

# POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

Modellazione di attuatori per superfici di controllo

Dimensionamento di meccanismi di attuazione innovativi per progetto  
di aeromobile di linea con ala a scatola



**Politecnico  
di Torino**

Relatore:

Prof. Erasmo Carrera

Candidato:

Marco Rossetti

Correlatore:

Dott. Vittorio Cipolla

Prof. Marco Petrolo

Anno Accademico 2020/2021

## Sommaro

Sommaro.....	2
Elenco dei simboli.....	4
Indice delle figure .....	7
Abstract.....	10
1 Introduzione.....	11
1.1 Il comando del volo.....	11
1.2 Evoluzione dei sistemi di attuazione.....	12
1.3 Il PrandtlPlane.....	15
1.4 Il monoplano di riferimento .....	21
1.5 Dimensionamento dell'alettone.....	23
2 Progettazione preliminare.....	25
2.1 Stima del coefficiente di momento di cerniera $cH$ .....	25
2.2 Architettura EMA.....	28
2.3 Architettura EHA .....	30
3 Modellazione in Simulink .....	34
3.1 Premessa.....	34
3.2 Modello di attrito coulombiano.....	34
3.3 Modellazione dell'alettone.....	38
3.4 Modellazione del motore elettrico.....	39
3.5 Modellazione della pompa idraulica .....	41
3.6 Modellazione del cilindro o martinetto idraulico.....	42
3.7 Modellazione del controllore PID.....	43
3.8 Generatore del segnale di controllo.....	45
3.9 Assemblaggio del sistema EMA .....	46
3.10 Assemblaggio del sistema EHA.....	46
4 Risultati numerici .....	48

4.1	Stima del momento di cerniera.....	48
4.2	Dimensionamento attuatore EMA.....	49
4.3	Dimensionamento attuatore EHA .....	51
4.4	Stima di peso e ingombro.....	53
4.5	Stima del consumo energetico.....	57
4.6	Elaborazione dei modelli in Simulink.....	57
4.7	Raccolta dei risultati numerici dai modelli Simulink.....	58
5	Conclusioni.....	69
6	Appendice.....	71
	Script AVLAutomation.m.....	71
	Script HingeMoment.m.....	72
	Script HydJackEstimation.m.....	73
	Script Pump.m.....	75
	Script XfoilAutomation.m.....	76
	Riferimenti.....	78

## Elenco dei simboli

Simbolo	Descrizione	Unità di misura
$A_J$	Area del pistone	$[m^2]$
$b$	Alesaggio del pistone	$[m]$
$b$	Apertura alare	$[m]$
$C$	Coppia motrice	$[Nm]$
$c_H$	Coefficiente di momento di cerniera	$[-]$
$c_L$	Coefficiente di portanza	$[-]$
$c_l$	Coefficiente del momento di rollio	$[-]$
$c_{ref}$	Corda di riferimento	$[m]$
$Cil$	Cilindrata della pompa	$[m^3]$
$cil$	Cilindrata della pompa per radiante	$[m^3/rad]$
$D$	Diametro traiettoria pistoni	$[m]$
$d_c$	Diametro dimensionato a compressione e trazione	$[m]$
$d_J$	Diametro esterno dell'area del pistone	$[m]$
$d_T$	Diametro dimensionato a trazione	$[m]$
$E(t)$	Errore nel tempo	$[^\circ]$
$E$	Modulo elastico	$[Pa]$
$F$	Forza lineare creata dall'alettone	$[N]$
$F_{act}$	Forza agente	$[N]$
$F_F$	Forza di attrito	$[N]$
$F_{FD}$	Forza di attrito dinamico	$[N]$
$F_{FS}$	Forza di attrito statico massima	$[N]$
$F_{hyd}$	Forza idraulica	$[N]$
$F_L$	Forza lineare di carico	$[N]$
$GAD$	Guadagno derivativo	$[Vs/^\circ]$
$GAI$	Guadagno integrativo	$[V/^\circ s]$
$GAP$	Guadagno proporzionale	$[V/^\circ]$
$H$	Momento di cerniera	$[Nm]$
$I$	Corrente elettrica	$[A]$
$I_{sat}$	Saturazione del guadagno integrativo	$[^\circ s]$

<b>Simbolo</b>	<b>Descrizione</b>	<b>Unità di misura</b>
$I_x$	Momento d'inerzia attorno all'asse x	$[kg \cdot m^2]$
$I_{xz}$	Momento d'inerzia centrifugo riferito agli assi x e z	$[kg \cdot m^2]$
$I_z$	Momento d'inerzia attorno all'asse z	$[kg \cdot m^2]$
$J$	Momento d'inerzia	$[kg \cdot m^2]$
$K$	Fattore di sicurezza	$[-]$
$K_{GM}$	Guadagno coppia-corrente	$[Nm/A]$
$K_{fem}$	Costante di forza controlettromotrice	$[Vs/rad]$
$k$	Rapporto alesaggio-corsa	$[-]$
$\mathcal{L}$	Trasformata di Laplace	$[-]$
$L$	Induttanza	$[H]$
$L_b$	Lunghezza asta del pistone	$[m]$
$l_b$	Lunghezza braccio alettone-attuatore	$[m]$
$L_{\delta a}$	Derivata della coppia di rollio	$[Nm/rad]$
$L'_{\delta a}$	Derivata disaccoppiata della coppia di rollio	$[Nm/rad]$
$L'_p$	Derivata del momento di rollio secondo il rateo di rollio adim.	$[s^{-1}]$
$M$	Massa	$[kg]$
$N_{\delta a}$	Derivata della coppia di imbardata	$[Nm/rad]$
$N'_{\delta a}$	Derivata disaccoppiata della coppia di imbardata	$[Nm/rad]$
$P$	Potenza	$[W]$
$p$	Pressione	$[Pa]$
$\dot{p}$	Rateo di rollio	$[rad/s]$
$\hat{p}$	Rateo di rollio adimensionato	$[-]$
$Q$	Portata volumica	$[m^3/s]$
$R$	Resistenza elettrica	$[\Omega]$
$RPM$	Rotazioni per minuto	$[min^{-1}]$
$s$	Corsa del pistone	$[m]$
$s$	Spessore	$[m]$
$S_{ref}$	Superficie di riferimento	$[m^2]$
$T_L$	Coppia di carico	$[Nm]$
$T_R$	Costante di tempo del modo di rollio	$[s]$
$V$	Velocità vera nell'aria	$[m/s]$

<b>Simbolo</b>	<b>Descrizione</b>	<b>Unità di misura</b>
$V$	Tensione di alimentazione	[V]
$V_{sat}$	Tensione massima di alimentazione	[V]
$v$	Velocità lineare attuatore	[m/s]
$x_J$	Posizione lineare del martinetto	[m]
$\alpha$	Incidenza geometrica	[°]
$\beta$	Modulo di compressibilità di un liquido	[Pa]
$\gamma$	Inclinazione del piatto	[°]
$\delta_a$	Deflessione alettone	[°]
$\bar{\delta}_a$	Massima escursione angolare alettone	[°]
$\eta$	Rendimento meccanico	[-]
$\eta_v$	Efficienza volumetrica	[-]
$\lambda$	Snellezza di una trave	[-]
$\mu_d$	Coefficiente di attrito dinamico	[-]
$\mu_s$	Coefficiente di attrito statico	[-]
$\rho$	Densità	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\sigma_{cr}$	Tensione critica a compressione	[Pa]
$\sigma_R$	Tensione a rottura del materiale	[Pa]
$\sigma_x$	Sforzo normale alla sezione dell'asta	[Pa]
$\sigma_Y$	Tensione di snervamento del materiale	[Pa]
$\tau$	Rapporto di trasmissione meccanico	[-]
$\bar{\omega}_a$	Velocità angolare dell'alettone	[rad/s]

## Indice delle figure

Figura 1.1 Schema di superfici di controllo tradizionali.....	11
Figura 1.2 In ordine di lettura: Northrop-Grumman B-2 Spirit, Beechcraft Bonanza 35 e Dassault Mirage 2000 .....	11
Figura 1.3 Sistema di controllo del volo a cavi e pulegge .....	12
Figura 1.4 Schema di attuatore elettro-idrostatico .....	14
Figura 1.5 Schema di un attuatore elettro-meccanico.....	14
Figura 1.6 Aeromobile con ala a scatola e a freccia (concept Lockheed) .....	15
Figura 1.7 Idrovolante risultato del progetto IDINTOS .....	16
Figura 1.8 Rendering del PrandtlPlane del progetto PARSIFAL .....	16
Figura 1.9 Confronto tra le distribuzioni di portanza di un PrandtlPlane (sinistra) e di un aereo convenzionale (destra) in condizione di trim a 250 nodi quota zero, entrambi al peso massimo al decollo.....	17
Figura 1.10 Il profilo alare supercritico F11 .....	18
Figura 1.11 Rappresentazione in pianta della semiala anteriore del PrP-186. è visibile la geometria dell'alettone .....	19
Figura 1.12 Rappresentazione in pianta della semiala posteriore del PrP-186. è visibile la geometria dell'alettone .....	20
Figura 1.13 Viste del CeRAS CSR-01, un monoplano tradizionale.....	21
Figura 1.14 Rappresentazione in pianta della semiala del CSR-01. È visibile la geometria dell'alettone .....	22
Figura 2.1 Confronto tra i coefficienti di momento di cerniera risultanti dalle analisi in AVL (blu) e in XFOIL (rosso). A sinistra l'incidenza è fissa a $0^\circ$ . A destra la deflessione è fissa a $0^\circ$ . In ordinata il coefficiente di momento di cerniera. ....	26
Figura 2.2 Esempio ridotto di tabella di coefficiente di momento di cerniera nel formato creato da MATLAB. La prima riga rappresenta le deflessioni dell'alettone, la prima colonna riporta le incidenze aerodinamiche .....	26
Figura 2.3 Coefficiente di momento di cerniera (ordinate) in relazione al numero di vortici lungo la corda alare (ascisse). La linea rossa si riferisce alle ordinate di sinistra, la linea blu a quelle di destra .....	27
Figura 2.4 Rappresentazione in AVL dell'ala isolata ad allungamento 100 .....	27
Figura 2.5 Esempio di mappa grafica del coefficiente di momento di cerniera generata da MATLAB .....	28

Figura 2.6 Modello CAD di massima del martinetto idraulico .....	31
Figura 2.7 Vista in prospettiva (sinistra) e laterale (destra) del modello CAD approssimativo di una pompa assiale.....	33
Figura 3.1 Andamenti qualitativi della forza di attrito in relazione alla velocità relativa (sinistra) e alla forza applicata (destra).....	35
Figura 3.2 Grafici dell'andamento dell'attrito secondo il modello iper-viscoso (sinistra) e di Karnopp (destra). A destra è evidenziata la zona morta .....	36
Figura 3.3 Modellazione in Simulink dell'attrito radente coulombiano secondo Borello .....	37
Figura 3.4 Schema Simulink che replica il momento di cerniera di un alettone .....	38
Figura 3.5 Schema Simulink di un motore elettrico con escursione limitata .....	39
Figura 3.6 Schema Simulink di un motore elettrico con escursione illimitata .....	40
Figura 3.7 Schema Simulink di una pompa idraulica a pistoncini .....	41
Figura 3.8 Schema Simulink di un cilindro idraulico .....	42
Figura 3.9 Schema Simulink di un controllore PID.....	43
Figura 3.10 Confronto tra un contributo integrativo non adeguato (sinistra) e uno adeguato (destra).....	44
Figura 3.11 Schermata di creazione dei segnali in Signal Builder .....	45
Figura 3.12 Blocco Signal Builder in Simulink.....	45
Figura 3.13 Schema Simulink di un attuatore EMA completo .....	46
Figura 3.14 Schema Simulink di un attuatore EHA completo.....	46
Figura 4.1 Rappresentazione grafica delle mappe del coefficiente di momento di cerniera per il PrP-186 (sinistra) e il CSR-01 (destra) .....	48
Figura 4.2 In ordine di lettura: fotografia del radiatore modello ATS-HE21-C1-R0, modello CAD del motore ETEL TMK0175-050, del riduttore Stöber P831-0100 ME e del riduttore Stöber P832-0200 ME scaricati dai siti dei produttori.....	53
Figura 4.3 Assieme del sistema EHA del PrP-186 realizzato in SolidWorks .....	54
Figura 4.4 Assieme del sistema EHA del CSR-01 realizzato in SolidWorks.....	54
Figura 4.5 Collocazione dei sistemi EHA (sopra) e EMA (sotto) nell'ala del CSR-01 (ambiente di schizzo in FreeCAD).....	56
Figura 4.6 Scopes nel sistema EHA.....	58
Figura 4.7 Comando a scalino applicato a un EHA a bordo del PrP-186.....	61
Figura 4.8 Comando a impulso applicato a un EHA a bordo del PrP-186 .....	61
Figura 4.9 Comando a rampa applicato a un EHA a bordo del PrP-186 .....	62
Figura 4.10 Comando a onda quadra applicato a un EHA a bordo del PrP-186 .....	62
Figura 4.11 Comando a scalino applicato a un EMA a bordo del PrP-186.....	63

Figura 4.12 Comando a impulso applicato a un EMA a bordo del PrP-186 .....	63
Figura 4.13 Comando a onda quadra applicato a un EMA a bordo del PrP-186.....	64
Figura 4.14 Comando a rampa applicato a un EMA a bordo del PrP-186 .....	64
Figura 4.15 Comando a gradino applicato a un EHA a bordo del CSR-01 .....	65
Figura 4.16 Comando a impulso applicato a un EHA a bordo del CSR-01 .....	65
Figura 4.17 Comando a rampa applicato a un EHA a bordo del CSR-01 .....	66
Figura 4.18 Comando a onda quadra applicato a un EHA a bordo del CSR-01.....	66
Figura 4.19 Comando a gradino applicato a un EMA a bordo del CSR-01 .....	67
Figura 4.20 Comando a impulso applicato a un EMA a bordo del CSR-01.....	67
Figura 4.21 Comando a rampa applicato a un EMA a bordo del CSR-01.....	68
Figura 4.22 Comando a onda quadra applicato a un EMA a bordo del CSR-01 .....	68

## **Abstract**

Il presente lavoro mette a confronto due aeromobili focalizzandosi sulle diverse prestazioni richieste a un dispositivo di attuazione del comando di rollio. Il primo aereo è un aereo da trasporto civile dotato di una configurazione alare a scatola, detto PrP-186, capace di trasportare 186 persone sviluppato presso l'università di Pisa come risultato del progetto PARSIFAL. Il secondo è il CSR-01, tratto dal database CeRAS, un monoplano tradizionale che vuole essere un riferimento per aeroplani civili nella taglia dell'Airbus A320.

Dopo una breve introduzione storica sull'evoluzione dei comandi di volo e sull'ala a scatola, l'attività parte dal calcolo aerodinamico che evidenzia la differente distribuzione di portanza per i due aeromobili in esame. Vengono quindi progettati in via preliminare due attuatori per ognuno dei due aeroplani: uno elettro-meccanico e uno elettro-idrostatico.

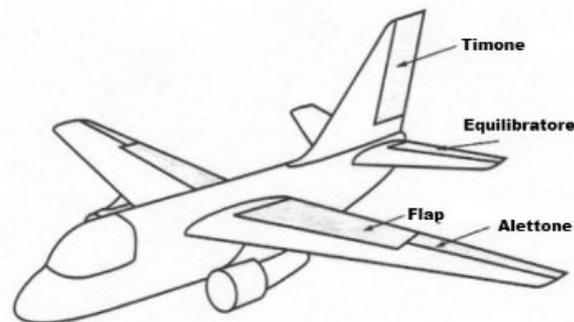
Viene poi effettuato il confronto finale tra le due architetture di attuazione in termini di massa, dimensioni e consumo energetico. Il confronto avviene sia per l'attuatore isolato, sia per l'insieme di attuatori previsti su ognuno degli aeromobili per poter quantificare il peso della strategia di attuazione nella selezione tra le due tipologie di aeromobili.

Infine, viene realizzato un modello matematico in Simulink di ciascuna architettura di attuatore per poter validare l'attività di progettazione svolta e conservare la possibilità di valutare in futuro in situazioni diverse da quelle di origine gli attuatori progettati.

# 1 Introduzione

## 1.1 Il comando del volo

In ogni aeroplano i comandi di volo, di qualsiasi natura essi siano, sono forse la parte più importante di tutte: esistono aerei senza motori, ma non aerei senza comandi di volo. A partire dai primi voli ad ala fissa agli inizi del XX secolo e fino a poco dopo la conclusione del secondo conflitto mondiale, i comandi di volo venivano azionati quasi esclusivamente tramite la forza muscolare umana. All'aumentare delle prestazioni e delle dimensioni degli aeroplani (specialmente i caccia) lo sforzo necessario al governo crebbe fino a divenire insostenibile, nonostante vari espedienti che lo mitigassero. L'avvento della propulsione a getto marcò l'inevitabile avvento di sistemi specializzati che sostituissero il pilota nell'onere di movimentare le superfici di controllo.



*Figura 1.1 Schema di superfici di controllo tradizionali*

Le superfici di controllo di un aeroplano si suddividono in primarie e secondarie: le primarie hanno lo scopo di dirigere il volo dell'aeroplano, mentre le secondarie modificano la portanza dell'ala. Le superfici di controllo primarie sono composte da equilibratori, timone e alettoni. Gli equilibratori agiscono sul momento di beccheggio, gli alettoni sul momento di rollio, mentre il timone agisce sul momento di imbardata. Questa divisione in realtà non è sempre così netta: può succedere che alcune superfici di controllo non siano presenti, sostituite dall'azione combinata di altre, che due tipologie vengano accorpate in architetture ibride o che l'aerodinamica dell'aeroplano renda addirittura superflua una certa superficie di controllo. Si pensi al Northrop-Grumman B-2 Spirit, al Beechcraft



*Figura 1.2 In ordine di lettura: Northrop-Grumman B-2 Spirit, Beechcraft Bonanza 35 e Dassault Mirage 2000*

Bonanza 35 o al Dassault Mirage 2000: l'aviazione, specie se militare o sperimentale, è prodiga di esempi di superfici di controllo non convenzionali.

Le superfici di controllo secondarie sono collocate sulle ali e sono composte da slat e flap, con le prime collocate sui bordi di attacco e le seconde sui bordi di fuga. Vengono azionate quando è necessario incrementare la portanza globale del velivolo anche a costo di un aumento della resistenza, in particolare nelle manovre di decollo e atterraggio o altre situazioni a bassa velocità. Le superfici di controllo secondarie sono state le prime a essere dotate di sistemi potenziati per la loro movimentazione, date le minori prestazioni e affidabilità richieste, venendo potenziate già durante il secondo conflitto mondiale.

## 1.2 Evoluzione dei sistemi di attuazione

I primi sistemi di attuazione prevedevano l'uso di cavi, aste, carrucole, tenditori, ecc. per trasferire la forza dalle braccia del pilota alla superficie designata. Lo sforzo può anche trasmettersi dalla superficie di controllo alle braccia del pilota, fornendo naturalmente al pilota stesso una sensazione da parte dell'aereo che aumenta la consapevolezza riguardo le condizioni di volo. Per questo motivo questa architettura di attuazione è detta reversibile. Un sistema di attuazione reversibile gode di grande affidabilità, di semplicità di costruzione, di leggerezza e di basso costo. Queste qualità rendono il comando reversibile tuttora molto popolare in aeromobili i cui sforzi di governo siano umanamente sostenibili o a cui non siano richiesti particolari requisiti di manovrabilità.

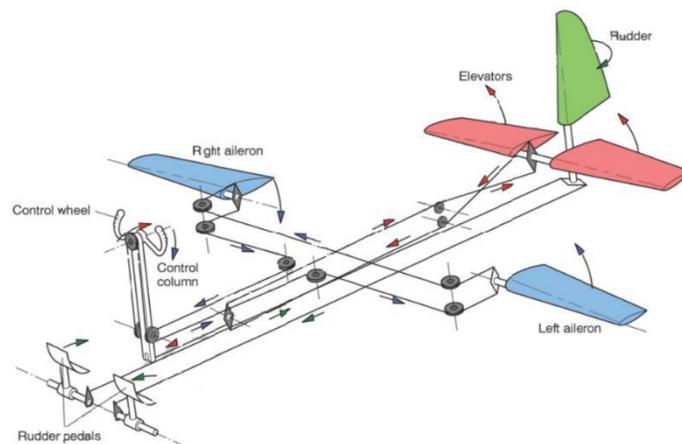


Figura 1.3 Sistema di controllo del volo a cavi e pulegge

I sistemi di attuazione potenziati più basilari ricevono la posizione della cloche del pilota e tramite un fluido idraulico, messo in pressione da pompe calettate sui motori, movimentano la superficie di controllo fino alla coincidenza col comando impartito dal pilota. I sistemi potenziati, non potendo trasmettere al pilota la sensazione dello sforzo applicato, sono detti irreversibili e hanno bisogno di ricreare artificialmente la sensazione da fornire al pilota, al fine di semplificare il pilotaggio e aumentare la consapevolezza del pilota stesso.

Con i progressi in campo elettronico, è stato possibile sviluppare i sistemi di attuazione potenziati fly-by-wire. In detti sistemi il comando del pilota viene ricevuto e interpretato da un computer, il quale provvede successivamente a movimentare le superfici di controllo in modo opportuno. In questo modo il comando del pilota può essere elaborato tramite algoritmi più o meno complessi, ma soprattutto variabili in base alle condizioni dell'aeroplano, a particolari eventi o a impostazioni selezionabili.

L'ulteriore evoluzione, che rappresenta lo stato dell'arte, dei sistemi di attuazione potenziati è l'architettura power-by-wire. In detta architettura il trasporto dei segnali di controllo e della potenza necessaria avvengono tramite cavi elettrici. In questo modo la progettazione delle linee di trasmissione è semplificata (non occorre la progettazione di una linea idraulica completa con relativi accessori) e le stesse linee divengono più affidabili, non potendo la corrente elettrica sfuggire da un cavo danneggiato. Gli attuatori impiegati in questa architettura sono generalmente di due tipologie: attuatori elettromeccanici (EMA) o attuatori elettro-idrostatici (EHA).

La prima tipologia è molto semplice: un motore elettrico, di tipo BLDC<sup>1</sup>, viene collegato meccanicamente alla superficie da attuare. Sulle superfici di controllo secondarie si utilizza un meccanismo a vite-madrevite che, essendo irreversibile, può mantenere le superfici in posizione senza che il motore debba costantemente sviluppare coppia per contrastare i carichi aerodinamici. Questa soluzione comporta però delle velocità di attuazione limitate, perciò sulle superfici di controllo primarie si preferisce un collegamento meccanico diretto o con rotismi ridotti all'essenziale. In questo caso l'onere del mantenimento della posizione ricade interamente sul motore che dovrà produrre una coppia costante, con relativo consumo e surriscaldamento, per contrastare i carichi aerodinamici.

La seconda tipologia di attuatore EHA (Figura 1.4), si presta meglio all'attuazione di superfici di controllo primarie. Dall'esterno un attuatore EHA può assomigliare a un sistema EMA, ricevendo solo collegamenti elettrici. In realtà gli attuatori EHA contengono al loro interno un circuito idraulico autonomo, spesso sigillato e garantito senza manutenzione dal produttore per la vita operativa. Un motore elettrico BLDC movimentata una pompa idraulica che crea la pressione necessaria in un fluido idraulico, il quale infine esercita forza sul pistone di un martinetto idraulico producendo il movimento della superficie di controllo. Chiudendo tramite valvole la via al fluido, il movimento del pistone (e quindi della superficie di controllo associata) resta bloccato, a meno della compressibilità del fluido. Un sistema EHA garantisce le stesse prestazioni di un sistema idraulico tradizionale senza l'ingombro e il peso di una linea idraulica, una minor manutenzione, minori ingombri dovuti al circuito e ai relativi

---

<sup>1</sup> BrushLess Direct Current motor: motore a corrente continua senza spazzole.

accessori e maggior efficienza al prezzo di una progettazione più complessa rispetto a un equivalente EMA.

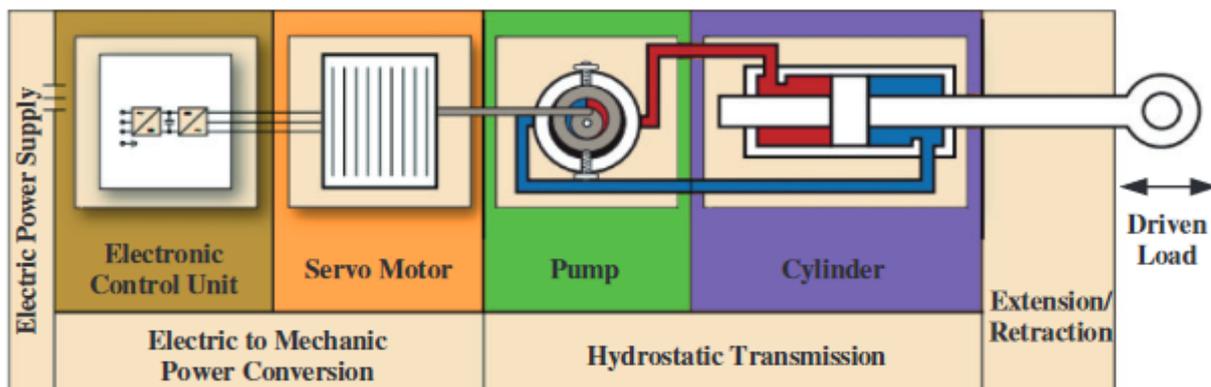


Figura 1.4 Schema di attuatore elettro-idrostatico

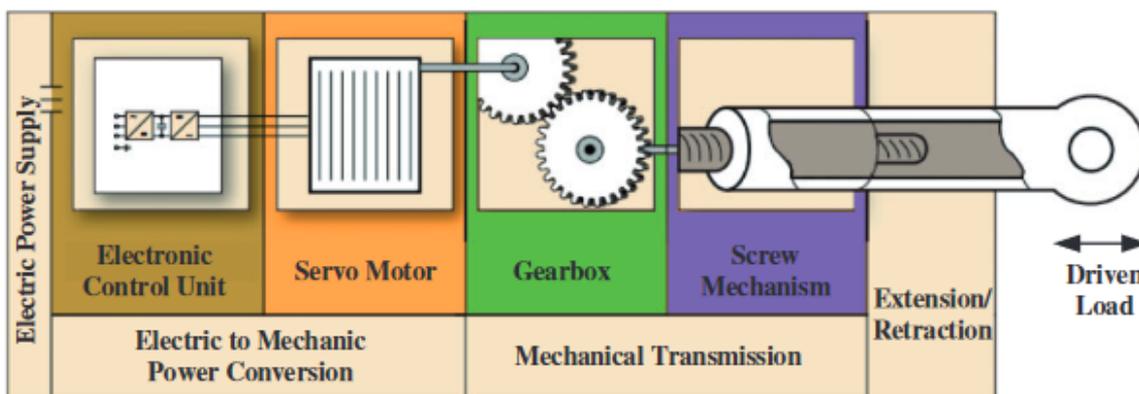


Figura 1.5 Schema di un attuatore elettro-meccanico

### 1.3 Il PrandtlPlane

Un PrandtlPlane è un aeroplano con una particolare configurazione alare biplana in cui le estremità alari sono collegate da paratie (Figura 1.6). Tale configurazione è detta *a scatola* o *box-wing*. I primi studi teorici furono svolti da Ludwig Prandtl nel 1924 [1], ma non ebbero seguito applicativo nonostante le grandi prestazioni promesse. Le cause dell'abbandono dell'ala a scatola sono da imputare alla maggior complessità costruttiva e alla maggior economia della configurazione monoplana che riusciva a soddisfare le richieste dell'epoca.

Negli ultimi decenni, l'ala a scatola sta venendo riscoperta grazie ai numerosi benefici che questa configurazione promette [2]. Tra i vantaggi ricavabili dall'ala a scatola, rispetto a un aereo monoplano di pari ingombro al suolo, si annoverano: incremento della capacità di passeggeri di circa il 50%, riduzione dei tempi di imbarco e sbarco di passeggeri e merci e una riduzione della resistenza indotta a parità di portanza generata. Nel 2011 la Lockheed concepì un aeromobile civile (Figura 1.6) con ala a scatola rispondendo all'iniziativa NASA "*Environmentally Responsible Aviation*" [3]. Nello stesso anno vola il piccolo idrovolante con ala a scatola (Figura 1.7) nato dal progetto IDINTOS [4] finanziato dalla regione Toscana. Il progetto PARSIFAL [5], condotto da Università di Pisa, TU Delft, ONERA, DLR, Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers e SkyBox Engineering [6], si prefigge l'obiettivo di studiare la fattibilità della realizzazione di un aeromobile di linea con ala a scatola nella speranza di favorirne la costruzione da parte di industrie aeronautiche.



Figura 1.6 Aeromobile con ala a scatola e a freccia (concept Lockheed)



Figura 1.7 Idrovolante risultato del progetto IDINTOS

Un PrandtlPlane può rinunciare agli equilibratori tradizionali ricorrendo a due coppie di elevatori, una per ogni ala, posizionati poco distanti dalla radice alare per governare il beccheggio. Queste coppie di equilibratori sono azionate in maniera antagonista da un'ala all'altra. Sfruttando una seconda ala portante come piano come superficie stabilizzante sul beccheggio, si evita la resistenza indotta addizionale che un piano di coda orizzontale dedicato deportante causerebbe sia con la sua presenza, sia con la maggior portanza richiesta all'unica ala principale. Il controllo di rollio è affidato a due coppie di alettoni tradizionali posizionati lontano dalle rispettive radici alari. Il controllo di imbardata è affidato a uno o due timoni, i cui rispettivi impennaggi verticali sostengono anche l'ala posteriore ed eventualmente i motori. Va infine notato che l'installazione dei motori sull'ala posteriore (come accade in Figura 1.6), permette di impiegare motori a rapporti di diluizione maggiori [7] senza dover alzare troppo da terra la fusoliera ricorrendo a gambe dei carrelli particolarmente lunghe.



Figura 1.8 Rendering del PrandtlPlane del progetto PARSIFAL

Caratteristico dell'ala a scatola è l'andamento del coefficiente di portanza lungo l'apertura data dalla presenza della paratia all'estremità alare. Grazie alla paratia, l'ala presenta un coefficiente di portanza maggiore, rispetto a un semplice monopiano, nelle zone dove vengono solitamente installati gli alettoni.

