

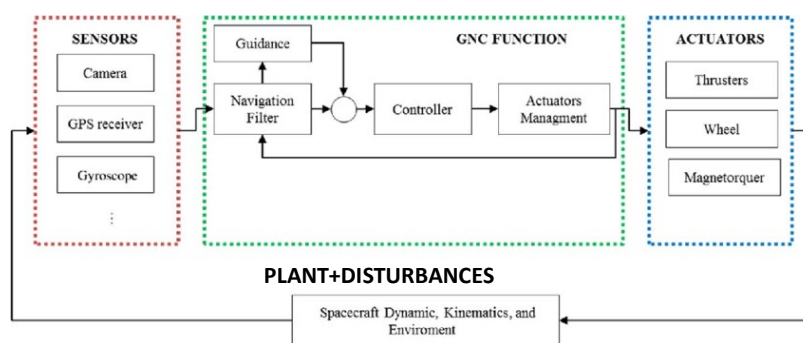
# PROGETTO DINAMICA E CONTROLLO DI VEICOLI SPAZIALI

## SIMULATORE ORBITALE A 6 GRADI DI LIBERTÀ PER MANOVRA DI RENDEZ-VOUS

Il progetto consiste nel modellare un satellite tramite un simulatore a 6 DOF tramite ambiente MATLAB® / Simulink®. Il satellite *chaser* dovrà compiere una manovra di rendez-vous passando da un'orbita circolare (assunzione necessaria per l'utilizzo delle equazioni presentate) LEO a 397 km ad un'orbita circolare a 400 km, nella quale incontrerà il satellite *traget*.

### 1. OVERVIEW PROGETTO

**SIMULATORE:** Il simulatore a 6 DoF è composto dagli elementi in figura per modellare la traiettoria del satellite:



*Figura 1 Schema simulatore GNC*

- **Plant:** è il sistema che verrà controllato dall'algoritmo. In questa sezione si trovano le equazioni che governano la dinamica del satellite:
  - Equazioni di Hill: governano la dinamica traslazionale relativa tra chaser e target. Il sistema di riferimento è di tipo *LVLH* centrato sul centro di massa del target. Queste equazioni permettono di passare dalle forze generate dai thruster e dai disturbi esterni alle velocità lineari e posizione del chaser. Le equazioni di Hill hanno validità fintanto che si considera un'orbita LEO e che la distanza tra chaser e target è inferiore a 10 Km (per assunzione le considereremo valide fino a 20 Km). Inoltre considerano il target soggetto solo al disturbo dovuto alla forza di gravità. La dinamica in  $V_{bar}$  ed  $R_{bar}$  è disaccoppiata da quella in  $H_{bar}$ .
  - Equazioni di Eulero: governano la dinamica di assetto. Scritte in un sistema di riferimento *Body* centrato sul chaser, mettono in relazione i momenti generati dalle coppie di attuazione e disturbi con le velocità angolari  $\omega_b$  rispetto al sistema LVLH.
  - Equazioni della Cinematica: vengono utilizzate in termini di quaternioni per evitare singolarità; permettono di passare dalle velocità angolari  $\omega_b$  al vettore dei quaternioni  $\dot{q}$ .

È importante tener presente che le equazioni terranno conto della variazione di massa del satellite durante le manovre governata dall'equazione di Tsiolkovsky.

- **Sensors:** non modellati.
- **Guidance, Navigation and Control function:** La funzione di navigazione non viene considerata, si considerano come sempre noti posizione e assetto del chaser. Vengono invece modellati un algoritmo di controllo d'assetto (per la determinazione della coppia che le Reaction Wheels devono generare per annullare l'errore d'assetto) ed un algoritmo di guida e controllo (per la determinazione prima di velocità e posizione desiderata e di conseguenza della forza attuativa per ottenerle).
- **Actuators:** Si dividono in controllo di posizione e di assetto.
  - Il controllo di posizione avviene per mezzo di un sistema di 12 thruster spiegato in dettaglio nella sezione relativa al chaser. La dinamica dei thruster è modellata per mezzo di un modulatore PWWF triassiale che modula, discretizzandolo, il segnale continuo derivato dalla GNC function, essendo i thruster di tipo on/off. Viene tenuto conto della massa variabile del chaser per il consumo di carburante per mezzo della relazione dell'impulso specifico di Tsiolkovsky durante tutta la simulazione:

$$\dot{m} = \frac{|F|}{gI_{sp}}$$

dove  $F$  è il modulo della spinta propulsiva ed  $\dot{m}$  la variazione di massa.

- Il controllo di assetto è regolato da un sistema di 4 Reaction Wheels di tipo piramidale, che permette un controllo attivo sui 3 assi. Inoltre, con 4 RWs si ottiene ridondanza in caso di guasto. La dinamica è modellata attraverso un filtro ed un blocco di saturazione per ogni ruota.
- **External disturbances:** Gli effetti dei disturbi vengono modellati in un sistema di riferimento *Body*. I disturbi considerati sono i seguenti:
  - Aerodynamic drag:  $F_A = 0.5 \rho V^2 S C_D$   
Dove  $C_D = 2.2$ ,  $\rho = 10^{-12} [kg/m^3]$  densità atmosferica,  $V = \omega r_t$ ,  $S$  superficie di riferimento del satellite; la direzione di applicazione della forza è  $X_b$  negativa.
  - J2 effect: Dovuto alla forma oblatà della Terra. La forza prodotta è la seguente

$$F_{J_2} = -\frac{3m J_2 \mu R_E^2}{2r_t^4} \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix}$$

Dove  $m$  è la massa del chaser,  $J_2$  costante,  $R_E$  raggio medio della Terra,  $\mu$  parametro gravitazionale terrestre. I termini nel vettore sono pari ad 1 in quanto il disturbo viene assunto costante e con lo stesso valore sui 3 assi *Body*.

- Gravity Gradient Torque: Il campo gravitazionale terrestre non è uniforme, il che porta alla presenza di un momento pari a

$$T_G = 3\omega^2 \bar{r} \times [I] \bar{r}$$

$[I]$  è il tensore di inerzia in assi principali di inerzia,  $\bar{r} = [L_{BI}] \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{bmatrix}$  è la posizione del target rispetto al centro della terra in assi di riferimento *Body* normalizzato con  $r_t$ .

Le forze di disturbo, essendo definite in assi *Body*, devono essere portate in *LVLH* facendo il prodotto con la matrice di trasformazione  $[L_{IB}]$  prima di inserirle nelle equazioni di Hill.

- **Frequencies:** Bisogna considerare infine che l'hardware di bordo non è performante, quindi i blocchi dovranno funzionare a frequenze diverse. La frequenza è anche dettata dal tipo di sensore di bordo, anche se nel nostro caso non sono considerati. In particolare, avremo il blocco di Guida che girerà ad 1 Hz, Dinamica a 100 Hz e Controllo a 50 Hz.

**MANOVRA DI RENDEZVOUS:** La manovra completa è divisa in 4 fasi: Free drift, Hohmann transfer, Radial Boost transfer, Final approach.

