficienti aerodinamici del Cessna 172SP.	12
2.1	Caratteristiche tecniche del Boeing 737-800 [13].	14
2.2	Coefficienti A, B e C (polare estesa) per il Boeing 737-800.	15
2.3	Coefficienti della polare estesa per il Boeing 737-800.	17
2.4	Coefficienti di momento longitudinali stimati per il Boeing 737-800.	19
3.1	Caratteristiche tecniche dell'aliante Schleicher ASK 21 [13].	25
3.2	Valori dei coefficienti aerodinamici ottenuti per l'aliante ASK21.	26
3.3	Valori dei coefficienti di portanza ottimali per l'ASK21.	26
4.1	Errori di interpolazione per polinomi di grado 1-3.	30
5.1	Confronto tra ECM e Modello di Tremblay.	37
5.2	Parametri Batteria Panasonic HHR650D [12].	40
5.3	Parametri Batteria MAD 6S 28Ah Solid State Li-Ion [19].	41

Introduzione

Il presente elaborato costituisce il lavoro di tesi sviluppato nell'ambito del corso di laurea in Ingegneria Aerospaziale presso l'Università di Bologna, svolto all'interno del Laboratorio di Meccanica del Volo del Dipartimento di Ingegneria Industriale (DIN).

La tesi si propone di affrontare due aspetti complementari della progettazione aeronautica [1], integrando la caratterizzazione aerodinamica di velivoli tradizionali con la modellazione energetica per la nuova generazione di velivoli elettrici. L'obiettivo trasversale del lavoro è la creazione di un database di parametri e modelli di simulazione validati, a supporto della progettazione preliminare e di future applicazioni di ricerca accademica.

La metodologia adottata si basa sull'integrazione tra ambienti di simulazione di volo ad alta fedeltà e software di calcolo numerico. In particolare, è stato utilizzato il simulatore X-Plane 11 [2] interfacciato in tempo reale con l'ambiente Simulink (MATLAB). Questo approccio ha permesso di acquisire dati di volo, identificare i coefficienti aerodinamici e validare modelli dinamici complessi [3].

È doveroso precisare che i risultati della prima parte sono vincolati all'accuratezza del modello fisico di X-Plane. Sebbene ritenuti affidabili per scopi ingegneristici preliminari, i dati aerodinamici proprietari del software non sono accessibili; l'analisi va quindi intesa come una rigorosa caratterizzazione del velivolo simulato e, soprattutto, come una validazione della metodologia di identificazione proposta.

Caratterizzazione aeromeccanica

Nella prima parte della tesi, l'attenzione è rivolta alla meccanica del volo classica [4, 5]. Sono stati presi in esame tre velivoli rappresentativi di diverse categorie operative:

- Un aereo di aviazione generale (Cessna 172SP);
- Un velivolo commerciale (Boeing 737-800);
- Un aliante (ASK21).

Attraverso specifiche manovre di volo e il successivo processamento dei dati, sono state determinate le curve di prestazione fondamentali (polari aerodinamiche, curve di potenza necessaria) ed è stata analizzata la risposta dinamica longitudinale. Lo studio ha evidenziato in particolare l'influenza critica dei sistemi di controllo attivo sulla stabilità e sulla qualità del volo dei velivoli moderni [6, 7].

Modellazione della batteria

La seconda parte del lavoro sposta il focus sulla transizione verso la propulsione elettrica. Se da un lato l'aviazione civile tradizionale si trova a dover fronteggiare la crescita del traffico aereo riducendo drasticamente il proprio impatto ambientale, dall'altro è nel settore dei Sistemi Aerei a Pilotaggio Remoto (RPAS) che l'elettrificazione ha trovato il suo terreno di sviluppo più rapido e pervasivo.

Negli ultimi 15 anni, l'interesse verso gli RPAS è cresciuto costantemente, evolvendo dalle applicazioni di ricerca accademica fino agli attuali scenari operativi diffusi in ambito civile e militare, quali la fotografia aerea, la ricostruzione 3D, il monitoraggio ambientale e le operazioni di ricerca e soccorso. In questo panorama eterogeneo vengono impiegati diversi tipi di veicoli a seconda dello specifico requisito di missione: le configurazioni ad ala rotante si sono affermate per le capacità di hovering e l'operatività in spazi confinati, mentre i velivoli ad ala fissa restano la soluzione preferenziale laddove siano richieste velocità più elevate o un raggio d'azione più esteso [8, 9].

In tale scenario, l'elettrificazione della propulsione non rappresenta più una mera speculazione accademica, ma una necessità ingegneristica abilitante, non solo per i droni convenzionali ma anche per le nuove frontiere della mobilità aerea, come la Urban Air Mobility (UAM) e i velivoli elettrici a decollo verticale (eVTOL). Tuttavia, l'adozione di queste architetture innovative rende spesso obsoleti gli approcci di progettazione tradizionali basati su dati statistici storici. La mancanza di un database consolidato per velivoli elettrici impone quindi l'adozione di metodologie di Model-Based Design (MBD) sempre più sofisticate, capaci di prevedere il comportamento della macchina e dei suoi sottosistemi critici fin dalle prime fasi del progetto.

È in questo contesto che si inserisce il presente lavoro di tesi, che mira a esplorare l'intersezione tra la meccanica del volo classica e le nuove esigenze di modellazione energetica. Nonostante i progressi, infatti, il principale ostacolo tecnologico rimane la densità energetica degli accumulatori, ancora significativamente inferiore rispetto ai combustibili fossili [10]. Le batterie agli ioni di litio (Li-Ion), standard attuale per il settore, presentano dinamiche complesse che complicano il dimensionamento del sistema di accumulo. Mentre la legge di Peukert classica descrive scariche a corrente costante, il gruppo propulsore di un velivolo opera prevalentemente a regimi di potenza costante. In tale condizione, il progressivo calo di tensione ai morsetti durante la scarica impone un continuo aumento della corrente assorbita, accelerando il degrado della capacità effettiva rispetto ai dati nominali [8, 11].

Studi precedenti hanno proposto modelli analitici per il dimensionamento ottimo basati su scariche a potenza costante, superando le limitazioni dei modelli a corrente costante e fornendo stime accurate dell'autonomia in condizioni stazionarie [9]. Tuttavia, questi modelli "statici" si rivelano talvolta insufficienti nel catturare i transitori di tensione durante le fasi ad alta dinamica, come il decollo o le manovre evasive. In tali frangenti, il calo repentino di tensione può portare al raggiungimento prematuro della tensione di cut-off, compromettendo la sicurezza del volo anche in presenza di carica residua. Risulta quindi evidente che un dimensionamento preliminare basato esclusivamente sulla densità energetica nominale rischia di condurre a valutazioni eccessivamente ottimistiche.

L'obiettivo della seconda parte della tesi è stato quindi integrare l'approccio di

dimensionamento esistente implementando e validando un modello di simulazione dinamico. La scelta è ricaduta sul Modello di Tremblay (Shepherd Modificato), che offre il miglior compromesso tra accuratezza e praticità. Questo approccio permette di simulare fedelmente la dinamica non lineare della tensione e dello Stato di Carica (SOC) partendo dai soli dati di datasheet [12], fornendo uno strumento robusto complementare ai modelli di dimensionamento energetico già consolidati in letteratura [8].

Capitolo 1

Caratterizzazione Cessna 172SP

1.1 Obiettivo

In questa prima fase del lavoro, l'obiettivo è stato raccogliere ed elaborare dati sperimentali di volo tramite simulatore X-Plane 11 per il Cessna 172SP. I dati sono stati acquisiti in tempo reale tramite collegamento UDP con Simulink, e utilizzati per ricavare:

- Curva TAS vs Resistenza Totale (D);
- Curva TAS vs Potenza Necessaria (P_n);
- Polare aerodinamica (C_D vs C_L);
- Coefficienti della polare aerodinamica, come C_{D_0} e k .

1.2 Setup e acquisizione dati

Tabella 1.1: Caratteristiche tecniche del Cessna 172SP Skyhawk [13].

Parametro	Valore
<i>Dimensioni e Pesì</i>	
Equipaggio	1
Capacità passeggeri	3
Lunghezza	8.28 m
Apertura alare	11.0 m
Altezza	2.72 m
Superficie alare	16.2 m ²
Peso a vuoto	767 kg
Peso massimo al decollo	1157 kg
<i>Propulsione</i>	
Motore	1 x Lycoming IO-360-L2A
Tipo	4 cilindri contrapposti, iniezione
Potenza	180 hp (130 kW)
<i>Prestazioni</i>	
Velocità di crociera	226 km/h (122 kts)
Velocità di stallo (V_s)	87 km/h (47 kts) con flap
Velocità massima (V_{ne})	302 km/h (163 kts)
Autonomia	1289 km (696 nm)
Quota di tangenza	4100 m (13 500 ft)
Rateo di salita	3.7 m/s (730 ft/min)

Dopo il decollo, è stato attivato l'autopilota per mantenere una direzione costante verso est e una quota fissa di 1000 ft (304.8 m). Questa quota è stata scelta in quanto rappresentativa di una tipica fase di volo a bassa altitudine per un velivolo di aviazione generale, permettendo di minimizzare gli effetti della comprimibilità dell'aria. Il peso del velivolo all'inizio della simulazione è stato impostato a 917 kg.

Poiché non è possibile impostare una velocità target, si è proceduto manualmente con una riduzione graduale della manetta. Dopo ogni riduzione:

1. Si attendeva la stabilizzazione del volo in assetto livellato e rettilineo;
2. Si avviava la simulazione in Simulink, utilizzando blocchi `To Workspace` per trasferire i dati in MATLAB;
3. I dati venivano poi elaborati in MATLAB e successivamente salvati in file `.csv`.

L'interpolazione dei dati raccolti ha permesso di costruire le curve caratteristiche del velivolo. Per descrivere la relazione tra la True Airspeed (TAS) e la resistenza totale (D) è stato utilizzato un modello analitico consolidato in meccanica del volo

[14]. La resistenza totale D è la somma di due contributi principali: la resistenza parassita, che aumenta con il quadrato della velocità, e la resistenza indotta, che è inversamente proporzionale al quadrato della velocità.

Questo comportamento è descritto dalla seguente equazione:

$$D = A \text{TAS}^2 + B \text{TAS}^{-2} \quad (1.1)$$

dove $A = \frac{1}{2}\rho S C_{D_0}$ rappresenta la resistenza parassita e $B = \frac{2kW^2}{\rho S}$ la resistenza indotta.

Di conseguenza, la Potenza Necessaria (P_n) è stata calcolata come:

$$P_n = D \text{TAS} = A \text{TAS}^3 + B \text{TAS}^{-1} \quad (1.2)$$

Tabella 1.2: Coefficienti A e B ottenuti per il Cessna 172SP.

Velivolo	Coefficiente A	Coefficiente B
Cessna 172SP	2.2639×10^{-1}	6.3843×10^5

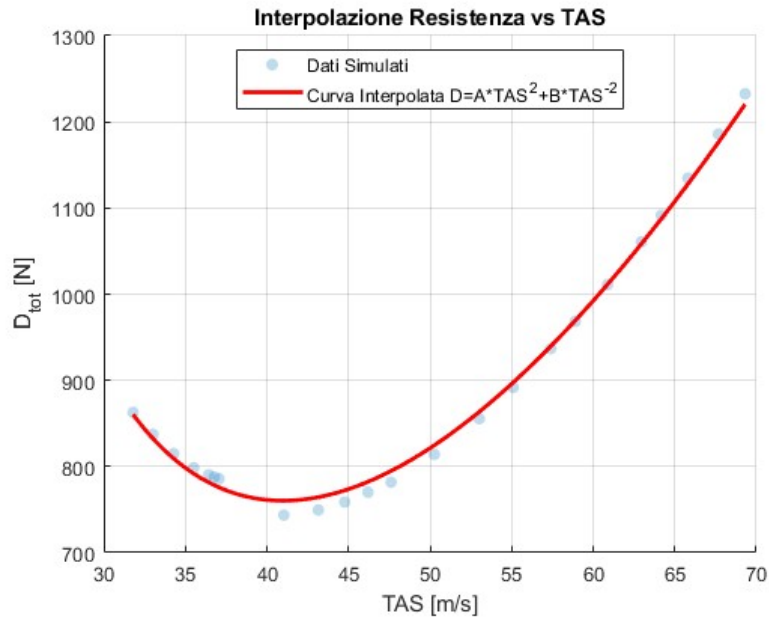


Figura 1.1: Curva TAS-Resistenza del Cessna 172SP.