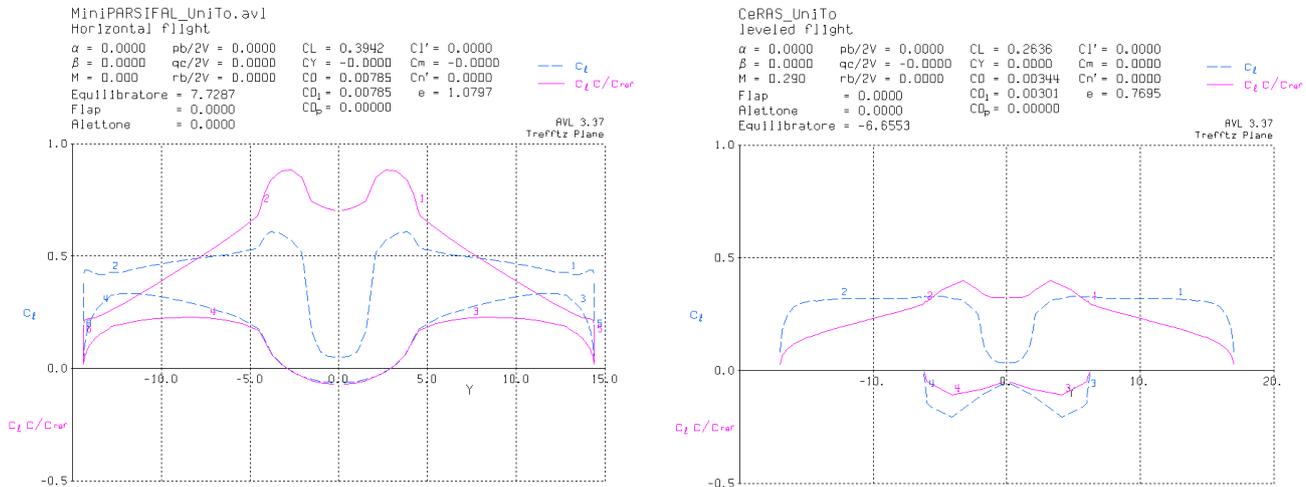


Figura 1.9 Confronto tra le distribuzioni di portanza di un PrandtlPlane (sinistra) e di un aereo convenzionale (destra) in condizione di trim a 250 nodi quota zero, entrambi al peso massimo al decollo.

In Figura 1.9 si può apprezzare la distribuzione di portanza nel PrandtlPlane. Nel PrandtlPlane la linea a  $c_L$  più alto si riferisce all'ala anteriore, quella a  $c_L$  più basso a quella posteriore. Si noti come nel PrandtlPlane l'ala anteriore sia completamente portante e quella posteriore quasi completamente portante.

Il PrandtlPlane di riferimento in questo lavoro è il PrP-186, capace di trasportare 186 passeggeri. Le sue due ali impiegano il profilo alare supercritico F11 (Figura 1.10). Le due ali montano ognuna una coppia di alettoni le cui dimensioni e rappresentazioni in pianta sono visibili in Tabella 1.1, Figura 1.11 e Figura 1.12.

PrP-186	
<b>Apertura alettone [m]</b>	1.12
<b>Posizione bordi alettone lungo l'ala [m]</b>	Da 12.78 a 13.90
$\frac{\partial c_L}{\partial \delta_a} \left[ \frac{1}{rad} \right]$	0.044290
$\delta_{aMAX} [^\circ]$	22.5

Tabella 1.1 Dati alettoni del PrP-186

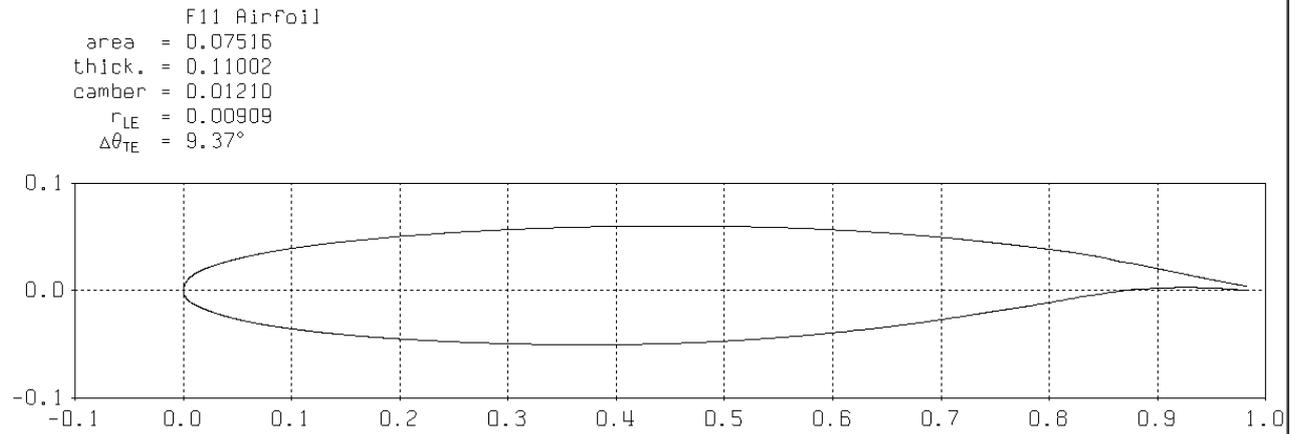


Figura 1.10 Il profilo alare supercritico F11

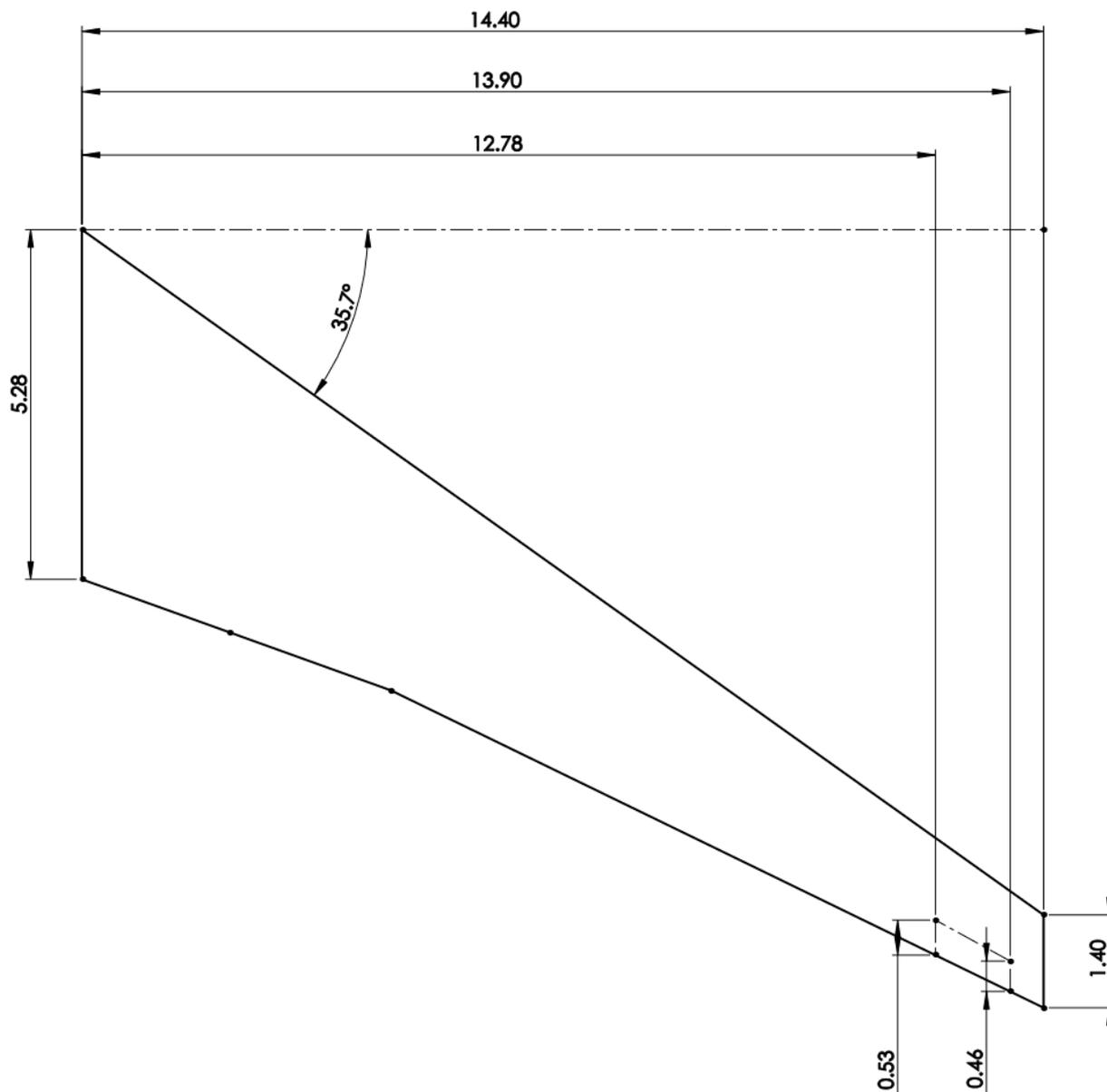


Figura 1.11 Rappresentazione in pianta della semiala anteriore del PrP-186. è visibile la geometria dell'alettone

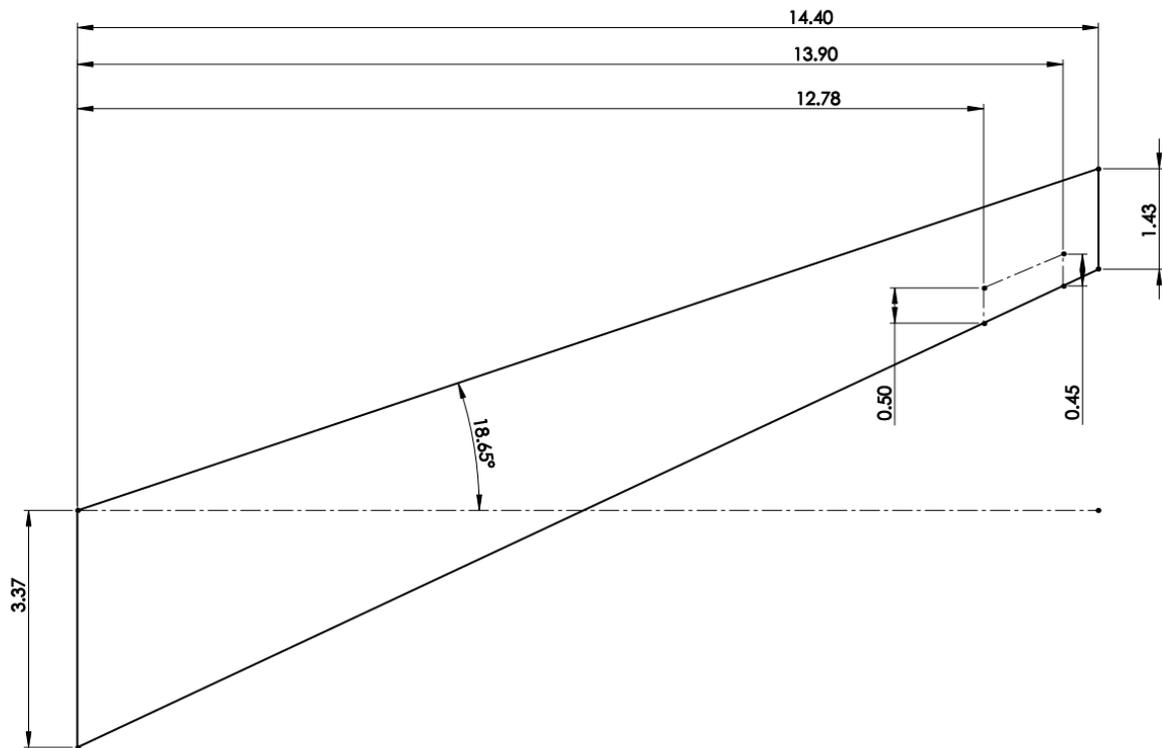


Figura 1.12 Rappresentazione in pianta della semiala posteriore del PrP-186. è visibile la geometria dell'alettone

#### 1.4 Il monoplano di riferimento

Il Prp-186 viene messo a confronto con un aeromobile monoplano estratto dal database CeRAS: il CSR-01 [8]. Il CSR-01, rappresentato in Figura 1.13, è un aereo monoplano di impostazione tradizionale, rappresentativo degli aeromobili di linea nella taglia dell'Airbus A320. Il CSR-01 è in grado di trasportare 186 passeggeri.

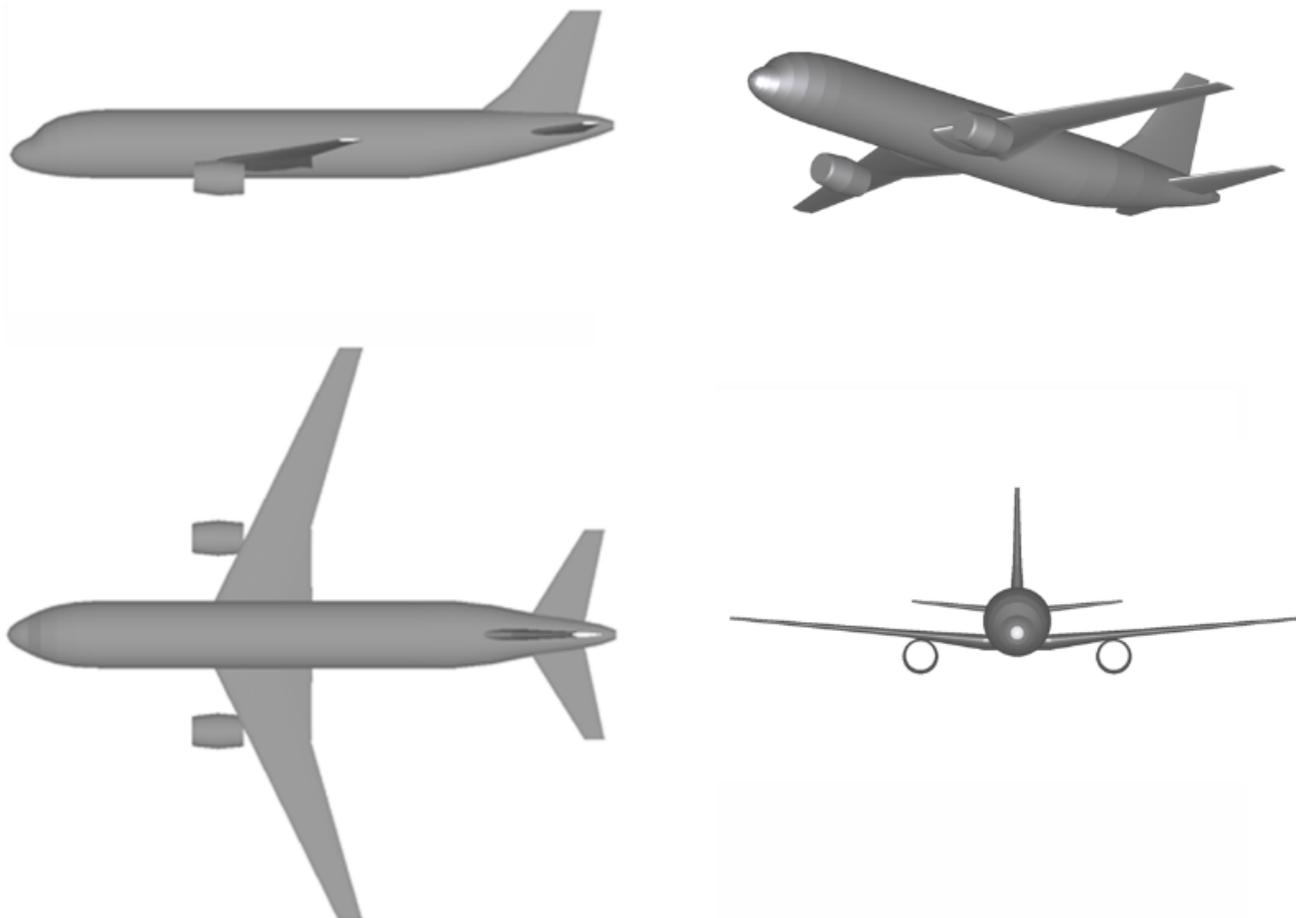


Figura 1.13 Viste del CeRAS CSR-01, un monoplano tradizionale

CSR-01	
<b>Apertura alettone [m]</b>	2.65
<b>Posizione bordi alettone lungo l'ala [m]</b>	14.39 - 17.04
$\frac{\partial c_L}{\partial \delta_a} \left[ \frac{1}{rad} \right]$	0.071505
$\delta_{aMAX} [^\circ]$	22.5

Tabella 1.2 Dati alettoni del CSR-01

In Figura 1.9 è possibile paragonare la distribuzione di portanza del CSR-01 con quella del PrP-186. La distribuzione del CSR-01 è quella tipica degli aeromobili tradizionali: l'ala principale sostiene il peso dell'aereo, mentre il piano di coda diviene deportante per equilibrare il momento di beccheggio.

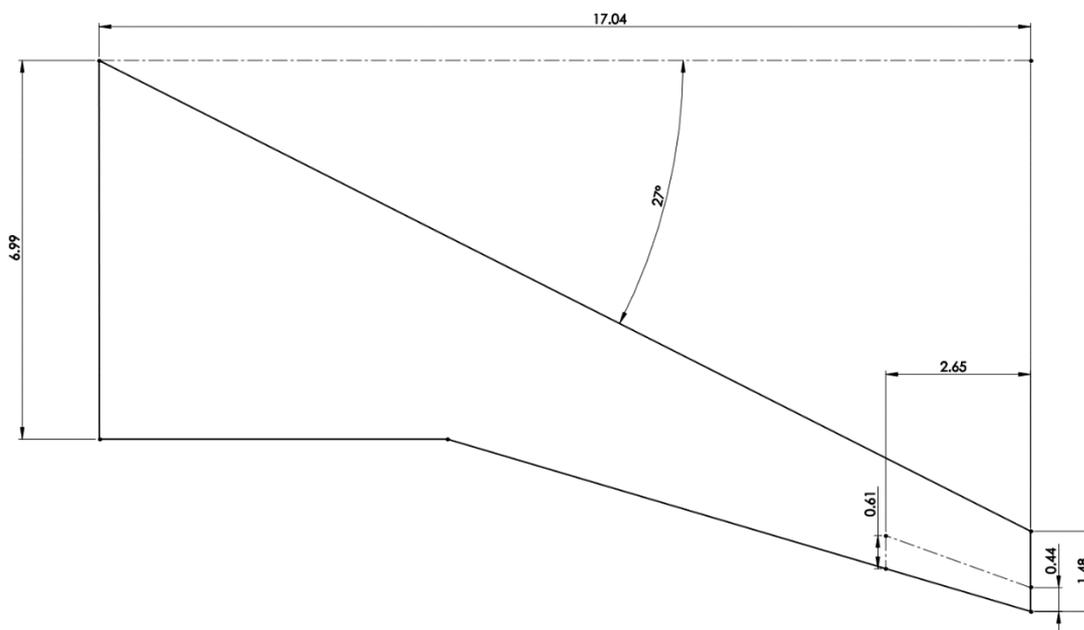


Figura 1.14 Rappresentazione in pianta della semiala del CSR-01. È visibile la geometria dell'alettone

Gli alettoni nel CRS-01 sono stati dimensionati con la stessa procedura impiegata per il PrP-186. I dati degli alettoni sono riportati in Tabella 1.2, mentre la rappresentazione grafica in pianta della semiala destra è visibile in Figura 1.14.

Nel corso di questo lavoro l'architettura *box-wing*, rappresentata dal PrP-186, verrà confrontata, nell'ambito dell'attuazione del comando di volo di rollio, con l'aereo monoplano CSR-01.

	PrP-186	CeRAS CSR-01
<b>Apertura alare</b>	28.8 m	34.1 m
<b>Superficie alare</b>	142.49 m <sup>2</sup>	122.40 m <sup>2</sup>
<b>Peso massimo al decollo</b>	78.13 · 10 <sup>3</sup> kg	77.00 · 10 <sup>3</sup> kg
<b>Passeggeri</b>	186	186
<b>Autonomia</b>	5180 km	4791 km
<b>Mach di crociera</b>	0.79	0.79
<b>Quota di crociera</b>	11 km	11 km

Tabella 1.3 Caratteristiche salienti di PrP-186 e CSR-01, due aeromobili rispondenti agli stessi top requirements [9]

### 1.5 Dimensionamento dell'alettone

Per poter eseguire una stima precisa della dimensione appropriata degli alettoni occorrerebbe sviluppare un modello della dinamica dell'aeroplano che coinvolga tutti i suoi sei gradi di libertà. Dato che ogni grado di libertà influenza, in maniera più o meno marcata, gli altri, ci si ritroverebbe a dover calcolare numerose derivate colleganti i vari gradi di libertà con tutte le forze che possono agire sull'aeromobile. Per evitare di dover ottenere le dette derivate (non sempre di facile ottenimento, anche avendo a disposizione un modello volante) si ricorre spesso a modelli semplificati, dove vengono trascurati alcuni accoppiamenti. Nel dimensionare gli alettoni uno dei metodi applicabili richiede di rappresentare il rollio dell'aeroplano con un solo grado di libertà, ignorando quindi il forte accoppiamento tra rollio e imbardata.

Immaginando di sottoporre l'aeroplano a un comando di alettone impulsivo, si può affermare sulla base dell'esperienza che l'aeroplano subisce un cambiamento finito dell'angolo di rollio. La funzione di trasferimento che collega la deflessione impulsiva dell'alettone con l'angolo di rollio è la seguente [10].

$$\frac{\varphi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{L'_{\delta a}}{s \left( s + \frac{1}{T_R} \right)} \quad (1.1)$$

Applicando alla (1.1) il teorema del valore finale si ottiene la (1.2).

$$\varphi_{\infty} = L'_{\delta a} T_R (\delta_a)_{MAX} \quad (1.2)$$

Il dimensionamento inizia fissando un certo angolo di rollio a regime  $\bar{\varphi}_{\infty}$  che l'aeroplano deve raggiungere a seguito della manovra a impulso. Dopodiché si calcola il tempo caratteristico di rollio  $T_R$  tramite analisi aerodinamica o altri metodi e si ipotizza una prima dimensione dell'alettone, da cui ricavare la derivata  $L'_{\delta a}$ . Applicando quindi la massima deflessione dell'alettone si ottiene un certo angolo  $\varphi_{\infty}$ . Se  $\varphi_{\infty} > \bar{\varphi}_{\infty}$  il dimensionamento è concluso, altrimenti occorre ingrandire la superficie mobile e/o permetterle di deflettersi maggiormente. Nel presente lavoro la derivata  $L'_{\delta a}$  viene ottenuta tramite il sistema (1.3)

$$\begin{bmatrix} L'_{\delta a} \\ N'_{\delta a} \end{bmatrix} = \frac{1}{\Delta} \begin{bmatrix} 1 & I_{XZ}/I_X \\ I_{XZ}/I_Z & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} L_{\delta a} \\ N_{\delta a} \end{Bmatrix} \quad (1.3)$$

$$\Delta = 1 - \frac{I_{XZ}^2}{I_X I_Z} \quad (1.4)$$

Il tempo caratteristico del modo di rollio  $T_R$  può essere, in prima approssimazione, identificato nell'inverso della derivata aerodinamica  $L'_p$  la cui formulazione (1.5, 1.6, 1.7) è riportata di seguito.

$$T_R = -\frac{1}{L'_p} \quad (1.5)$$

$$L'_p = \frac{\rho V S b^2}{4I_x} \frac{\partial c_l}{\partial \hat{p}} \quad (1.6)$$

$$\hat{p} = \frac{pb}{2V} \quad (1.7)$$

	<b>CSR-01</b>	<b>PrP-186</b>
$S_{ref} [m^2]$	122.4	142.5
$b_{ref} [m]$	34.08	28.8
$I_x [kg m^2]$	843086	1088944
$I_z [kg m^2]$	4812090	5829726
$I_{xz} [kg m^2]$	-234650	-830778
$\partial c_l / \partial \delta_a$	0.071505	0.044290
$\partial c_n / \partial \delta_a$	0.000344	0.000172
$\partial c_l / \partial p$	-0.464416	-0.537120
$\partial c_n / \partial p$	-0.019868	-0.011798
$T_R [s]$	2.4189	3.4775
$L'_{\delta a}$	1.2354	0.6449
$(\delta_a)_{max} [rad]$	0.3927	0.3927
$\varphi_{\infty} [^\circ]$	<b>67.2368</b>	<b>50.4578</b>

Tabella 1.4 Valori impiegati nella verifica del dimensionamento degli alettoni per il PrP-186 e il CSR-01

Per gli aeromobili in esame è stato giudicato ragionevole un angolo  $\bar{\varphi}_{\infty}$  pari a 45 gradi in condizione di atterraggio. Le condizioni di atterraggio prevedono una densità dell'aria pari a  $1.225 kg/m^3$  e una velocità di  $75 m/s$ , tipica per aeromobili nella taglia dell'Airbus A320. Entrambi gli aeromobili superano abbondantemente questo limite, per cui le dimensioni indicate in Figura 1.11, Figura 1.12 e Figura 1.13 soddisfano il dimensionamento preliminare.

## 2 Progettazione preliminare

### 2.1 Stima del coefficiente di momento di cerniera $c_H$

Il primo passo nella progettazione preliminare consiste nello stabilire quali forze o momenti il sistema di attuazione dovrà essere in grado di sviluppare. Si parte dalla conoscenza del profilo alare impiegato, dalle dimensioni della superficie mobile e dall'eventuale braccio a disposizione per trasformare la coppia in forza lineare e viceversa. I software tramite cui sono state effettuate le stime sono AVL e XFOIL, entrambi sviluppati da Mark Drela e Harold Youngren presso il MIT.

XFOIL utilizza il metodo dei pannelli applicato al contorno di un profilo alare in due dimensioni per ricavare varie grandezze di interesse tra le quali: coefficienti di portanza, resistenza e momento, momento di cerniera e molte altre. I calcoli restano validi solamente in campo subsonico, mentre è possibile includere gli effetti viscosi e la compressibilità. È possibile automatizzare l'analisi di un dato profilo alare, fornendo anche la posizione della cerniera e altre impostazioni, per un intervallo di incidenze e deflessioni a scelta dell'utente tramite lo script XfoilAutomation.m ( $\rightarrow$ ) e raccogliere i dati risultanti in un unico file di testo. Va notato che nel presente lavoro sono stati trascurati gli effetti viscosi per mantenere conformità con la successiva analisi in AVL, il quale lavora in condizioni di flusso potenziale. Lo script fornisce in output una matrice di coefficienti  $c_H$  allineati con i vettori contenenti incidenza e deflessione di riferimento. Viene anche fornita una rappresentazione grafica come Mesh 3D.

AVL applica invece il metodo del reticolo di vortici su una geometria tridimensionale assegnata ricavando varie grandezze aerodinamiche, tra le quali il coefficiente di momento di cerniera  $c_H$  per le superfici di controllo. Per ottenere dati utili è necessario ricostruire una mappa del coefficiente di momento di cerniera per varie condizioni di incidenza  $\alpha$  e deflessione  $\delta$  del comando. Onde evitare un compito gravoso e ripetitivo per una persona, è stato approntato in MATLAB lo script AVLAutomation.m ( $\rightarrow$ ) che automatizza le analisi aerodinamiche in AVL e la successiva raccolta degli output in un unico file di dati.

Entrambi gli script creano una tabella contenente i momenti di cerniera allineati con l'incidenza e la deflessione cui si riferiscono e una rappresentazione grafica della tabella stessa. Un esempio ridotto della tabella di coefficienti prodotta è riportato in Figura 2.2, mentre per la rappresentazione grafica si rimanda alla Figura 2.5.

Nel decidere quale dei due programmi prendere a riferimento nel dimensionamento, si è operato un confronto diretto, adottando sempre lo stesso profilo F11 (Figura 1.10). Dato che XFOIL lavora in due

dimensioni e AVL in tre, è stata predisposta in AVL la geometria 3D di un'ala ad elevato allungamento, pari a 100 (Figura 2.4). su entrambi i modelli è stata creata una superficie di controllo con pari geometria di deflessione. In XFOIL il profilo è approssimato da 450 pannelli, mentre su AVL la mesh aerodinamica è composta da 25 vortici lungo la corda con spaziatura sinusoidale (vortici via via più densi a partire dal bordo di attacco verso quello di fuga) e 50 vortici lungo la semi-apertura alare con spaziatura costante. I coefficienti di momento di cerniera calcolati sono stati messi a confronto ed è emerso che, mentre le derivate sono molto simili, i valori assoluti sono visibilmente diversi, ma concordi nel segno. Dato che il coefficiente  $c_H$  risulta maggiore in modulo nelle analisi svolte da AVL, si è scelto di adottare i suoi risultati in ottica di ulteriore cautela, anche a costo di ottenere sistemi sovradimensionati. Il confronto tra le due analisi è riportato in Figura 2.1.