- **Free drift:**  
 $S0[-1100m; 0; 3000m] \rightarrow S1[-1100m+\Delta x_{FD}; 0; -3000m]$  Ha lo scopo di correggere l'errore di assetto del chaser per permettere le successive manovre a ciclo aperto allineando il sistema di riferimento *Body* con quello *LVLH*. Durante questa fase non vengono azionati i thruster.
- **Hohmann transfer:**  
 $S1 \rightarrow S2[-3000m; 0; 0]$  Permette al chaser di passare alla stessa orbita del satellite target tramite una manovra open loop con 2 impulsi lungo  $V_{bar}$  di uguale intensità e direzione, uno all'inizio della manovra ed uno a destinazione raggiunta.
- **Radial Boost transfer:**  $S2 \rightarrow S3[-500m; 0; \pm 1m]$  Serve per avvicinare il chaser al target mantenendo la stessa orbita. Anche in questo caso gli impulsi, stavolta lungo  $R_{bar}$ , saranno di uguale intensità e direzione. Il vincolo su  $z$  è dovuto all'ingresso nel cono di approccio presentato sotto.
- **Final approach:**  
 $S3 \rightarrow S4[-2m; 0; \pm 0.01m]$  È l'ultimo stadio della missione. In particolare, la manovra viene impostata in modo che il chaser non vada oltre un limite che prende il nome di cono d'approccio, che è un cono che parte dal target con un raggio pari a 0.1m e

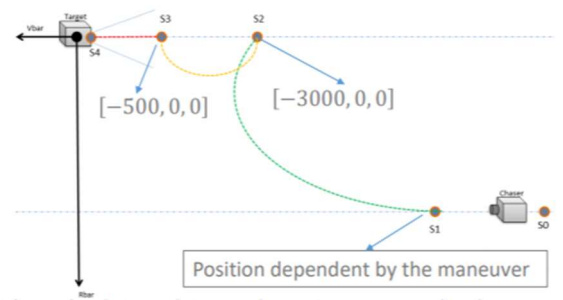


Figura 2 Manovra di rendez-vous

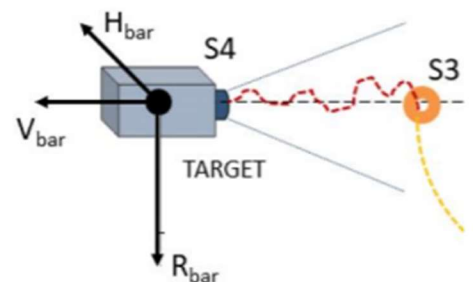


Figura 3 Final Approach con cono di approccio

che si estende fino a  $V_{bar} = -500m$  con un raggio pari ad 1m. Per rispettare questo vincolo la manovra è eseguita tramite due algoritmi di guida di tipo closed loop assieme a dei controllori PD:

- Custom law
- Artificial potential field con ostacolo a  $V_{bar} = -100m$

## 2. CHASER

Il satellite scelto per il simulatore è l'ALSAT-2, un progetto del CNTS (Algerian National Space Technology Centre) in collaborazione con l'EADS per l'osservazione ottica della Terra.

Dati Tecnici ALSAT-2	
Dimensioni	100 cm x 60 cm x 60 cm
Massa iniziale	120 kg
$J_x$	$12 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
$J_y$	$12 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
$J_z$	$7.2 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

Tabella 1 Dati satellite

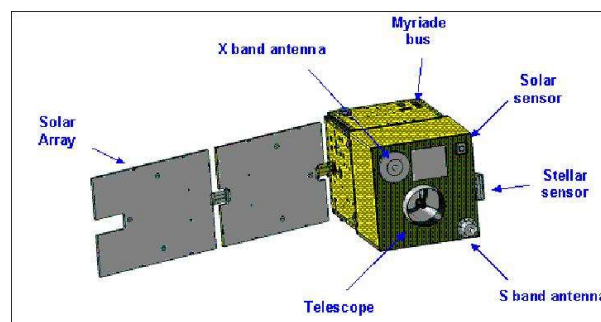


Figura 4 Rappresentazione chaser

**Controllo d'assetto:** Ottenuto tramite 4 RW da 0.12 Nms disposti in configurazione piramidale. Non conoscendo il modello di ruote usate sul satellite sono state considerate quelle disponibili sul mercato con lo stesso momento angolare in funzionamento nominale, le ruote TELDIX RSI 01-5/28, le cui proprietà sono le seguenti:

Dati Tecnici RSI 01-5/28	
Massa	<0.7 kg
Diametro	95 mm
Mom. Angolare a velocità nominale	0.12 Nms
Range di velocità operativa	2800 rpm
Coppia di reazione	0.005
VALORI FILTRO RW simulatore	
$\tau_{RW}$	0.0156
$K_r$	1

Tabella 2 Dati RW simulatore

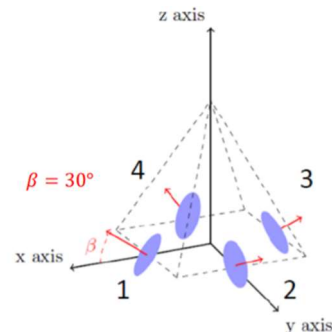


Figura 5 Configurazione piramidale RW

**Controllo di posizione:** Il satellite reale ha 4 thrusters ad idrazina che possono sprigionare 1 N di forza con un impulso specifico di 220 s. Poiché per svolgere la manovra di rendez-vous il numero dei thrusters non è sufficiente, si è ipotizzata una configurazione a 12 thrusters sempre da 1 N. Questa configurazione permette un eventuale controllo d'assetto in caso di malfunzionamento delle RW. Inoltre la disposizione dei thruster, in cluster da 3 presentata in figura, permette al sistema di controllo di posizione un output di forza monodirezionale di 2N sui 3 assi body senza incorrere nella generazione di coppie.

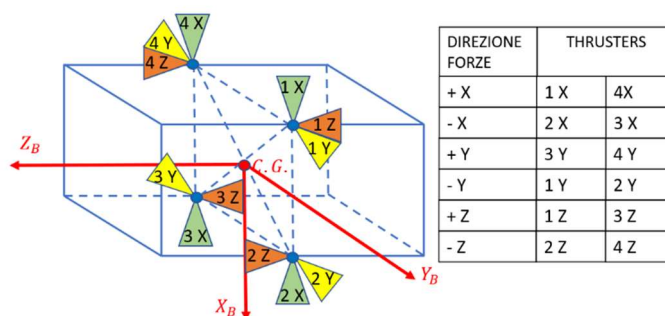


Figura 6 Configurazione 12 thrusters

### 3. ALGORITMI DI GUIDA E CONTROLLO DELLA POSIZIONE

**Hohmann:** La manovra scelta è di tipo impulsivo, con i thruster che, controllati da un algoritmo open-loop, generano due spinte quasi-impulsive lungo  $V_{bar}$  (essendo in un caso reale non è possibile attuare manovre impulsive). Il comando di forza viene dato lungo  $V_{bar}$ . Per calcolare il tempo di accensione  $\Delta t_H$  dei thruster per ciascuno dei due impulsi sono state utilizzate le seguenti formulazioni teoriche:

$$\Delta V_H = \frac{\omega}{4} \Delta z_H \quad \Delta t_H = m_c \frac{\Delta V_H}{F_{thr}}$$

Dove  $\Delta V_H$  è il  $\Delta V$  di ciascuno dei due impulsi nel sistema  $LVLH$ ,  $\omega = 0.0011 \text{ rad/s}$  la velocità angolare del target,  $\Delta z = 3000m$  distanza tra le orbite di chaser e target nel sistema  $LVLH$ ,  $m_c$  massa chaser,  $F_{thr} = 2N$  spinta applicabile dalla coppia di thruster nella direzione desiderata.