Dalla curva TAS-Resistenza (Figura 1.1), sono stati identificati i valori di minima resistenza:

- $TAS_{D_{min}} = 40.98 \text{ m/s}$
- $D_{min} = 760.36 \text{ N}$

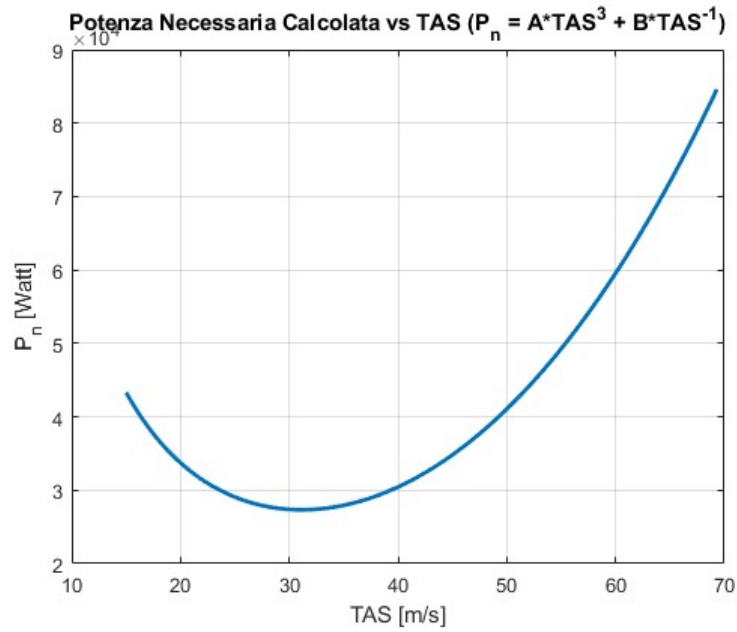


Figura 1.2: Curva TAS-Potenza necessaria del Cessna 172SP.

Dalla curva TAS-Potenza (Figura 1.2), sono stati identificati i valori di minima potenza:

- $TAS_{P_{n,min}} = 31.14 \text{ m/s}$
- $P_{n,min} = 27\,338.04 \text{ W (27.34 kW)}$

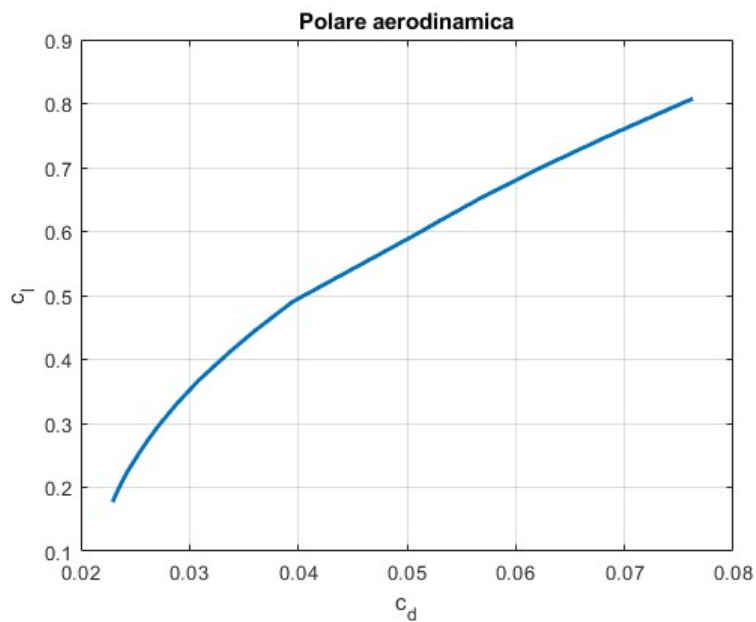


Figura 1.3: Polare aerodinamica del Cessna 172SP.

1.3 Determinazione di C_{D_0} e k

Il modello di resistenza aerodinamica adottato per il Cessna 172SP è la polare di Prandtl, descritta dall'equazione:

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2 \quad (1.3)$$

Disponendo di due coppie di coefficienti noti, prese dai dati salvati in precedenza, è stato possibile impostare un sistema lineare di due equazioni in due incognite (C_{D_0} e k):

$$\begin{cases} C_{D,1} = C_{D_0} + kC_{L,1}^2 \\ C_{D,2} = C_{D_0} + kC_{L,2}^2 \end{cases}$$

In forma matriciale, il sistema da risolvere è:

$$\begin{pmatrix} 1 & C_{L,1}^2 \\ 1 & C_{L,2}^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} C_{D_0} \\ k \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{D,1} \\ C_{D,2} \end{pmatrix}$$

Tabella 1.3: Valori dei coefficienti aerodinamici del Cessna 172SP.

Velivolo	C_{D_0}	k
Cessna 172SP	0.020760	0.069527

I valori ottenuti per i coefficienti aerodinamici sono coerenti con i dati disponibili in letteratura per le rispettive categorie di velivoli. Il valore calcolato di C_{D_0} pari a 0.020760 rientra nell'intervallo tipico per aerei leggeri monomotore, che solitamente si attesta tra 0.020 e 0.035 [4].

Capitolo 2

Caratterizzazione Boeing 737-800

2.1 Obiettivo

In questa fase del lavoro, l'obiettivo primario è stato estendere l'attività di caratterizzazione aerodinamica e di meccanica del volo al Boeing 737-800.

L'analisi si è focalizzata a:

- Determinare le curve di prestazione fondamentali;
- Ricavare i coefficienti aerodinamici della polare estesa;
- Stimare i principali coefficienti di momento longitudinali per caratterizzare la stabilità statica e dinamica del velivolo;
- Analizzare la risposta dinamica longitudinale al comando di equilibratore in diverse condizioni di volo.

2.2 Setup e acquisizione dati

Tabella 2.1: Caratteristiche tecniche del Boeing 737-800 [13].

Parametro	Valore
<i>Dimensioni e Pesi</i>	
Equipaggio di cabina	2
Capacità passeggeri	162 (2 classi) - 189 (1 classe)
Lunghezza	39.5 m
Apertura alare	35.8 m (con winglets)
Superficie alare	124.6 m ²
Peso massimo al decollo (MTOW)	79 016 kg
<i>Propulsione</i>	
Motori	2 x CFM International CFM56-7B
Spinta (per motore)	121.4 kN
<i>Prestazioni</i>	
Velocità di crociera	Mach 0.785 (828 km/h)
Quota di tangenza	12 500 m (41 000 ft)

Per il Boeing 737-800, la simulazione è stata condotta a una quota di 30 000 ft (9144 m) e un peso di 57 500 kg, variando la velocità da Mach 0.82 a 0.46. La quota di 30000 ft è stata selezionata poiché rientra nell'inviluppo operativo di crociera standard per un velivolo di linea, dove gli effetti della comprimibilità e del numero di Mach diventano significativi per l'analisi delle prestazioni.

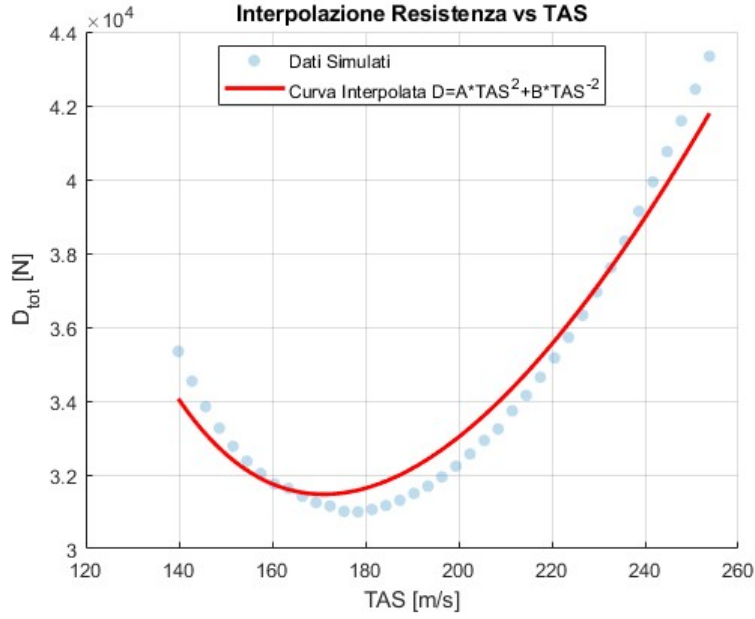


Figura 2.1: Curva TAS-Resistenza del Boeing 737-800 (Polare di Prandtl).

Come si osserva dalla Figura 2.1, il modello standard a due parametri non cattura con sufficiente accuratezza l'andamento dei dati. Si è quindi adottato un modello a polare estesa:

$$C_D = C_{D_0} - k_1 C_L + k_2 C_L^2 \quad (2.1)$$

da cui si deriva una relazione per la resistenza a 3 parametri:

$$D = A \text{TAS}^2 + B \text{TAS}^{-2} + C \quad (2.2)$$

dove $A = \frac{1}{2} \rho S C_{D_0}$, $B = \frac{2k_2 W^2}{\rho S}$ e $C = -k_1 W$.

Di conseguenza, la Potenza Necessaria (P_n) è stata calcolata come:

$$P_n = D \text{TAS} = A \text{TAS}^3 + B \text{TAS}^{-1} + C \text{TAS} \quad (2.3)$$

Questo modello ha permesso di ottenere una curva interpolata più precisa, come mostrato in Figura 2.2.

Tabella 2.2: Coefficienti A, B e C (polare estesa) per il Boeing 737-800.

Velivolo	Coefficiente A	Coefficiente B	Coefficiente C
Boeing 737-800	7.2757×10^{-1}	7.3554×10^8	-1.5315×10^4

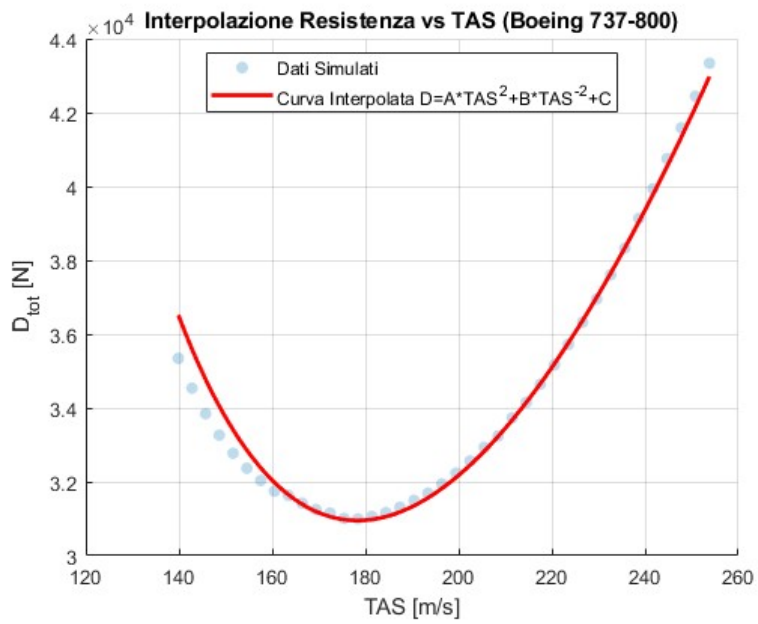


Figura 2.2: Curva TAS-Resistenza del Boeing 737-800 (Polare Estesa).