Il calcolo finale del momento di cerniera avviene applicando la (2.1). Le quantità  $S_{ref}$  e  $c_{ref}$  sono le stesse utilizzate da AVL nell'ottenere il  $c_H$  e sono decise all'atto di definire una geometria per AVL.

$$H = c_H \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} c_{ref} \tag{2.1}$$

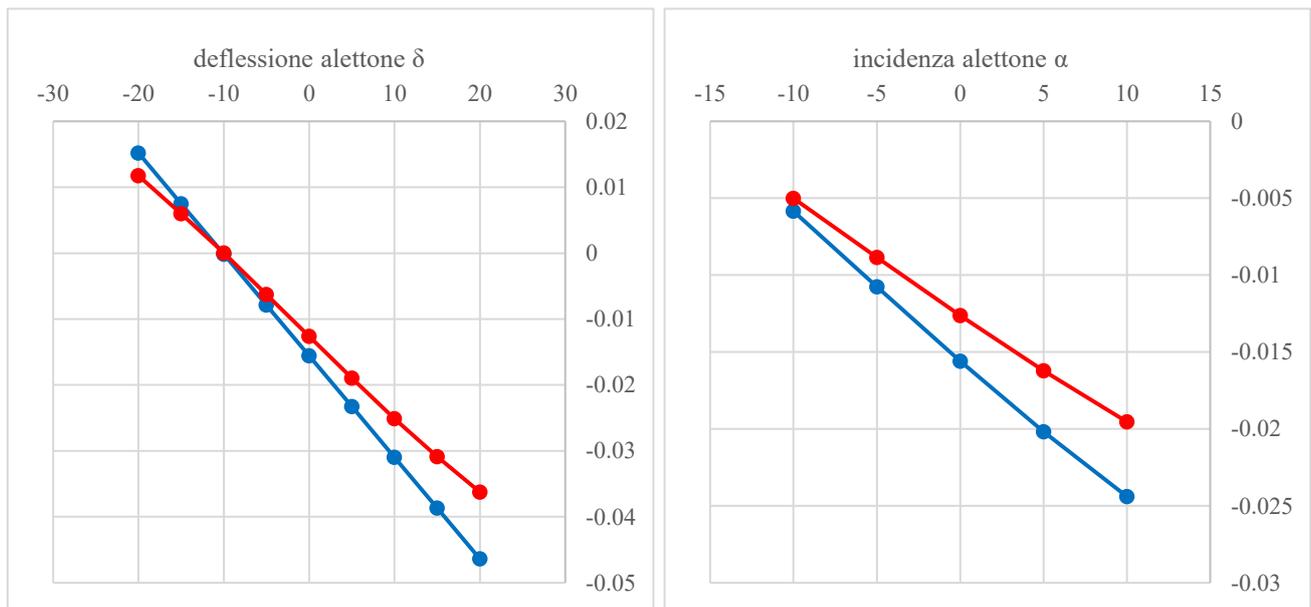


Figura 2.1 Confronto tra i coefficienti di momento di cerniera risultanti dalle analisi in AVL (blu) e in XFOIL (rosso). A sinistra l'incidenza è fissa a 0°. A destra la deflessione è fissa a 0°. In ordinata il coefficiente di momento di cerniera.

	0	-20	-10	0	10	20
-10	0.024900	0.009527	-0.005849	-0.021230	-0.036600	
-5	0.020250	0.004741	-0.010760	-0.026270	-0.041770	
0	0.015200	-0.000193	-0.015590	-0.030990	-0.046380	
5	0.009932	-0.005123	-0.020180	-0.035230	-0.050290	
10	0.004590	-0.009900	-0.024390	-0.038880	-0.053370	

Figura 2.2 Esempio ridotto di tabella di coefficiente di momento di cerniera nel formato creato da MATLAB. La prima riga rappresenta le deflessioni dell'alettone, la prima colonna riporta le incidenze aerodinamiche

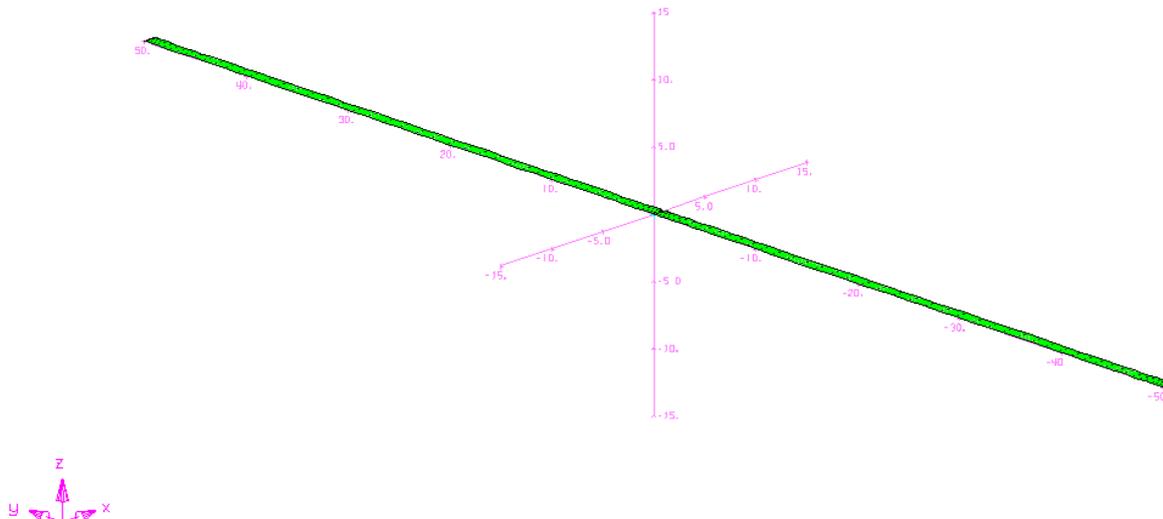


Figura 2.4 Rappresentazione in AVL dell'ala isolata di allungamento 100

La densità della mesh di vortici impiegata in AVL per l'analisi degli aeroplani completi è stata definita a seguito di ripetute iterazioni con densità via via crescenti. Il modello preso a riferimento è stato il PrP-186 in condizioni di incidenza e deflessione zero. Per tutti i casi i vortici sono distribuiti con andamento sinusoidale (via via più fitti verso il bordo di fuga alare) in numero variabile da 2 a 20. In Figura 2.3 è riportato l'andamento del momento di cerniera calcolato. Per la stima del coefficiente di momento di cerniera è stato scelto di impostare 12 vortici lungo la corda. In questo modo il risultato raggiunge una precisione sufficiente rispetto a un numero maggiore di vortici, mantenendo i tempi di calcolo entro limiti ragionevoli.

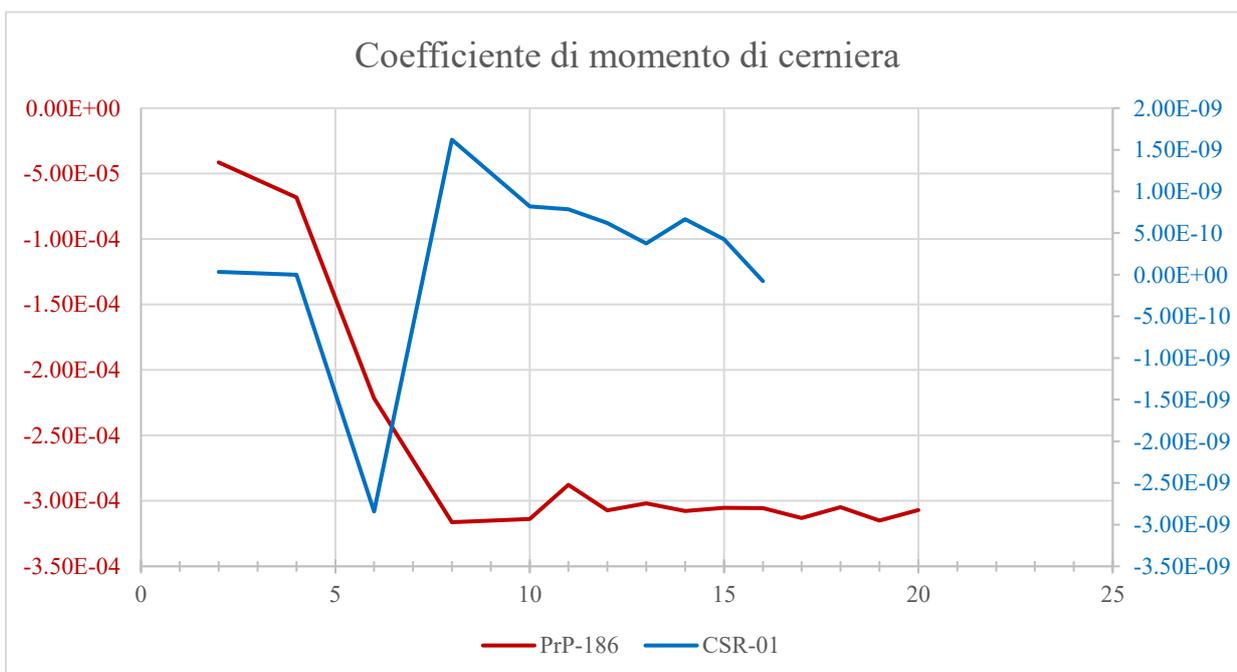


Figura 2.3 Coefficiente di momento di cerniera (ordinate) in relazione al numero di vortici lungo la corda alare (ascisse). La linea rossa si riferisce alle ordinate di sinistra, la linea blu a quelle di destra

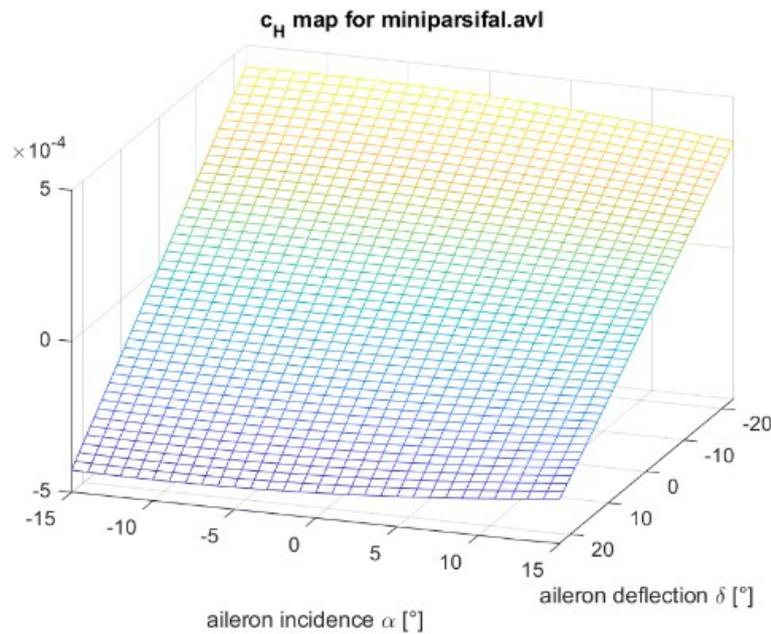


Figura 2.5 Esempio di mappa grafica del coefficiente di momento di cerniera generata da MATLAB

## 2.2 Architettura EMA

Il progetto preliminare di un attuatore EMA parte dalla conoscenza del momento di cerniera  $H$  massimo da contrastare. In via cautelativa, si impone che il motore elettrico impiegato sia in grado di sviluppare una coppia massima continuativa pari al doppio del momento  $H$  massimo previsto.

I motori elettrici per applicazioni aeronautiche sono del tipo BLDC. Questi motori sfruttano un circuito di controllo per alimentare, tramite la tecnica PWM<sup>2</sup>, le diverse spire in maniera opportuna in modo da ottenere la coppia e la velocità desiderate. La fisica che regola il loro funzionamento e gli algoritmi elettronici implementati, sono molto complicati e la loro conoscenza di dettaglio è fonte di elevata complessità. Nell'interesse del presente lavoro il motore elettrico può essere approssimato come semplice oggetto capace di applicare una coppia a un albero in cambio di un'alimentazione elettrica. È quindi applicabile il più semplice modello elettrico del motore a spazzole, senza scadere troppo in accuratezza del modello. I dati forniti dai costruttori permettono di riprodurre con precisione il comportamento del motore adottando questo modello.

$$V = RI \quad (2.2)$$

$$P = I \cdot (V + K_{fem}\omega) \quad (2.3)$$

$$P = \frac{V^2}{R} \quad (2.4)$$

<sup>2</sup> Pulse Width Modulation: modulazione dell'ampiezza d'impulso

Un motore elettrico adeguato viene selezionato tra quelli presenti sul mercato per essere preso a modello. Per stimare la richiesta energetica si parte dalla coppia massima richiesta. Da questa, tramite la costante di guadagno coppia-corrente, si ricava la corrente necessaria e, nota la resistenza degli avvolgimenti, si può stimare la corrispondente tensione tramite la legge di Ohm (2.2). Alla tensione calcolata tramite la (2.2) va aggiunta la tensione necessaria a vincere la forza controelettromotrice generata dalla massima velocità che si richiede al motore elettrico. Sia la coppia richiesta, sia la velocità sono riferite all'albero motore, che è collegato all'albero dell'alettone tramite un eventuale rapporto di riduzione  $\tau$ . La potenza risultante finale è ottenuta tramite la (2.3). La potenza di picco, invece, si ricava tramite la formula (2.4). Questa è la potenza massima che il motore può assorbire dal circuito di alimentazione nel caso in cui venisse applicata la tensione massima senza altri effetti che possano smorzarla. Tale potenza non è in realtà di interesse applicativo: le enormi correnti indurrebbero per effetto Joule un riscaldamento repentino e di grande entità. Ammesso, e non concesso, che il metallo delle spire del motore possa resistere al calore indotto da tali correnti senza fondere o innescare incendi, la prima vittima del calore sarebbe lo smalto d'isolamento del filo elettrico. L'isolamento, fondendo, porterebbe a contatto fra loro i vari avvolgimenti delle spire, vanificando la progettazione del percorso a spirale del filo elettrico che diverrebbe incapace di generare il campo magnetico necessario alla produzione della coppia motrice. Il momento di inerzia del motore è ottenuto dalla documentazione del motore, assieme alla massa, alle dimensioni e ai requisiti di alimentazione. Dato che il sistema EMA richiede un continuo assorbimento di corrente per continuare a produrre la coppia necessaria al mantenimento della posizione comandata, si rende necessario analizzare un possibile sistema di raffreddamento del motore. Scartata la possibilità di raffreddamento ad aria per via della crescita eccessiva delle dimensioni del motore, si ipotizza di ricorrere a un raffreddamento a liquido. Il raffreddamento a liquido richiede un'apertura minore per prelevare l'aria necessaria allo smaltimento ultimo del calore, impattando di meno sulla pulizia aerodinamica dell'ala. Con un opportuno progetto dei condotti dell'aria si potrebbe sfruttare l'effetto Meredith per ridurre l'impatto del raffreddamento sulla resistenza del velivolo e infine sul consumo di carburante.

Ultimo, ma non meno importante, aspetto da considerare è la possibilità di poter collocare il motore all'interno della sezione alare a disposizione. Non sarebbe aerodinamicamente accettabile dover ricorrere a modifiche del profilo alare per poter accomodare un motore fuori misura. Se si dovesse ricorrere a un motore sottodimensionato per ragioni di ingombri, occorrerebbe valutare una trasmissione in grado di moltiplicare la coppia erogata dal motore, l'accoppiamento in serie di più motori o entrambe le possibilità.

### 2.3 Architettura EHA

Il dimensionamento di un attuatore di tipo EHA parte anch'esso dai vincoli imposti dalla superficie di controllo da muovere. Dopo aver dimensionato il martinetto, si procede verso la pompa e le tubazioni.

L'escursione angolare massima dell'alettone e la velocità angolare massima richiesta all'alettone permettono di stabilire la lunghezza dell'asta (usata nella valutazione a compressione), e, in seguito, la portata volumica di olio che dovrà essere fornita al martinetto per poter raggiungere la velocità lineare richiesta. La portata volumica sarà il principale input dei successivi calcoli riguardanti la pompa.

Noto il momento di cerniera  $H$  da contrastare, si stabilisce la lunghezza del braccio  $l_b$  a disposizione dell'attuatore per imprimere la rotazione tramite la (2.5). La forza risultante risulta raddoppiata per ragioni cautelative.

$$F = 2H/l_b \quad (2.5)$$

Una volta nota la forza che l'attuatore dovrà sviluppare, occorre valutare sia la resistenza dell'asta a trazione, sia il comportamento a compressione. Nella valutazione a trazione è sufficiente ottenere la  $\sigma_x$  e imporre che sia inferiore alla  $\sigma_Y$  del materiale prescelto, includendo anche il classico fattore di sicurezza  $K$ . Il diametro minimo per la resistenza a trazione  $d_T$  si ottiene tramite la formula (2.6). Si noti che la stessa tensione  $\sigma_x$  è usata anche nel dimensionamento a compressione.

$$d_T = \sqrt{\frac{4FK}{\pi\sigma_Y}} \quad (2.6)$$

Nell'analisi del comportamento a compressione occorre stabilire la lunghezza dell'asta del pistone. La lunghezza della trave è connessa con la massima escursione angolare della superficie mobile  $\bar{\delta}_a$ , considerata da un fine corsa all'altro, e con la lunghezza del braccio che collega la superficie mobile con il martinetto idraulico nella formula (2.7).

$$L_b = 2l_b \tan \frac{\bar{\delta}_a}{2} \quad (2.7)$$

Stabilita la lunghezza, si procede nel determinare la snellezza limite della trave del materiale prescelto. Successivamente si inizia una procedura iterativa per determinare il diametro  $d_c$ , maggiore di  $d_T$ , che possa scongiurare l'instabilità. In ogni ciclo si calcola la snellezza per un diametro di ipotesi pari inizialmente al limite inferiore  $d_T$  (verrebbe altrimenti a mancare la resistenza a trazione), quindi si applica, in base alla snellezza, la formula di Eulero (2.8) per aste snelle o di Johnson (2.9) per aste tozze. Si verifica infine che la  $\sigma_{cr}$  sia superiore al 125% della tensione di compressione. In caso

negativo il diametro esplorativo è incrementato in misura del 2% rispetto al diametro di partenza  $d_T$ . In caso positivo il ciclo iterativo si interrompe e si è determinato un diametro  $d_c$  soddisfacente. Il passo successivo determina aree e spessori coinvolgenti la pressione dell'olio massima.

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E}{A^2} \quad (2.8)$$

$$\sigma_{cr} = \sigma_Y - \frac{\sigma_Y^2 A^2}{4\pi^2 E} \quad (2.9)$$

A partire dalla pressione massima  $p_{max}$  che si prevede di creare nel sistema, si determina l'area del pistone su cui la detta pressione potrà agire tramite la formula (2.10).

$$A_J = \frac{F}{p_{max}} \quad (2.10)$$

$$d_J = 2 \sqrt{\frac{A_J}{\pi} + \left(\frac{d_c}{2}\right)^2} \quad (2.11)$$

L'area del pistone è una corona circolare e il calcolo del diametro massimo (2.11) tiene conto della presenza del diametro dell'asta al suo interno. L'area del pistone assieme alla velocità di attuazione massima forniscono la portata volumica di olio che sarà necessario instaurare per soddisfare il requisito di velocità tramite la (2.12). La velocità massima di attuazione lineare è definita a partire da quella angolare massima da raggiungere nella (2.13). Per comandi di attuazione primari la velocità è generalmente fissata in  $60^\circ/s$ . Lo spessore del pistone è fissato in 10 mm.

$$Q = A_p v \quad (2.12)$$

$$v = l_b \bar{\omega}_a \quad (2.13)$$

Una modellazione di massima del martinetto, realizzata sulla base dei risultati ottenuti tramite le formule di questo capitolo, è usata per una stima di pesi e ingombri. Il modello è visibile in Figura 2.6.

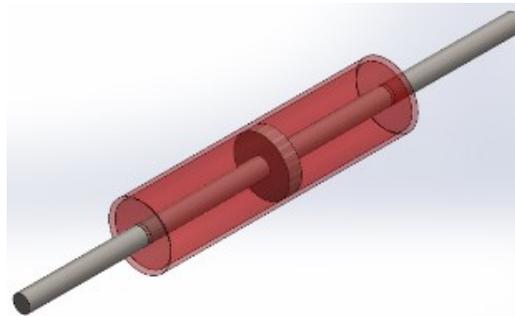


Figura 2.6 Modello CAD di massima del martinetto idraulico

Ottenute le dimensioni del pistone, occorre stabilire lo spessore del serbatoio al cui interno si muoverà il pistone. Il dimensionamento a pressione avviene tramite le formule (2.14) e (2.15) tra cui viene scelto il valore maggiore. La (2.15) va risolta per  $s$ . La massa del cilindro idraulico è ricavata tramite formule geometriche.

$$s = \frac{K d_j p_{max}}{2\sigma_Y} \quad (2.14)$$

$$\sigma_Y s^2 + d_j \sigma_Y s - \frac{K p_{max} d_j^2}{4} = 0 \quad (2.15)$$

Nel dimensionare la pompa occorre prima di tutto scegliere una tipologia di pompa. In questo lavoro è stata scelta una pompa volumetrica assiale a nove pistoncini. La pompa a pistoncini è stata scelta per la sua capacità di creare grandi pressioni e perché già molto diffusa in ambito aeronautico. Il numero dei pistoncini deriva anch'esso dall'esperienza aeronautica come miglior compromesso tra minima fluttuazione della pressione e minima complessità. Nella progettazione della pompa occorre stabilire alcuni parametri geometrici: il rapporto alesaggio-corsa  $k$ , l'inclinazione del piatto  $\gamma$ , il numero di pistoni  $n$  e la velocità di rotazione nominale. Altri parametri, come la pressione di mandata e ritorno, influiscono sulla coppia richiesta. Inizialmente viene stabilita la cilindrata totale della pompa tramite la formula (2.16).

$$Cil = \frac{60 Q}{RPM \eta_v} \quad (2.16)$$

$$s = \sqrt[3]{\frac{Cil}{nk^2\pi}} \quad (2.17)$$

$$b = ks \quad (2.18)$$

$$D = s \cot \gamma \quad (2.19)$$

Successivamente la (2.17) fornisce la corsa  $s$ , collegata all'alesaggio  $b$  tramite la (2.18). La (2.19) fornisce il diametro della circonferenza lungo la quale ruotano i pistoni attorno all'asse della pompa. Ora che si hanno le caratteristiche geometriche della pompa, è possibile stimare la coppia assorbita dalla pompa [11], escludendo i fattori dovuti all'attrito. Questa semplificazione è giustificata dalla volontà di stimare il consumo dell'attuatore senza una precisione che al momento non è richiesta o necessaria. La coppia e la potenza richieste si evincono dalle formule (2.20) e (2.21).

$$C = \frac{Cil}{2\pi} (p_{max} - p_r) \quad (2.20)$$

$$P = C \cdot \frac{RPM}{60} \cdot 2\pi \quad (2.21)$$

La massa della pompa è stimata tramite il disegno CAD su software di disegno SolidWorks. Sulla base delle geometrie suggerite dai calcoli, viene realizzato un modello 3D della pompa a cui è poi assegnato un materiale specifico. È quindi lo stesso SolidWorks a compiere un calcolo della massa globale della pompa e dell'inerzia rotazionale. Il disegno della pompa è sufficientemente accurato da fornire stime ragionevolmente precise.



*Figura 2.7 Vista in prospettiva (sinistra) e laterale (destra) del modello CAD approssimativo di una pompa assiale*  
Anche in questo caso le potenze di picco e massima continuativa del motore vengono dedotte in modo analogo al caso dell'attuatore elettro-meccanico. I calcoli descritti in questa sezione sono implementati in MATLAB negli script `HydJackEstimation.m` e `Pump.m`.

### 3 Modellazione in Simulink

#### 3.1 Premessa

Realizzato un dimensionamento dei componenti, è buona pratica realizzare un modello matematico che possa simulare correttamente il comportamento dei due attuatori. Con un modello sufficientemente accurato è possibile prevedere le prestazioni dei sistemi in esame in modo da poter sia fornire una prima regolazione di un controllore (in questo caso di tipo PID), sia per poter in futuro valutare se il detto sistema, magari già in servizio, sia adatto anche per scopi altri dal suo originale senza dover passare obbligatoriamente per una sperimentazione fisica, che comporterebbe la realizzazione di un modello di prova o il temporaneo sbarco di un sistema in servizio.

Per la realizzazione dei modelli matematici è stato scelto il software commerciale Simulink prodotto dalla MathWorks. Questo software permette di creare vasti sistemi di equazioni differenziali tramite blocchi grafici collegati in maniera opportuna fra loro. Sono stati approntati due sistemi distinti: uno per il sistema elettro-meccanico (EMA) e uno per il sistema elettro-idrostatico (EHA). I due modelli presentano livelli di complessità diversi e alcune delle grandezze numeriche impiegate sono state frutto di analisi statistiche o hanno seguito regole empiriche. La modellazione numerica dei sistemi, pur mirando a rimpiazzare in toto il modello fisico, non può ancora prescindere dalla validazione ottenibile solo dal confronto col vero. Non avendo accesso agli strumenti per realizzare e misurare un modello reale, questi modelli non potranno dare risultati numerici da considerare affidabili ai livelli richiesti dall'industria aerospaziale. Tuttavia, saranno matematicamente solidi.

Nel realizzare i modelli sono state fatte alcune ipotesi in vari aspetti. Dal punto di vista strutturale tutti gli elementi sono infinitamente rigidi e le conseguenze derivanti da deformazioni quali flessioni, elongazioni o torsioni, vengono ignorate. Dal punto di vista fluidico l'olio idraulico non cambia fase e la sua pressione è vincolata a non eccedere la pressione di vapore (verso lo zero) e la pressione massima di progetto (verso l'infinito positivo); questo comportamento include sia la volontà di non eccedere questi valori critici durante il funzionamento nominale, sia la presenza di valvole di sfogo per le sovrappressioni e di valvole anti-cavitazione.

#### 3.2 Modello di attrito coulombiano

L'attrito coulombiano è una forza dissipativa che si oppone al movimento reciproco di due superfici schiacciate l'una contro l'altra e si distingue in statico e dinamico. Un oggetto posato a terra, ad esempio una cassa sul pavimento, agisce sulla superficie di appoggio con la propria forza peso  $F_{\perp}$  e, per azione e reazione, riceve dalla superficie una forza pari al peso, ma in verso opposto. L'esperienza insegna che per spingere la cassa in avanti è necessario sviluppare una forza  $F_{act}$  superiore a  $F_{FS}$  prima

che questa inizi a muoversi. Oltrepassata questa forza limite, la cassa comincerà a muoversi, ma sarà necessaria una forza inferiore a quella di spunto, la forza di attrito dinamico  $F_{FD}$ , per mantenere una velocità costante. La forza che occorre vincere per innescare e poi mantenere il movimento è proprio l'attrito coulombiano e trae la sua origine dall'interazione tra le microscopiche asperità delle due superfici a contatto; è infatti facilmente sperimentabile la maggior facilità a scivolare su superfici ben levigate come un pavimento incerato, rispetto ad altre superfici più ruvide come l'asfalto. È quindi possibile riassumere il comportamento della forza di attrito  $F_F$  tramite le equazioni (3.1), (3.2), (3.3) e la Figura 3.1.

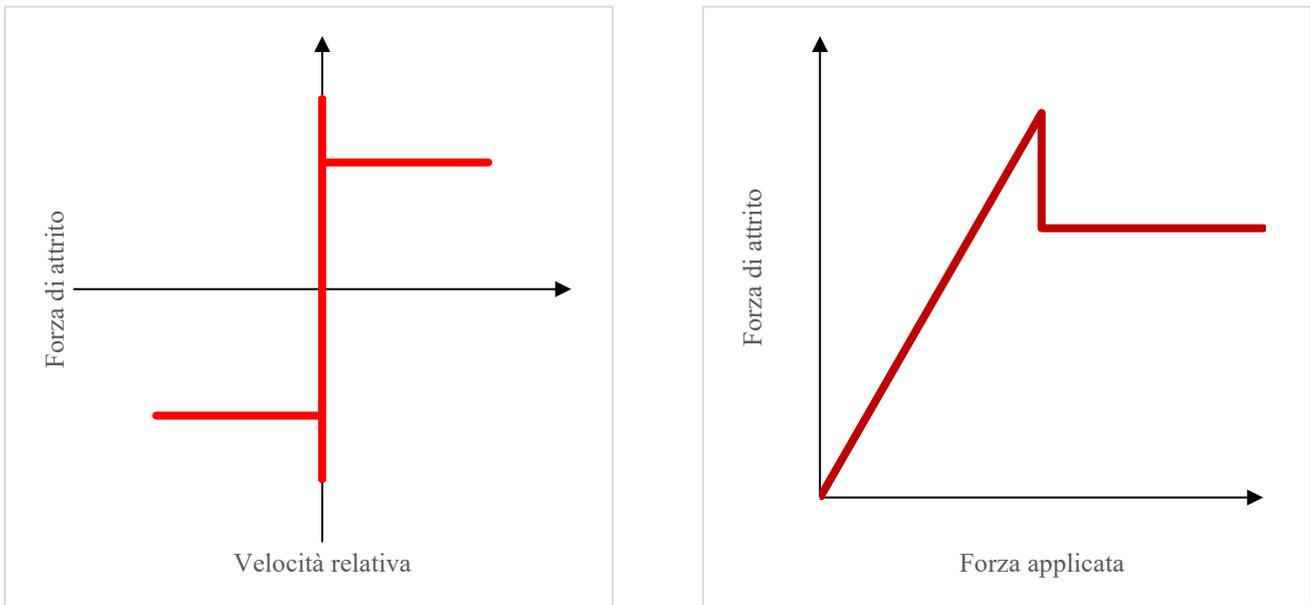


Figura 3.1 Andamenti qualitativi della forza di attrito in relazione alla velocità relativa (sinistra) e alla forza applicata (destra)

$$\begin{cases} F_F = F_{act} \text{ se } F_{act} < F_{FS} \wedge v = 0 \\ F_F = F_{FS} \text{ se } F_{act} \geq F_{FS} \wedge v = 0 \\ F_F = F_{FD} \text{ se } v \neq 0 \end{cases} \quad (3.1)$$

$$F_{FS} = \mu_s F_{\perp} \quad (3.2)$$

$$F_{FD} = \mu_d F_{\perp} \quad (3.3)$$

In Simulink l'attrito radente coulombiano conosce diverse implementazioni. Il modello iper-viscoso (Figura 3.2 a sinistra) utilizza una retta a forte pendenza saturata in corrispondenza della forza di attrito dinamico. Il modello di Karnopp (Figura 3.2 a destra) per decidere se attivare la forza di attrito statico impiega una banda di tolleranza di velocità dove questa è comunque considerata nulla. Tuttavia, nessuna di queste implementazioni riesce a replicare appieno il comportamento descritto nella (3.1). Un modello capace di riuscire in questo compito è il modello di Borello. Il modello di Borello non solo riesce a discriminare la velocità per stabilire quale formula tra le (3.1) applicare, ma tiene anche conto di un eventuale inversione di segno della velocità per individuare gli arresti e applicare la forza di attrito statico appropriata. Grazie a queste accortezze si riesce a simulare correttamente arresti e ripartenze delle superfici a contatto arrivando a modellare correttamente anche fenomeni di *stick-slip*.