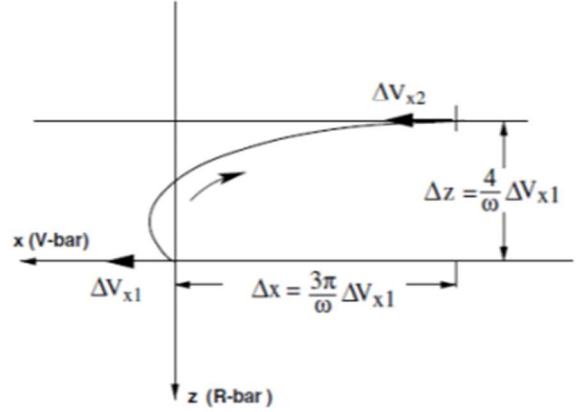


Figura 7 Manovra di Hohmann

Da specificare che il secondo impulso viene eseguito se viene raggiunto  $z=0$  o se, a causa dei disturbi esterni e della non idealità della manovra,  $z$  riprende a decrescere prima di raggiungere lo 0. Per correggere l'errore lungo  $R_{bar}$  è stato quindi inserito un controllore PD che viene attivato dopo l'ultimo impulso, che permette di portare il chaser nella posizione desiderata prima dell'inizio della manovra di Radial Boost. La legge che governa il controllore PD è la seguente:

$$\ddot{X}_{PD} = (\dot{X}_{des} - \dot{X})K_d + (X_{des} - X)K_p$$

Il controllore ha come output la accelerazione desiderata del chaser in funzione della posizione e della velocità sempre del chaser rispetto alla posizione e velocità desiderata  $\dot{X}_{des} = [0; 0; 0]$ ,  $X_{des} = [-2500m; 0; 0]$ . I parametri del controllore PD migliori trovati sono  $K_p = 0.001$  e  $K_d = 0.3$ . Il controllore è stato disattivato una volta raggiunta la posizione  $R_{bar} = 1m$ .

**Radial Boost:** Anche in questo caso la manovra è di tipo impulsivo con algoritmo open-loop ed un controllo di tipo PD dopo i primi due impulsi. Ciascuna delle spinte quasi-impulsive, lungo  $R_{bar}$ , sono fornite per un tempo  $\Delta t_{RB}$  ottenuto tramite le formule teoriche:

$$\Delta V_{RB} = \frac{\omega}{4} \Delta x_{RB} \quad \Delta t_{RB} = m_c \frac{\Delta V_{RB}}{F_{thr}}$$

Dove  $\Delta x_{RB} = 2000m$  è la distanza che si vuole percorrere lungo  $V_{bar}$  per avvicinarsi al target.

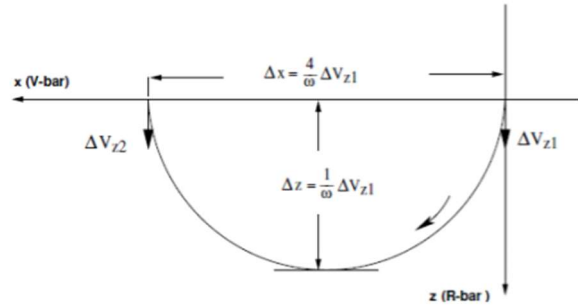


Figura 8 Manovra Radial Boost

In questo caso si è fatta particolare attenzione alla posizione di arrivo su tutti i 3 assi  $LVLH$  in quanto la manovra successiva, quella del Final Approach, è la più delicata e le condizioni iniziali devono essere le migliori possibili. Il PD utilizzato in questo caso ha come input  $\dot{X}_{des} = [0; 0; 0]$ ,  $X_{des} = [-500; 0; 0][m]$ ,  $K_p = 0.01$  e  $K_d = 0.5$ . Il controllore è acceso fino a raggiungere una posizione  $R_{bar}$  e  $H_{bar} > -0.5m$ .

**Final approach:** Per questa manovra sono stati implementati due algoritmi di guida differenti, entrambi affiancati ad un controllore PD.

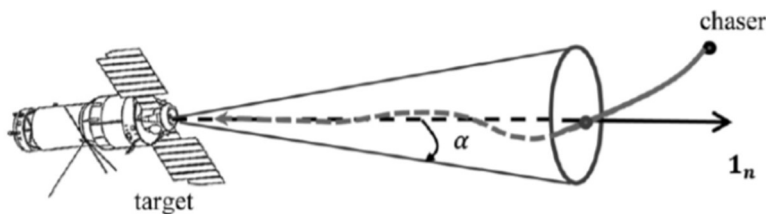


Figura 9 Cone Approach

**Legge di guida "custom":** Questa legge di guida agisce fornendo come output una accelerazione lungo  $R_{bar}$  in funzione della posizione del chaser in  $R_{bar}$  e  $V_{bar}$ . La accelerazione lungo z è diversa da 0 quando la posizione in  $R_{bar}$  del chaser  $z_c$  supera una soglia, data dalla posizione del cono  $z_{cono}(x)$  per una percentuale dipendente dalla posizione in  $V_{bar}$ . Inoltre la accelerazione ha effetto fintanto che la velocità  $V_z$  del chaser in  $R_{bar}$  ha segno discorde rispetto alla posizione z sempre del chaser. Il valore della accelerazione viene calcolato considerando una percentuale della forza applicabile dai thruster in funzione della posizione lungo  $V_{bar}$ . La accelerazione viene calcolata nel seguente modo:

$$a_z = -(\%F) \text{sign}(z) \frac{F_{thr}}{m_c}$$

Dove  $m_c$  varia col tempo.

$V_{bar}$	% $z_{cono}(x)$ soglia attivazione	% F
< -250m	$z_c = 0.2 z_{cono}$	0.5
> -250m	$z_c = 0.2 z_{cono}$	0.35
> -50m	$z_c = 0.05 z_{cono}$	0.2

Tabella 3 parametri legge custom

A questa legge si è aggiunto un controllore PD che ha il compito di controllare posizione e velocità in y dando in output una accelerazione, le cui variabili sono  $y_{des} = 0, \dot{y}_{des} = 0, K_p = 0.05$  e  $K_d = 0.1$ .

**Artificial Potential Field (APF):** è una legge di guida che si basa sull'uso di campi potenziali. Viene assegnato un potenziale attrattivo al target ed uno repulsivo all'ostacolo che viene considerato di forma sferica:

$$U_a(x) = 0.5 K_a \left| |X_{goal} - X| \right|^2 \quad U_r(x) = 0.5 K_r \left( \frac{1}{\mu(X)} - \frac{1}{\mu_0} \right)^2$$

Dove X è la posizione del chaser,  $X_{goal} = [-2m; 0; 0]$  quella di fine manovra,  $\mu(X) = ||X - X_{obs}||$ ,  $\mu_0 = R_{obs} + toll$  dove  $R_{obs} = 0.1m$  raggio dell'ostacolo e  $toll = 0.05m$  una tolleranza aggiuntiva. Avremo quindi che il potenziale totale è dato dalla somma di  $U_a$  e  $U_r$ . In particolare,  $U_r$  sarà considerato diverso da 0 solo quando il chaser è all'interno della sfera di raggio  $\mu_0$ .  $K_a = 3$  e  $K_r = 10000$  sono rispettivamente le costanti attrattive e repulsive, entrambe scelte dall'utente.  $K_r \gg K_a$  per permettere al chaser di evitare l'ostacolo.