Dall'analisi del modello interpolato, sono stati calcolati i punti di minimo per la resistenza e la potenza:

- $TAS_{D_{min}} = 178.23 \text{ m/s}$
- $D_{min} = 30955.2 \text{ N}$

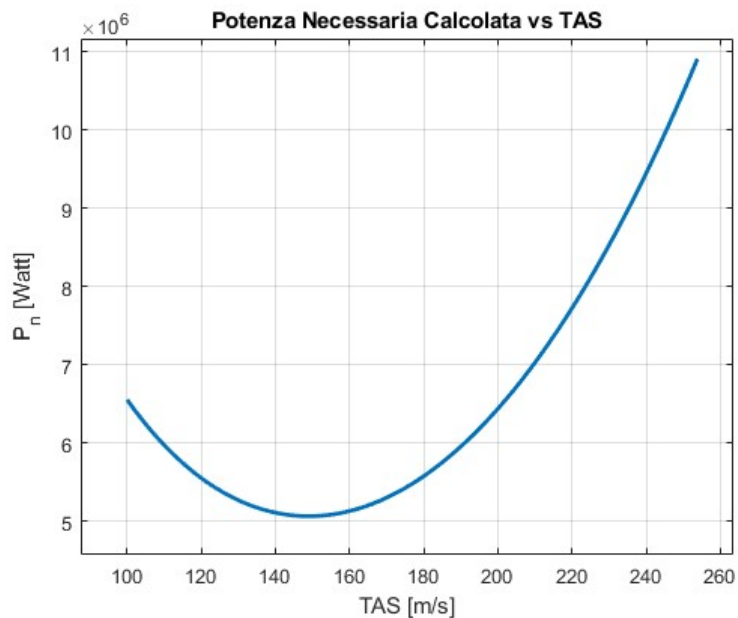


Figura 2.3: Curva TAS-Potenza necessaria del Boeing 737-800.

- $TAS_{P_{n,min}} = 148.99 \text{ m/s}$
- $P_{n,min} = 5\,061\,001 \text{ W (5.06 MW)}$

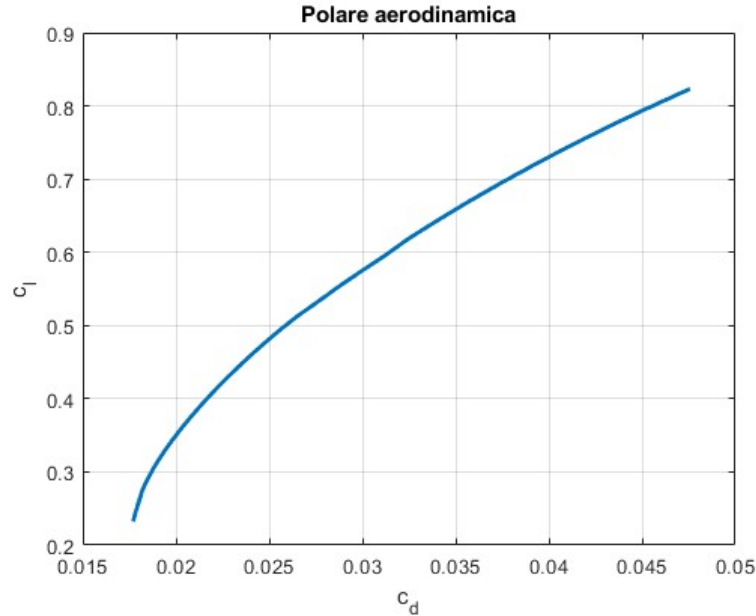


Figura 2.4: Polare aerodinamica del Boeing 737-800.

2.3 Determinazione di C_{D_0} e k

Per il Boeing, il modello a polare estesa $C_D = C_{D_0} - k_1 C_L + k_2 C_L^2$ presenta tre incognite (C_{D_0} , k_1 , k_2). Sono state quindi necessarie tre distinte condizioni di volo stabile. La procedura è analoga a quella del Cessna, ma porta a un sistema 3×3 :

$$\begin{cases} C_{D,1} = C_{D_0} - k_1 C_{L,1} + k_2 C_{L,1}^2 \\ C_{D,2} = C_{D_0} - k_1 C_{L,2} + k_2 C_{L,2}^2 \\ C_{D,3} = C_{D_0} - k_1 C_{L,3} + k_2 C_{L,3}^2 \end{cases}$$

La cui forma matriciale è:

$$\begin{pmatrix} 1 & -C_{L,1} & C_{L,1}^2 \\ 1 & -C_{L,2} & C_{L,2}^2 \\ 1 & -C_{L,3} & C_{L,3}^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} C_{D_0} \\ k_1 \\ k_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{D,1} \\ C_{D,2} \\ C_{D,3} \end{pmatrix}$$

Tabella 2.3: Coefficienti della polare estesa per il Boeing 737-800.

Velivolo	C_{D_0}	k_1	k_2
Boeing 737-800	0.017275	0.013210	0.060812

Il C_{D_0} di 0.017275 è in linea con i valori per velivoli di linea moderni, che si collocano tipicamente tra 0.016 e 0.020 [1].

2.4 Stima dei Coefficienti di Momento

Per caratterizzare la stabilità statica e dinamica del Boeing 737-800, sono stati stimati i principali coefficienti di momento longitudinali.

2.4.1 Modello Matematico

Si è partiti dall'equazione del momento longitudinale in forma linearizzata [6, 7]:

$$I_y \dot{q} = \frac{1}{2} \rho T A S^2 S c \left(C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{q c}{2 T A S} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right) \quad (2.4)$$

dove I_y è il momento d'inerzia di beccheggio, per il quale è stato utilizzato un valore di letteratura pari a $3.395 \times 10^6 \text{ kg m}^2$ [15]. Gli altri termini sono \dot{q} (accelerazione angolare), ρ (densità dell'aria calcolata utilizzando il modello ISA), S (superficie alare), c (corda media aerodinamica), α (angolo d'attacco), q (velocità di beccheggio) e δ_e (deflessione equilibratore).

È importante notare che, all'interno dell'Equazione 2.4, il termine relativo allo smorzamento di beccheggio non utilizza direttamente la velocità di beccheggio q (misurata in rad/s), bensì la sua forma normalizzata $\frac{qc}{2TAS}$. Questa normalizzazione è fondamentale per garantire la coerenza dimensionale dell'equazione. Poiché il coefficiente di momento C_m è una grandezza adimensionale, tutti i termini che contribuiscono alla sua stima (come $C_{m_\alpha} \alpha$ e $C_{m_{\delta_e}} \delta_e$) devono essere anch'essi adimensionali. La velocità di beccheggio q viene quindi moltiplicata per un fattore $(\frac{c}{2TAS})$ che ha le dimensioni di un tempo (secondi), annullandone le unità di misura e rendendo il prodotto finale un numero puro.

2.4.2 Procedura e Risultati

Per eccitare la dinamica longitudinale del velivolo, è stata eseguita una manovra a *doublet* sull'equilibratore, volando in condizioni stabilizzate a 30 000 ft e Mach 0.75. La manovra a doublet consiste nella seguente sequenza di input:

1. Un input a cabrare sull'equilibratore, mantenuto per un breve intervallo di tempo (tipicamente 1-2 secondi).
2. Un input opposto (a picchiare) di ampiezza simile, applicato immediatamente dopo.
3. Un ritorno finale alla posizione neutra dell'equilibratore.

Durante la manovra, sono stati registrati i dati di volo necessari per l'analisi. Successivamente, è stato risolto il sistema sovradeterminato (composto da tutti i punti temporali della manovra) con il metodo dei minimi quadrati, una tecnica consolidata nell'identificazione dei sistemi [3]. Da questa analisi, si sono ottenuti i coefficienti di momento riportati in Tabella 2.4.

Tabella 2.4: Coefficienti di momento longitudinali stimati per il Boeing 737-800.

Coefficiente	Valore Stimato
C_{m_0}	0.0135
C_{m_α}	-2.3009 rad^{-1}
$C_{m_{\delta_e}}$	-3.6594 rad^{-1}
C_{m_q}	-17.435 rad^{-1}

Il valore negativo di C_{m_α} indica che il velivolo è staticamente stabile: a una perturbazione che aumenta l'angolo d'attacco, l'aereo genera un momento a picchiare che tende a ripristinare l'assetto iniziale. Il C_{m_q} , anch'esso negativo, rappresenta lo smorzamento di beccheggio e mostra come il velivolo smorzi attivamente le oscillazioni, garantendo stabilità dinamica.

2.4.3 Validazione del Modello

Per verificare l'accuratezza dei coefficienti di momento stimati, è stata condotta una validazione incrociata. Utilizzando i coefficienti ottenuti (Tabella 2.4), è stato calcolato il momento di beccheggio previsto dal modello matematico (Equazione 2.4) e confrontato con il momento registrato direttamente dal simulatore durante la stessa manovra a *doublet*.

Il confronto grafico tra il momento inerziale calcolato ($I_y \dot{q}$) e il momento aerodinamico letto dal simulatore è mostrato nella Figura 2.5.

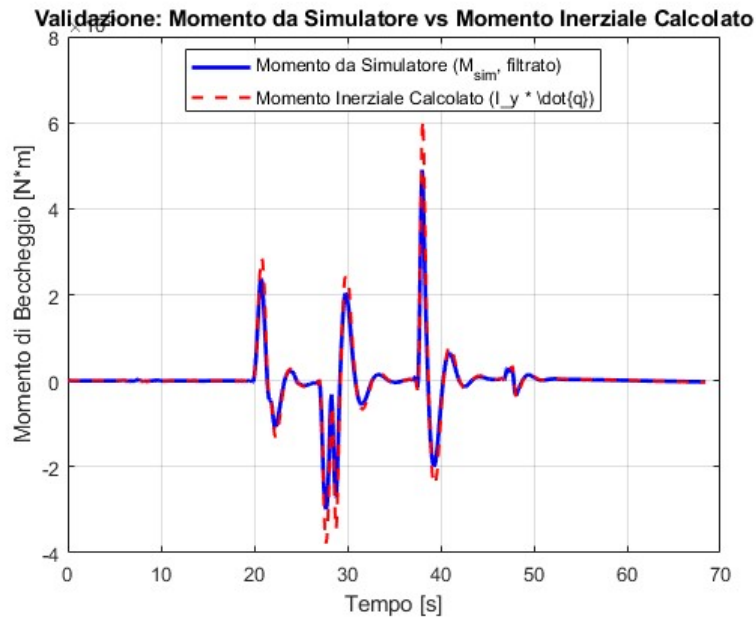


Figura 2.5: Confronto tra il momento di beccheggio misurato dal simulatore e quello calcolato utilizzando i coefficienti stimati.

L'immagine mostra un'eccellente corrispondenza tra le due curve. La linea tratteggiata (momento calcolato) segue fedelmente l'andamento della linea continua

(dati del simulatore), indicando che il modello linearizzato, con i coefficienti stimati, è in grado di descrivere in modo molto accurato la dinamica longitudinale del velivolo.

2.5 Risposta al comando di equilibratore

È stata analizzata la risposta longitudinale del velivolo ai comandi di equilibratore a 30 000 ft. Sono state eseguite quattro prove a due diversi numeri di Mach (0.75 e 0.48), sia con sistema di controllo attivo che disattivato.

2.5.1 Analisi del Comportamento ad Alta TAS (M=0.75)

Risposta con Sistema di Controllo Attivo

Con il sistema di controllo attivo, un comando a cabrare porta a una salita controllata e stabile, come mostrato in Figura 2.6. Il sistema modula la spinta per mantenere la velocità target e smorza attivamente le oscillazioni. È inoltre fondamentale notare come l'azione del sistema di controllo si estenda anche all'equilibratore: osservando l'andamento della sua deflessione (grafico superiore in Figura 2.6), si vede che il sistema non si limita a un comando iniziale, ma continua a modulare la posizione della superficie mobile per garantire la stabilità dell'assetto durante l'intera manovra, minimizzando le oscillazioni e ottimizzando la traiettoria di salita.