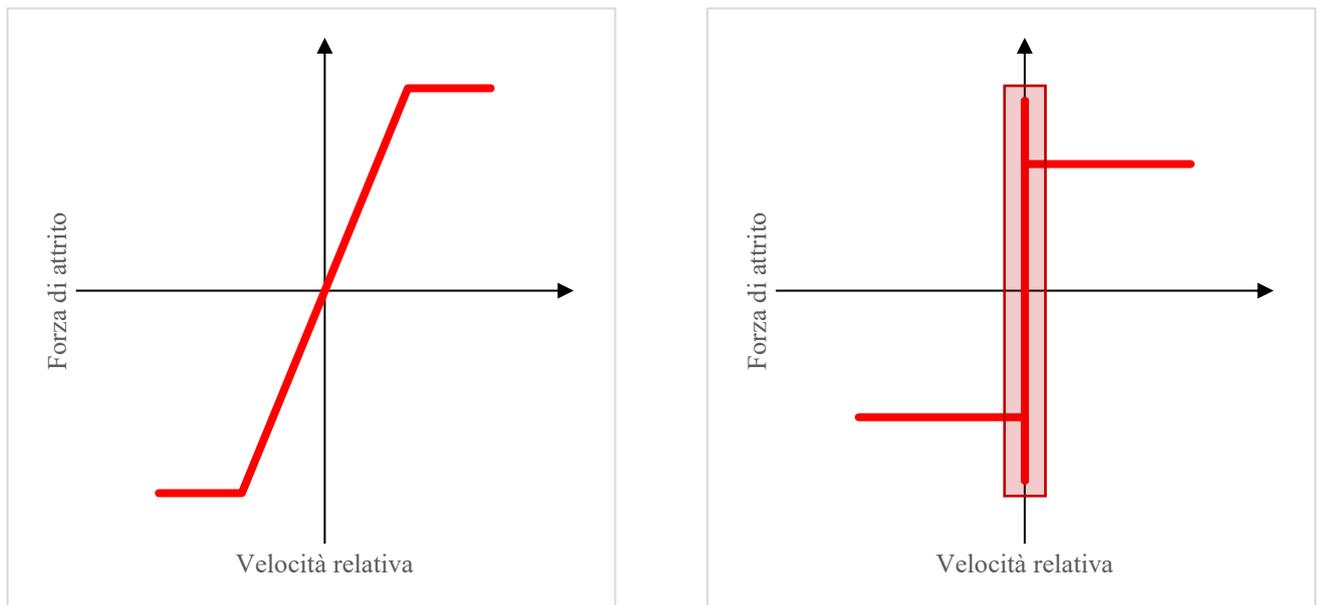


Figura 3.2 Grafici dell'andamento dell'attrito secondo il modello iper-viscoso (sinistra) e di Karnopp (destra). A destra è evidenziata la zona morta

In Simulink il modello di Borello è implementato in un blocco autonomo che riceve in input la corrente velocità relativa delle superfici e la forza applicata, restituendo la forza di attrito radente. Lo schema è visibile in Figura 3.3.

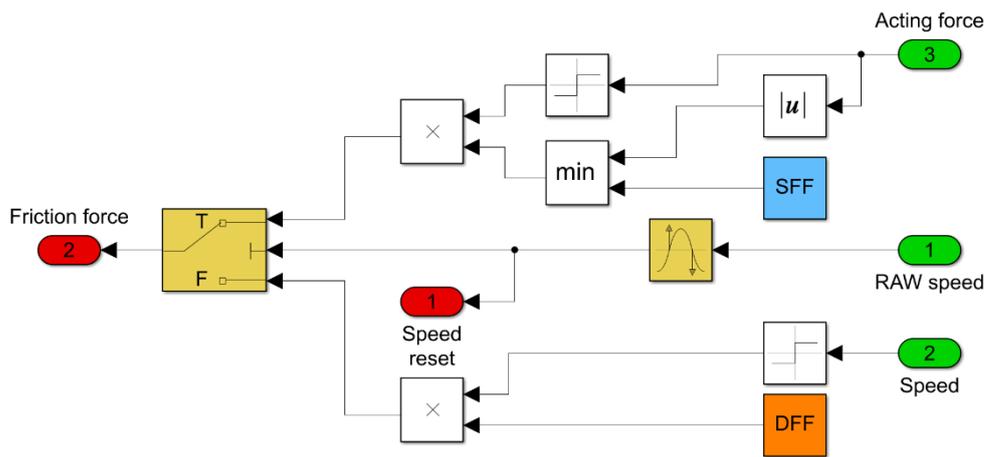


Figura 3.3 Modellazione in Simulink dell'attrito radente coulombiano secondo Borello

All'input 3 si trova la forza che correntemente agisce sull'oggetto mobile. Questa forza viene comparata con la massima forza di attrito statico SFF. Fin quando la forza applicata è minore o uguale alla SFF e la velocità è nulla, la minore tra la forza applicata e la SFF (in seguito corretta anche nel segno) viene passata come forza di attrito effettiva. Gli input numero 1 e 2 portano informazioni sulla velocità relativa corrente tra le due parti in movimento. Se la velocità è diversa da zero viene immediatamente passata la forza di attrito dinamica DFF. Il punto di forza del modello di Borello risiede nel modo di valutare l'arresto delle due superfici. Se si considerasse come arresto solo gli istanti in cui la velocità è nulla, il modello potrebbe, nel corso dell'integrazione, non passare mai per lo zero esatto e anche considerare un intorno più o meno grande dello zero non sarebbe pienamente corretto. Per stabilire se vi è stato un arresto, il modello controlla sia se la velocità è nulla, sia se la velocità ha cambiato segno. Una velocità che cambia segno è passata per lo zero e perciò per quel determinato passo temporale viene applicato il ramo di attrito statico in modo che, se si verificano le condizioni, il movimento possa essere bloccato dal più forte attrito statico. L'output numero 1 porta un segnale che provoca l'azzeramento della velocità nel momento in cui questa attraversa lo zero. Al fine di evitare un loop algebrico, all'input numero 1 è collegata la porta di stato dell'integratore di velocità. Senza questa accortezza, un integratore in velocità dovrebbe basare il suo azzeramento utilizzando il valore corrente della velocità, che lui stesso deve calcolare. La presenza di un loop algebrico rende estremamente lenta, quando non impossibile, l'elaborazione dei modelli.

L'entità effettiva delle forze di attrito radente è soggetta a molte variabili di difficile controllo e quantificazione: la natura dei materiali a contatto, la forza con cui sono pressati l'uno contro l'altro, la rugosità delle superfici a contatto, soggetta a usura e variabile in base alla lavorazione ricevuta, ed eventuali effetti lubrificanti dati da trafiletti di olio. Dovendo però fornire al software un numero

definito per queste forze, l'attrito dinamico viene quantificato nel 4% della forza massima in gioco, con l'attrito statico pari al 150% dell'attrito dinamico.

Tutte le considerazioni in questa sezione sono applicabili anche all'attrito volvente nei cuscinetti: per l'attrito volvente la coppia di attrito dinamica è quantificata nel 3% della coppia massima, mentre la coppia di attrito statico massima è il 110% di quella dinamica.

### 3.3 Modellazione dell'alettone

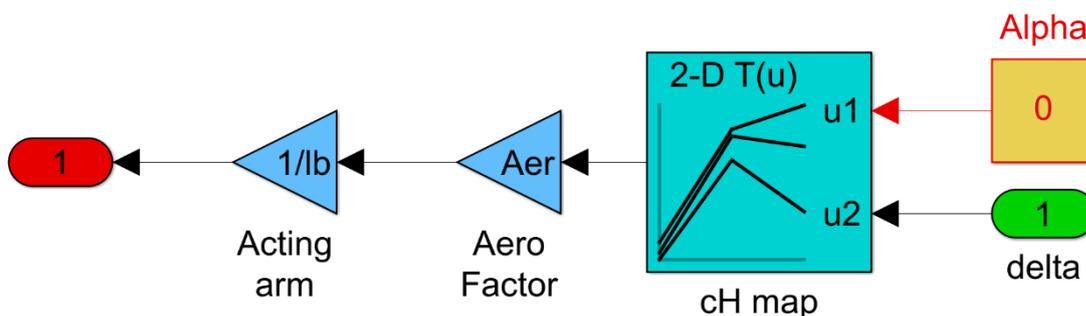


Figura 3.4 Schema Simulink che replica il momento di cerniera di un alettone

Il modulo dell'alettone, riportato in Figura 3.4, applica la (2.1). L'alettone è un componente che produce una coppia in relazione alla deflessione a cui è sottoposto e all'incidenza dell'intera ala o impennaggio. Mentre il calcolo della deflessione è continuo nell'esecuzione del modello, l'incidenza, pur essendo un input richiesto dal modello, viene preimpostata a un valore costante di zero gradi. Resta comunque possibile una rapida implementazione di un'incidenza variabile una volta individuata una sorgente per questa grandezza.

Il blocco più importante nel modello dell'alettone è una *Lookup table 2D* (di colore ciano), che fornisce il coefficiente di momento di cerniera. A tale blocco vengono fornite una matrice e due vettori. I due vettori vengono accostati alla prima riga o alla prima colonna e creano un riferimento per identificare una particolare posizione nella matrice. Se i dati in ingresso sono intermedi rispetto a un valore presente nei vettori indice, il risultato viene interpolato tra le posizioni vicine. Il risultante coefficiente viene poi moltiplicato per un fattore costituito dalla parte restante della (2.1). È presente un ulteriore coefficiente moltiplicativo, pari all'inverso del braccio di azione, che permette il passaggio da una coppia a una forza lineare. Questo guadagno è assente dove il carico resistente deve rimanere come coppia.

Per convenzione il momento, o la forza, uscente dal modulo alettone è positivo se tende a portare la posizione angolare dell'alettone verso  $-\infty$ .

### 3.4 Modellazione del motore elettrico

La modellazione del motore elettrico presenta delle differenze tra la variante in uso nel sistema EMA (Figura 3.5) e la variante in uso nel sistema EHA (Figura 3.6). La Figura 3.5 è rappresentativa di un motore elettrico in cui l'output è la posizione angolare dell'albero motore, limitata tra due estremi. La Figura 3.6 rappresenta, invece, un motore elettrico in cui l'output è rappresentato dalla velocità angolare, che può potenzialmente variare senza limiti.

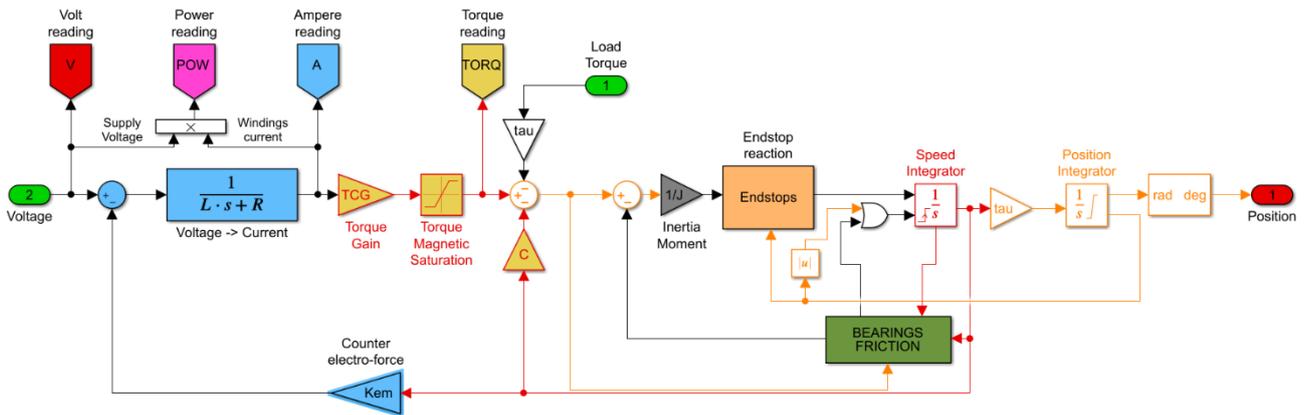


Figura 3.5 Schema Simulink di un motore elettrico con escursione limitata

Per entrambi i casi il punto di partenza è il calcolo della corrente elettrica che scorre negli avvolgimenti tramite la (3.4), implementata dalla funzione di trasferimento nel blocco azzurro.

$$I(s) = \frac{\mathcal{L}(V - K_{em}\dot{\theta})}{Ls + R} \tag{3.4}$$

L'andamento della corrente è guidato da una funzione di trasferimento che, includendo la resistenza e l'induttanza degli avvolgimenti, fornisce una riproduzione accurata dell'evolvere della corrente all'interno del motore. La tensione che entra nella funzione di trasferimento è il bilancio tra la tensione applicata dal circuito di alimentazione e la contro-tensione frenante che il motore stesso sviluppa come conseguenza della rotazione. Nota la corrente, viene quindi determinata la coppia motrice tramite una costante di guadagno coppia/corrente. Nella realtà fisica la coppia motrice non è illimitata, ma presenta una saturazione dovuta alle proprietà magnetiche del materiale rotorico. Questa saturazione (il cui valore è fornito dal costruttore) viene implementata tramite l'omonimo blocco (in giallo e rosso).

La coppia motrice passa successivamente in un blocco sommatore, dove viene bilanciata con la coppia derivante dall'attrito viscoso del rotore con l'aria (di valore piccolo rispetto alle altre coppie) e con la coppia resistente offerta dall'utilizzatore (eventualmente variata da un rapporto di trasmissione). La sommatoria delle coppie agenti viene utilizzata per determinare la coppia di attrito dei cuscinetti con la quale verrà poi bilanciata. La coppia finale risultante per diventare l'accelerazione angolare del rotore deve essere ancora moltiplicata per l'inverso dell'inerzia rotazionale del complesso motore-utilizzatore. Da questo punto in poi emergono le differenze tra i due modelli.

Nel motore a escursione illimitata (Figura 3.6) l'accelerazione viene direttamente fornita a un integratore che restituisce la velocità angolare del rotore. La velocità viene usata per determinare la forza controelettromotrice e la coppia di attrito viscoso, moltiplicata per il rapporto di trasmissione (minore dell'unità se l'utilizzatore ruota a velocità inferiore) e infine passata all'output 1.

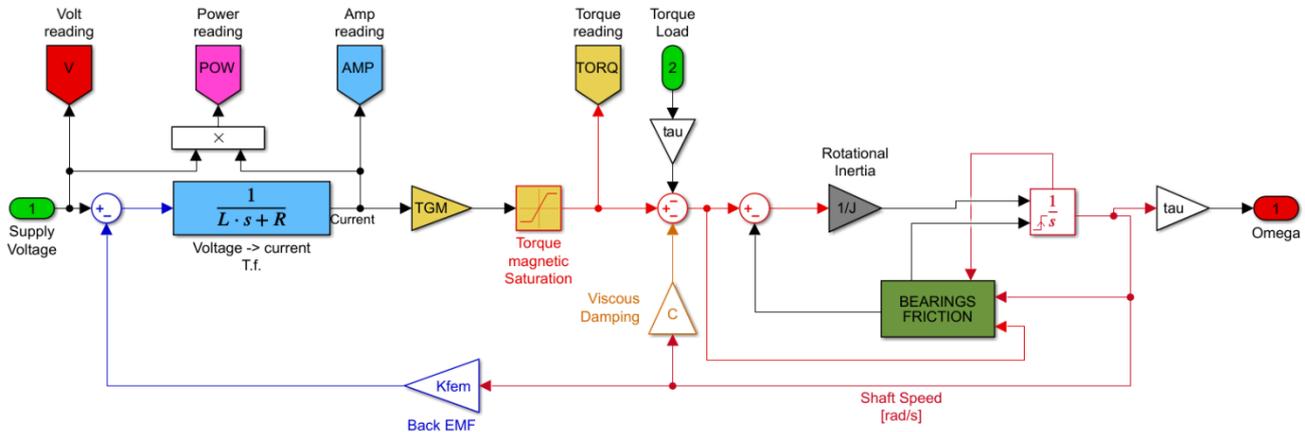


Figura 3.6 Schema Simulink di un motore elettrico con escursione illimitata

Nel motore a escursione limitata (Figura 3.5) l'accelerazione deve prima passare attraverso un blocco che stabilisce se lasciarla passare invariata o se azzerarla. Il discriminante consiste nel raggiungimento della saturazione della posizione angolare; se, a raggiunta saturazione, l'accelerazione preme per superare la detta saturazione, il blocco provvede ad azzerare l'accelerazione uscente. Viceversa, se l'accelerazione spinge per allontanarsi dalla saturazione o se la saturazione non è stata raggiunta, il blocco diviene trasparente per l'accelerazione. L'accelerazione risultante viene quindi fornita a un integratore che restituisce la velocità, usata anche qui per calcolare forze controelettromotrice e coppia di attrito viscoso, la quale viene a sua volta corretta per il rapporto di trasmissione  $\tau$  e integrata per ricavare la posizione angolare. L'integratore di posizione presenta un secondo output che porta il segnale relativo alla saturazione (1 per raggiungimento limite superiore, 0 limite non raggiunto, -1 per raggiungimento limite inferiore) che permette di azzerare la velocità e di segnalare al blocco di fine corsa il raggiungimento di una saturazione. Questo segnale è posto in comparazione logica con il segnale di arresto proveniente dal blocco di attrito tramite un blocco OR logico. In ultima istanza la posizione angolare è convertita da radianti in gradi per compatibilità con il blocco dell'alettone e miglior leggibilità umana.

### 3.5 Modellazione della pompa idraulica

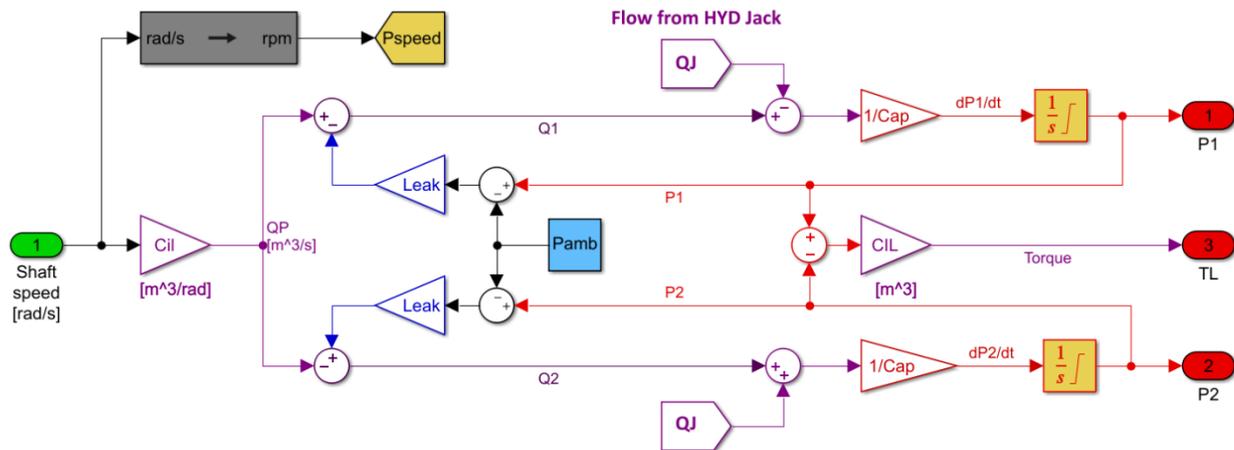


Figura 3.7 Schema Simulink di una pompa idraulica a pistoncini

La pompa idraulica è un oggetto molto complesso i cui modelli mirati a investigare le conseguenze di possibili guasti richiedono conoscenze di grande dettaglio. Ai fini del presente lavoro, tale complessità non è necessaria e il comportamento della pompa in quanto oggetto capace di generare pressione è ben modellato dallo schema in Figura 3.7.

Il modulo riceve in input la velocità di rotazione dell'albero della pompa, la quale viene moltiplicata per la cilindrata, intesa come volume di olio spostato per ogni radiante di rotazione, per stabilire i flussi di olio nel tubo 1  $Q_1$  e nel tubo 2  $Q_2$ . Va notato che una rotazione positiva della pompa comporta una portata positiva (cioè verso l'utilizzatore idraulico) nel tubo 1 e negativa nel tubo 2. Le due portate influiscono sulla pressione all'interno delle due parti del circuito idraulico applicando la (3.5) e bilanciando tra loro la portata indotta dalla pompa e quella causata dall'utilizzatore idraulico. L'integratore presenta una saturazione che limita il valore di pressione tra un massimo di 350 bar e la tensione di vapore del fluido idraulico, simulando l'intervento di una valvola di *pressure relief* e di una valvola anti-cavitazione.

$$p(t) = \frac{\beta}{Cil} \int_t Q(t) dt \tag{3.5}$$

La pressione in ogni tubazione viene sfruttata assieme alla pressione ambiente per stabilire il flusso di *leakage* che raccoglie in sé tutti i trafiletti che avvengono tra la piastra e il corpo pompa, attraverso un orificio lungo ogni pistone che permette di utilizzare l'olio idraulico come lubrificante e nello spazio tra il cilindro e le pareti del pistone. In ultimo la differenza tra le pressioni  $p_1$  e  $p_2$  viene moltiplicata per la cilindrata per ottenere la coppia resistente che la pompa offre al motore. Il segno della coppia merita una piccola digressione. Una velocità positiva della pompa comporta una  $p_1 > p_2$ , questa

diseguaglianza crea nella pompa una coppia resistente positiva, la quale viene poi inviata al motore elettrico che inverte il segno della coppia, ottenendo infine una coppia negativa che si oppone alla velocità positiva che l'ha generata.

Analizzando la (3.5), si noti che sia il modulo di compressibilità dell'olio, sia soprattutto il volume a disposizione dell'olio sono costanti e quindi posti al di fuori dell'integrale. Ciò è possibile grazie alla grande differenza in ordine di grandezza dei termini  $\beta$  e  $Cil$ : il termine  $\beta$  è nell'ordine dei miliardi di Pascal ( $10^9$ ), mentre il volume in cui il fluido opera è misurabile efficacemente in centimetri cubici ( $10^{-6} m^3$ ). Questa grande differenza numerica in ordini di grandezza rende poco influente anche un raddoppio del volume  $Cil$  nel variare il rapporto, che rimane sempre molto grande. Non vale la pena includere la variazione del volume dato che non sarebbero apprezzabili le variazioni nei risultati.

### 3.6 Modellazione del cilindro o martinetto idraulico

Il cilindro idraulico è l'elemento che applica la forza alla superficie di controllo sfruttando la pressione creata dalla pompa a pistoncini. Lo schema Simulink di un cilindro idraulico è riportato in Figura 3.8.

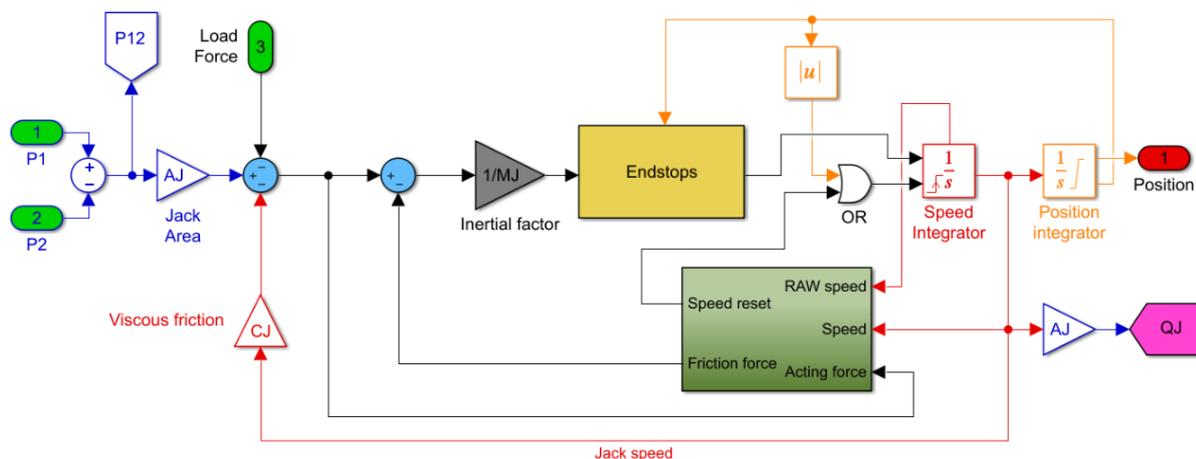


Figura 3.8 Schema Simulink di un cilindro idraulico

Questo modulo riceve agli input 1 e 2 le pressioni presenti nelle rispettive parti del circuito idraulico, ricavando la forza generata dall'olio idraulico tramite la (3.6)

$$F_{hyd} = A_j(p_1 - p_2) \quad (3.6)$$

La forza idraulica viene in prima istanza bilanciata con la forza resistente proveniente dal carico e la forza dovuta alla viscosità dell'olio nel cilindro. Questa prima forza risultante viene fornita al blocco dell'attrito radente per poter calcolare la forza di attrito, la quale viene poi aggiunta al bilancio solo successivamente per evitare l'insorgere di un loop algebrico. La forza risultante finale viene divisa per la massa del pistone idraulico ed è quindi ricavata l'accelerazione. La catena cinematica segue un percorso simile al caso del motore elettrico con escursione limitata (Figura 3.5). L'accelerazione deve

superare un blocco che porta a zero un'accelerazione che tenderebbe a voler superare una saturazione di posizione. La velocità è ottenuta da un integratore che accetta in ingresso l'accelerazione; l'integratore può essere azzerato sia da un arresto segnalato dal modello di attrito, sia dal raggiungimento di una saturazione nella posizione lineare del pistone. I due segnali vengono comparati tramite un blocco OR logico. La velocità viene poi fornita al blocco di attrito radente (sia tramite l'uscita regolare, sia tramite la porta di stato) e a un guadagno (in rosso) che quantifica la forza di attrito viscoso. La velocità viene anche moltiplicata per l'area del pistone, ottenendo quindi il flusso volumico di olio conseguenza del movimento del pistone, che servirà a bilanciare il flusso generato dalla pompa idraulica nel calcolo della variazione della pressione del circuito idraulico. Infine, la velocità viene fornita all'ultimo integratore che restituisce la posizione lineare del pistone. Questo integratore è limitato, dato che il pistone non può muoversi illimitatamente, e fornisce, analogamente al motore elettrico di Figura 3.5, il segnale di raggiunta saturazione utilizzato nel blocco di reazione dei fine corsa.

### 3.7 Modellazione del controllore PID

Il controllore PID è un blocco che, ricevendo in input la differenza tra la posizione comandata e la posizione effettiva dell'alettone, genera una tensione di pilotaggio adeguata secondo le tre logiche proporzionale, integrativa e derivativa. Lo schema di un generico controllore PID è rappresentato in Figura 3.9, mentre la formulazione algebrica è riportata nella (3.7).

$$V(t) = [GAP \cdot E(t)] + \left[ GAI \int_0^t E(t) dt \right] + \left[ GAD \frac{dE(t)}{dt} \right] \tag{3.7}$$

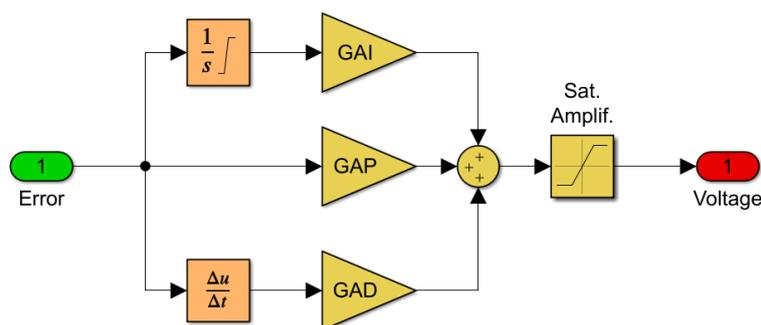


Figura 3.9 Schema Simulink di un controllore PID

La logica proporzionale è la più semplice e fornisce una risposta semplicemente proporzionale all'errore istantaneo. La forza della logica proporzionale viene modulata tramite il guadagno proporzionale GAP. Un GAP elevato in modulo fornisce una diminuzione dell'errore stazionario (ma non il suo azzeramento completo) e una maggior rapidità dell'evoluzione della risposta al comando.

La logica integrativa produce un segnale proporzionale all'integrale dell'errore. In questo modo, un errore stazionario nel tempo può essere progressivamente corretto fino a raggiungere il suo annullamento che comporta la stazionarietà del contributo integrativo. Il contributo integrativo deve essere limitato nella sua crescita (*wind-up*) poiché un errore che rimane stazionario, ma non nullo, per causa, ad esempio, dell'attrito statico potrebbe portare a un'esplosione di questo contributo che innescerebbe quindi un nuovo transitorio di assestamento non appena l'attrito statico venisse vinto. L'ultimo contributo è quello della logica derivativa. La logica derivativa basa la sua azione sulla rapidità di variazione, la derivata, dell'errore, non agendo quindi sull'errore stazionario. Un incremento del guadagno derivativo GAD comporta una risposta meno stabile, ma più rapida. Le tre logiche di correzione dell'errore vengono quindi sommate tra loro, ma la massima tensione erogabile dal controllore PID è soggetta a una saturazione. Infatti, ogni motore elettrico ha una massima tensione di alimentazione, indicata dal costruttore, oltre al quale non è garantita la sopravvivenza del motore.

In Figura 3.10 è visibile il confronto tra l'assenza e la presenza di un adeguato controllo *anti wind-up*. Si noti come il grafico di sinistra presenti delle continue oscillazioni attorno alla posizione di equilibrio dovute alla crescita incontrollata del contributo integrale. Il grafico di destra invece mostra un'azione integrale limitata che contribuisce a portare l'errore stazionario a zero senza però innescare nuovi e ripetuti transienti.