Ottenuto  $U_{tot}$  i passaggi per ottenere la velocità desiderata sono i seguenti:

$$U_{tot} = U_a + U_r \quad \vec{F}_{tot} = -\nabla U_{tot} \quad \vec{E}\vec{U} = \vec{F}_{tot} / |\vec{F}_{tot}| \quad \dot{X}_{des} = \dot{X}_{max} \vec{E}\vec{U}$$

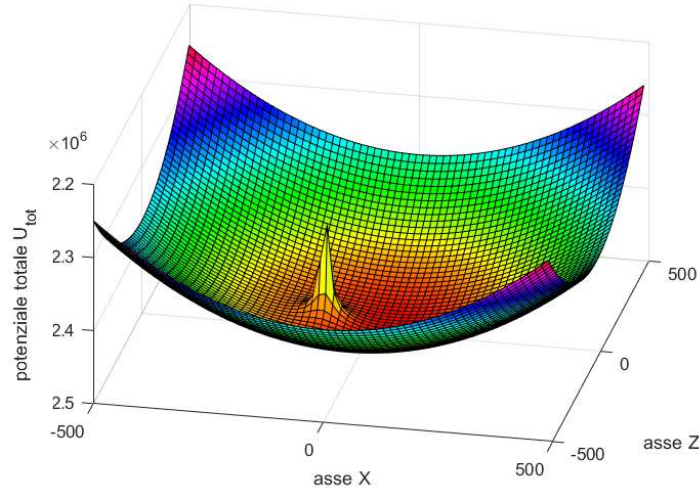


Figura 10 Raffigurazione potenziale totale

Dove  $\vec{E}\vec{U}$  è un vettore unitario ed è la direzione di minimo potenziale ed  $\dot{X}_{max}$  è la velocità massima di avvicinamento, che deve essere scelta dall'utente. Nel nostro caso è stata scelta sui 3 assi pari a 0.1m/s. In genere è maggiore della  $V_{min}$  e minore di  $V_{x_0}$ . Una volta ottenuto  $\dot{X}_{des}(X)$ , questo viene passato ad una legge di controllo di tipo PD, dove  $K_p = [0.00001; 0.05; 0.01]$  e  $K_d = [1; 0.1; 1]$ , che fornisce in output la forza per il controllo di posizione che verrà fornita alla dinamica dell'attuatore. Poiché a seguito della schivata dell'ostacolo il chaser tende ad uscire dal cono di approccio, è stato inserito in parallelo al PD una legge di guida che fa sì che, se la posizione in  $R_{bar}$  del chaser  $z_c$  è superiore a  $0.8 z_{cono}$ , viene sommata alla  $\dot{X}_{des}$  una accelerazione aggiuntiva lungo l'asse z pari a  $\dot{z}_{agg} = -\text{sign}(z) \frac{F_{thr}}{m_c}$ .



## 4. ALGORITMI DI CONTROLLO D'ASSETTO

Per l'assetto vengono implementate due leggi di controllo, entrambe legate all'utilizzo di Reaction Wheels:

PD controller: La cinematica d'assetto, come presentato precedentemente, viene implementata in termini di quaternioni  $\mathbf{q} = [q_0; q_1; q_2; q_3] = [\mathbf{q}_0; \mathbf{q}_v]$ . Il vettore di assetto desiderato è  $\mathbf{q}_{des} = [1; 0; 0; 0]$ , che è costante nel tempo. In particolare, la scelta di  $\mathbf{q}_{des}$  permette di avere i due sistemi di riferimento *Body* ed *LVLH* allineati. Il controllo avviene per mezzo di una coppia

$$M_B = -sign(q_{0\ des})k_p q_v - k_d \omega_b$$

Dove  $k_p = 1.5$ ,  $k_d = 25$  e  $\omega_b$  è vettore delle velocità angolari del chaser in assi Body. Questa coppia viene poi fornita alla dinamica delle RWs.

**Second-Order Sliding Mode Controller:** Per poter utilizzare un controllore di questo tipo devono essere ideati due elementi:

- Sliding manifold:  $\sigma = \dot{q}_v + \gamma(q_v - q_{v,des}), \gamma = 0.03$  per far sì che il sistema si evolva nel modo desiderato;
- Legge di controllo:  $M_{SC} = -\gamma|\sigma|^{\frac{1}{2}}sign(\sigma) - \alpha sign(\sigma), \alpha = 0.01$  che viene scelta in modo tale da forzare sia il sistema in termini di quaternioni che le loro derivate a portarsi sullo Sliding manifold.  $M_{SC}$  è la coppia di controllo che viene fornita alla dinamica delle RWs.

## 5. RISULTATI DELLA SIMULAZIONE

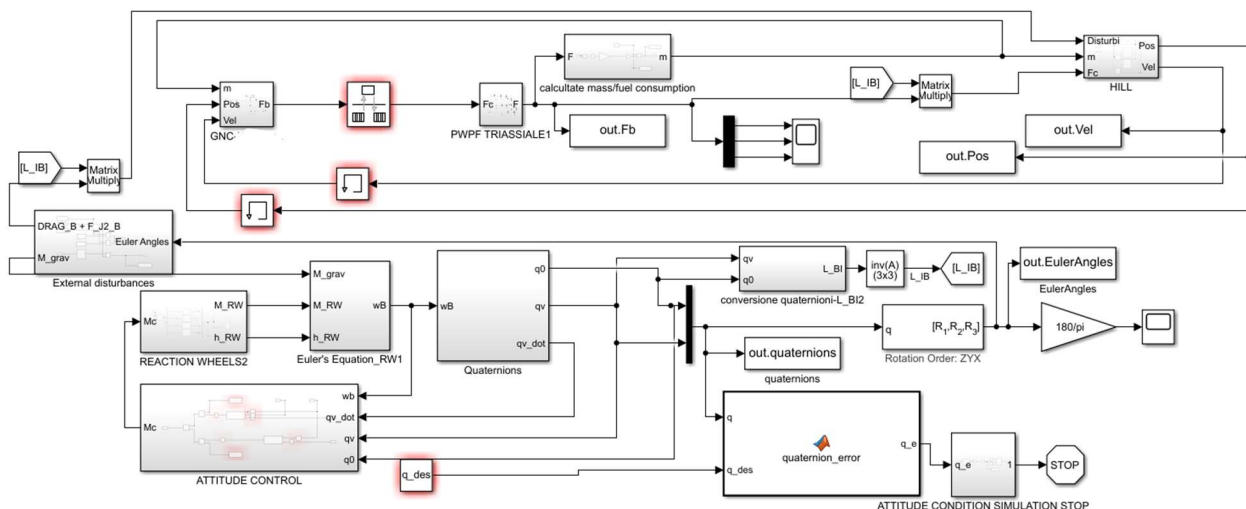
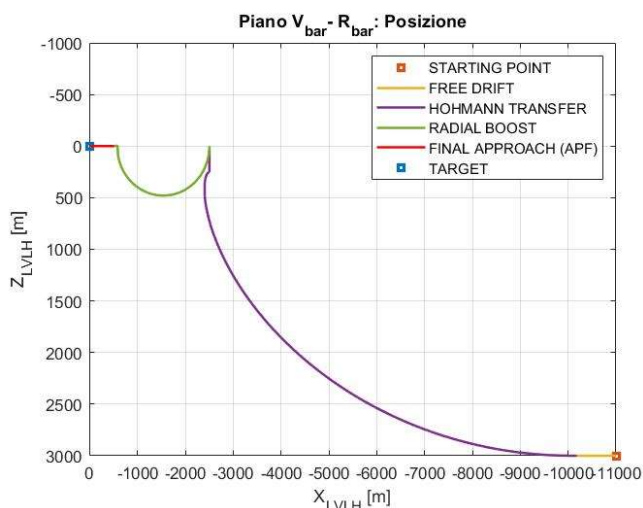