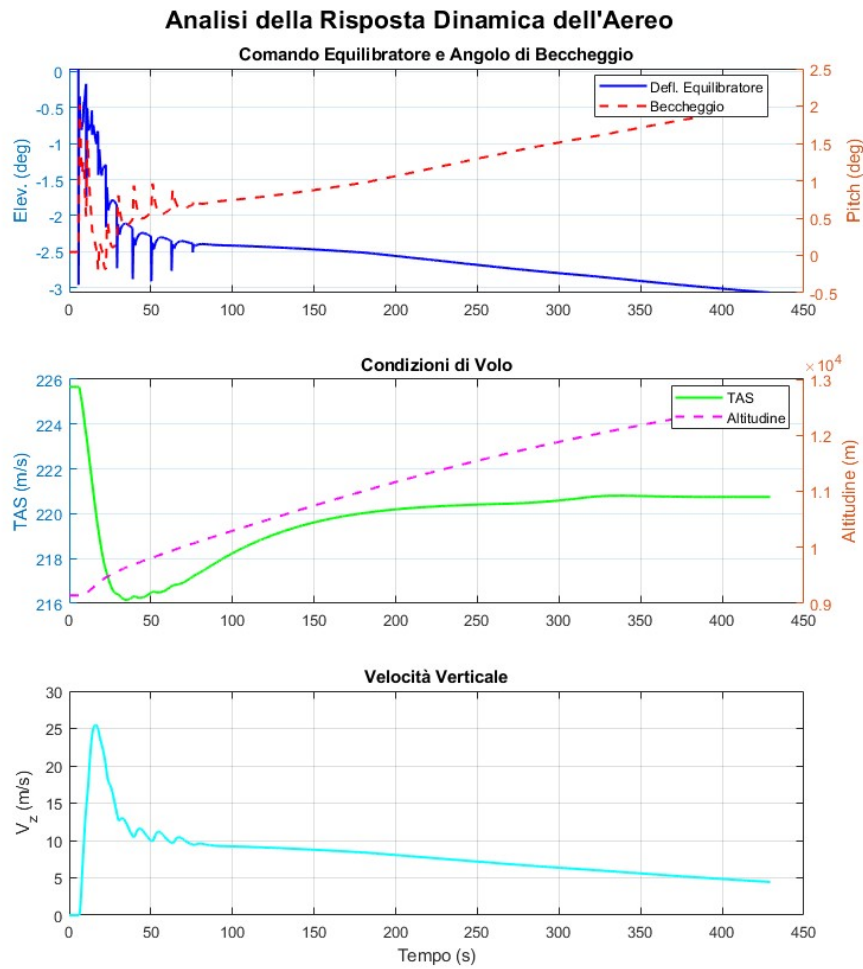


Figura 2.6: Risposta dinamica a comando di cabrata ad alta TAS con Sistema di Controllo Attivo.

Risposta con Sistema di Controllo Disattivato

Senza la gestione attiva della spinta, il velivolo entra in un'oscillazione a lungo periodo nota come modo fugoide (Figura 2.7). Questa oscillazione, caratterizzata da uno scambio continuo tra energia cinetica (velocità) e potenziale (quota), è un'indicazione di stabilità statica ma, essendo poco smorzata, è indesiderabile nel volo operativo in quanto richiede continui interventi correttivi da parte del pilota [7].

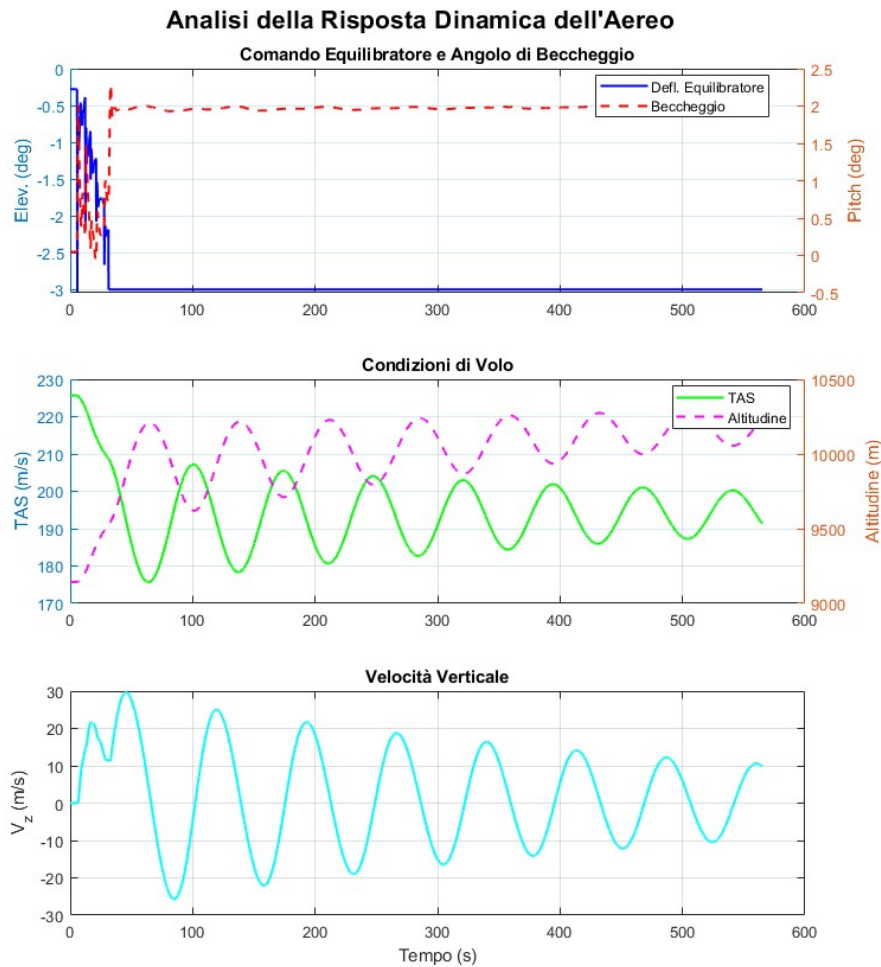


Figura 2.7: Risposta dinamica a comando di cabrata ad alta TAS con Sistema di Controllo Disattivato.

2.5.2 Analisi del Comportamento a Bassa TAS ($M=0.48$)

A bassa velocità, il velivolo opera nella "regione di inversione del comando", dove la resistenza indotta è dominante e la resistenza totale aumenta al diminuire della velocità.

Risposta con Sistema di Controllo Attivo

Il sistema di controllo interviene in modo molto più aggressivo per contrastare la rapida perdita di velocità (Figura 2.8). La risposta è caratterizzata da una vistosa sovraelongazione e da tempi di assestamento molto lunghi, evidenziando la difficoltà del sistema a gestire il velivolo in questa regione instabile dal punto di vista della potenza.

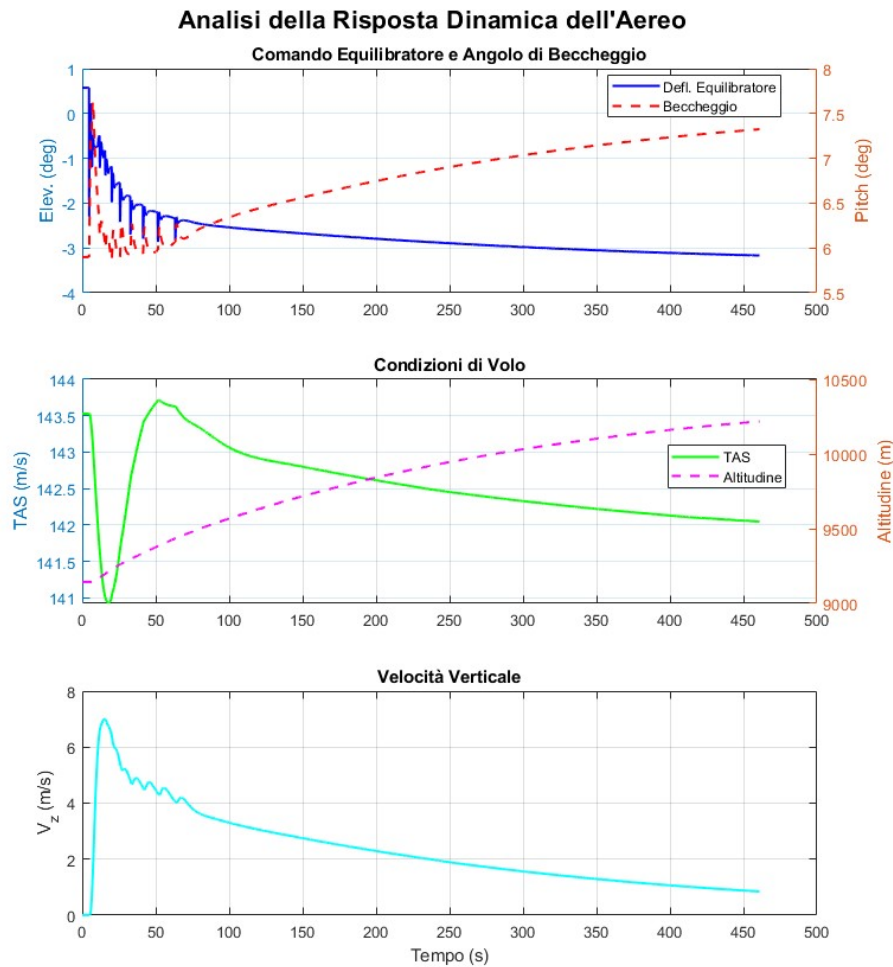


Figura 2.8: Risposta dinamica a comando di cabrata a bassa TAS con Sistema di Controllo Attivo.

Risposta con Sistema di Controllo Disattivato

Senza controllo attivo, il velivolo entra nuovamente in un modo fugoide (Figura 2.9). Un aspetto particolarmente interessante e controintuitivo di questa condizione di volo, situata nella "regione di inversione del comando", è che a un input a cabrare non corrisponde una salita, ma una perdita di quota. L'aumento dell'angolo di assetto, infatti, causa un drastico incremento della resistenza indotta che, non essendo compensato da un aumento di spinta, porta a una decelerazione e alla conseguente perdita di portanza e di quota.

A differenza del caso ad alta TAS, qui l'oscillazione fugoide che ne risulta è chiaramente smorzata. Questo comportamento è dovuto alla maggiore resistenza aerodinamica complessiva a bassa velocità, che agisce come un ammortizzatore, dissipando più rapidamente l'energia dell'oscillazione.

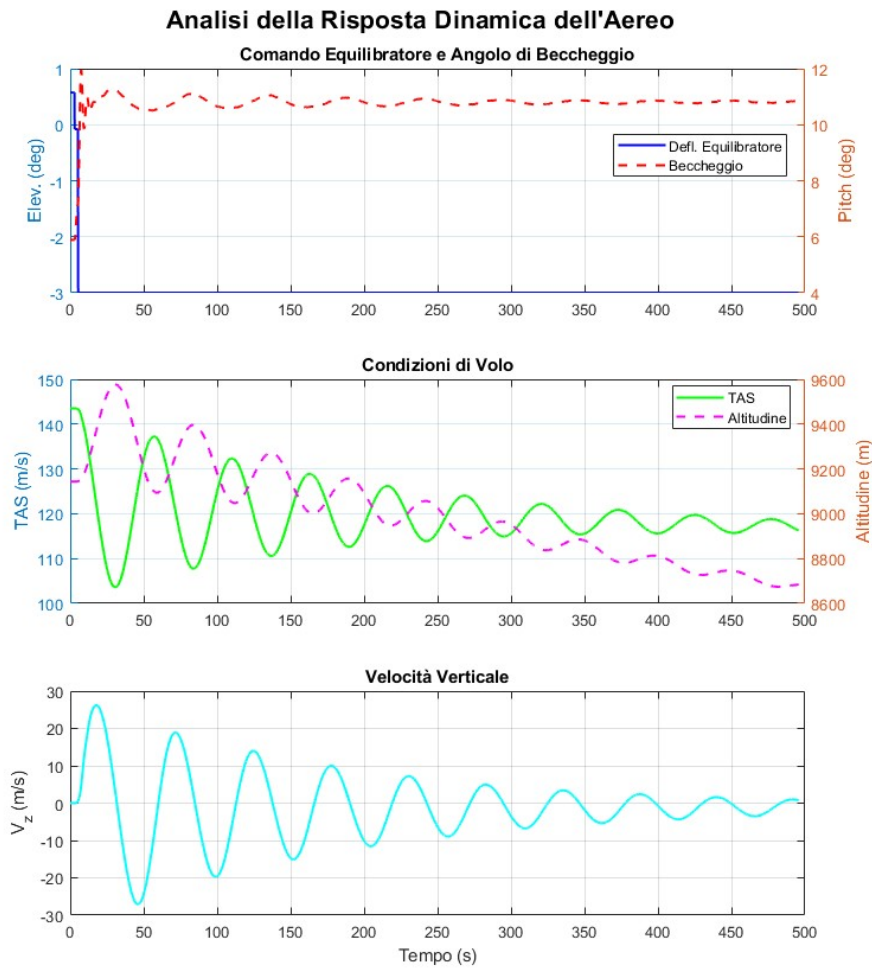


Figura 2.9: Risposta dinamica a comando di cabrata a bassa TAS con Sistema di Controllo Disattivato.