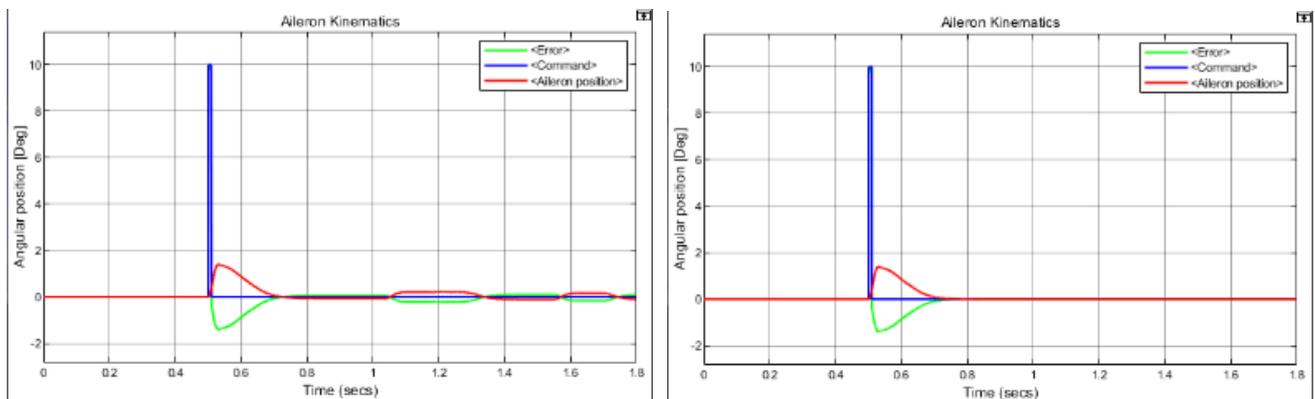


Figura 3.10 Confronto tra un contributo integrativo non adeguato (sinistra) e uno adeguato (destra)

### 3.8 Generatore del segnale di controllo

Un ultimo blocco da considerare è il generatore del segnale di controllo. Pur non essendo deputato a simulare un attuatore in senso stretto, esso fornisce un segnale di comando senza il quale non sarebbe possibile valutare l'attuatore. Nel generatore di segnale è possibile costruire, a partire da molte possibilità preimpostate in seguito modificabili manualmente, un'ampia varietà di segnali periodici e non periodici costituiti da tratti lineari. Tra i segnali inclusi nel presente lavoro troviamo un comando a scalino, un comando a impulso, un comando a rampa e un comando a onda quadra. I segnali sono

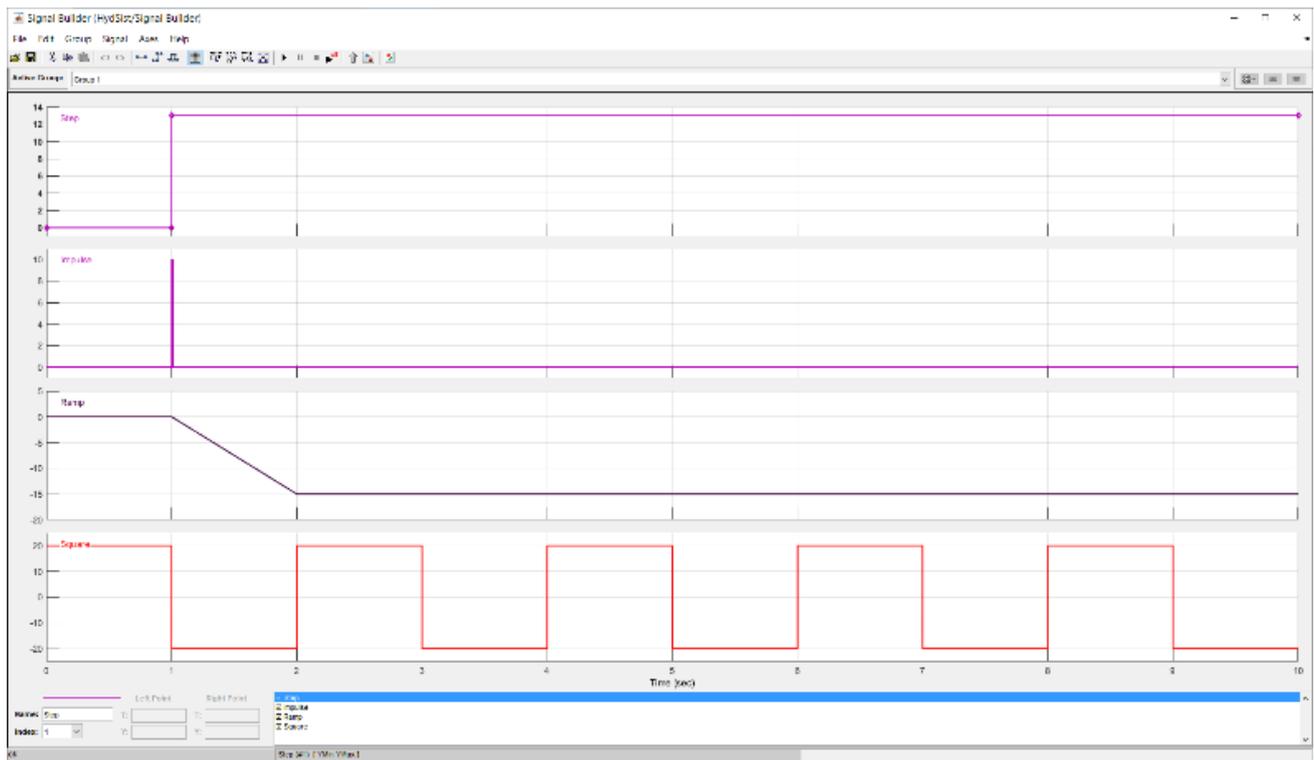


Figura 3.11 Schermata di creazione dei segnali in Signal Builder

visibili in Figura 3.11.

Il blocco Signal Builder appare in Simulink come un blocco con tante uscite quanti sono i segnali creati dall'utente. Onde evitare l'accumularsi di avvisi all'esecuzione del modello, è buona norma collegare

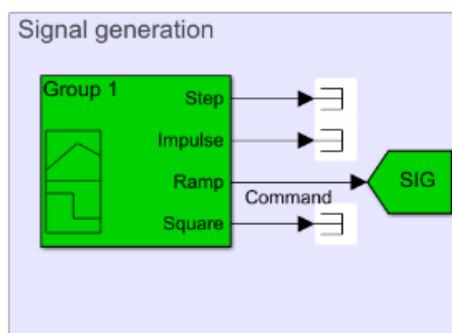


Figura 3.12 Blocco Signal Builder in Simulink

i segnali non utilizzati a dei terminatori (Figura 3.12). Il segnale effettivamente utilizzato entra nel blocco GoTo verde identificato come SIG.

### 3.9 Assemblaggio del sistema EMA

Conclusa la presentazione dei vari moduli impiegati, si procede ora all'assemblaggio delle due tipologie di attuatori. Il primo a essere esaminato è il sistema elettro-meccanico. Il sistema EMA si compone di tre moduli: controllore PID, motore elettrico a escursione limitata e alettone. È presente anche il ricevente SIG del comando impartito dal Signal Builder. Lo schema generale è mostrato in Figura 3.13.

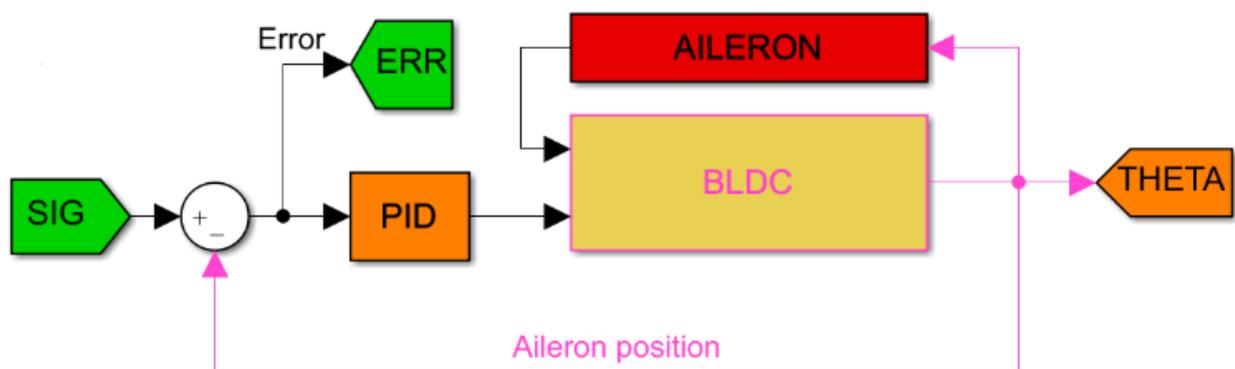


Figura 3.13 Schema Simulink di un attuatore EMA completo

### 3.10 Assemblaggio del sistema EHA

Rispetto al sistema EMA, il modello complessivo di un sistema EHA presenta alcuni moduli in più. Sono globalmente presenti: controllore PID, motore elettrico a escursione illimitata, pompa idraulica, cilindro idraulico e alettone. Lo schema completo è riportato in Figura 3.14.

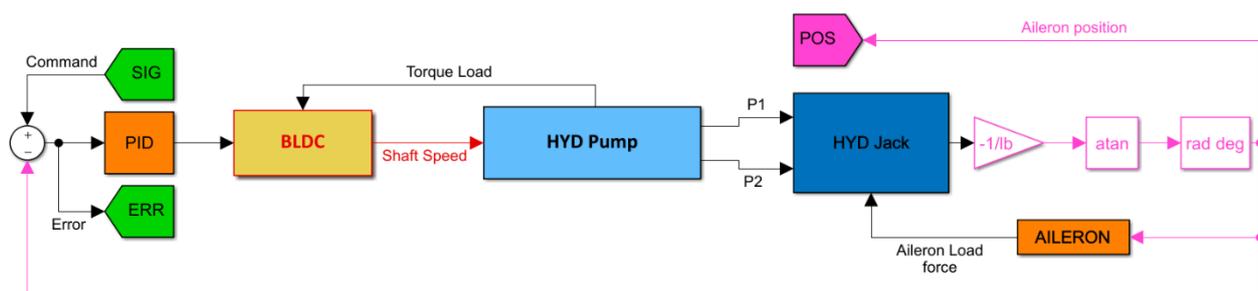


Figura 3.14 Schema Simulink di un attuatore EHA completo

Il segnale di comando entra nel modello tramite il blocco verde SIG e viene bilanciato con la posizione istantanea dell'alettone ottenendo l'errore corrente. Il segnale di errore entra quindi nel controllore PID, dove tramite le logiche di controllo viene convertito in una tensione di alimentazione per il motore elettrico. Il motore elettrico fa quindi ruotare, tramite un eventuale rapporto di trasmissione  $\tau$ , la pompa idraulica a pistoncini. Dalla pompa idraulica escono tre diversi segnali: la coppia resistente, fornita in

retroazione al motore elettrico e le due pressioni nei rispettivi condotti del circuito idraulico. Le pressioni vengono raccolte dal cilindro idraulico che le usa per sviluppare la forza da opporre ai carichi esterni e agli attriti interni. Il cilindro idraulico restituisce in output la posizione lineare della sua asta che, tramite una semplice relazione trigonometrica (3.8), permette di ottenere la posizione angolare dell'alettone che permette di determinare la forza di reazione e di chiudere il loop con il segnale di comando. Il risultato della (3.8) viene calcolato da Simulink in radianti e convertito poi in gradi per ragioni di compatibilità con il modulo alettone e anche per migliore leggibilità.

$$\delta_a = \text{atan}\left(-\frac{x_f}{l_b}\right) \quad (3.8)$$

Il segno negativo nell'argomento dell'arcotangente in (3.8) è dovuto al fatto che un'escursione positiva del martinetto idraulico provoca uno spostamento del bordo di fuga dell'alettone verso l'alto. Questa deflessione provoca una diminuzione della portanza della sezione locale che per convenzione indica una deflessione  $\delta_a$  di segno negativo.

## 4 Risultati numerici

### 4.1 Stima del momento di cerniera

I valori numerici dei momenti di cerniera massimi sono riportati in Tabella 4.1. Per entrambi gli aeromobili è stata considerata una condizione di volo rappresentativa dell'avvicinamento con densità dell'aria pari a  $1.225 \text{ kg/m}^3$  e una velocità vera nell'aria pari a  $75 \text{ m/s}$ , equivalenti a circa 145 nodi, ricavata consultando le prestazioni dichiarate tipiche per velivoli della taglia di Boeing 737 NG e Airbus A320. Da ogni matrice di coefficienti  $c_H$  è stato estratto il coefficiente massimo in modulo che viene poi applicato nella (2.1) utilizzando le grandezze di riferimento riportate in Tabella 4.1.

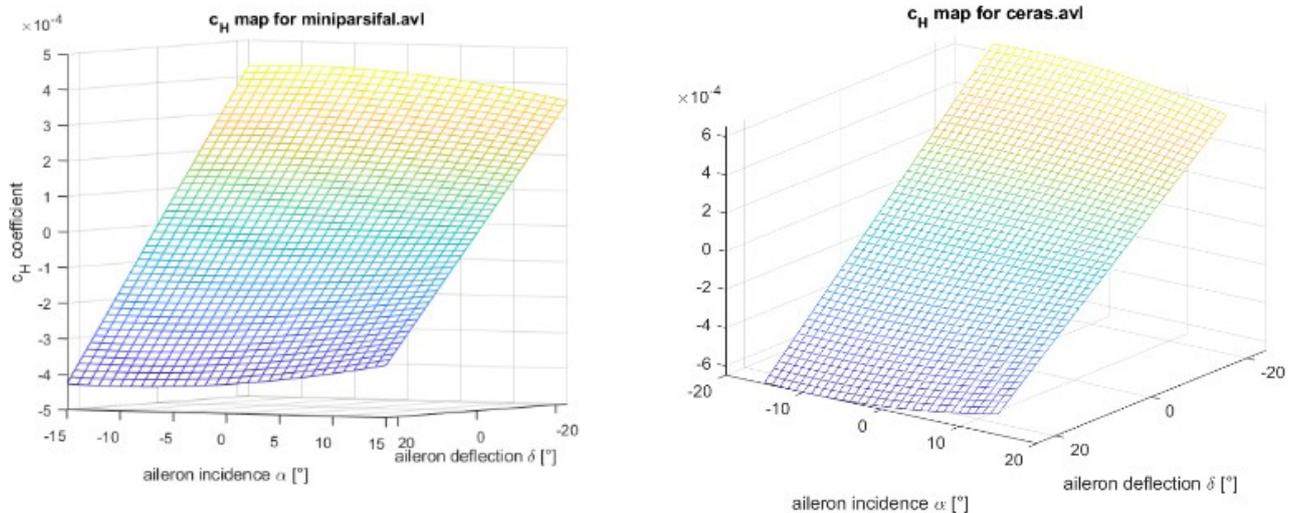


Figura 4.1 Rappresentazione grafica delle mappe del coefficiente di momento di cerniera per il PrP-186 (sinistra) e il CSR-01 (destra)

Va notato che, mentre il CSR-01 monta una singola coppia di alettoni identici, il PrP-186 monta due coppie e che le due coppie sono tra loro diverse per via del differente carico alare locale. In questo lavoro verrà sviluppato un attuatore unico per il PrP-186 sia per ragioni cautelative, sia nell'ottica di semplificare l'approvvigionamento di attuatori per l'assemblaggio in fabbrica e la manutenzione.

Aeroplano	PrP-186	CSR-01
Corda di riferimento	2.8781 m	4.1800 m
Superficie di riferimento	142.5 m <sup>2</sup>	122.4 m <sup>2</sup>
Modulo massimo coefficiente $ c_H $	$4.300 \cdot 10^{-4}$	$6.488 \cdot 10^{-4}$
Modulo momento di cerniera $H$ massimo	608 Nm	1144 Nm
Numero di alettoni	4	2

Tabella 4.1 Grandezze di riferimento, coefficiente e momento totale massimi di cerniera per il PrP-186 e il CSR-01

L'analisi aerodinamica in AVL conferma quanto anticipato nella sezione 1.3: la forma ad ala chiusa permette una maggior efficacia del comando che può permettersi di essere più piccolo richiedendo minori sforzi per l'attuazione.

#### 4.2 Dimensionamento attuatore EMA

Per il sistema EMA il motore di riferimento è il TMK0175-050 prodotto da ETEL S.A. [12] i cui dati di interesse sono riassunti in Tabella 4.2 sia per il caso del PrP-186, sia per il caso del CSR-01. La Tabella 4.2 si riferisce al singolo attuatore: sul PrP-186 ne saranno installati quattro, sul CSR-01 due. Va infine considerato che per motivi di spazio non è possibile pensare di installare dei motori più grossi; i motori verranno collegati all'alettone tramite un collegamento meccanico. Lo stesso motore azionerà un riduttore diverso in ciascun aeromobile. Per rispettare la cautela menzionata all'inizio della sezione 2.2, è necessario calettare due motori in serie sullo stesso albero. Con questa soluzione la costante di guadagno coppia-corrente resta invariata, ma la coppia massima esprimibile, il momento d'inerzia e la massa raddoppiano. Non è praticabile l'adozione di un motore singolo più capace per via degli ingombri già al limite. Questa strategia permette anche di includere una ridondanza per migliorare la tolleranza al guasto nell'attuatore EMA. Se uno dei motori dovesse guastarsi, il rimanente conserverebbe ancora la capacità di operare correttamente la superficie di controllo, pur rinunciando al fattore di sicurezza.

	<b>TMK0175-050</b>
<b>Costante di guadagno coppia-corrente</b>	$7.72 \frac{Nm}{A}$
<b>Coppia massima continuativa e di picco</b>	80.5 Nm/121 Nm
<b>Forza controelettrica</b>	4.51 V s/rad
<b>Inerzia rotazionale</b>	$8.05 \cdot 10^{-3} kg m^2$
<b>Corrente massima e continuativa</b>	25.1 $A_{rms}$ /13.2 $A_{rms}$
<b>Massa</b>	14.6 kg
<b>Resistenza fase-fase</b>	4.40 $\Omega$
<b>Induttanza fase-fase</b>	33.4 mH
<b>Raffreddamento</b>	A liquido
<b>Potenza termica dissipata</b>	1640 W
<b>Diametro massimo</b>	198 mm
<b>Spessore massimo</b>	100 mm

Tabella 4.2 Caratteristiche del motore ETEL TMK0175-050

Il costruttore riporta che la temperatura massima che gli avvolgimenti possono sostenere è 130 °C, pertanto è ragionevole stimare che la temperatura massima del liquido di raffreddamento debba essere mantenuta al di sotto di 120 °C per permettere un raffreddamento efficace. Come radiatore è stato selezionato il modello ATS-HE21-C1-R0 della *Advanced Thermal Solutions, Inc.* [13], i cui dati sono riportati in Tabella 4.3. Questo radiatore è in grado di dissipare 46 Watt termici per ogni grado di differenza tra l'ingresso del liquido e dell'aria fresca che raggiunge il radiatore. Supponendo la temperatura standard ISA di 15 °C a livello del mare come temperatura dell'aria in ingresso al radiatore e 120 °C come temperatura massima del liquido di raffreddamento, si ottiene una potenza termica dissipata pari a 4830 W. Viene mantenuto un buon margine di sicurezza per operazioni in climi caldi.

<b>Modello</b>	<b>Larghezza</b>	<b>Lunghezza</b>	<b>Altezza</b>	<b>Massa</b>	<b>Scambio termico</b>
ATS-HE21-C1-R0	5.8 in	10.5 in	1.8 in	1.8 kg	46 W/Δ°C

Tabella 4.3 Dimensioni e caratteristiche del radiatore ATS-HE21-C1-R0

Data la necessità di introdurre l'uso di un riduttore, è stato selezionato il riduttore planetario P831\_0100 ME nel caso del PrP-186 e P832\_0200 ME nel caso del CSR-01 [14]. Entrambi i riduttori sono prodotti da STÖBER Antriebstechnik GmbH + Co. KG. I dati sono riportati in Tabella 4.4.

<b>Modello</b>	<b>Riduzione</b>	<b>Momento d'inerzia</b>	<b>Massa</b>	<b><math>\eta</math></b>
P831_0100 ME	1:10	20 kg cm <sup>2</sup>	29.5 kg	0.95-0.97
P832_0200 ME	1:20	20 kg cm <sup>2</sup>	33.2 kg	0.95-0.97

Tabella 4.4 Caratteristiche dei riduttori P831\_0100 e P832\_0200

## 4.3 Dimensionamento attuatore EHA

<b>Grandezza</b>	<b>PrP-186</b>	<b>CSR-01</b>
<b>Braccio asta-alettone</b>	0.1 m	
<b>Lunghezza asta</b>	130.44 mm	
<b>Pressione massima</b>	350 bar	
<b>Velocità nominale pompa</b>	450 RPM	
<b>Area del pistone idraulico</b>	3.4743 cm <sup>2</sup>	6.5371 cm <sup>2</sup>
<b>Cilindrata pompa</b>	4.8511 cm <sup>3</sup>	9.1276 cm <sup>3</sup>
<b>Coppia richiesta</b>	27 Nm	51 Nm
<b>Diametro asta</b>	10.38 mm	10.44 mm
<b>Diametro pistone idraulico</b>	23.45 mm	30.68 mm
<b>Diametro tubazioni</b>	4.8 mm	6.6 mm
<b>Flusso volumico massimo</b>	36.3826 cm <sup>3</sup> /s	68.4568 cm <sup>3</sup> /s
<b>Massa del pistone idraulico</b>	0.207 kg	0.233 kg
<b>Massa della pompa</b>	0.3 kg	0.428 kg
<b>Massa cilindro idraulico</b>	0.240 kg	0.290 kg
<b>Momento d'inerzia pompa<sup>3</sup></b>	12.5 · 10 <sup>-3</sup> kg m <sup>2</sup>	24.21 · 10 <sup>-3</sup> kg m <sup>2</sup>
<b>Potenza richiesta</b>	1273 W	2395 W
<b>Spessore cilindro idraulico</b>	0.65 mm	0.85 mm

Tabella 4.5 Dati relativi al sistema EHA

La Tabella 4.5 riassume i valori di output della progettazione preliminare relativi al sistema EHA. La tabella si riferisce al singolo attuatore: sul PrP-186 ne saranno installati quattro, sul CSR-01 due.

Per il sistema EHA i motori elettrici presi a riferimento sono: il modello H100-V4-030 nel sistema a bordo del PrP-186 e il modello G-5-M4 nel sistema a bordo del CRS-01 entrambi prodotti dalla MOOG Inc. [15] [16]. I dati dei due motori sono riportati in Tabella 4.6. Ogni componente originale è pensato essere realizzato in acciaio AISI 4130 [17], i cui dati di interesse sono riportati in Tabella 4.7.

---

<sup>3</sup> Riferito alle parti rotanti

	<b>H100-V4-030</b>	<b>G-5-M4</b>
<b>Coppia massima</b>	5.34 Nm	8.84 Nm
<b>Corrente continua / di picco</b>	3.62 A/21 A	11.13 A/35.5 A
<b>guadagno coppia-corrente</b>	1.48 Nm/A	1.01 Nm/A
<b>Dimensioni (mm)</b>	100 × 100 × 210	246 × 246 × 186
<b>Forza controelettrica</b>	94.2 V/1000 RPM	60.7 V/1000 RPM
<b>Induttanza delle spire</b>	26.2 mH	4.2 mH
<b>Massa</b>	5.6 kg	9.90 kg
<b>Momento di inerzia del rotore</b>	$3.4 \cdot 10^{-4} \text{ kg m}^2$	$8.43 \cdot 10^{-4} \text{ kg m}^2$
<b>Resistenza delle spire</b>	4.70 Ω	0.731 Ω
<b>Tensione massima</b>	565 V	325 V
<b>Velocità continua / a vuoto</b>	3000 RPM/4882 RPM	3200 RPM/4700 RPM

Tabella 4.6 Dati motore H100-V4-030 e G-5-M4 della MOOG Inc.

<b>Densità</b>	7850 kg/m <sup>3</sup>
<b>Modulo di elasticità</b>	205 GPa
<b>Tensione di snervamento</b>	951 MPa
<b>Tensione di rottura</b>	1110 MPa

Tabella 4.7 Caratteristiche dell'acciaio AISI 4130

Da Tabella 4.5 e Tabella 4.6 si nota come anche nell'architettura EHA tra i motori impiegati e la pompa idraulica sia necessario inserire un riduttore. Idealmente sarebbero necessari i rapporti di trasmissione 3:20 per il PrP-186 e 9:64 per il CSR-01. Da catalogo [14] il riduttore che meglio si avvicina a entrambi i rapporti ideali è il PE511\_0070 ME con un rapporto di trasmissione di 1:7. I dati sono raccolti in Tabella 4.8

<b>Modello</b>	<b>Massa</b>	<b>Riduzione</b>	<b>M. d'inerzia</b>	<b>Larghezza</b>	<b>Lunghezza</b>	<b>Rendimento</b>
<b>PE511_0070 ME</b>	8.2 kg	1:7	2.6 kg cm <sup>2</sup>	120 mm	223 mm	0.95 – 0.97

Tabella 4.8 Dati riduttore PE511\_0070 ME

#### 4.4 Stima di peso e ingombro

Per il sistema elettro-meccanico, massa e ingombro del motore sono forniti direttamente dal costruttore, che fornisce anche dati sul calore generato dal motore. Nella Tabella 4.9 sono stati incluse le masse sia del motore, sia del radiatore.

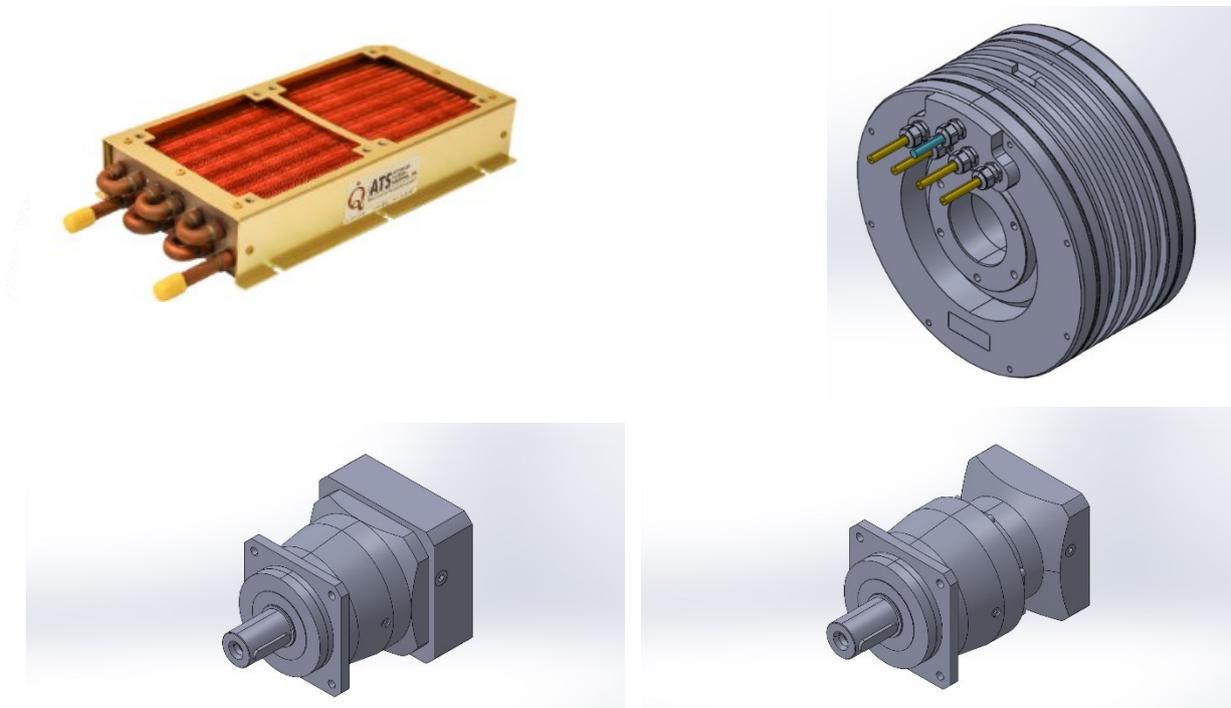


Figura 4.2 In ordine di lettura: fotografia del radiatore modello ATS-HE21-C1-R0, modello CAD del motore ETEL TMK0175-050, del riduttore Stöber P831-0100 ME e del riduttore Stöber P832-0200 ME scaricati dai siti dei produttori

Il sistema elettro-idrostatico, dal canto suo, richiede un'elaborazione dei dati ottenuti durante il dimensionamento. La composizione fisica di un sistema elettro-idrostatico prevede tre elementi principali: il gruppo motore-riduttore-pompa, il cilindro idraulico e un accumulatore di olio che raccolga il flusso di *leakage* e lo sfogo della valvola di sovrappressione e che fornisca l'olio necessario alla valvola anti-cavitazione per ripristinare la pressione a valori superiori alla pressione di vapore. La valvola di *pressure-relief* (ad esempio il modello DB3E-02 di HYDAC) contribuisce alla massa in circa 53 grammi. L'accumulatore di olio idraulico non deve sopportare pressioni significativamente diverse da quella ambiente di un'atmosfera e risulta quindi molto leggero con un contributo

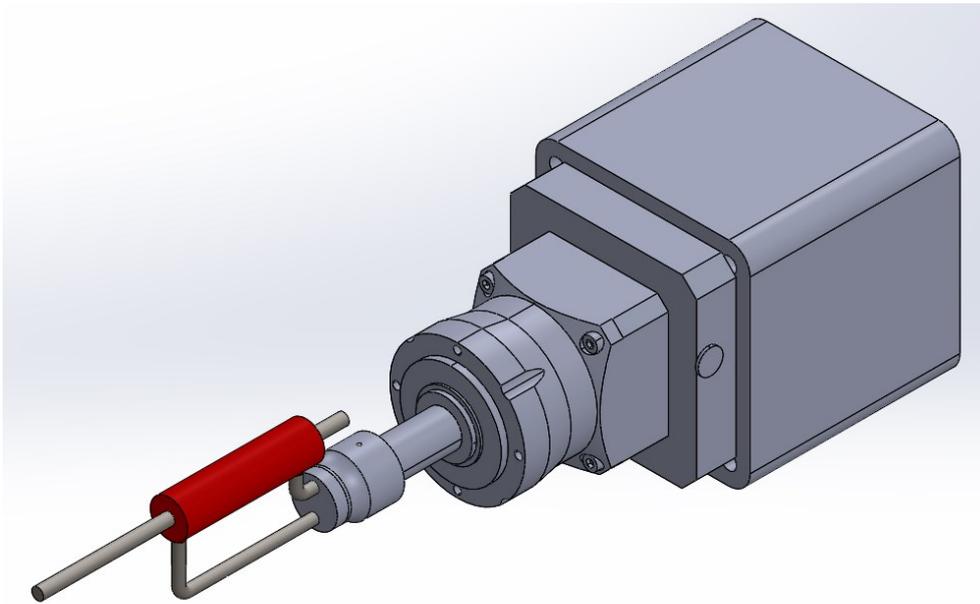


Figura 4.4 Assieme del sistema EHA del CSR-01 realizzato in SolidWorks

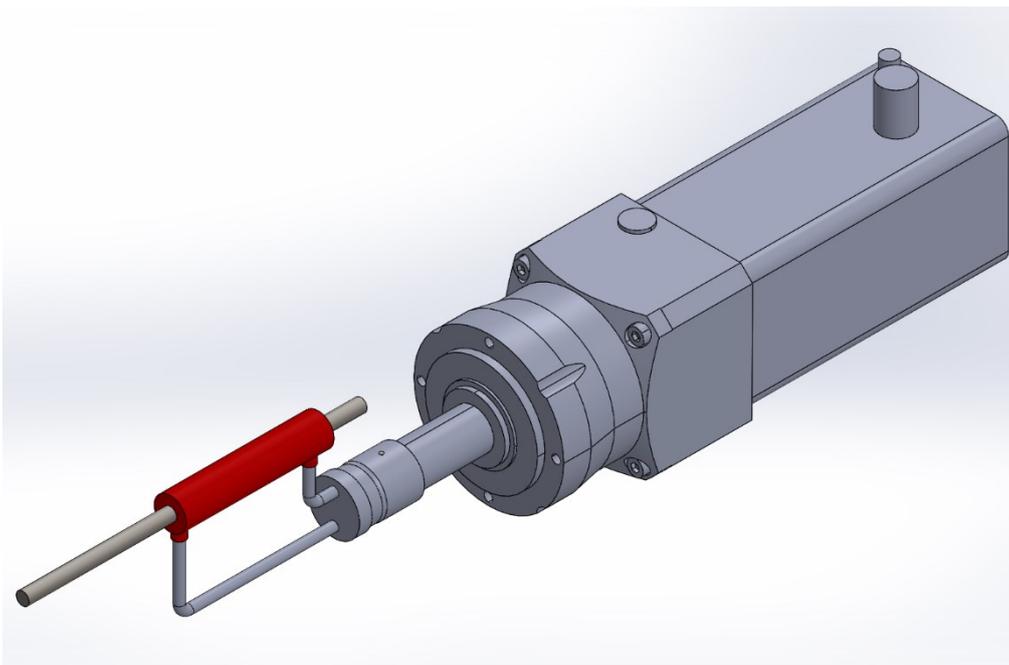


Figura 4.3 Assieme del sistema EHA del PrP-186 realizzato in SolidWorks

trascurabile sulla massa globale. Per questo motivo non è necessaria particolare attenzione nel dimensionamento a spessore delle sue pareti, se non da un punto di vista di economia di produzione. Da un punto di vista di volumi si ipotizza di dotare l'attuatore elettro-idrostatico di un accumulatore grande il doppio del martinetto, in modo che l'accumulatore possa conservare l'olio necessario a sostituire tutto l'olio normalmente impiegato nel circuito. Questo sovradimensionamento serve a cautelarsi nel caso di perdite non immediatamente rilevate e inoltre contribuisce alla sostenibilità della garanzia di assenza di manutenzione a vita operativa che spesso accompagna gli attuatori elettro-idrostatici. L'accumulatore può trovare posto al disotto della pompa e pertanto non influisce nella stima dell'ingombro.