Figura 11 Simulatore completo

Una volta implementato il simulatore in ambiente MATLAB®/ Simulink® secondo gli algoritmi sinora presentati ed aggiunti i disturbi esterni, la manovra completa si presenta come segue:



*Figura 12 Manovra completa reale*

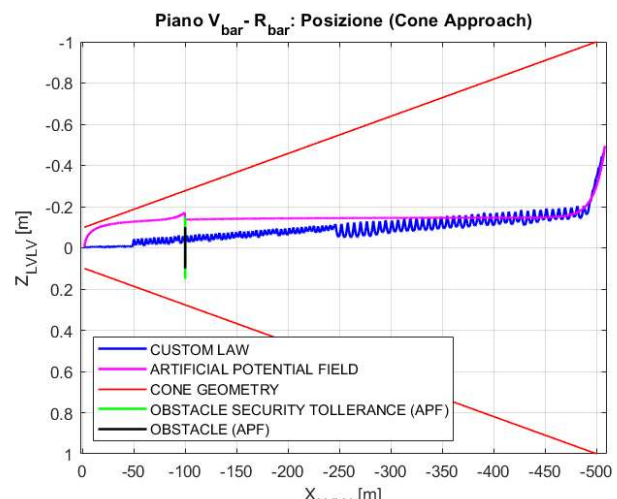


Figura 13 Manovra cone approach reale

Vengono anche riportati i tempi di simulazione e le posizioni iniziali e finali di ciascuna manovra nel caso reale:

	START [m]	END [m]	TIME OF SIMULATION [s]	FUEL CONSUMED [kg]
<b>FREE DRIFT</b>	[-11000; 0; 3000]	[-10181; 0; 3000]	161	0
<b>HOHMANN TRANSFER</b>	[-10181; 0; 3000]	[-2501; -15.6; 1]	4233	0.2049
<b>RADIAL BOOST TRANSFER</b>	[-2501; -15.6; 1]	[-507.9; -0.15; -0.49]	3086	0.1798
<b>CONE APPROACH (APF)</b>	[-507.9; -0.15; -0.49]	[-1.99; -0.018; -0.005]	5000	0.0839
<b>CONE APPROACH (CUSTOM)</b>	[-507.9; -0.15; -0.49]	[-1.99; -0.03; -0.005]	3472	0.0717

Tabella 4 Riassunto delle manovre

Il consumo elevato nelle due manovre di transfer è dato anche dalla presenza del controllore PD.

**Dinamica di posizione:** La dinamica di posizione è stata valutata tramite le equazioni di Hill. Oltre alla manovra completa mostrata in precedenza, sono stati ottenuti i grafici a seguire.

Viene presentata la traiettoria per effetto dai due PD inseriti successivamente alle manovre quasi-impulsive per portare il chaser nelle condizioni ottimali per la manovra seguente.

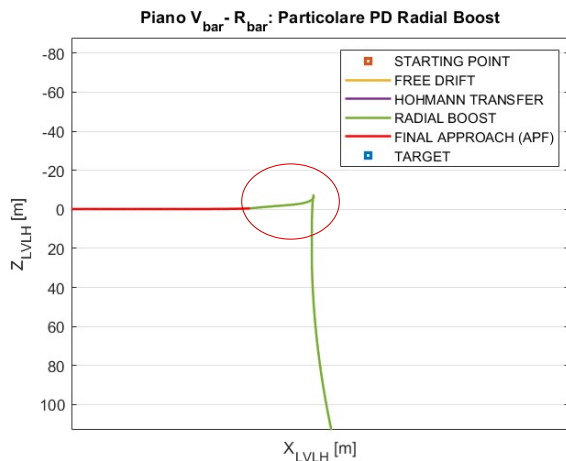


Figura 15 PD Radial Boost

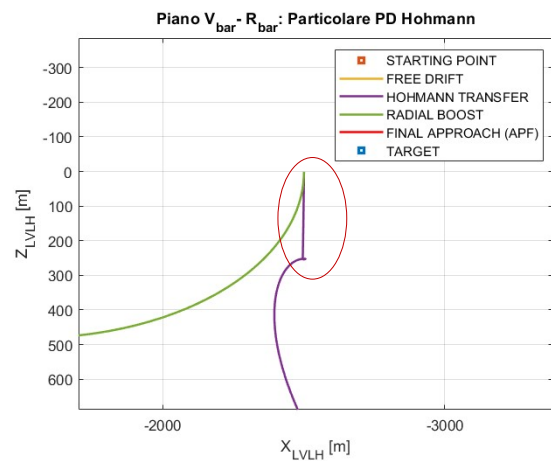


Figura 14 PD Hohmann

Per mezzo delle figure seguenti viene invece mostrato come, nel caso dell'APF, il chaser è in grado di schivare un ostacolo e come l'effetto del potenziale repulsivo è presente solo nel momento in cui il chaser entra nella circonferenza con diametro  $R = R_{ostacolo} + tolleranza$ . Va inoltre specificato che l'ostacolo, sebbene in figura sembri un cerchio 2D per via della scala, ha forma sferica.

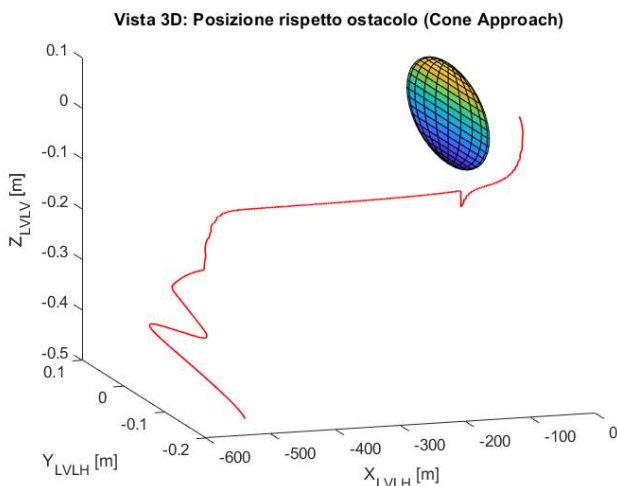


Figura 16 Vista traiettoria 3D (ostacolo)

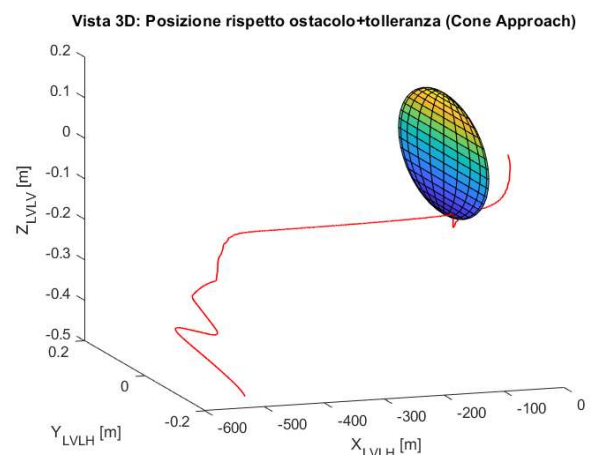


Figura 17 Vista traiettoria 3D (ostacolo+tolleranza)