2.5.3 Conclusioni Finali sull'Analisi di Risposta

L'analisi dimostra il ruolo critico del sistema di controllo per la stabilità e la sicurezza del volo. Inoltre, evidenzia come la stabilità dinamica di un aereo non sia una caratteristica fissa, ma dipenda in modo critico dal punto del suo inviluppo di volo.

Capitolo 3

Caratterizzazione Aliante ASK21

Tabella 3.1: Caratteristiche tecniche dell'aliante Schleicher ASK 21 [13].

Parametro	Valore
<i>Dimensioni e Pesi</i>	
Equipaggio	2
Lunghezza	8.35 m
Apertura alare	17.0 m
Superficie alare	17.95 m ²
Peso massimo al decollo	600 kg
<i>Prestazioni</i>	
Velocità massima (V_{ne})	280 km/h
Efficienza massima	34:1 a 90 km/h
Rateo di discesa minimo	0.64 m/s a 67 km/h
Fattori di carico limite	+6.5 / -4.0 g

3.1 Obiettivo

L'obiettivo è stato condurre un'analisi approfondita delle caratteristiche aerodinamiche dell'aliante ASK21, determinando i coefficienti di resistenza e generando la curva odografa.

3.2 Setup, Acquisizione Dati e Calcolo Coefficienti

Sono state eseguite due simulazioni a deflessione dello stick costante per operare a due diversi C_L costanti. Questo ha permesso di impostare un sistema lineare per calcolare i coefficienti C_{D_0} e k della polare, con la stessa metodologia usata per il Cessna 172SP.

Tabella 3.2: Valori dei coefficienti aerodinamici ottenuti per l'aliante ASK21.

Velivolo	C_{D_0}	k
ASK21	0.014157	0.022561

3.3 Generazione della curva odografa

La curva odografa (Figura 3.1) illustra la relazione tra la velocità verticale di discesa (V_z) e la velocità orizzontale (V_x) [5]. È uno strumento fondamentale per il volo in assenza di forze propulsive, in quanto permette di determinare le velocità ottimali da mantenere. È stata generata a partire dai coefficienti calcolati.

3.3.1 Punti Notevoli

Dall'analisi teorica si identificano due condizioni di volo ottimali:

- Efficienza Massima (Optimum Range): Garantisce la massima distanza orizzontale percorribile. Si ottiene per $C_{L,E_{\max}} = \sqrt{C_{D_0}/k} \approx 0.792$.
- Rateo di Discesa Minimo (Optimum Endurance): Massimizza il tempo di permanenza in aria. Si ottiene per $C_{L,OE} = \sqrt{3C_{D_0}/k} \approx 1.372$.

Tabella 3.3: Valori dei coefficienti di portanza ottimali per l'ASK21.

Velivolo	$C_{L,E_{\max}}$ (Max Efficienza)	$C_{L,OE}$ (Min Discesa)
ASK21	0.792	1.372

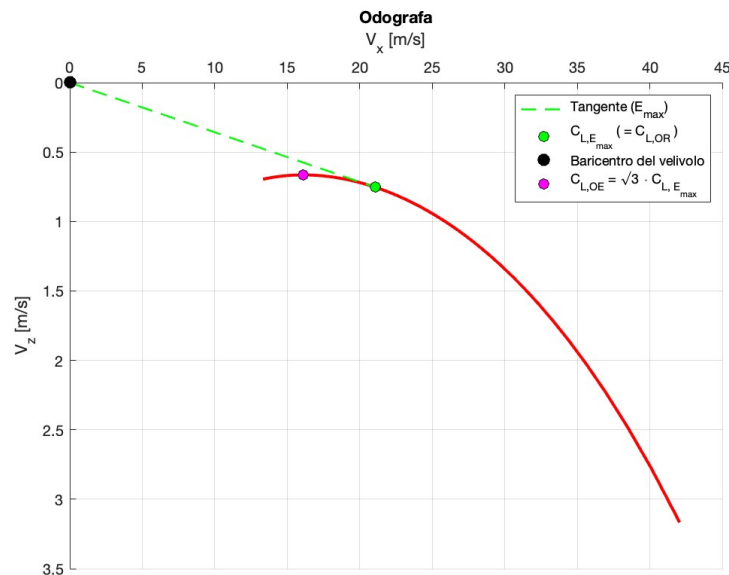


Figura 3.1: Curva odografa dell'aliante ASK21.

L'analisi del grafico permette di identificare visivamente le condizioni di volo ottimali: il punto verde ($C_{L,E_{\max}}$) si trova sulla retta tangente alla curva dall'origine, massimizzando il rapporto V_x/V_z (efficienza). Il punto magenta ($C_{L,OE}$), vertice della curva, corrisponde alla minima velocità verticale V_z , massimizzando la permanenza in quota.

Capitolo 4

Relazione Stick-Equilibratore e Interpolazione

4.1 Obiettivo e Procedura

In questo capitolo si analizza la relazione tra la posizione dello stick e la deflessione dell'equilibratore del Boeing 737-800. È opportuno specificare che la variabile δ_{stick} è una grandezza adimensionale definita nell'intervallo $[-1, 1]$. Secondo la convenzione adottata, il valore -1 corrisponde alla massima deflessione dell'equilibratore a cabrare, mentre il valore $+1$ indica la massima deflessione a picchiare. I dati sono stati raccolti in volo stabilizzato per diverse posizioni dello stick.

4.2 Interpolazione e Risultati

Per descrivere matematicamente la relazione sperimentale è stata applicata un'interpolazione polinomiale di grado da 1 a 3 (Figure 4.1 e 4.2).

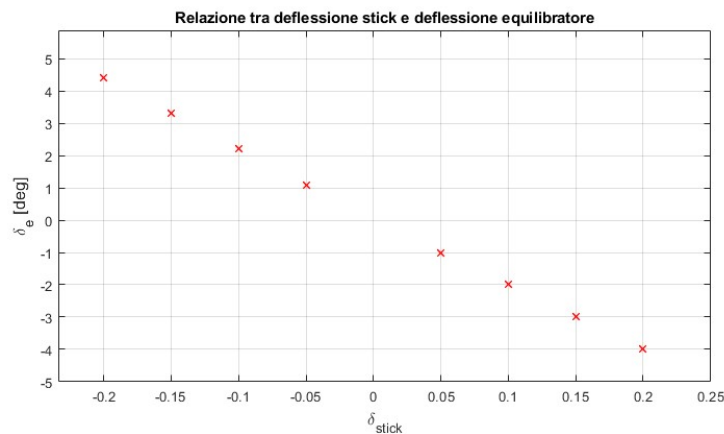


Figura 4.1: Relazione tra deflessione stick e deflessione equilibratore.

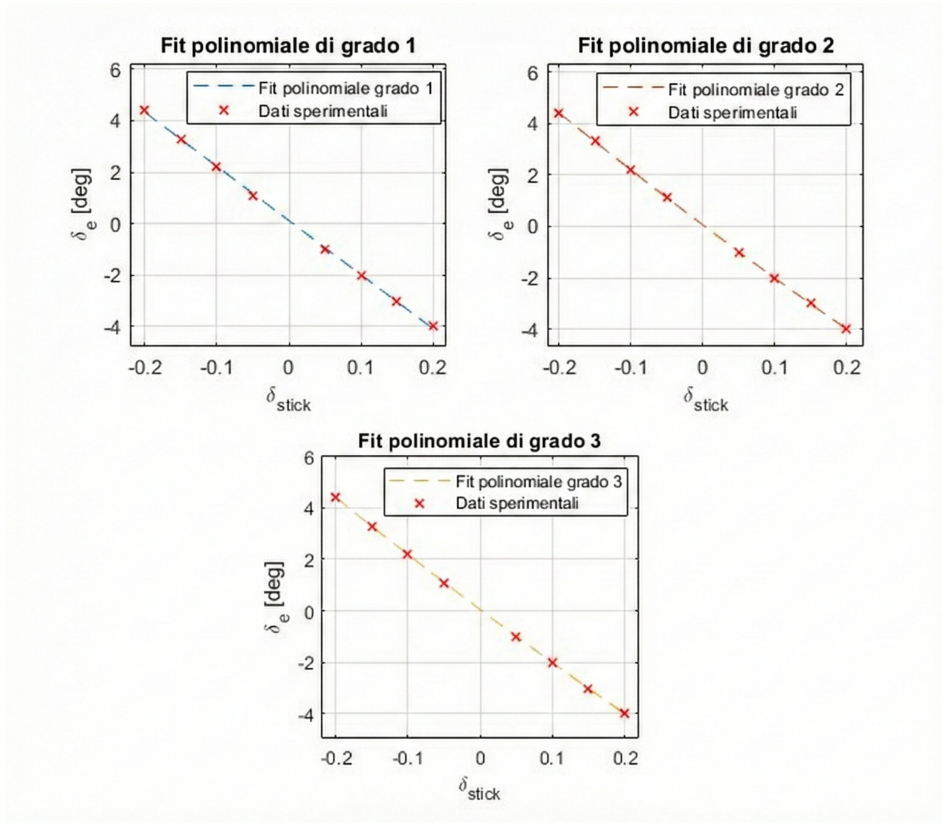


Figura 4.2: Fit polinomiali di grado 1, 2 e 3.

Per valutare la bontà dell'interpolazione, sono stati calcolati l'errore medio assoluto (MAE) e l'errore quadratico medio (RMSE). Indicando con y_i i valori sperimentali e con \hat{y}_i i valori previsti dal modello polinomiale, le due metriche sono definite come segue:

L'Errore Medio Assoluto (MAE) calcola la media delle differenze assolute tra i valori previsti e quelli osservati:

$$\text{MAE} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |y_i - \hat{y}_i|$$

L'Errore Quadratico Medio (RMSE) è la radice quadrata della media degli errori al quadrato:

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}$$

dove n è il numero totale di punti dato.

I risultati di questi calcoli sono riassunti in Tabella 4.1.

Tabella 4.1: Errori di interpolazione per polinomi di grado 1–3.

Grado polinomio	MAE [deg]	RMSE [deg]
1	0.0500	0.0559
2	0.0097	0.0098
3	0.0097	0.0098

L'analisi (Tabella 4.1) conferma che un modello polinomiale di grado 2 o 3 rappresenta in modo eccellente la relazione stick-equilibratore del Boeing 737-800, avendo restituito l'errore minimo. Poiché il modello di terzo grado non offre un miglioramento apprezzabile rispetto a quello di secondo grado, quest'ultimo è da preferire.

Capitolo 5

Caratterizzazione di Batterie per Velivoli Elettrici

Mentre la prima parte della tesi ha analizzato la dinamica del velivolo nel suo complesso, questa seconda parte si focalizza sul sottosistema critico per la propulsione elettrica: l'accumulo di energia.

È fondamentale premettere che, durante una missione operativa reale, il profilo di potenza richiesto al sistema propulsivo è tutt'altro che uniforme. Una tipica missione aeronautica si articola in diverse fasi distinte quali il rullaggio, il decollo, la salita, la crociera, la manovra e l'atterraggio, ciascuna caratterizzata da specifici e variabili assorbimenti energetici. In particolare, fasi critiche come il decollo o l'hovering (nel caso di velivoli VTOL) impongono picchi di corrente elevati e repentini.

Di conseguenza, l'utilizzo di modelli semplificati basati sull'ipotesi di potenza costante si rivela inadeguato per una previsione accurata delle prestazioni in uno scenario dinamico. Tali modelli statici, infatti, tendono a mediare il consumo energetico e non riescono a catturare le fluttuazioni istantanee della tensione ai morsetti indotte dalle rapide variazioni di carico. Questo limite comporta il rischio di sottostimare i cali di tensione transitori che potrebbero portare la batteria alla tensione di cut-off prematuramente, compromettendo la sicurezza del volo.

5.1 Il Modello a Potenza Costante

Attualmente, nella fase di dimensionamento preliminare di velivoli elettrici, lo standard di riferimento è rappresentato dai modelli energetici statici. In particolare, si fa riferimento al modello proposto da Avanzini [8], il quale adatta la classica legge di Peukert al caso di scariche a potenza costante. Questa condizione è decisamente più rappresentativa per un velivolo che deve mantenere una condizione di volo stazionaria (come la crociera o l'hovering), dove il calo di tensione della batteria viene compensato da un aumento di corrente per mantenere la potenza richiesta invariata ($P = V I = \text{cost}$).