Da Figura 4.4 e Figura 4.3 si evince come il maggior responsabile di ingombro frontale sia il motore elettrico assieme al riduttore. Nella lunghezza, invece il contributo è paragonabile tra martinetto idraulico, riduttore e motore elettrico. Si noti che la lunghezza si riferisce alla condizione di pistone idraulico esteso al massimo. Il sistema EMA è descritto come se fosse posto a terra appoggiato sulla faccia libera del motore.

	Lunghezza	Altezza	Larghezza	Volume	Massa	Tipologia
<b>PrP-186</b>	740 mm	100 mm	100 mm	7.08 dm <sup>3</sup>	14.3 kg	EHA
	198 mm	511 mm	198 mm	29.55 dm <sup>3</sup>	60.5 kg	EMA
<b>CSR-01</b>	722 mm	190 mm	190 mm	25.27 dm <sup>3</sup>	18.8 kg	EHA
	198 mm	556 mm	198 mm	40.11 dm <sup>3</sup>	64.2 kg	EMA

Tabella 4.9 Confronto tra ingombri e masse per i singoli attuatori in ognuno dei casi considerati

	EHA	EMA	$\Delta\%$ tra architetture
<b>PrP-186</b>	57.2 kg	242.0 kg	+323%
<b>CSR-01</b>	37.6 kg	128.4 kg	+241%
<b><math>\Delta\%</math> tra aeroplani</b>	-34.26%	-46.92%	

Tabella 4.10 Massa globale dei sistemi attuazione (4 per il PrP-186 e 2 per il CSR-01) nei vari casi in esame a confronto

Tabella 4.9 e Tabella 4.10 mettono a paragone le masse e gli ingombri dei diversi attuatori rispettivamente isolati e nel totale installato su ognuno degli aeroplani. In Tabella 4.9 è immediato notare che il sistema EHA risulta molto più leggero rispetto al sistema EMA e che la stessa architettura risulta più leggera nella versione dedicata al PrP-186 rispetto a quella dedicata al CSR-01.

Il volume richiede un'attenzione ulteriore. Oltre al mero valore numerico, va considerata anche la forma con cui è approssimato l'attuatore. Gli attuatori EHA sono dei parallelepipedi allungati e

possono essere facilmente disposti parallelamente alle centine. Gli attuatori EMA, dal canto loro, sono di cilindri larghi e bassi con l'appendice del riduttore, che può essere posizionata lungo l'asse.

Nello stimare la possibilità di collocare gli attuatori nell'ala dell'aereo di appartenenza, è stato preparato uno schizzo del profilo alare con le dimensioni nel punto in cui inizia la superficie di controllo. All'interno del profilo viene quindi collocata una sagoma rappresentante l'ingombro dell'attuatore prescelto.

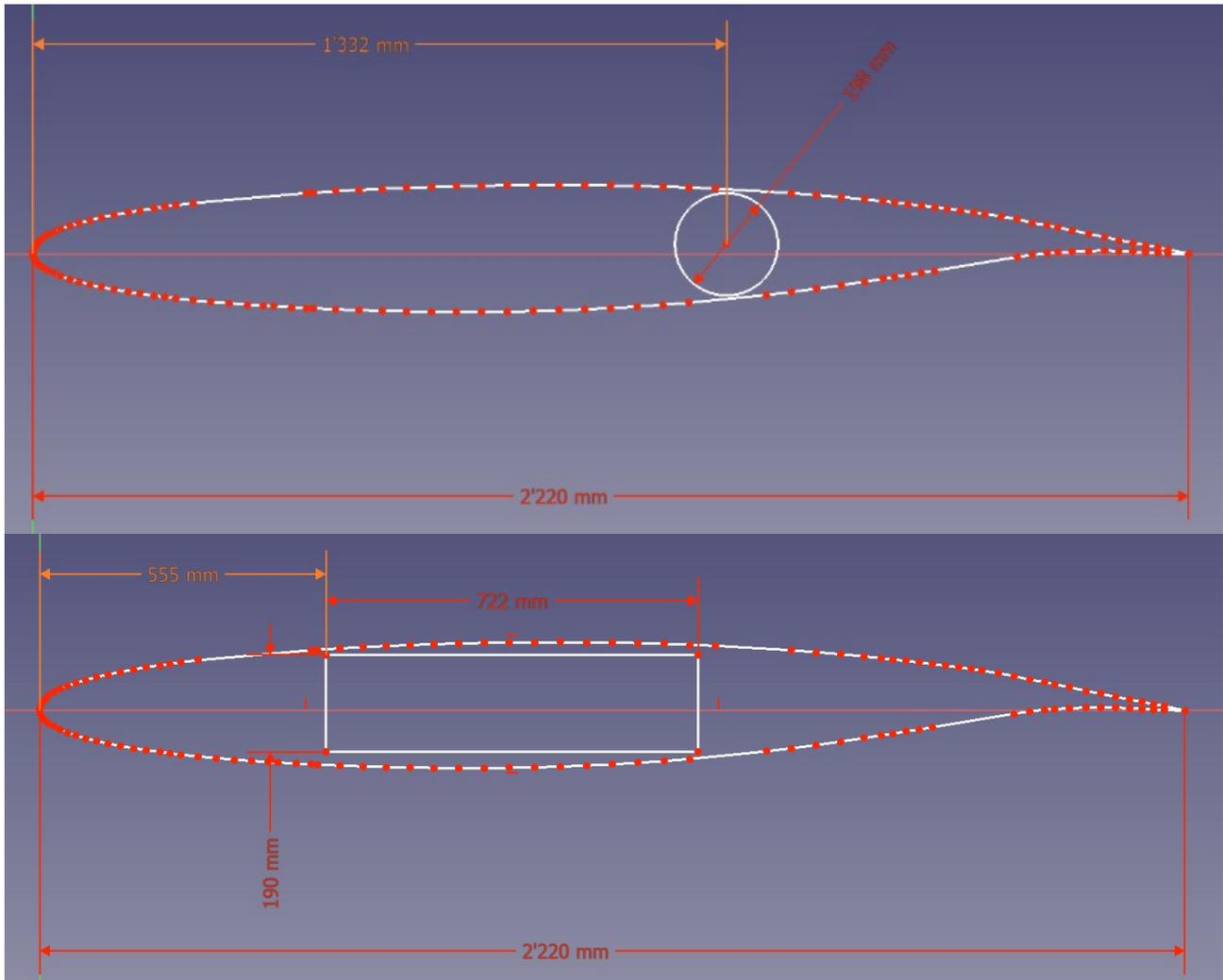


Figura 4.5 Collocazione dei sistemi EHA (sopra) e EMA (sotto) nell'ala del CSR-01 (ambiente di schizzo in FreeCAD)

In Figura 4.5 si osserva il posizionamento proposto per gli attuatori nell'ala. Il sistema EHA, di diametro poco inferiore ai venti centimetri, necessita di una corda locale di circa due metri per poter essere allocato senza dover deformare il profilo. Nel CSR-01 l'alettone si affaccia, lato radice alare, su una sezione già sufficientemente voluminosa. Nel PrP-186 sarebbe possibile sfruttare la lunghezza supplementare del riduttore per collocare il motore vero e proprio in una sezione sufficientemente spaziosa e riuscire comunque a portare l'albero motore finale di fronte alla superficie mobile di interesse. In entrambi gli aeromobili, purtroppo, il motore non può essere collocato in linea con l'asse

di cerniera e risulta necessario un meccanismo supplementare di collegamento (rotismo o catena) con la superficie di controllo. Il sistema EHA, non presenta problemi di ingombro nelle configurazioni proposte. Resta tuttavia possibile riarrangiare i componenti per far calzare al meglio l'attuatore nella struttura alare. Il martinetto idraulico potrebbe essere fatto avanzare tramite tubazioni più lunghe oppure allungando il collegamento riduttore-pompa per poter raggiungere l'alettone alla distanza di progetto elaborata nella sezione 2.2.

#### 4.5 Stima del consumo energetico

La stima del consumo energetico si basa sui dati di targa forniti dai produttori. per entrambe le architetture si applicano le formule e i principi descritti alla fine della sezione 2.2. Per i motori H100-V4-030 e G-5-M4 sono state impiegate le potenze calcolate come necessarie per le pompe idrauliche. Il motore del sistema EMA prende a riferimento la coppia massima che deve poter produrre applicata alla massima velocità di attuazione. È stato incluso il rendimento del riduttore, che comporta un aumento della potenza elettrica necessaria.

Motore	Potenza massima operativa	Attuatore
TMK0175-050 (PrP-186)	1.93 kW	EMA
TMK0175-050 (CSR-01)	2.48 kW	EMA
H100-V4-030 (PrP-186)	1.30 kW	EHA
G-5-M4 (CSR-01)	2.40 kW	EHA

Tabella 4.11 Potenze operative e di picco per i motori elettrici selezionati

Da Tabella 4.11 e Tabella 4.12 risulta che il singolo sistema EHA richiede meno potenza rispetto al sistema EMA in entrambi gli aeromobili. Tuttavia, il CSR-01 risulta globalmente meno esigente energeticamente rispetto al PrP-186.

	EHA	EMA	$\Delta\%$ tra architetture
PrP-186	5.20 kW	7.72 kW	+48.46%
CSR-01	4.80 kW	4.96 kW	+3.33%
$\Delta\%$ tra aeroplani	-7.69%	-35.75%	

Tabella 4.12 Paragone tra le massime richieste energetiche di attuazione nel PrP-186 e nel CSR-01. il PrP-186 funge da base di paragone, così come il sistema EHA sul sistema EMA

#### 4.6 Elaborazione dei modelli in Simulink

I modelli matematici creati in Simulink sono sistemi di equazioni differenziali. La scelta del solutore di questi sistemi è importante quanto la correttezza delle varie relazioni matematiche. Solitamente in una fase preliminare in cui il modello è ancora embrionale, si utilizza il metodo di Eulero (ode1) con

un passo temporale di integrazione fissato più grossolano possibile per verificare rapidamente la presenza di errori nella creazione del modello. Il vantaggio del metodo di Eulero risiede nell'estrema semplicità del metodo che permette di riprodurre facilmente i passaggi del calcolatore in calcoli manuali se ve ne fosse bisogno. Man mano che il modello si avvia verso una fase definitiva si può passare a solutori a maggior sofisticazione, con passo temporale variabile, per ottenere risultati più precisi e veloci. Nel presente lavoro si è lasciata a Simulink libertà di selezione del solutore, pur imponendo il vincolo della lunghezza massima dello step temporale in un millesimo di secondo. In questo modo è possibile essere sicuri che il calcolo avvenga nella maniera più efficiente possibile senza caricare l'utente della scelta di un nuovo solutore o di un nuovo passo di integrazione qualora le nuove quantità numeriche in gioco lo richiedano.

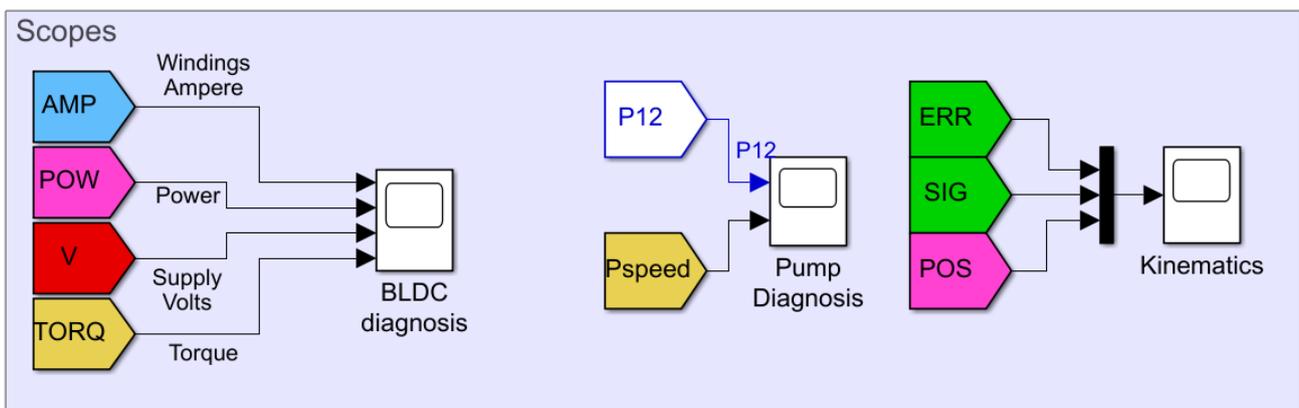


Figura 4.6 Scopes nel sistema EHA

#### 4.7 Raccolta dei risultati numerici dai modelli Simulink

Nell'ambiente Simulink è possibile predisporre dei blocchi denominati *scopes* in cui far confluire vari segnali per poi visualizzare la loro evoluzione temporale in grafici corredati da legende, titoli e unità di misura. Nei modelli di attuatore EMA e EHA è possibile ritrovare due *scopes* del tutto analoghi: quello relativo alla posizione angolare della superficie mobile con allegati segnali di comandi e di errore e quello relativo al motore elettrico rappresentante la tensione di alimentazione, la corrente negli avvolgimenti, la potenza assorbita e la coppia erogata dal motore. Il sistema EHA presenta anche un ulteriore terzo *scope* inteso a indagare l'evoluzione della pressione nel circuito e la velocità della pompa idraulica, legata a quella del motore dal rapporto di trasmissione  $\tau$ .

Le due tipologie di attuatore sono state simulate, in entrambi gli aeromobili, per quattro comandi diversi: gradino, impulso, rampa e onda quadra.

	<i>GAP</i>	<i>GAI</i>	<i>GAD</i>	<i>I<sub>sat</sub></i>	<i>V<sub>sat</sub></i>
<b>PrP-186 EHA</b>	$-230 V/^\circ$	$10 V/^\circ s$	$-20 Vs/^\circ$	$2^\circ s$	$\pm 270 V$
<b>PrP-186 EMA</b>	$90 V/^\circ$	$35 V/^\circ s$	$1.7 Vs/^\circ$	$2^\circ s$	$\pm 270 V$
<b>CSR-01 EHA</b>	$-158 V/^\circ$	$5 V/^\circ s$	$-11.5 Vs/^\circ$	$5^\circ s$	$\pm 270 V$
<b>CSR-01 EMA</b>	$130 V/^\circ$	$55 V/^\circ s$	$0.5 Vs/^\circ$	$2^\circ s$	$\pm 270 V$

Tabella 4.13 Impostazioni del controllore PID nelle varie configurazioni

La prima analisi coinvolge il PrP-186 con sistema EHA. Il sistema si dimostra in grado di seguire tutti i segnali in maniera soddisfacente. Nel caso di comando a scalino (Figura 4.7) l'alettone riesce a raggiungere la posizione comandata in circa mezzo secondo. La componente integrativa permette di portare l'errore a zero e di mantenerlo senza ulteriori transitori. Nel ricevere un comando a impulso (Figura 4.8) il sistema arriva a scostarsi dalla posizione zero del 20% rispetto al comando ricevuto. L'errore è quasi completamente recuperato già 25 centesimi di secondo dopo il comando per poi assestarsi di nuovo su errore zero entro 5 decimi di secondo dal comando. Anche in questa situazione il contributo integrativo adeguato impedisce nuovi transitori. Il comando a rampa (Figura 4.9) viene seguito con errore sempre quasi-zero con piccoli scostamenti solo nei punti angolosi del comando. Il comando a onda quadra (Figura 4.10) è il più impegnativo dati i continui, repentini e ampi cambiamenti nel segnale di comando. Nonostante ciò, il sistema riesce a inseguire adeguatamente il comando raggiungendo sempre rapidamente la posizione comandata e muovendosi immediatamente non appena il comando lo richiede.

La seconda analisi riguarda il sistema EMA a bordo del PrP-186, il cui controllore PID segue le impostazioni della seconda riga di Tabella 4.13. Il comando a scalino (Figura 4.11) provoca una risposta adeguata, portando l'errore a zero in circa 3 decimi di secondo. Il disturbo creato dal comando a impulso (Figura 4.12) viene eliminato con celerità, rientrando già entro mezzo secondo entro il decimo di grado di errore. Il comando a rampa (Figura 4.14) mostra prestazioni non del tutto soddisfacenti: seppur la parte crescente del comando venga inseguita decentemente, il sistema non riesce a ridurre l'errore rapidamente come accade negli altri comandi. Il comando a onda quadra (Figura 4.13) viene inseguito molto bene: in circa un quarto di secondo l'alettone raggiunge la posizione comandata per poi prontamente inseguire il comando successivo.

La terza analisi vede coinvolto il sistema EHA a bordo del CSR-01 il cui controllore è stato riportato come da terza riga della Tabella 4.13. Il comando a gradino (Figura 4.15) non presenta criticità seguendo con precisione il comando senza mostrare *overshoot* e rimanendo stabile in seguito. Il comando a impulso (Figura 4.16) presenta lo stesso andamento del caso omologo nel PrP-186, ma con

prestazioni migliori in termini di tempistiche. Il comando a rampa (Figura 4.17) presenta anch'esso un'eccellente risposta, con soltanto un lieve anticipo dell'alettone sul comando che viene prontamente recuperato una volta stabilizzato il comando. Il comando a onda quadra (Figura 4.18) presenta invece le note difficoltà per un sistema di controllo. In questo caso l'alettone inizialmente segue bene il comando dato l'errore ridotto rispetto alle fasi successive, dove l'*overshoot* viene moderato solo dall'arrivo dell'alettone al fine corsa. È comunque possibile osservare la saturazione dell'alettone in azione, verificando il suo corretto funzionamento.

La quarta e ultima analisi osserva il comportamento del sistema EMA a bordo del CSR-01. Affrontando il comando a scalino (Figura 4.19) il controllore riesce a portare l'alettone in posizione entro un decimo di secondo mantenendo un piccolo errore. In seguito, la posizione è mantenuta stabile senza problemi. Il comando a impulso (Figura 4.20) non presenta criticità: l'alettone riprende la posizione nulla in tempi molto brevi con grande prontezza nella risposta. Il comando a rampa (Figura 4.21) si rivela gestito adeguatamente come gli altri segnali. L'errore si riduce a valori quasi-zero in frazioni di secondo dopo la stabilizzazione del comando. Il segnale di comando a onda quadra (Figura 4.22) mostra come il sistema riesce a rispondere adeguatamente a un comando continuamente e ampiamente variabile nel tempo.

Le due architetture mostrano buone prestazioni, evidenziando una maggior prontezza e precisione dell'architettura EMA nell'inseguire comandi improvvisi, mentre l'architettura EHA segue meglio segnali progressivi. Va anche notato che le differenze tra i due sistemi possono essere attenuate dall'implementazione di un sistema di controllo più raffinato rispetto a un più semplice PID, il quale comunque riesce a pilotare adeguatamente l'alettone.