### Posizione e velocità sugli assi $LVLH$

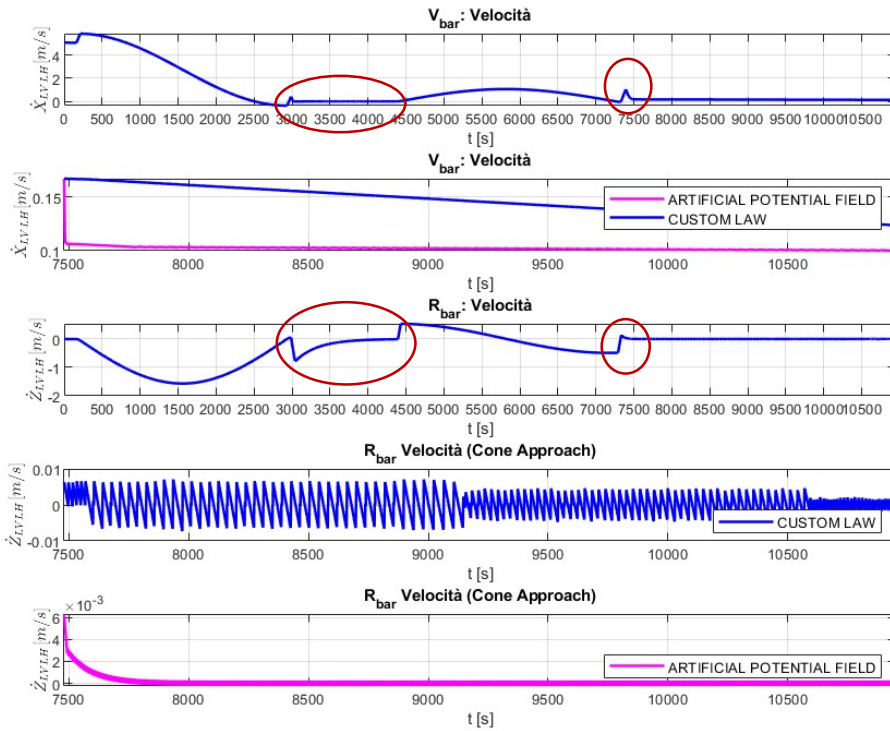


Figura 18 Grafico velocità  $V_{bar}$  ed  $R_{bar}$

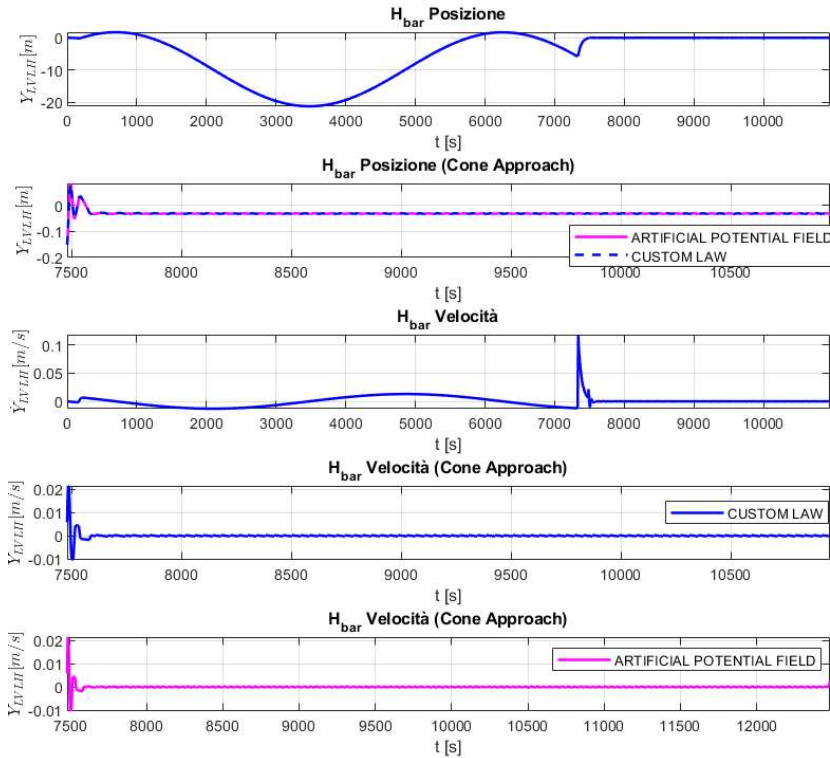


Figura 19 Grafico posizione e velocità  $H_{bar}$

Per quanto riguarda la velocità lungo  $V_{bar}$  ed  $R_{bar}$  per le prime tre manovre, si può notare la presenza del controllore PD (il cui effetto è cerchiato in rosso) per annullare l'errore dei disturbi esterni e portare il chaser nella posizione prefissata per l'inizio della manovra successiva.

Considerando la velocità nel cone approach si nota come per mezzo della *Custom Law* vi è la variazione di controllo su  $R_{bar}$  in base alla posizione del chaser lungo  $V_{bar}$  nel tempo. Lungo  $V_{bar}$  invece non vi è un controllo, quindi non viene fornita una spinta, come si potrà notare anche dai grafici della thrust che seguono. Di conseguenza la velocità decresce solo a causa dei disturbi esterni.

Per quanto riguarda l'*APF* si osserva come l'algoritmo tende a portare il chaser nella condizione di minimo potenziale, annullando i disturbi lungo  $z_{LVLH}$  e  $x_{LVLH}$  e portando ad avere una velocità lungo  $V_{bar}$  pressoché costante.

Il controllo lungo  $H_{bar}$  viene effettuato prima dell'inizio del Final Approach per allineare il chaser al cono di approccio, come si nota dal picco nel grafico della  $\dot{y}_{LVLH}$ . Dopodiché si ha un controllo costante durante la manovra finale per far tendere  $y_{LVLH}$  e  $\dot{y}_{LVLH}$  a 0 contrastando i disturbi esterni.