La formulazione analitica completa che lega il tempo di scarica alle caratteristiche della batteria e al carico applicato è espressa dalla seguente relazione integrale:

$$t_f = \delta P_b^\epsilon C_f^\beta \quad (5.1)$$

dove i parametri hanno il seguente significato:

- t_f [h] - Tempo di scarica (Endurance): È la variabile dipendente che indica la durata del volo fino al raggiungimento della capacità scaricata target.
- P_b [W] - Potenza della batteria: È la potenza assorbita dal carico (motori e avionica). Nel modello statico si assume che questo valore rimanga costante per tutta la durata della fase di volo analizzata.
- C_f [Ah] - Capacità scaricata: Rappresenta la quantità di carica effettivamente estratta dalla batteria al termine del volo. È legata alla capacità nominale C_0 dalla relazione $C_f = K C_0$, dove $K \leq 1$ è il coefficiente di profondità di scarica (DOD - Depth of Discharge).
- δ, ϵ, β - Coefficienti sperimentali: Sono che dipendono dalla chimica della batteria, dal numero di celle in serie e dalla temperatura operativa. In particolare:
 - ϵ (tipicamente < -1) modella l'effetto Peukert: all'aumentare della potenza richiesta, l'efficienza della batteria cala drasticamente, riducendo il tempo di scarica in modo più che proporzionale.
 - β lega il tempo di scarica alla capacità disponibile. Si tratta di un valore compreso nell'intervallo $[0,1]$ che assume solitamente valori prossimi all'unità.
 - δ è un fattore di scala che dipende dalla temperatura e dalla configurazione del pacco batterie.

Nel contesto dell'equazione semplificata presentata precedentemente:

$$t = a C^\beta \quad (5.2)$$

il coefficiente a non è una costante universale, ma raggruppa i termini dipendenti dalla potenza e dalla tecnologia della cella, ovvero $a = \delta P_b^\epsilon$.

5.2 Limitazioni dei Modelli Statici

Il limite critico dei modelli statici descritti sopra risiede nella loro incapacità di rappresentare i fenomeni transitori. In una missione reale, il profilo di potenza è variabile (decollo, manovra, atterraggio). Durante un picco di assorbimento, la tensione della batteria può subire un crollo repentino che i modelli statici non rilevano.

Questo introduce un rischio per la sicurezza operativa:

- Un modello statico potrebbe indicare che la batteria ha ancora il 10% di energia residua (SOC > 0).
- Nella realtà fisica, a causa della resistenza interna e della polarizzazione, la tensione sotto carico potrebbe scendere sotto la soglia di cut-off causando lo spegnimento dei motori prima del previsto.

Per colmare questo divario tra stima energetica e comportamento elettrico reale, è necessario adottare un modello dinamico capace di mappare l'evoluzione temporale della tensione $V(t)$ in risposta a carichi variabili.

5.3 Caratteristiche delle Batterie Li-Ion

La necessità di superare i limiti dei modelli statici discussi precedentemente ha consolidato la tecnologia agli ioni di litio (Li-Ion) come standard di riferimento per il settore aeronautico elettrico (UAV ed eVTOL). Questa scelta non è casuale, ma rappresenta un preciso compromesso ingegneristico rispetto ad altre chimiche (quali NiMH o Piombo-Acido), dettato dalla necessità di bilanciare capacità di accumulo e potenza erogabile [8, 16].

Tuttavia, sono proprio le caratteristiche fisiche di queste batterie a generare le non linearità che rendono inefficace l'applicazione della legge di Peukert statica in scenari dinamici.

Le batterie Li-Ion offrono due vantaggi importanti:

- Alta Densità Energetica (W h/kg): Fondamentale per massimizzare l'autonomia a parità di peso imbarcato.
- C-Rating relativamente alto (Capacità di Scarica): Essenziale per le fasi di decollo e hovering, dove la richiesta di potenza istantanea è massima.

5.4 Classificazione dei Modelli Dinamici di Batteria

La letteratura scientifica offre diversi approcci per prevedere il comportamento delle batterie al litio. Questi si dividono principalmente in tre categorie:

- Modelli Elettrochimici: Risolvono le equazioni differenziali alle derivate parziali dei processi chimici interni (es. modello di Doyle-Fuller-Newman). Sono estremamente accurati, ma computazionalmente pesanti [17].
- Modelli a Circuito Equivalente (ECM): Assimilano la batteria a una rete di componenti elettrici (resistenze, condensatori). Rappresentano lo stato dell'arte per l'equilibrio tra fedeltà e velocità [18].
- Modelli Analitici/Semi-Empirici: Utilizzano equazioni matematiche non lineari per fittare la curva di scarica. Tra questi spicca il modello di Tremblay, oggetto di implementazione in questa tesi [12].

5.5 Modello ECM a Doppia Polarizzazione

Per comprendere la complessità dei fenomeni in gioco, è fondamentale analizzare il modello ECM a Doppia Polarizzazione (DP), considerato il riferimento teorico per eccellenza [18].

Il circuito elettrico del modello DP è mostrato in Figura 5.1.

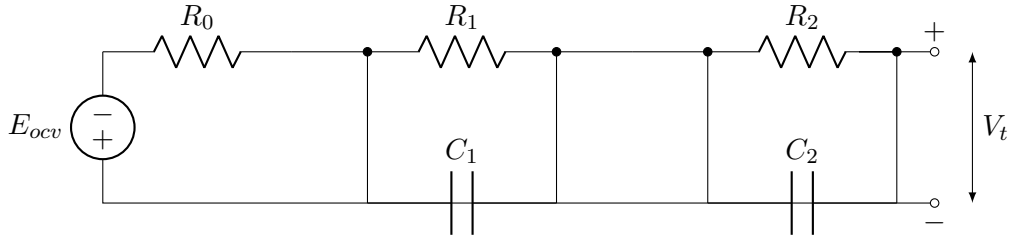


Figura 5.1: Schema elettrico del Modello a Doppia Polarizzazione (DP).

I componenti modellano fenomeni fisici precisi:

- E_{ocv} : Tensione a circuito aperto, funzione del SOC.
- R_0 : Resistenza ohmica (caduta istantanea).
- Rete RC Veloce (R_1, C_1): Modella la polarizzazione di attivazione elettrochimica (costante di tempo τ_1 in secondi).
- Rete RC Lenta (R_2, C_2): Modella la polarizzazione di diffusione (costante di tempo τ_2 in minuti).

L'equazione ai terminali è:

$$V_t(t) = E_{ocv}(SOC) - R_0 I(t) - V_{p1}(t) - V_{p2}(t) \quad (5.3)$$

Sebbene accurato, il modello DP presenta un ostacolo pratico significativo: l'identificazione dei parametri. Per determinare i valori di R_0, R_1, C_1, R_2, C_2 (che variano con il SOC), sono necessari test di laboratorio complessi chiamati HPPC (Hybrid Pulse Power Characterization). Nel contesto di una progettazione preliminare, dove spesso si dispone solo del datasheet del produttore e non della batteria fisica, questo approccio risulta inapplicabile.

5.6 Modello di Tremblay

Per superare i limiti pratici degli ECM, in questa tesi è stato adottato il modello proposto da Olivier Tremblay e Louis-A. Dessaint [12]. Questo modello, basato su una modifica dell'equazione di Shepherd, è stato sviluppato per colmare il divario tra i modelli elettrochimici complessi e quelli empirici troppo semplici.

Come sottolineato dagli autori, la caratteristica principale di questo modello è la possibilità di estrarre tutti i parametri necessari direttamente dalla curva di scarica presente nel datasheet del produttore, senza la necessità di effettuare misurazioni sperimentali sulla batteria [12].

Il modello di Tremblay per le batterie Li-Ion descrive la tensione della batteria tramite un'equazione non lineare in funzione della carica estratta (it) e della corrente filtrata (i^*) [12]:

$$V_{batt} = E_0 - R i - K \frac{Q}{Q - it} (it + i^*) + A e^{-B it} \quad (5.4)$$

Dove i termini hanno il seguente significato fisico:

- E_0 [V]: Tensione costante della batteria. Rappresenta il potenziale termodinamico ideale.
- R [Ω]: Resistenza interna. Modella le perdite ohmiche immediate.
- $K \frac{Q}{Q-it} it$ [V]: Termine di polarizzazione della tensione. Modella il comportamento non lineare della tensione a circuito aperto (OCV) in funzione del SOC.
- $K \frac{Q}{Q-it} i^*$ [V]: Termine di resistenza di polarizzazione. Modella come la resistenza interna apparente aumenta quando la batteria è quasi scarica ($it \approx Q$).
- $A e^{-B it}$ [V]: Termine esponenziale. Modella la caduta di tensione rapida all'inizio della scarica, tipica delle Li-Ion appena staccate dal caricatore.

Una delle innovazioni chiave introdotte da Tremblay rispetto al modello originale di Shepherd è l'uso della corrente filtrata i^* . Nei sistemi di simulazione come Simulink, l'uso della corrente istantanea i nel termine di polarizzazione creerebbe un loop algebrico insolubile (la tensione dipende dalla corrente, che a sua volta dipende dalla tensione per un carico a potenza costante) [12]. Filtrando la corrente attraverso un filtro passa-basso del primo ordine:

$$i^*(s) = \frac{1}{1 + \tau s} i(s) \quad (5.5)$$

non solo si risolve il problema numerico, ma si simula anche la dinamica lenta della tensione di batteria durante i transitori di carico, imitando l'effetto dei condensatori nei modelli ECM senza la loro complessità parametrica. Nelle simulazioni presentate in questo elaborato, per la costante di tempo del filtro τ è stato impostato un valore di 30 secondi, in accordo con il paper di Tremblay [12].

Questo modello si basa su specifiche assunzioni riportate nell'articolo originale [12]:

1. La resistenza interna R è assunta costante durante i cicli di carica e scarica e non varia con l'ampiezza della corrente.
2. I parametri del modello sono derivati dalla curva di scarica e si assume siano validi anche per la carica.
3. L'effetto Peukert (variazione della capacità con la corrente) è trascurabile per le batterie Li-Ion, quindi la capacità Q è considerata costante.
4. La temperatura non influisce sul comportamento del modello in questa formulazione base.
5. L'auto-scarica non è rappresentata.

Queste assunzioni rendono il modello ideale per la simulazione di profili di missione, ma meno adatto per studi di invecchiamento o termici di dettaglio.

5.6.1 Metodologia dei Tre Punti

La procedura di identificazione dei parametri dell'equazione 5.4 si basa sull'estrazione di tre punti chiave dalla curva di scarica tipica del datasheet:

- V_{full} (Tensione a Piena Carica): Rappresenta la tensione della batteria quando è completamente carica (SOC 100%) e la corrente estratta è nulla ($it = 0$).
- V_{exp} (Tensione Zona Esponenziale): È la tensione misurata alla fine della zona esponenziale, ovvero al termine della caduta di tensione rapida iniziale. Corrisponde alla capacità Q_{exp} .
- V_{nom} (Tensione Fine Zona Nominale): Rappresenta la fine della zona nominale, ovvero l'istante in cui la tensione inizia a calare bruscamente dopo il plateau stabile. Corrisponde alla capacità Q_{nom} .