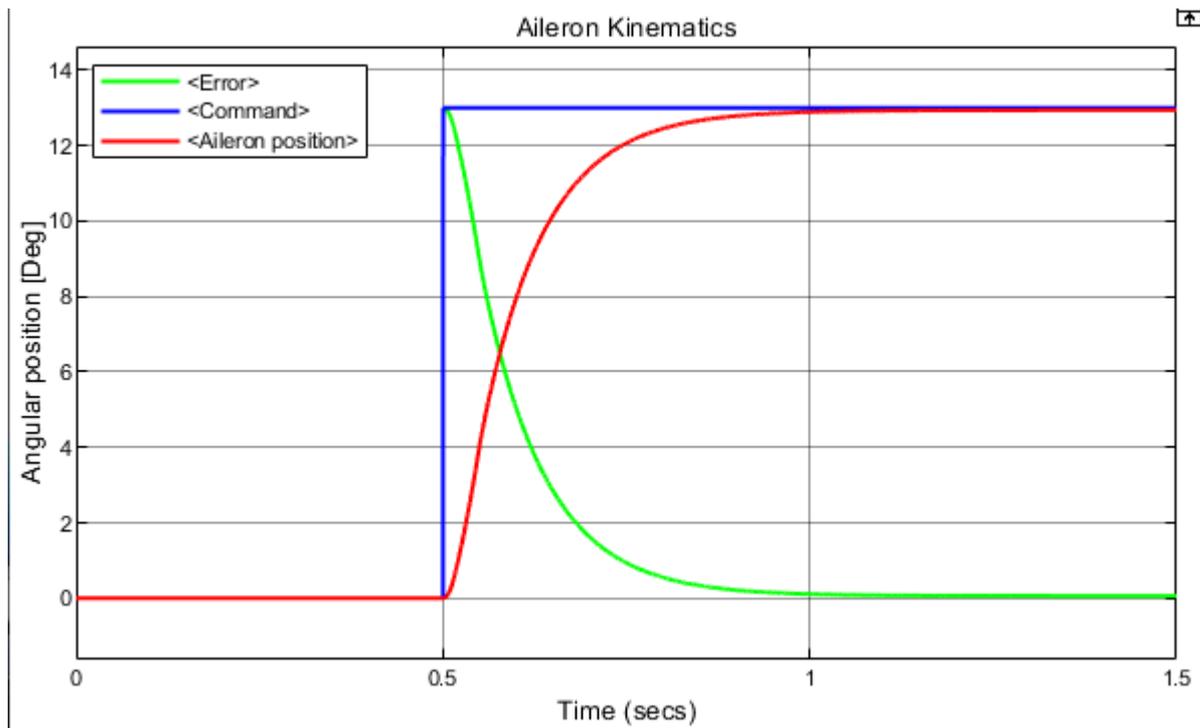


Figura 4.7 Comando a scalino applicato a un EHA a bordo del PrP-186

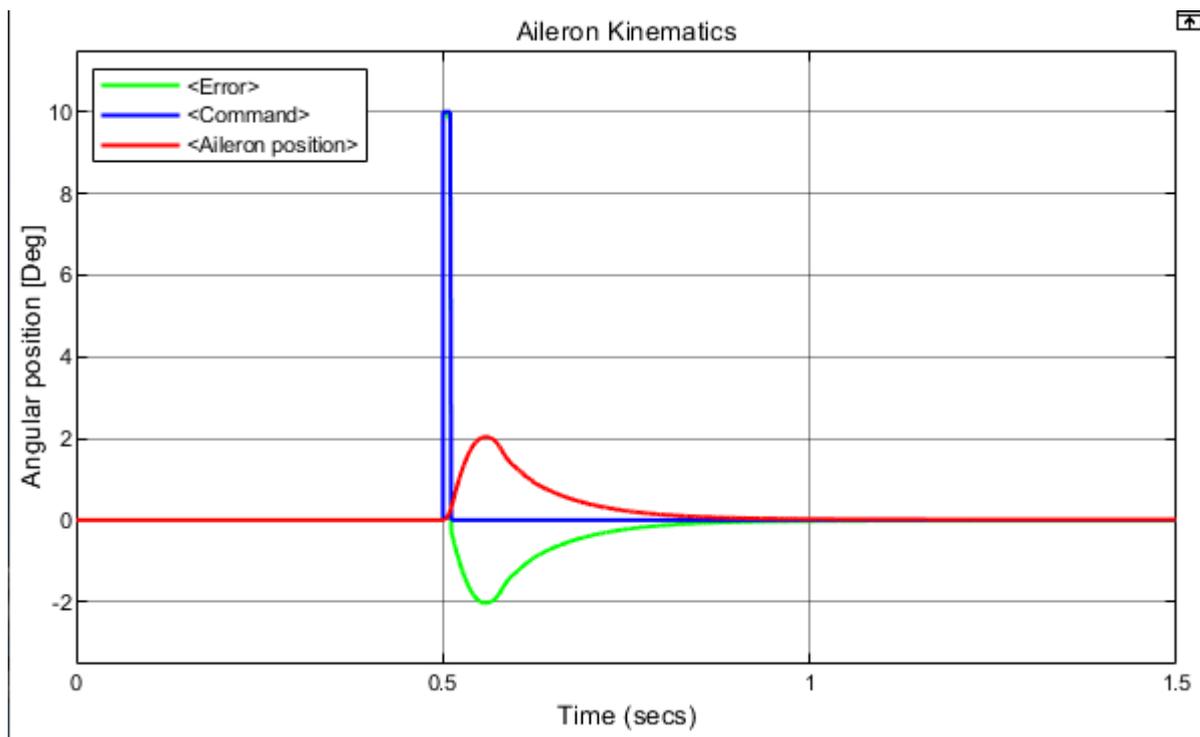


Figura 4.8 Comando a impulso applicato a un EHA a bordo del PrP-186

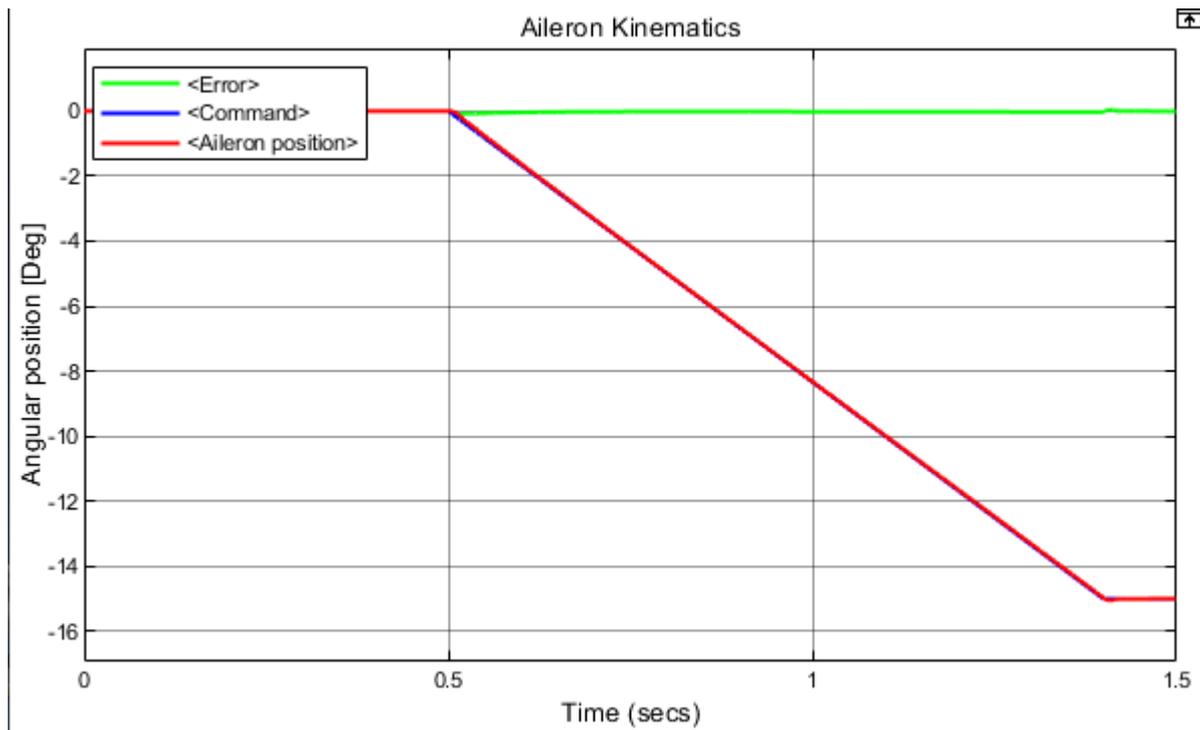


Figura 4.9 Comando a rampa applicato a un EHA a bordo del PrP-186

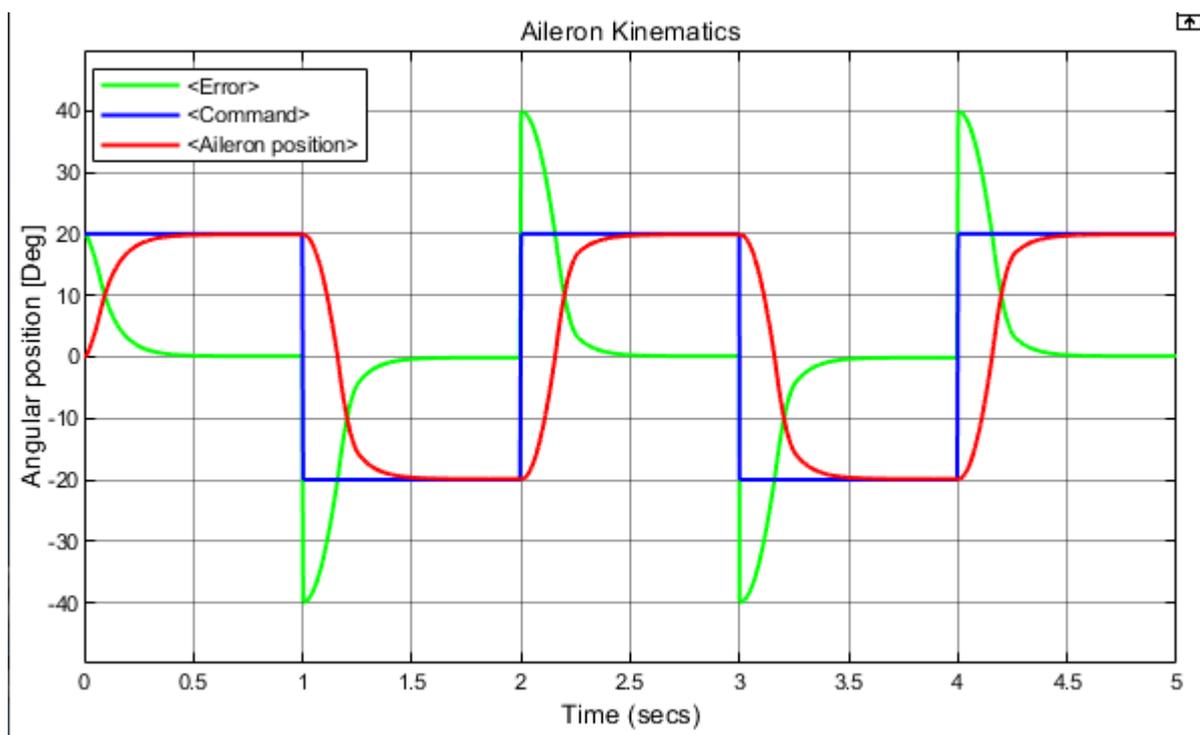


Figura 4.10 Comando a onda quadra applicato a un EHA a bordo del PrP-186

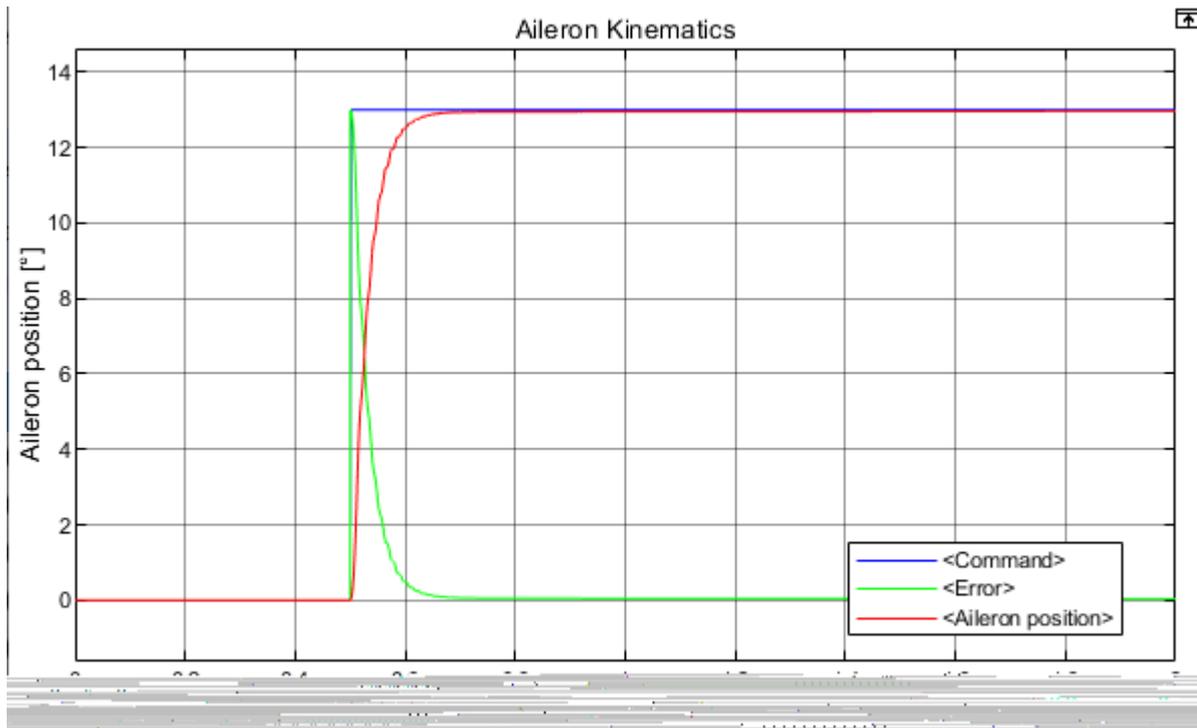


Figura 4.11 Comando a scalino applicato a un EMA a bordo del PrP-186

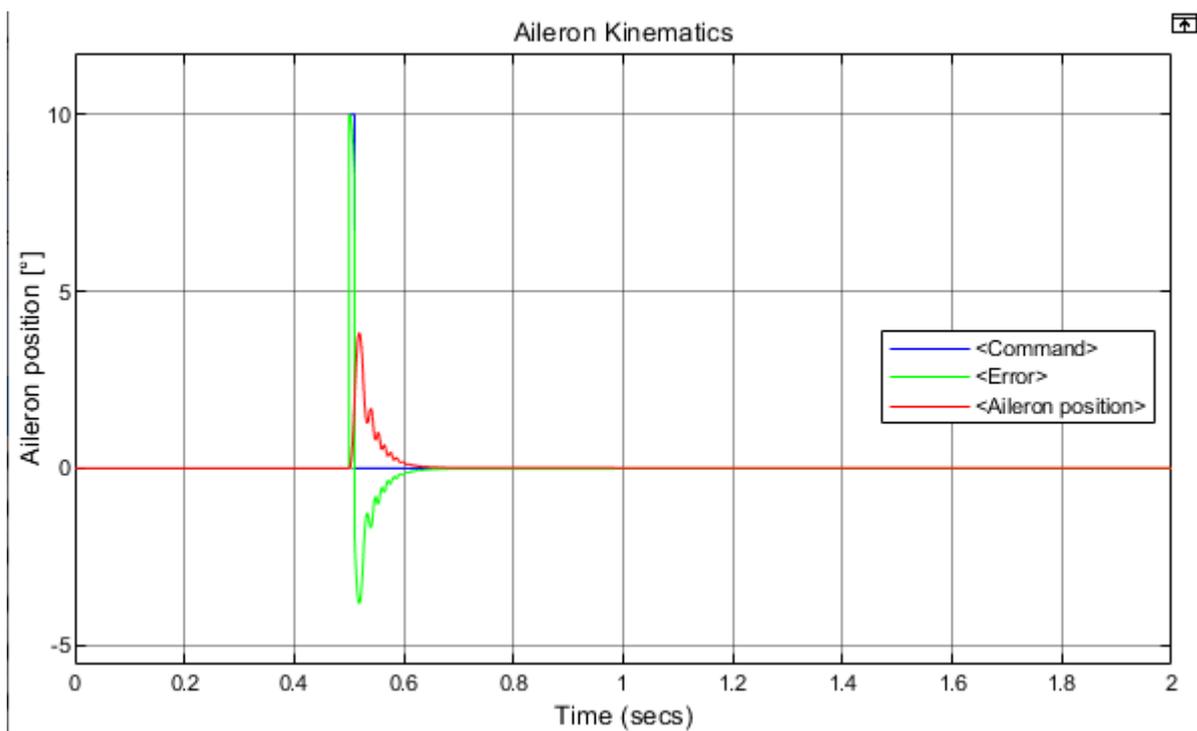


Figura 4.12 Comando a impulso applicato a un EMA a bordo del PrP-186

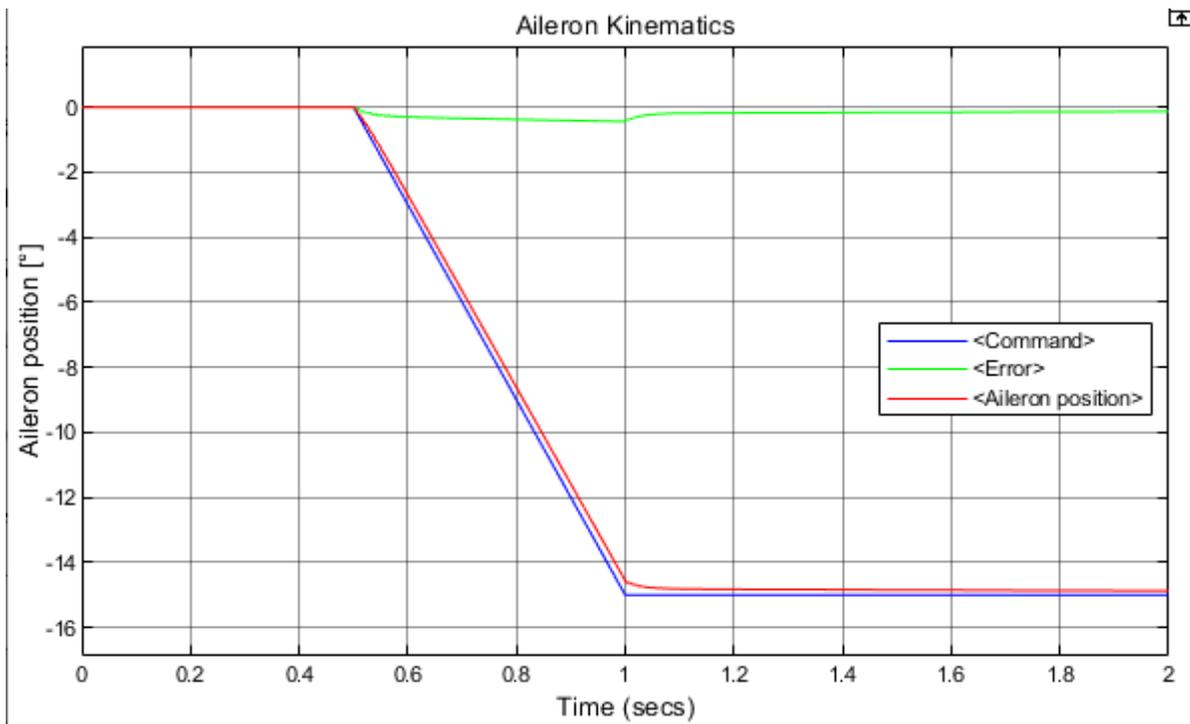


Figura 4.14 Comando a rampa applicato a un EMA a bordo del PrP-186

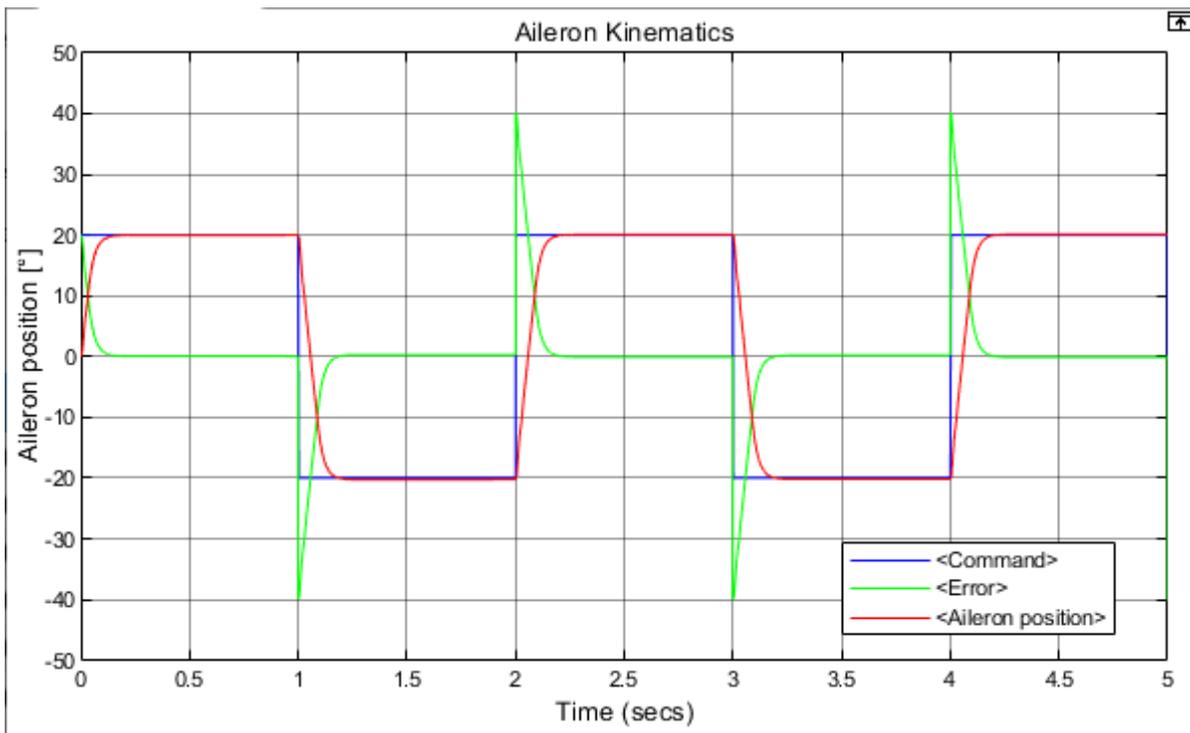


Figura 4.13 Comando a onda quadra applicato a un EMA a bordo del PrP-186

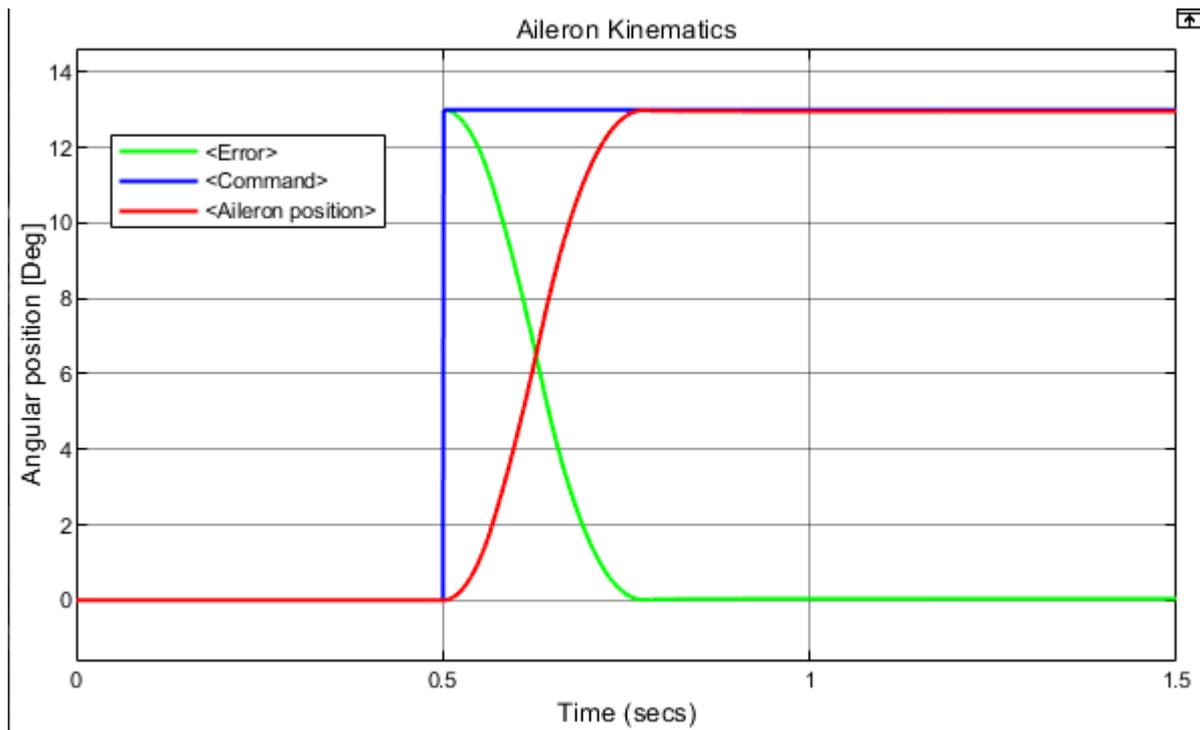


Figura 4.15 Comando a gradino applicato a un EHA a bordo del CSR-01

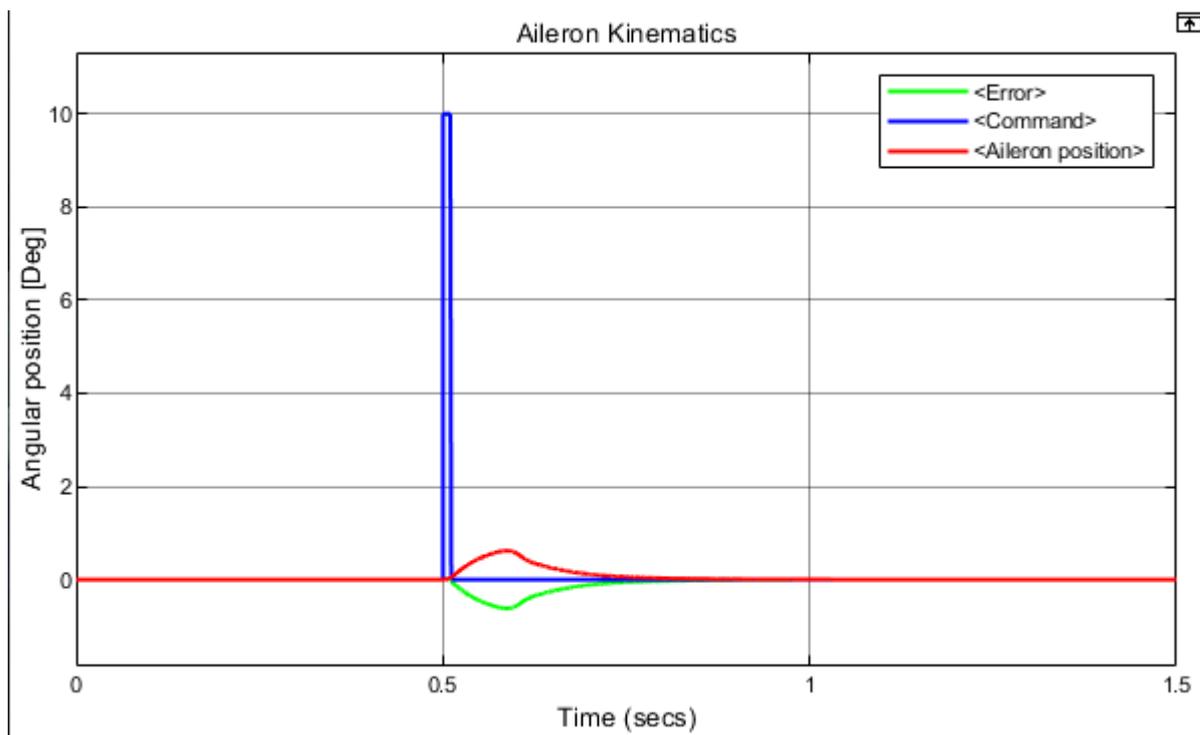


Figura 4.16 Comando a impulso applicato a un EHA a bordo del CSR-01

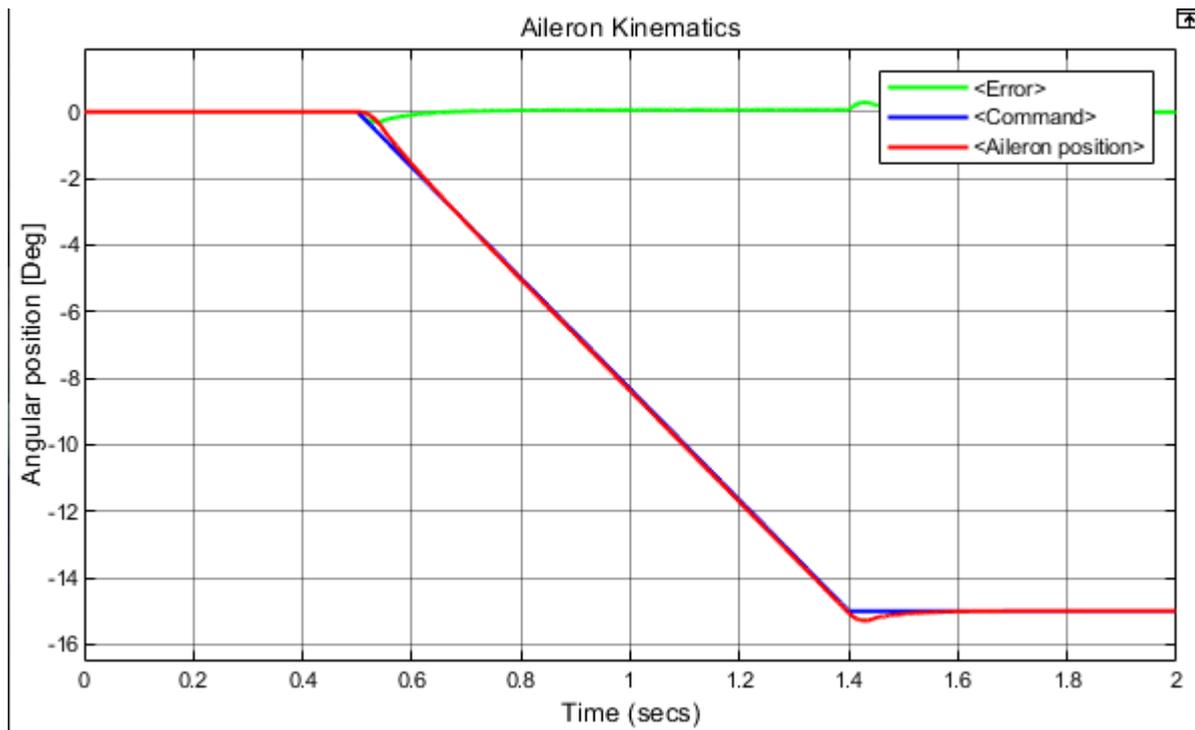


Figura 4.17 Comando a rampa applicato a un EHA a bordo del CSR-01

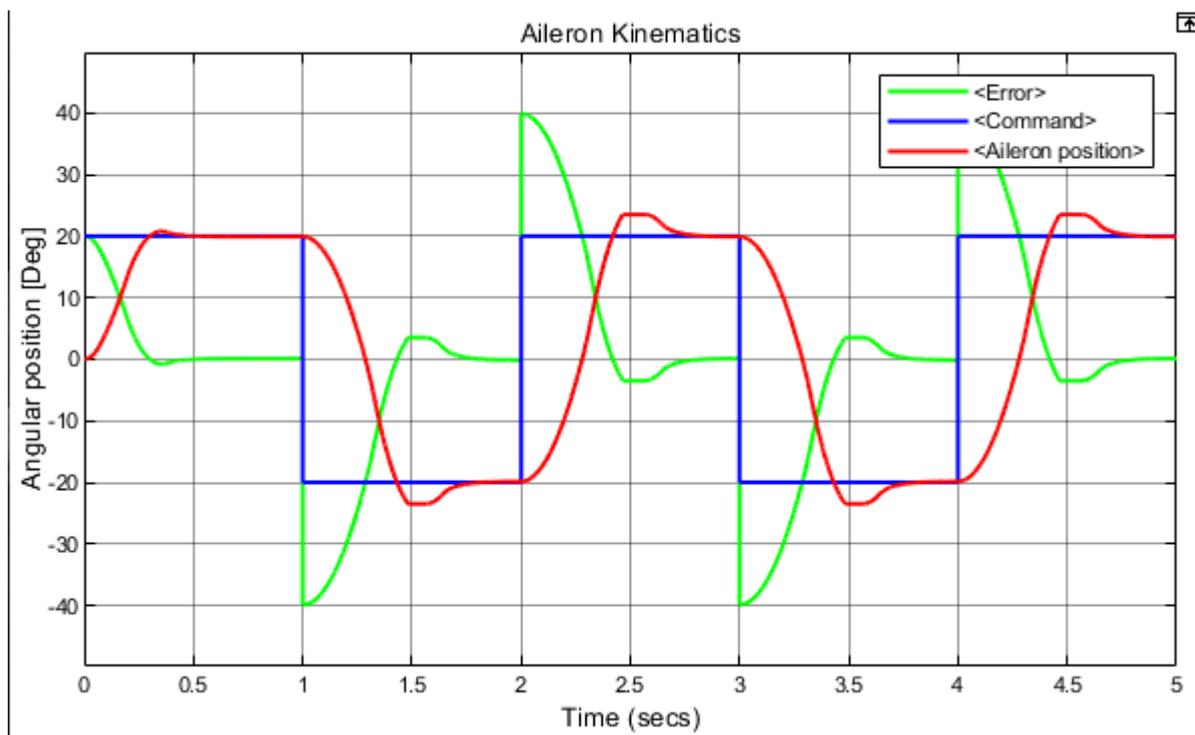


Figura 4.18 Comando a onda quadra applicato a un EHA a bordo del CSR-01

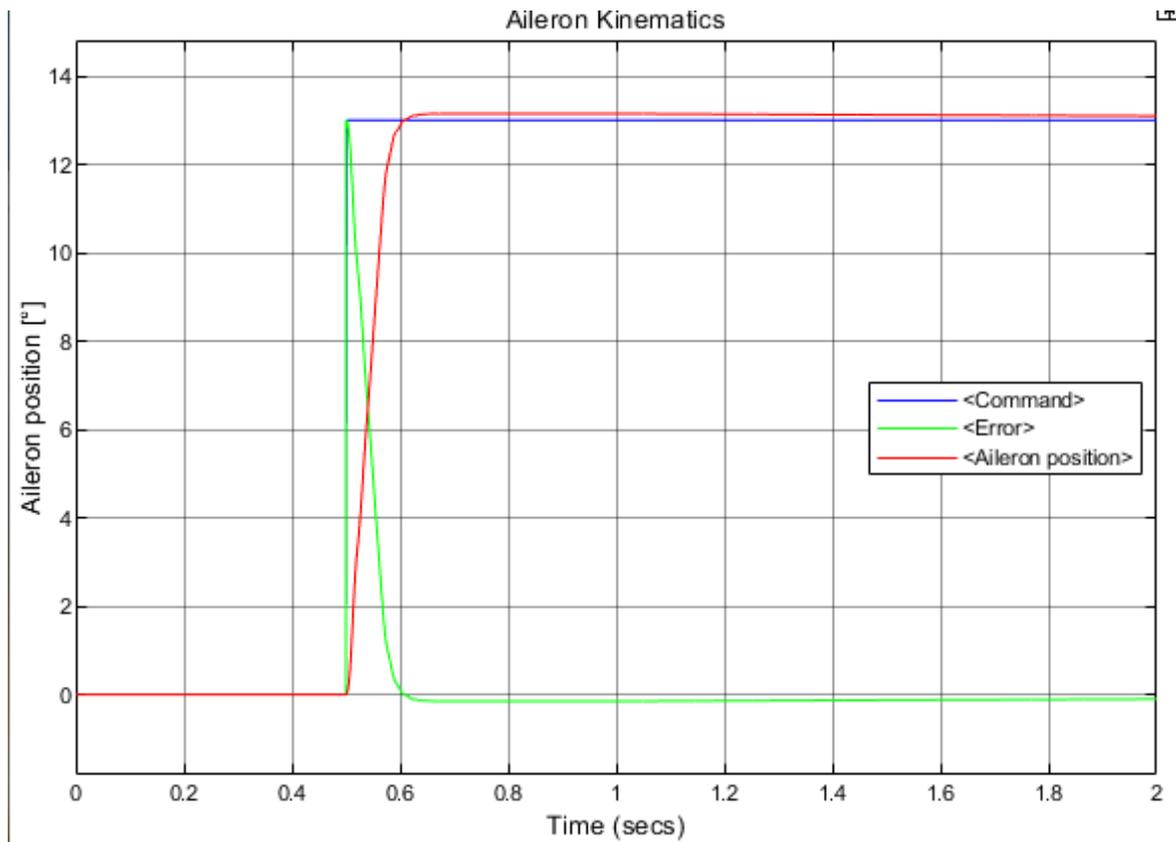


Figura 4.19 Comando a gradino applicato a un EMA a bordo del CSR-01

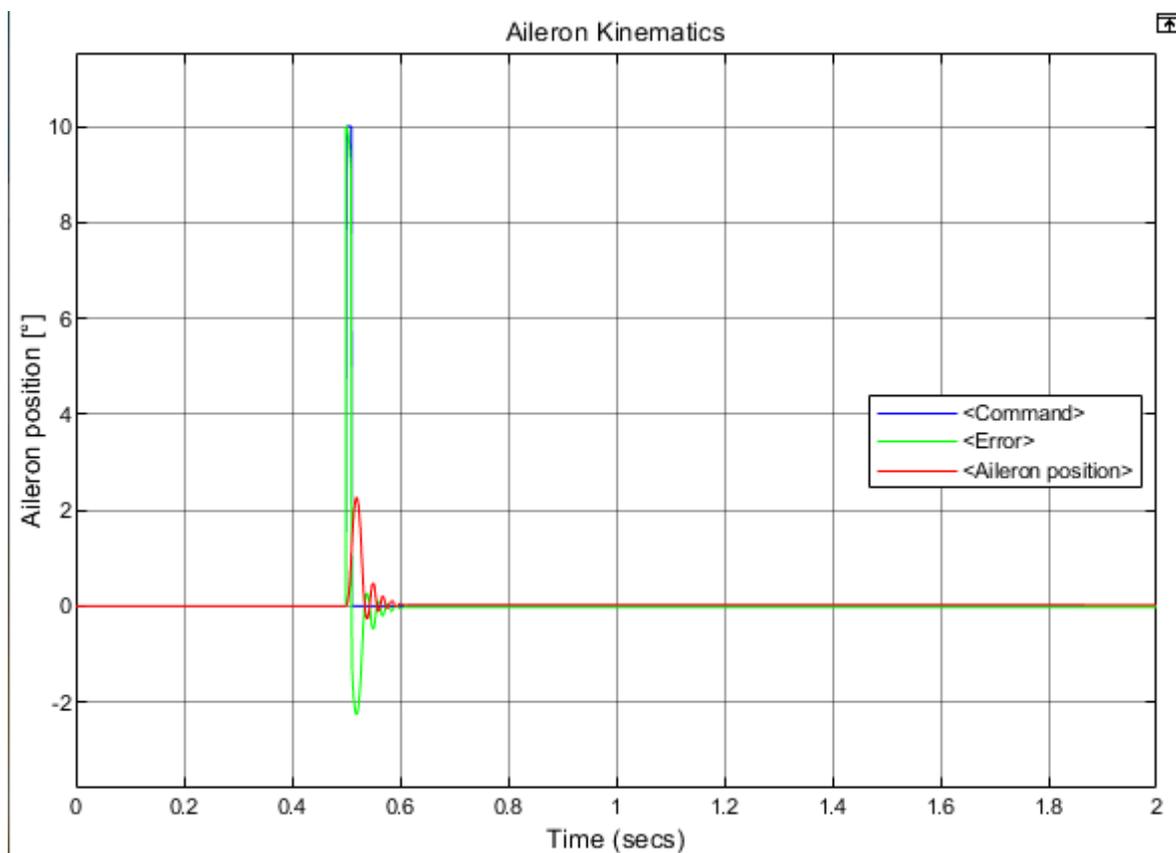


Figura 4.20 Comando a impulso applicato a un EMA a bordo del CSR-01

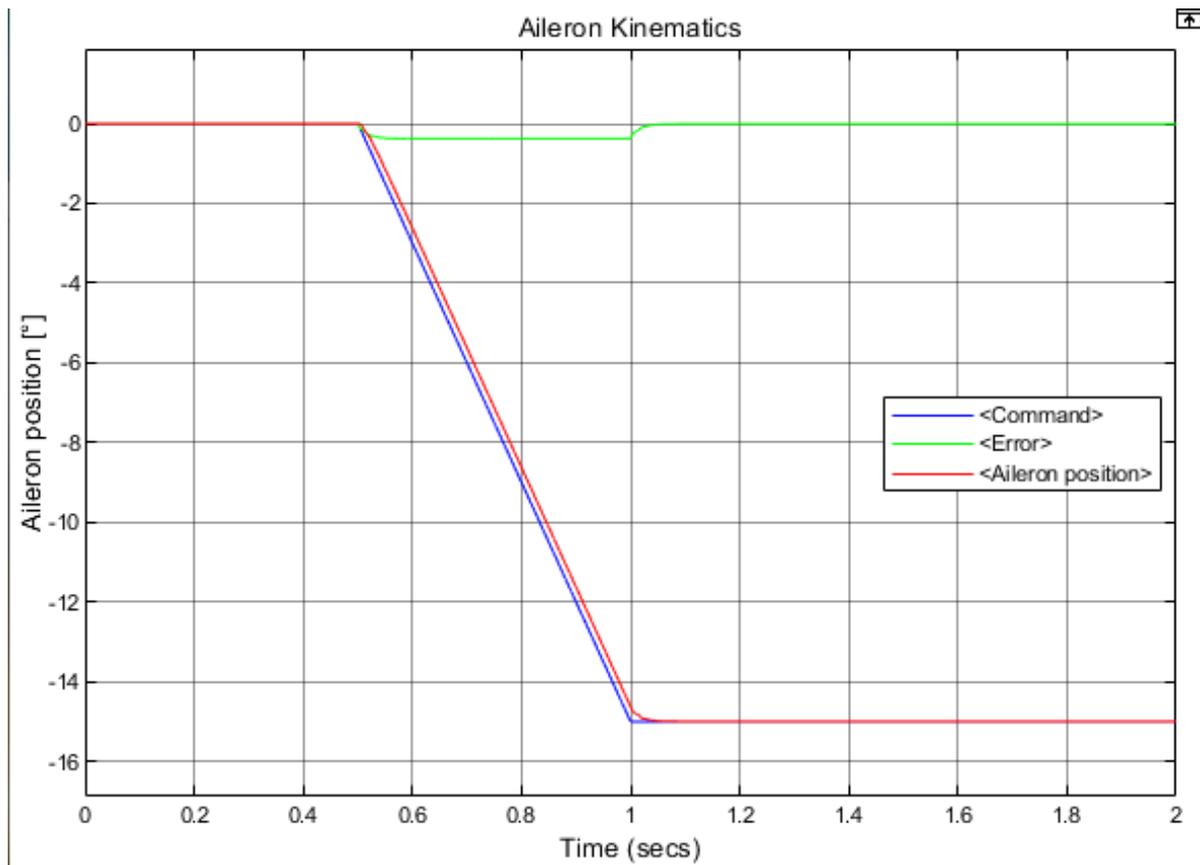


Figura 4.21 Comando a rampa applicato a un EMA a bordo del CSR-01

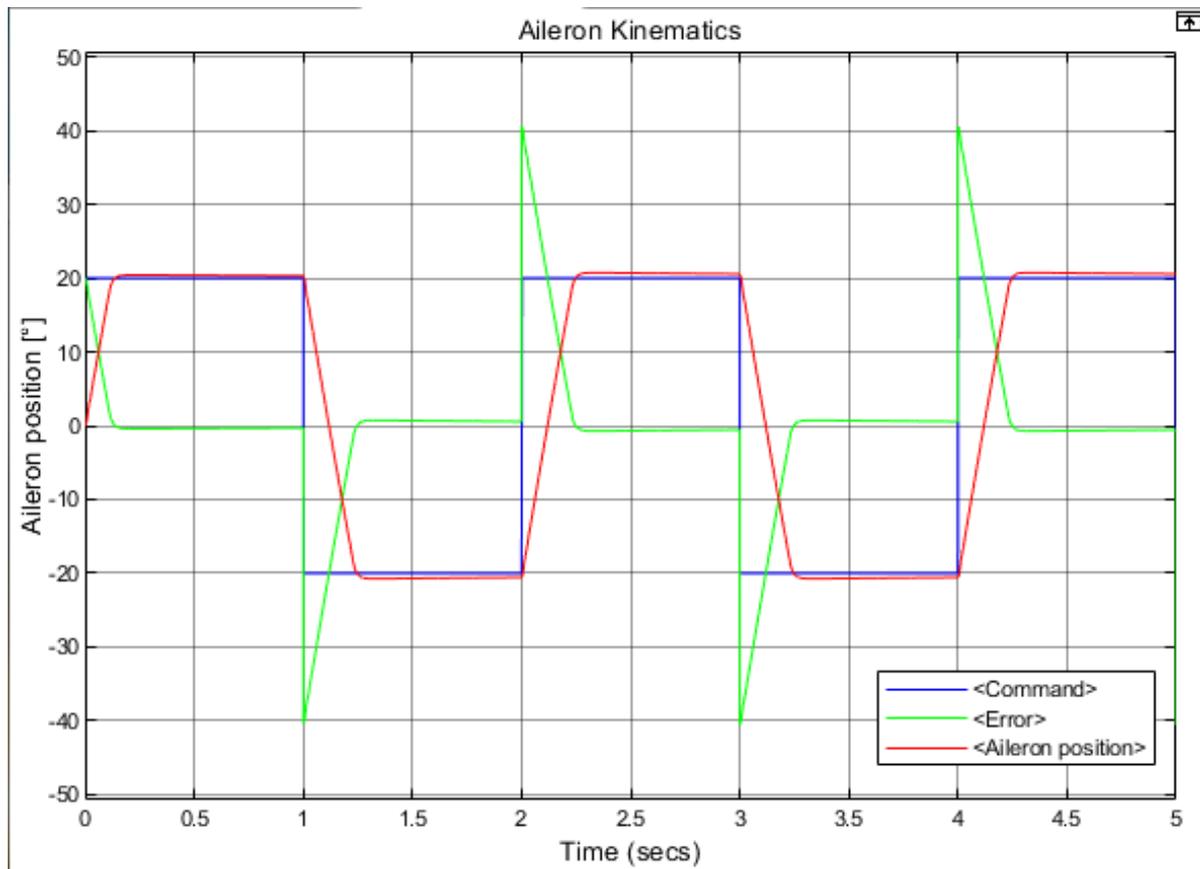


Figura 4.22 Comando a onda quadra applicato a un EMA a bordo del CSR-01

## 5 Conclusioni

Dopo una breve introduzione sulla storia dei comandi di volo potenziati, è stata presentata l'innovazione dell'ala a scatola che va concretizzandosi grazie al progetto PARSIFAL. L'attività di progettazione ha coinvolto due aeroplani differenti: il CSR-01, aeromobile tradizionale monoplano rappresentativo di aerei *narrow-body* già esistenti e un aeromobile con ala a scatola, di capacità simile al CSR-01, denominato PrP-186.

Il sistema elettro-meccanico presenta una più semplice progettazione, rivolgendosi questa quasi in toto a componenti già disponibili. La maggior semplicità progettuale si scontra con la complessità derivante dall'associare al potente motore elettrico un adeguato sistema di raffreddamento, i cui peso e resistenza aggiuntivi potrebbero essere solo parzialmente compensati tramite l'effetto Meredith.

Il sistema elettro-idrostatico permette prestazioni simili all'elettro-meccanico richiedendo invece minori ingombri e peso al prezzo di una progettazione più complessa e articolata. Il raffreddamento di questa architettura non presenta particolari criticità, date le ben minori potenze elettriche in gioco.

L'analisi aerodinamica dei due aeromobili ha evidenziato una minor richiesta energetica nella movimentazione del singolo alettone da parte del PrP-186, il quale coefficiente di momento di cerniera massimo è circa due terzi rispetto al CSR-01. Il minor sforzo richiesto è giustificabile con la distribuzione di portanza più costante nell'ala a scatola rispetto all'ala semplice a sbalzo, come è risultato dall'analisi aerodinamica tramite AVL. La minor richiesta energetica per il singolo alettone, però, si scontra col maggior numero di superfici da movimentare.

Da un punto di vista energetico, l'architettura elettro-idrostatica risulta vincente sulla controparte elettro-meccanica. Nel confronto tra i due aeroplani adottanti la stessa architettura, il PrP-186 richiede una maggiore energia rispetto al CSR-01. Nello specifico l'architettura elettro-idrostatica vede differenze trascurabili, mentre l'architettura elettro-meccanica risente molto più dell'influenza della differente configurazione di aeroplano. Una gestione intelligente da parte del software fly-by-wire potrebbe portare a escludere dall'attuazione una coppia di alettoni qualora le condizioni di volo lo permettessero, concedendo al PrP-186 un margine per essere energeticamente più vantaggioso.

Dal punto di vista della massa, l'architettura elettro-idrostatica è enormemente avvantaggiata sulla controparte elettro-meccanica. Nel passare all'insieme degli attuatori installati sugli aeromobili, il CSR-01, avendo la metà degli attuatori imbarcati rispetto al PrP-186, presenta un risparmio in massa che varia tra il 14.88% per il sistema EHA e il 27.88% per il sistema EMA.

Affrontando il paragone tra le varie casistiche dal punto di vista del volume, si trova che i sistemi EHA sono generalmente meno voluminosi rispetto ai sistemi EMA. Nel PrP-186 questa differenza è più marcata rispetto al CSR-01. Tuttavia, va notato che il sistema EHA gode di una forma che meglio si presta a essere inserita all'interno dell'ala, mentre il sistema EMA richiede lo sviluppo di un rotismo di rinvio nel caso non si potesse calettare il *torque motor* direttamente sulla superficie mobile. Il volume del radiatore non è significativo ai fini del confronto, dato che su entrambi gli aeromobili verrebbe adottato lo stesso modello. Il posizionamento del radiatore è più libero rispetto a quello dell'attuatore non essendo i tubi vincolati a particolari percorsi, se non da fattori esterni all'attuatore in sé.

Alla luce delle caratteristiche emerse per i vari attuatori, e volendosi limitare a queste, si nota che il PrP-186 permette di trasportare lo stesso carico pagante (in numero di passeggeri) di un aeromobile di linea a fusoliera stretta (qui rappresentato dal CSR-01) riducendo l'apertura alare significativamente (circa cinque metri), ma senza impattare significativamente sui consumi legati al comando del volo. L'obiettivo principale nell'adottare l'ala a scatola è la riduzione dell'impronta a terra del velivolo, al fine di migliorare la gestione degli spazi di parcheggio e rullaggio negli aeroporti. Si può affermare che l'obiettivo è raggiungibile, riuscendo a ottenere una riduzione dell'apertura alare di circa il 15%.

Nel simulare le due architetture a bordo dei due aeromobili si è confermata la fattibilità dei sistemi progettati, pur operando alcune semplificazioni. I modelli creati trascurano alcuni fattori che inficiano la piena attendibilità degli stessi. I motori elettrici non sono simulati come veri motori BLDC e non vengono quantificati gli effetti dell'attrito radente e viscoso all'interno della pompa idraulica. Includere questi effetti richiede una conoscenza approfondita delle geometrie di progetto e della precisione di lavorazione. Dallo studio approfondito della geometria si può risalire al gioco presente tra cilindro e pistone che permetterebbe di stimare il flusso di *leakage* nella pompa con il conseguente effetto lubrificante ed eventuali inefficienze meccaniche dovute al non perfetto allineamento pistone-cilindro. Oltre alla geometria, divengono necessarie alcune prove sperimentali per quantificare aspetti, prevalentemente fluidodinamici, difficilmente deducibili con precisione a tavolino come, ad esempio, la dissipazione idraulica nel martinetto. La creazione dei modelli del presente lavoro permetterà in futuro di valutare questi stessi sistemi in ambiti diversi da quelli di origine.

## 6 Appendice

### Script AVLAutomation.m

```

clear all
close all
clc

%% preliminary work
FID=fopen('dump.dat','r');
if (FID~=-1)
    fclose(FID);
    delete dump.dat
end
%% settings
avlName="ceras.avl"; %avl geometry file
runName="ceras.run"; %avl cases file
massName="ceras.mass"; %avl mass file
alpha=[-15:1:15]'; %incidence span
delta=[-24:1:24]; %deflction span
ControlIndex=2; %index of selected control surface
%% launch
DN="D"+ControlIndex; %to select correct control surface in AVL
C=length(alpha)*length(delta);
c=0;
Hm=zeros(length(alpha),length(delta));
fig=uifigure;
progress=uiprogressdlg(fig,'title',"AVL progression");
tic
for i=1:1:length(alpha)
for j=1:1:length(delta)
    progress.Message = "alpha = "+alpha(i)+"° | delta = "+delta(j)+"°";
    progress.Value=c/C;
    pause(.05)
    FID=fopen("AutoAVL.txt",'w');
    fprintf(FID,"load "+avlName+"\n"); %load .avl file
    fprintf(FID,"case "+runName+"\n"); %load .case file
    fprintf(FID,"mass "+massName+"\n"); %load .mass file
    fprintf(FID,"mset\n"); %activate mass file content
    fprintf(FID,"0\n"); %to all cases in .case file
    fprintf(FID,"OPER\n"); %switch to OPERATION mode
    fprintf(FID, DN+" "+DN+" "+delta(j)+"\n"); %set deflection
    fprintf(FID, "A A "+alpha(i)+"\n"); %set incidence
    fprintf(FID, "X\n"); %eXecute VLM calulation
    fprintf(FID, "HM\n"); %print Hinge Moment
    fprintf(FID, "dump.dat\n0\n"); % to this file, Overwrite if necessary
    fprintf(FID, "\nquit"); %close AVL
    fclose(FID);
    %launching AVL from tereminal with commands file as input redirection
    [status,result]=system("avl.exe<AutoAVL.txt");
    matrix=readmatrix("dump.dat"); %read HM results
    Hm(i,j)=matrix(2,ControlIndex); % and save only useful cH
    delete dump.dat
    c=c+1;
end
end

```

```

end
toc
beep %signal that the job has ended
progress.Value=1;
progress.Message= "Task completed";
%% output
map=mesh(delta,alpha,Hm);
xlabel("aileron deflection \delta [°]")
ylabel("aileron incidence \alpha [°]")
title("c_H map for " + avlName)
OutMatrix=zeros(length(alpha)+1,length(delta)+1);
OutMatrix(1,:)=[0 delta];
OutMatrix(2:end,:)=[alpha Hm];
writematrix(OutMatrix,avlName+" cH map.dat")
saveas(map,avlName+" cH map.fig")

```

### Script HingeMoment.m

```

clear all
close all