## Thrust

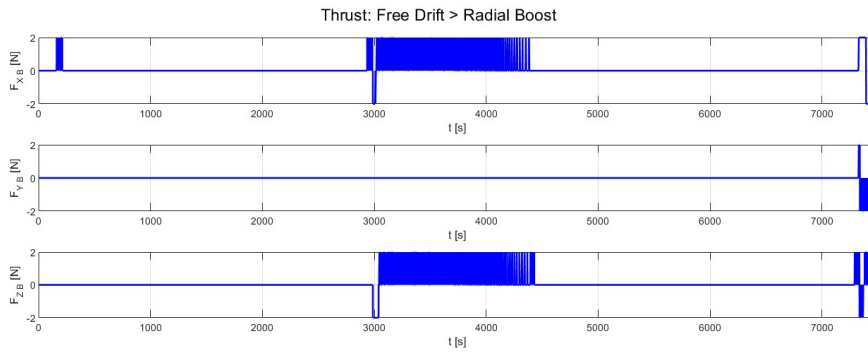


Figura 20 Thrust da free drift a Radial Boost

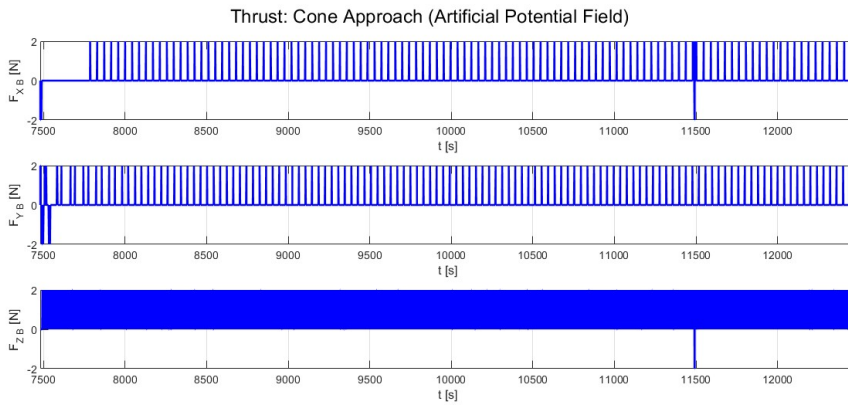


Figura 21 Dettaglio Thrust APF

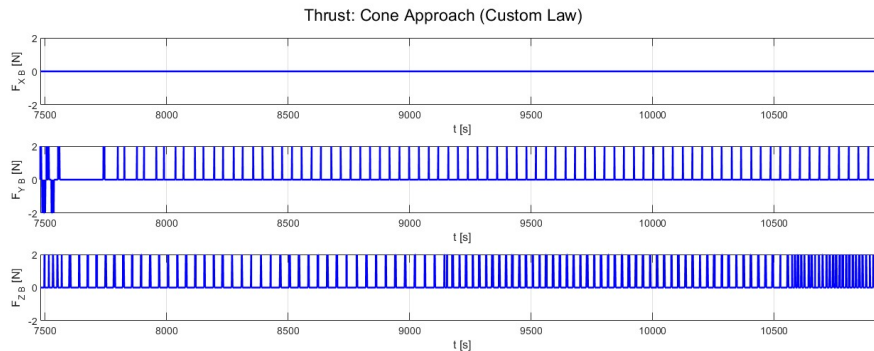


Figura 22 Dettaglio Thrust Custom Law

Per quanto riguarda la spinta è innanzitutto da notare che il blocco PWWF permette di avere un'onda quadra come comando da fornire ai thruster, condizione necessaria al funzionamento del sistema in quanto i thruster sono di tipo on-off. Come accennato precedentemente si può osservare che il controllo lungo  $y_{LVLH}$  avviene solo subito prima e durante il final approach.

Nel caso dell'APF si osserva un incremento dell'utilizzo dei thruster coincidente con il momento nel quale viene schivato l'ostacolo.

Si nota nuovamente che non viene fatto un controllo lungo  $V_{bar}$ . Inoltre si osserva anche l'incremento di precisione lungo  $z$  dovuto all'avvicinarsi al target.