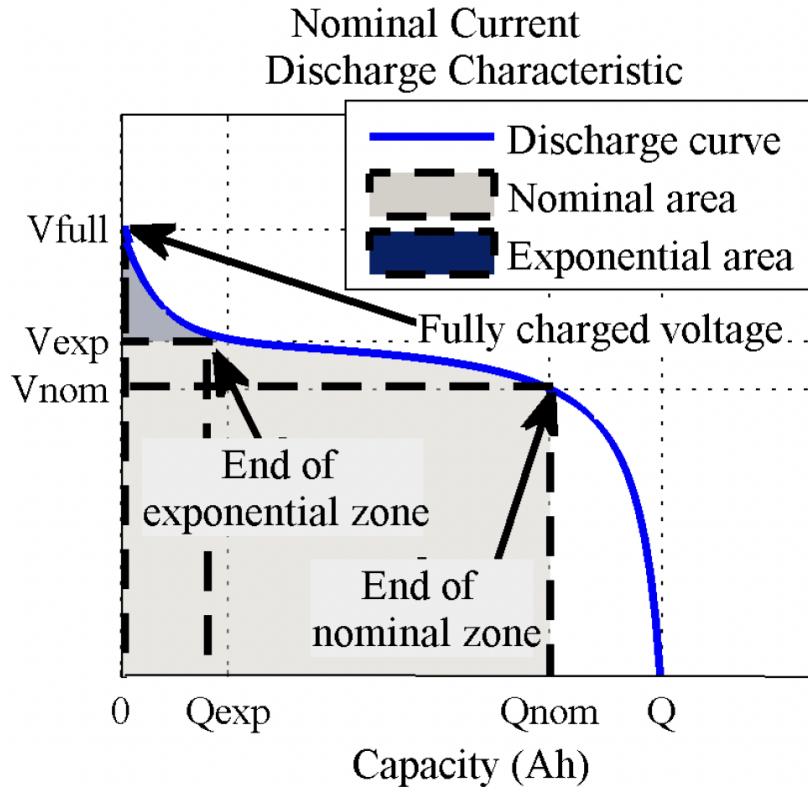


Figura 5.2: Tipica curva di scarica [12].

Il primo parametro ad essere identificato è B , che determina la dinamica della zona esponenziale. Esso viene approssimato assumendo che il transitorio esponenziale si esaurisca (raggiungendo il 95% del valore finale) in corrispondenza della capacità Q_{exp} , ovvero dopo 3 costanti di tempo:

$$B = \frac{3}{Q_{exp}} \quad (5.6)$$

Per determinare la tensione costante E_0 e la costante di polarizzazione K , è necessario risolvere un sistema. Per fare ciò, si esprime prima il parametro A in funzione di E_0 , valutando l'equazione del modello al punto di piena carica (V_{full}), dove $it = 0$ e $i^* = 0$:

$$A = V_{full} - E_0 + Ri \quad (5.7)$$

Sostituendo questa espressione per A nelle equazioni costitutive valutate nei punti V_{exp} e V_{nom} (e assumendo regime stazionario $i^* = i$), si ottiene il seguente sistema di due equazioni nelle sole due incognite E_0 e K :

$$\begin{cases} V_{exp} = E_0 - K \frac{Q}{Q-Q_{exp}}(Q_{exp} + i) - Ri + (V_{full} - E_0 + Ri) e^{-3} \\ V_{nom} = E_0 - K \frac{Q}{Q-Q_{nom}}(Q_{nom} + i) - Ri + (V_{full} - E_0 + Ri) e^{-BQ_{nom}} \end{cases} \quad (5.8)$$

La risoluzione di questo sistema lineare fornisce i valori di E_0 e K .

Una volta determinato il valore numerico di E_0 , è possibile calcolare il parametro A sostituendo E_0 nell'Equazione 5.7.

5.7 Analisi Comparativa tra i Modelli

La scelta del modello di Tremblay rispetto all'ECM a doppia polarizzazione è dettata da un trade-off ingegneristico riassunto nella Tabella 5.1.

Tabella 5.1: Confronto tra ECM e Modello di Tremblay.

Caratteristica	Modello ECM (Doppia Polarizzazione)	Modello Tremblay
Accuratezza Fisica	Alta (Modella diffusione e rilassamento)	Media (Ottima in scarica continua)
Requisiti Dati	Test sperimentali (HPPC) su cella fisica	Dati da Datasheet (Curva di scarica)
Complessità	Alta (Lookup tables 2D per parametri)	Bassa (Equazione analitica)
Applicazione	Design BMS real-time, Stima SOH	Dimensionamento preliminare, Simulazione Missione

In conclusione, il modello di Tremblay è stato scelto perché consente di ottenere una simulazione dinamica affidabile senza la necessità di attrezzature di laboratorio, adattandosi perfettamente alla fase di design preliminare del velivolo.

Questo capitolo descrive l'implementazione pratica del modello di Tremblay in ambiente MathWorks Simulink.

5.8 Architettura del Blocco Simulink

Il modello matematico è stato tradotto in uno schema a blocchi (Figura 5.3). La sfida principale nell'implementazione di un modello a potenza in ingresso è la gestione del loop algebrico: la corrente dipende dalla tensione ($I = P/V$), ma la tensione dipende dalla corrente.

Il sistema è composto dai seguenti sottosistemi:

1. Input Potenza: Il blocco riceve la potenza richiesta $P_{req}(t)$ dal profilo di missione.
2. Calcolo Corrente: Per risolvere il loop algebrico, la corrente istantanea viene calcolata dividendo la potenza richiesta per la tensione al passo di calcolo precedente. Nello specifico, alla prima iterazione ($t = 0$) viene utilizzato il valore di tensione a piena carica V_{full} per calcolare la corrente iniziale. Per tutte le iterazioni successive, viene utilizzato il valore V_{batt} calcolato al passo precedente:

$$I(k) = \frac{P_{req}(k)}{V_{batt}(k-1)}$$

con la condizione iniziale $V_{batt}(0) = V_{full}$.

3. Integrazione Carica (it): Un integratore calcola gli Ah scaricati per aggiornare il SOC e il termine di polarizzazione.
4. Equazione di Tremblay: Una serie di blocchi matematici calcola V_{batt} sommando i contributi descritti nell'equazione 5.4: tensione a vuoto, caduta ohmica, polarizzazione (con i^*) e termine esponenziale.

5.9 Validazione del Modello

Prima di procedere con l'analisi della batteria specifica per il drone, è stata condotta una fase di validazione preliminare per verificare la correttezza dell'implementazione del modello matematico in ambiente Simulink.

Come primo passo, si è scelto di replicare l'esperimento di validazione in regime stazionario descritto nella Sezione 4.1 del paper originale di Tremblay [12]. Utilizzando i parametri di riferimento forniti dagli autori per la batteria Panasonic HHR650D (NiMH, 6.5 Ah, 1.2 V), è stata simulata la curva di scarica a corrente costante.

Tabella 5.2: Parametri Batteria Panasonic HHR650D [12].

Parametro	Simbolo	Valore	Unità
Resistenza interna	R	0.002	Ω
Capacità massima	Q	7	Ah
Tensione a piena carica	V_{full}	1.39	V
Corrente di scarica	i	1.3	A
Capacità fine zona esponenziale	Q_{exp}	1.3	Ah
Tensione fine zona esponenziale	V_{exp}	1.28	V
Capacità fine zona nominale	Q_{nom}	6.25	Ah
Tensione fine zona nominale	V_{nom}	1.18	V

Tramite la metodologia dei tre punti spiegata nella sezione 5.6.1, sono stati individuati i seguenti valori:

- $B = 2.3077 \text{ 1/Ah}$
- $E_0 = 1.2816 \text{ V}$
- $K = 0.0014043 \text{ V/Ah}$
- $A = 0.11104 \text{ V}$

I risultati ottenuti sono riportati in Figura 5.4. Dal confronto visivo, si osserva che le curve simulate riproducono fedelmente quelle presentate nell'articolo originale, confermando che il blocco Simulink implementato risolve correttamente le equazioni del modello e gestisce adeguatamente il termine di corrente filtrata i^* .

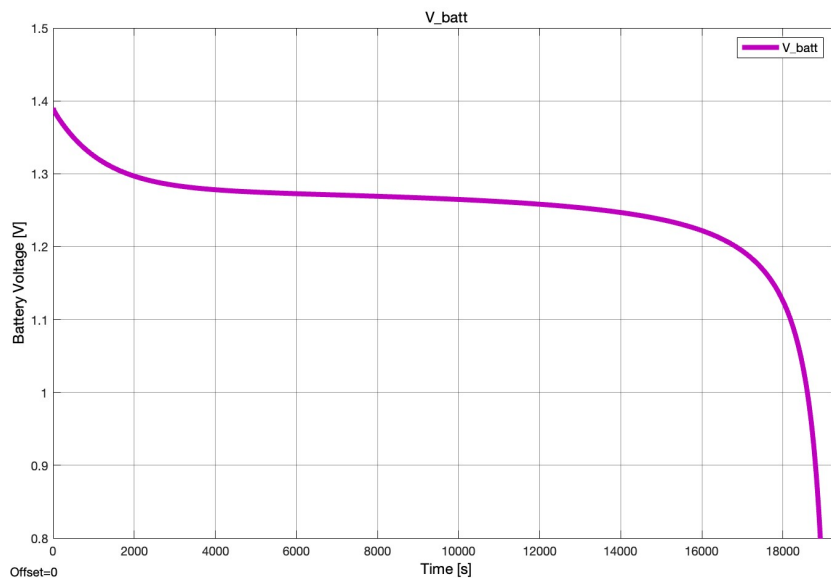


Figura 5.4: Riproduzione della curva di scarica per la batteria Panasonic HHR650D.

5.10 Confronto tra Modello a Potenza Costante e Modello di Tremblay

Successivamente, la validazione si è spostata sulla batteria MAD 6S 28Ah Solid State Li-Ion, progettata per droni a lunga autonomia. I dati tecnici e le caratteristiche di scarica utilizzati per la parametrizzazione del modello sono stati estratti dal datasheet ufficiale fornito dal costruttore [19].

Tabella 5.3: Parametri Batteria MAD 6S 28Ah Solid State Li-Ion [19].

Parametro	Simbolo	Valore	Unità
Resistenza interna	R	0.012	Ω
Capacità massima	Q	28	Ah
Tensione a piena carica	V_{full}	25.2	V
Corrente di scarica	i	28	A
Capacità fine zona esponenziale	Q_{exp}	1.5	Ah
Tensione fine zona esponenziale	V_{exp}	23.8	V
Capacità fine zona nominale	Q_{nom}	25.5	Ah
Tensione fine zona nominale	V_{nom}	22.2	V
Tensione di stop	$V_{cut-off}$	16.2	V

Tramite la metodologia dei tre punti sono stati individuati i seguenti valori:

- $B = 2 \text{ 1/Ah}$
- $E_0 = 24.15 \text{ V}$
- $K = 0.0027 \text{ V/Ah}$

- $A = 1.38 \text{ V}$

È stato eseguito un confronto diretto con il modello di scarica a potenza costante proposto da Avanzini [8].

È stata imposta una richiesta di potenza costante pari a $P_{req} = 1000 \text{ W}$, rappresentativa di una fase di crociera per il velivolo in esame.

Risultati del Modello Statico Per garantire la riproducibilità del risultato, si riporta di seguito la formulazione analitica completa utilizzata per il calcolo, implementata tramite script MATLAB. Il modello stima il tempo di scarica t_{flight} attraverso la legge di potenza modificata:

$$t_{flight} = \delta P_b^\epsilon C_{eff}^\beta \quad (5.9)$$

Dove P_b è la potenza richiesta, C_{eff} è la capacità effettiva scaricata e i coefficienti δ, ϵ, β dipendono dal numero di celle in serie (N_s) e dalla temperatura.

Per la batteria MAD 6S in esame, i parametri di input sono:

- Numero di celle in serie (N_s): 6
- Capacità Nominale (C_0): 28 Ah
- Coefficiente di scarica (K): 0.9576 (valore calibrato per considerare la capacità utile effettiva prima del cut-off nel modello statico).
- Temperatura (T_{amb}): 23°C (condizione di riferimento, pertanto i termini correttivi termici sono nulli).

La capacità effettiva utilizzata nel calcolo è quindi:

$$C_{eff} = K C_0 = 0.9576 \cdot 28 = 26.81 \text{ Ah} \quad (5.10)$$

I coefficienti sperimentali δ e ϵ , funzioni del numero di celle N_s , sono stati calcolati utilizzando le seguenti relazioni polinomiali [8]:

$$\delta = -0.1067N_s^3 + 0.8960N_s^2 + 2.488N_s + 0.6299 = 24.766 \quad (5.11)$$

$$\begin{aligned} \epsilon &= 2.917 \cdot 10^{-4}N_s^3 - 1.375 \cdot 10^{-3}N_s^2 + 3.083 \cdot 10^{-3}N_s - 1.041 \\ &= -1.026 \end{aligned} \quad (5.12)$$

$$\beta = 0.9664 \quad (\text{parametro costante a } T_{ref}) \quad (5.13)$$

Sostituendo i valori calcolati nell'Equazione 5.9 con un carico $P_b = 1000 \text{ W}$:

$$t_{flight} = 24.766 \cdot (1000)^{-1.026} \cdot (26.81)^{0.9664} \approx 0.5588 \text{ ore} \quad (5.14)$$

Convertendo il risultato in minuti:

$$t_{min} = 0.5588 \cdot 60 = 33.53 \text{ minuti} \quad (5.15)$$

Questo valore rappresenta il benchmark statico per il confronto con la simulazione dinamica.