clc
format compact
format short eng
%this script to determine the max moment developed by the aileron
%% Air data
rho=1.225;
V=75;
%% geometric references
Sref=122.4; %CERAS 142.5; %PrP
cref=4.18; %CERAS 2.8781; %PrP
%% Hinge coefficient
%read cH map .dat file
%Matrix=dlmread("PrP-186.avl cH map.dat",',,');
Matrix=dlmread("ceras.avl cH map.dat",',,');
cH_matrix=Matrix(2:end,2:end); %extraction of cH
%determination of greatest (in modulus) cH
top=max(max(cH_matrix));
bottom=min(min(cH_matrix));
cH=max([abs(top) abs(bottom)]);
%% Hinge moment
H=.5*rho*V*V*Sref*cref*cH;
%% OUTPUT
disp("Max hinge moment is "+int32(H)+" Nm")
disp("Air conditions are:")
disp("  density    = "+rho+" kg/m^3")
disp("  velocity    = "+V+" m/s")
disp("  Ref. Area   = "+Sref+" m^2")
disp("  Ref. Chord  = "+cref+" m")

```

## Script HydJackEstimation.m

```

clear all
close all
clc
format short eng
format compact
%% Safety Coeff
R=1.5;
%% Hyd system
p=350e5;
oil_speed=2; %m/s
%% Aileron Forces and linkage
La=.1;
H=1144;
MAX_delta=40;
plate=.005; %[m] jack plate tickness
ang_speed=60; %[deg/s] max actuation speed
%% Rod material (AISI 4130 steel)
E=205e9; %[Pa] Young modulus
sigmaR=1.11e9; %[Pa] Rupture traction tension
sigma02=951e6; %[Pa] yield stress
rho=7850; %[kg/m^3] steel density
%% computing
%aileron linear force, speed and max movement
F=2*H/La;
MAX_Xj=2*La*tand(MAX_delta/2);
lin_speed=deg2rad(ang_speed)*La;

%rod length (based on ?Xj)
L=1.3*MAX_Xj;
%rod traction
T_diam=sqrt((4*F*R)/(pi*sigma02));
sigma_c=F/(pi*T_diam^2/4);
%rod compression
slend_lim=pi*sqrt(E/sigma02);
slend=4*L/T_diam;
if (slend> slend_lim)
    sigma_cr=pi^2*E/slend^2;
else
    sigma_cr=sigma02-(sigma02^2*slend^2)/(4*pi^2*E);
end
if (sigma_cr>sigma_c)
    diam=T_diam;
else
    diam=T_diam;
    done=0;
    while (done == 0)
        slend=4*L/diam;
        if (slend > slend_lim)
            sigma_cr=pi^2*E/slend^2;
        else
            sigma_cr=sigma02-(sigma02^2*slend^2)/(4*pi^2*E);
        end
        if(sigma_cr>sigma_c)
            done=1;
        end
    end
end

```

```

        else
            diam=diam+ T_diam*.02;
        end
    end
end
end
%% casing pressure withstanding
Hyd_Area=F/p;
Jack_diam=2*sqrt(Hyd_Area/pi+(diam^2/4));
s1=(R*Jack_diam*p)/(sigma02*2);
s2=max(roots([sigma02 2*Jack_diam*sigma02/2 -R*p*(Jack_diam/2)^2]));
s=max([s1 s2]);
%% piping
Max_Flow=pi*((Jack_diam/2)^2-(diam/2)^2)*lin_speed;
pipe_diam=sqrt(4*Max_Flow/pi/oil_speed);
pipe_dist=MAX_Xj+plate+pipe_diam;
%% mass
JackMass=rho*(L*pi*(diam/2)^2*2+(Jack_diam/2)^2*pi*plate);
case_mass=((pi*(Jack_diam+2*s)^2/4*MAX_Xj)-
pi*(Jack_diam/2)^2*MAX_Xj)*rho;
top_mass=JackMass+case_mass;
%% Output
disp("Advised rod lenght is "+(L*1e3)+" mm")
disp("Rod diameter should be "+(diam*1e3)+" mm")
disp("Diameter of Hyd Jack should be "+(Jack_diam*1e3)+" mm")
disp("Hydraulic Area should be "+(Hyd_Area*1e4)+" cm^2")
disp("The case should hold "+(p/1e5)+" bar being "+(s*1e3)+" mm thick")
disp("Expect a maximus flow of "+(Max_Flow*1e6)+" cm^3/s")
disp("A total of "+(Hyd_Area*MAX_Xj*1e6)+" cm^3 of oil will be
displaced")
disp("The hydraulic jack, without casing, will weight "+(JackMass)+" kg")
disp("With the casing, the hyd Jack should weight "+(top_mass)+" kg")
disp("Advised inner diameter of piping: "+(pipe_diam*1e3)+" mm")
disp("Case pipes should be "+(pipe_dist*1e3)+" mm apart")

```

## Script Pump.m

```

clear all
close all
clc
format short eng
%% Pump
RPM=450; %nominal RPM
Q=3.8118e-5; %[m^3/s] flow rate requested
cylinders=9;
stroke_ratio=.5; %bore over stroke ratio
beta= 20; %[deg] swash plate inclination
dead_stroke=.005; %[m] height of dead space
p=350e5; %[Pa] power the pump must be able to provide
pr=1e4; %[Pa] return pressure
eta_v=1;
%% evaluation
n=RPM/60; %times the displacement is sent for each second
omega=RPM*2*pi/60;
Cil=Q/n/eta_v;
V=Cil/cylinders;
stroke=(V/(stroke_ratio^2*pi))^(1/3);
bore=stroke*stroke_ratio;
Cyl_Area=pi*(bore/2)^2;
d=stroke*cotd(beta); %[m] distance between opposed pistons
D=stroke/sind(beta); %[m] direct link between a TDC piston and a BDC
piston
Torque=(p-pr)*Cil/(2*pi); %[Nm] nominal Torque required
Power=Torque*omega;
%% output
disp("Requested flow "+(Q*1e3)+" litres/s, demanded pressure "+(p/1e5)+"
bar")
disp("Total pump displacement should be "+ (Cil*1e6) +" cm^3")
disp("Each of the " + (cylinders) +" cylinders will displace " +(V*1e6)
+" cm^3")
disp("Bore: "+(bore*1e3)+" mm")
disp("Stroke: "+(stroke*1e3)+" mm")
disp("Pistons anulus diameter should be "+(d*1e3)+" mm")
disp("Diameter of swash plate is "+(D*1e3)+" mm")
disp("Pump requires "+(Torque)+" Nm of torque for "+(Power)+" W of
nominal power @ "+(RPM)+" RPM")

```

## Script XfoilAutomation.m

```

clear all
close all
clc
delete dump.dat
%% Input
Hinge=[0.7 0.5]; %X and Y position of Hinge point
Aseq=[-15 15 1]; %first alfa, last alfa, alfa increment
deflection = [-25:1:25]'; %first delta, delta increment, final delta
airfoil="f11.dat";
Re=5E6;
panels=450;
iterations=1000;
%% memory allocation
Matrix = zeros(length([Aseq(1):Aseq(3):Aseq(2)]),length(deflection));
%% eXecution
for i=1:1:length(deflection)
    disp("delta = " + string(deflection(i)))
    FID=fopen("Xfoil_command.txt",'w');
    fprintf(FID,"LOAD %s\n",airfoil); %load airfoil
    fprintf(FID,"PPAR\n"); %change panelization density
    fprintf(FID,"N\n");
    fprintf(FID,"%i\n",panels);
    fprintf(FID,"\n\n");
    fprintf(FID,"GDES\n");
    fprintf(FID,"FLAP\n"); %defining a TE deflection
    fprintf(FID,"%g\n",Hinge(1));
    fprintf(FID,"%g\n",Hinge(2));
    fprintf(FID,"%g\n",deflection(i));
    fprintf(FID,"GSET\n");
    fprintf(FID,"FLAP\n"); %2nd flap definition for compatibility
    fprintf(FID,"%g\n",Hinge(1));
    fprintf(FID,"999\n");
    fprintf(FID,"%g\n",Hinge(2));
    fprintf(FID,"%g\n",deflection(i));
    fprintf(FID,"x\n");
    fprintf(FID,"\n");
    fprintf(FID,"OPER\n");
    % fprintf(FID,"VISC\n%i\n",Re); %Viscosity enabling
    fprintf(FID,"PACC\n"); %Save polar on file
    fprintf(FID,"dump.dat\n\n");
    fprintf(FID,"HINC\nITER %i\n",iterations);
    fprintf(FID,"aseq %f %f %f",Aseq(1),Aseq(2),Aseq(3));
    fclose(FID);
    [ss,DD]=system("xfoil.exe<Xfoil_command.txt"); %launch Xfoil
    Temporary=dlmread("dump.dat",'',12,0);
    fclose('all');
    delete dump.dat
    Matrix(:,i)=Temporary(:,6);
end
%leveling the ( $\delta=0$ ) anomaly
for i=1:1:length(Matrix(:,1))
    for j=1:1:length(Matrix(1,:))
        if (Matrix(i,j)==0)
            Matrix(i,j)=.5*(Matrix(i,j-1)+Matrix(i,j+1));
        end
    end
end

```

```
        end
    end
end
Matrix=-1*Matrix;
%saving cH map to file
alfas=[Aseq(1):Aseq(3):Aseq(2)]';
FID=fopen("Hinge map.dat", 'w');
dlmwrite("Hinge map.dat", [0 deflection'], '-append');
fprintf(FID, '\n');
dlmwrite("Hinge map.dat", [alfas Matrix], '-append');
fclose("all");
mesh(deflection, alfas, Matrix)
title(airfoil+" Hinge moment coefficient C_H map")
xlabel("Elevon deflection \delta [°]")
ylabel("Incidence \alpha [°]")
zlabel("C_H")
saveas(gcf, "hingemap.fig")
```

## Riferimenti

- [1] L. Prandtl, Induced Drag of Multiplanes, NACA, 1924.
- [2] V. Cipolla, K. Abu Salem, A. Massai, A. L. Tasca, M. Picchi Scardaroni, F. Magnacca, A. Alves Veira e P. Roling, Deliverable 1.2 "Report on operational and economic assessment", 2020, p. 8.
- [3] NASA, «New Ideas Sharpen Focus for Greener Aircraft,» 27 gennaio 2012. [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/greener\\_aircraft.html](https://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/greener_aircraft.html).
- [4] «IDINTOS,» [Online]. Available: <http://www.idintos.eu/>.
- [5] «Home,» [Online]. Available: <https://parsifalproject.eu/>.
- [6] «Partenrs,» [Online]. Available: <https://parsifalproject.eu/partners>.
- [7] R. Elmendorp, Deliverable 7.2"Feasibility study on the use of very large bypass ratio turbofan engines for the PrandtlPlane", p. 25.
- [8] CeRAS, « CeRAS - Central Reference Aircraft data System,» 9 febbraio 2021. [Online]. Available: <http://ceras.ilr.rwth-aachen.de/trac/wiki/CeRAS/AircraftDesigns/CSR01>.
- [9] V. Binante, K. Abu Salem, V. Cipolla, G. Palaia e F. Magnacca, Deliverable 3.4 "PrandtlPlane performance analysis and scaling procedures", 2020.
- [10] J. Roskam, Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, Part I, Lawrence, Kansas: DAR Corporation, 2001.
- [11] N. D. Manring, Torque on a cylinder block of an axial-piston swash-plate type hydrostatic pump, 1996, p. 157.
- [12] ETEL, «TMK\_data\_sheets.pdf,» 13 novembre 2018. [Online]. Available: [https://www.etel.ch/fileadmin/PDF/Products/TorqueMotors/TMK/TMK\\_data\\_sheets.pdf](https://www.etel.ch/fileadmin/PDF/Products/TorqueMotors/TMK/TMK_data_sheets.pdf).
- [13] Advanced Thermal Solutions, Inc., [Online]. Available: <https://www.qats.com/DataSheet/Heat-Exchangers>.

- [14] STÖBER, «443054\_it\_02\_Servoriduttori\_Web,» Marzo 2020. [Online]. Available: [https://www.stoeber.de/stoeber/service/downloadcenter/tdv/katalog/443054\\_it\\_02\\_servoriduttori\\_web.pdf](https://www.stoeber.de/stoeber/service/downloadcenter/tdv/katalog/443054_it_02_servoriduttori_web.pdf).
- [15] MOOG Inc., «Fastact H Servo Motors,» 29 gennaio 2021. [Online]. Available: <https://www.moog.com/content/dam/moog/literature/ICD/FastactH-Catalog-eng.pdf>.
- [16] MOOG Inc., «Compact Dynamic Brushless Servo Motors CD Series,» 29 gennaio 2021. [Online]. Available: [https://www.moog.com/literature/ICD/Moog-ServoMotors-CD\\_Series-Catalog-en.pdf](https://www.moog.com/literature/ICD/Moog-ServoMotors-CD_Series-Catalog-en.pdf).
- [17] Society of Automotive Engineering, SAE Ferrous Materials Standards Manual, Society of Automotive Engineering, 2004.