### Dinamica e cinematica di assetto: Legge di controllo PD (Destra) vs SMC (Sinistra)

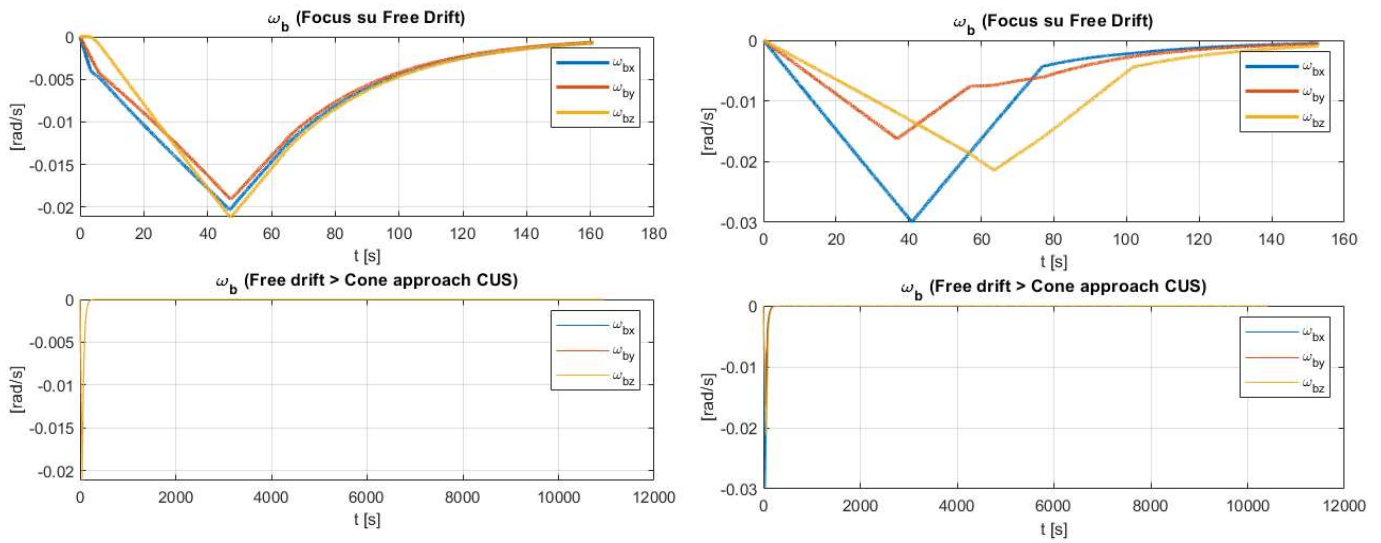


Figura 23 Variazione velocità angolari

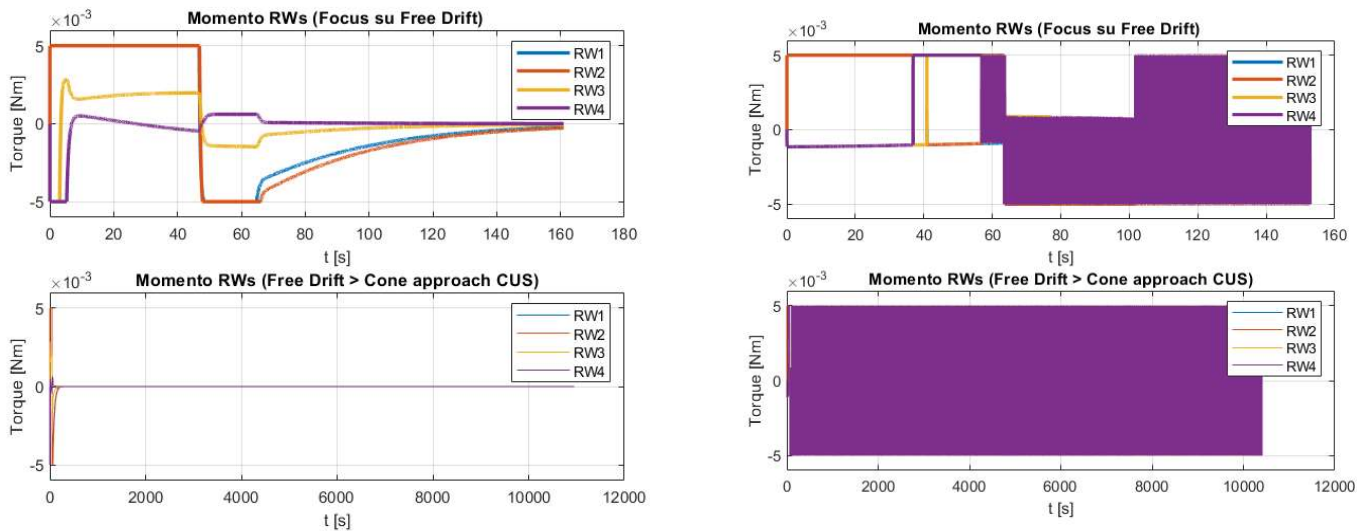


Figura 24 Variazione momento delle RWs

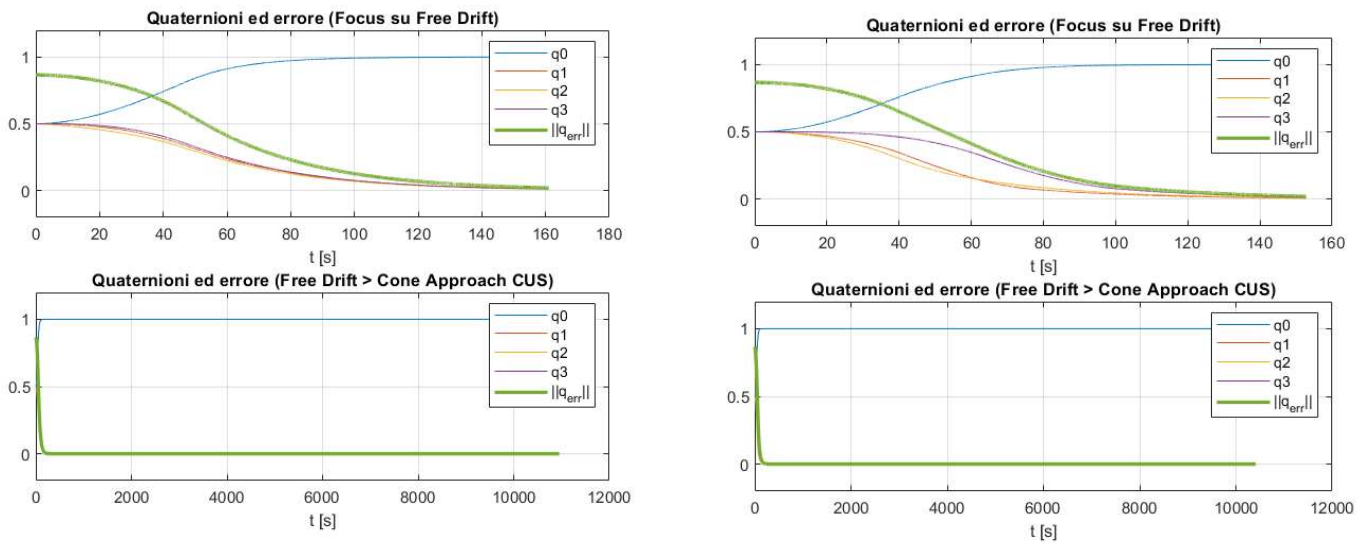


Figura 25 Variazione quaternione

Utilizzando entrambi i controllori le velocità angolari tendono a 0 così come l'errore dei quaternioni durante il Free Drift, cioè il sistema di riferimento *Body* è allineato a quello *LVLH* e  $\mathbf{q} = [1; 0; 0; 0]$ . Però è possibile notare che mentre utilizzando il controllore di tipo PD raggiunto l'equilibrio ho un sostanziale arresto delle reaction wheels, utilizzando uno controllore del tipo Sliding Mode del secondo ordine le Reaction Wheels devono lavorare per tutta la durata della simulazione. Di conseguenza nel caso del nostro algoritmo è consigliabile utilizzare il controllore di tipo PD.

### Confronto caso reale ed ideale

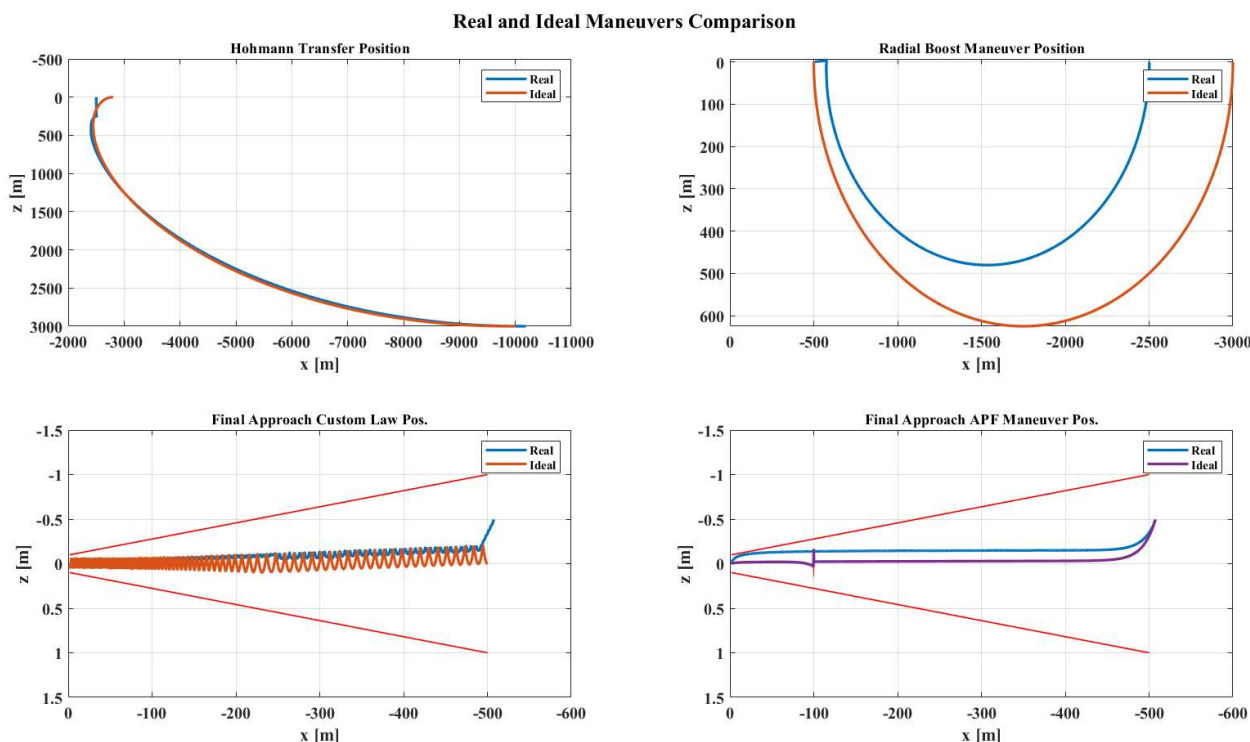


Figura 26 Confronto tra manovre reali ed ideali

Prendendo in considerazione le manovre ideali (senza disturbi e limiti sulla frequenza) rispetto a quelle reali si può osservare che sia nel caso di Hohmann transfer che nel caso di Radial Boost non vi è bisogno di un controllore PD aggiuntivo per ottenere le condizioni ottimali prima dell'inizio della manovra successiva. Questo, assieme al fatto che non è necessario un controllo continuo per i disturbi esterni, porta ad avere un consumo di carburante ovviamente molto minore che nel caso reale:

	FUEL CONSUMED (kg)
<b>HOHMANN TRANSFER</b>	0.0944
<b>RADIAL BOOST TRANSFER</b>	0.0786
<b>CONE APPROACH (APF)</b>	0.0723
<b>CONE APPROACH (CUSTOM LAW)</b>	0.0653

Tabella 5 Consumo di carburante nel caso ideale