Risultati del Modello Tremblay La stessa condizione operativa è stata simulata in Simulink utilizzando il modello di Tremblay. L'andamento della tensione della batteria (V_{batt}) è riportato in Figura 5.5, mentre la scarica dello Stato di Carica (SOC) è mostrata in Figura 5.6.

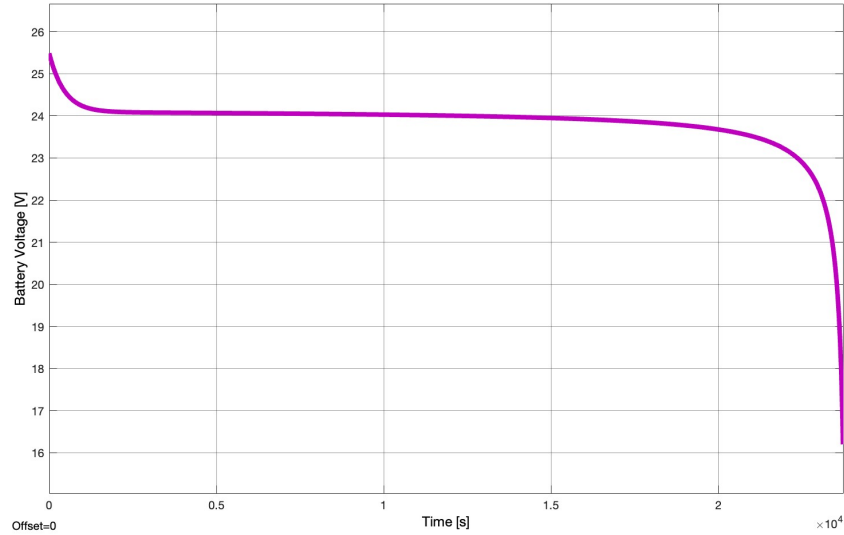


Figura 5.5: Andamento della tensione per la batteria MAD 6S 28Ah durante una scarica a potenza costante di 1000 W.

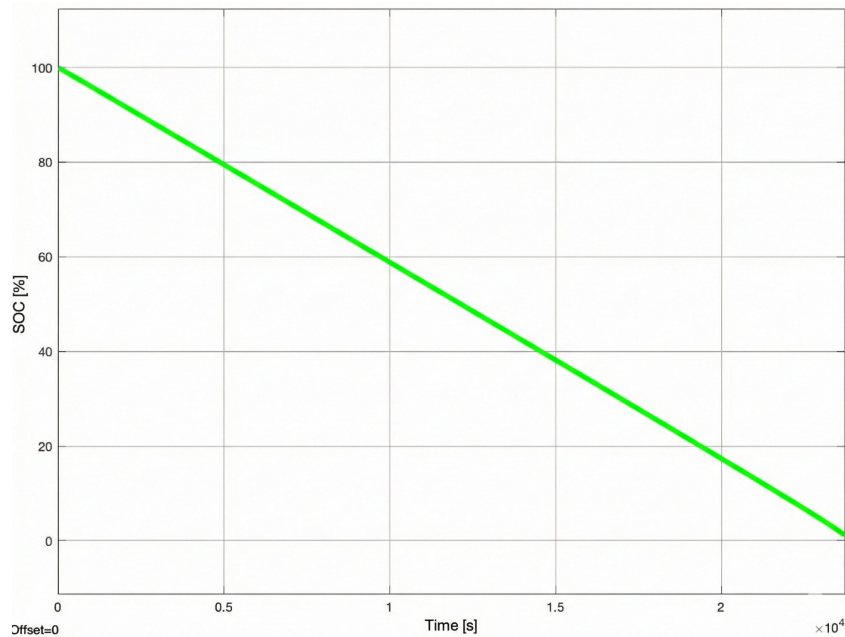


Figura 5.6: Andamento del SOC per la batteria MAD 6S 28Ah durante una scarica a potenza costante di 1000 W.

Analisi del Confronto Osservando il grafico in Figura 5.5, si nota che la tensione raggiunge il valore di cut-off (zona di crollo verticale) approssimativamente a $t \approx 2200$ secondi, che corrispondono a circa 36.6 minuti.

Il confronto evidenzia una sostanziale coerenza tra i due approcci, con il modello dinamico che stima una durata leggermente superiore ($\approx +9\%$) rispetto al modello statico. Questa differenza è fisicamente giustificata:

- Il modello statico di Avanzini [8] si basa su coefficienti sperimentali medi derivati da batterie ai polimeri di litio (Li-Po) con prestazioni intrinsecamente inferiori rispetto alle moderne celle Solid State analizzate.
- Il modello dinamico di Tremblay considera la tensione istantanea reale. Poiché la batteria parte da una tensione di piena carica ($V_{full} = 25.2$ V) e si mantiene sopra la tensione nominale per gran parte della scarica, la corrente richiesta per soddisfare la potenza costante ($I = P/V$) risulta inizialmente inferiore rispetto a quella stimata col valore nominale. Questo minor assorbimento di corrente nelle fasi iniziali preserva la capacità, estendendo leggermente l'autonomia effettiva simulata.

Il modello implementato non solo valida le stime di autonomia preliminari, ma fornisce un dettaglio fondamentale sull'evoluzione della tensione, permettendo di prevedere con precisione l'insorgere della caduta di tensione critica finale.

Infine, è fondamentale introdurre una considerazione operativa legata alla sicurezza del volo. Nella pratica aeronautica reale, le batterie non vengono mai scaricate fino all'esaurimento completo; per prevenire il degrado chimico irreversibile delle celle e garantire una riserva di energia per manovre di emergenza, si impone tipicamente una soglia minima di sicurezza del 20% di carica residua (SOC).

Incrociando l'andamento del SOC (Figura 5.6) con quello della tensione (Figura 5.5), si osserva un dettaglio cruciale: in corrispondenza del 20% di SOC, la tensione della batteria si trova ancora pienamente all'interno della zona di plateau stabile. Il punto di lavoro, pertanto, rimane ben al di sopra del ramo discendente finale.

Ciò conferma che, rispettando i margini operativi standard, il velivolo non raggiungerà mai la fase di crollo repentino della tensione, operando costantemente in una regione energetica stabile e prevedibile.

Capitolo 6

Conclusioni

Il lavoro di tesi svolto ha permesso di sviluppare una piattaforma di simulazione integrata per la progettazione preliminare di velivoli, affrontando con un approccio unificato le due discipline cardine dell'ingegneria aeronautica moderna: la meccanica del volo e la gestione energetica.

La metodologia proposta, basata sull'interfacciamento tra il simulatore di volo X-Plane 11 e l'ambiente di calcolo Simulink, si è dimostrata uno strumento efficace ed economico per ottenere dati affidabili senza ricorrere a costose campagne sperimentali in galleria del vento o su banchi prova.

Caratterizzazione Aerodinamica

Nella prima parte dell'elaborato, è stata validata la procedura di estrazione dei coefficienti aerodinamici. L'analisi condotta su tre velivoli distinti (Cessna 172SP, Boeing 737-800 e aliante ASK21) ha portato ai seguenti risultati:

- Sono state ricostruite fedelmente le polari aerodinamiche e le curve di potenza necessaria. In particolare, l'adozione del modello a polare estesa per il Boeing 737-800 ha permesso di interpolare con precisione il comportamento in regime transonico.
- L'analisi della stabilità longitudinale ha evidenziato la corretta cattura dei modi dinamici naturali e ha dimostrato quantitativamente l'influenza stabilizzante dei sistemi di controllo attivo.
- Per il volo a vela, la generazione della curva odografa ha fornito i parametri ottimali di efficienza e rateo di discesa, fondamentali per l'analisi di missione.

Modellazione Batteria

Nella seconda parte, l'attenzione si è spostata sull'accumulo di energia. Il confronto tra i modelli statici e il modello dinamico implementato ha evidenziato che:

- I modelli statici, pur fornendo una stima corretta dell'energia totale, falliscono nel prevedere i cali di tensione istantanei sotto carico.
- Il Modello di Tremblay, parametrizzato in questa tesi per una batteria Li-Ion da 28 Ah, ha colmato questa lacuna. Le simulazioni hanno mostrato una

precisione elevata nel riprodurre i transitori di tensione e il fenomeno del cut-off finale.

- Il confronto diretto a potenza costante (1000 W) ha validato la robustezza del modello dinamico, che ha stimato un'autonomia leggermente superiore (+9%), grazie alla modellazione della tensione reale di scarica che, mantenendosi sopra il valore nominale per gran parte della missione, riduce la corrente richiesta.

Bibliografia

- [1] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 6th. AIAA Education Series. Reston, VA: AIAA, 2018.
- [2] Laminar Research. *X-Plane 11 Desktop Manual*. [Online]. Disponibile presso il sito ufficiale di X-Plane. 2017.
- [3] Lennart Ljung. *System Identification: Theory for the User*. 2nd. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 1999. ISBN: 0-13-656695-2.
- [4] John D. Anderson Jr. *Introduction to Flight*. 8th. New York: McGraw-Hill Education, 2015.
- [5] Carlo Casarosa. *Meccanica del volo*. Napoli: Liguori Editore, 2002.
- [6] Robert C. Nelson. *Flight Stability and Automatic Control*. 2nd. Boston: McGraw-Hill, 1998.
- [7] Bernard Etkin e Lloyd D. Reid. *Dynamics of Flight: Stability and Control*. 3rd. New York: Wiley, 1996.
- [8] Giulio Avanzini, Emanuele L. de Angelis e Fabrizio Giulietti. «Optimal Performance and Sizing of a Battery-Powered Aircraft». In: *XXIII Conference of the Italian Association of Aeronautics and Astronautics (AIDAA)*. Torino, Italy. 2016.
- [9] Emanuele L. de Angelis et al. «Performance analysis and optimal sizing of electric multirotors». In: *Aerospace Science and Technology* 118 (2021), p. 107057.
- [10] Giulio Avanzini et al. «Optimal Sizing of Electric Multirotor Configurations». In: *MATEC Web of Conferences*. Vol. 233. EDP Sciences. 2018, p. 00028.
- [11] Giulio Avanzini, Emanuele L. de Angelis e Fabrizio Giulietti. «Performance analysis and sizing guidelines of electrically-powered extraterrestrial rovers». In: *Acta Astronautica* 178 (2021), pp. 349–359.
- [12] Olivier Tremblay e Louis-A. Dessaint. «Experimental Validation of a Battery Dynamic Model for EV Applications». In: *World Electric Vehicle Journal* 3.2 (2009), pp. 289–298.
- [13] Janes Information Group, cur. *Jane's All the World's Aircraft 2023-2024*. Janes Information Group, 2023.
- [14] Warren F. Phillips. *Mechanics of Flight*. 2nd. Hoboken, NJ: Wiley, 2010.

- [15] Long P. Nguyen. «Modeling and Control of a Small Commercial Transport Aircraft». Disponibile online, fornisce dati di massa e inerzia per il B737. Tesi di dott. Department of Mechanical e Aerospace Engineering, University of California, Irvine, 2004.
- [16] David Linden e Thomas B. Reddy. *Handbook of Batteries*. 3rd. New York: McGraw-Hill Handbooks, 2002. ISBN: 978-0071359788.
- [17] Alexander Farmann e Dirk Uwe Sauer. «A review of cell models for lithium-ion batteries». In: *Journal of Power Sources* 375 (2018), pp. 362–387.
- [18] Gregory L. Plett. *Battery Management Systems, Volume I: Battery Modeling*. Boston, MA, USA: Artech House, 2015.
- [19] MAD Components. *MAD 6S 28Ah High Voltage Solid State Li-Ion Battery*. URL: <https://mad-motor.com/products/6s-28ah-drone-battery>.