

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Analisi del sistema di guida di un satellite per la manovra di rendezvous and docking

Tutor universitario:

Prof. Giacomo Colombatti

Padova, 21/09/2023

Laureando: *Lorenzo Siviero*

m.2002934

OBIETTIVI

- Scorporare il concetto di guidance dal GNC
- Comprenderne l'**implementazione**
- Comprendere gli **algoritmi** attraverso l'implementazione in un esempio

La **manovra di rendezvous** e docking è ad oggi principalmente utilizzata per **mantenere l'operatività di missioni umane**, sono in sviluppo inoltre anche una moltitudine di **missioni di servizio a spacecraft automatizzati**, sono quindi continuo oggetto di studio e ricerca.

Si riporta il sistema di riferimento utilizzato in questa trattazione.

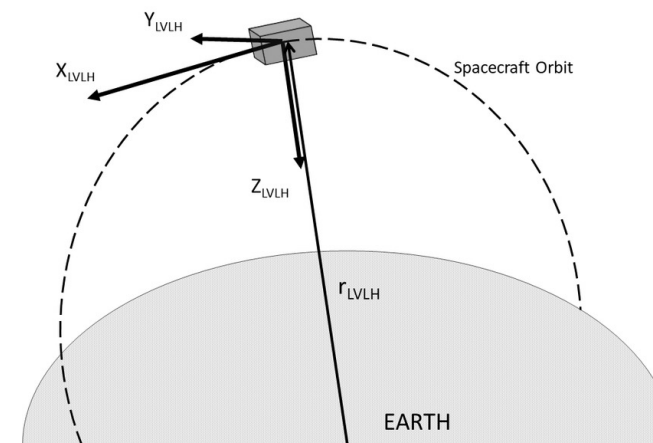
LOCAL-VERTICAL/LOCAL-HORIZONTAL

È centrato nel centro di massa del satellite.

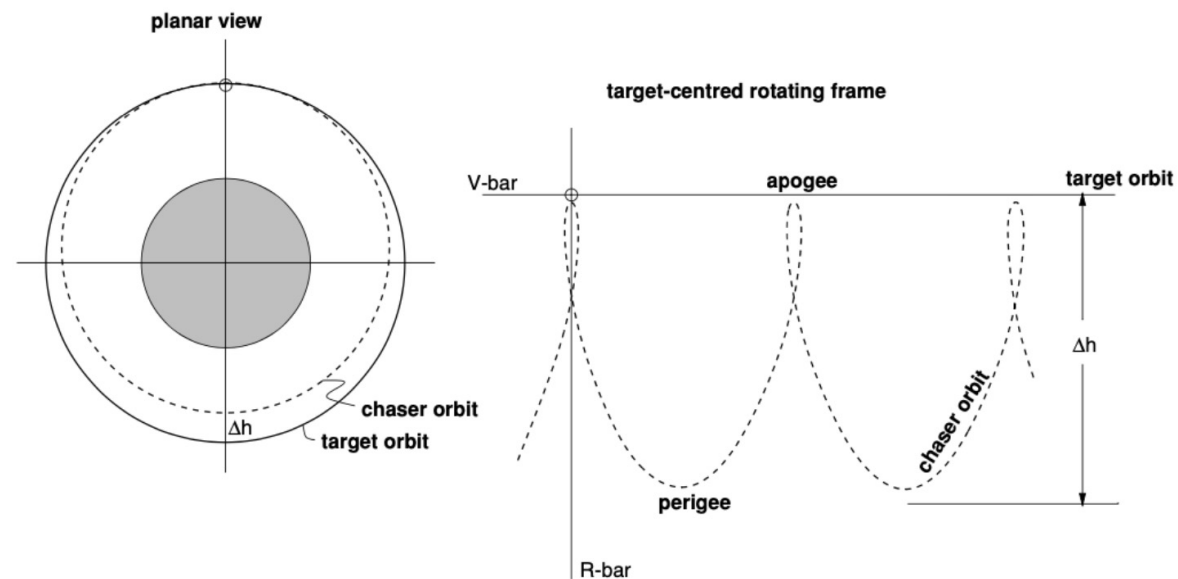
L'asse **X** punta nella direzione del vettore **velocità**

L'asse **Z** punta al **centro della terra**

L'asse **Y** **chiude** la **terna**



In seguito si farà riferimento al **sistema di riferimento del target** che non sarà altro che LV/LH con centro il centro di massa del **target**, viene rappresentato anche con il diagramma a lato dove la **V-bar** punta il vettore velocità e l'**R-bar** punta il centro della terra



TARGET IN ORBITA CIRCOLARE

In questo caso vengono utilizzate le equazioni sviluppate da **Clohessy-Wiltshire**, valide quando la distanza relativa tra target e chaser è molto più piccola rispetto ai loro raggi orbitali.

Non tengono in considerazione alcuna **perturbazione** orbitale

$$\begin{aligned}
 x(t) &= \left(\frac{4\dot{x}_0}{\omega} - 6z_0 \right) \sin(\omega t) - \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \cos(\omega t) + (6\omega z_0 - 3\dot{x}_0)t + \left(x_0 + \frac{2\dot{z}_0}{\omega} \right) + \dots \\
 &\quad + \frac{2}{\omega^2} \gamma_z (\omega t - \sin(\omega t)) + \gamma_x \left(\frac{4}{\omega^2} (1 - \cos(\omega t)) - \frac{3}{2} t^2 \right) \\
 y(t) &= y_0 \cos(\omega t) + \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) + \frac{\gamma_y}{\omega^2} (1 - \cos(\omega t)) \\
 z(t) &= \left(\frac{2\dot{x}_0}{\omega} - 3z_0 \right) \cos(\omega t) + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t) + \left(4z_0 - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} \right) + \dots \\
 &\quad + \frac{2}{\omega^2} \gamma_x (\sin(\omega t) - \omega t) + \frac{\gamma_z}{\omega^2} (1 - \cos(\omega t))
 \end{aligned}$$

TARGET IN ORBITA ELLITTICA

In questo caso si utilizzano le equazioni di **Tschauner** ed **Hempel** utilizzabili per un'orbita di arbitraria eccentricità del target, la soluzione a queste equazioni è stata formulata da **Yamanaka-Ankersen** in una STM, e risulta l'attuale stato dell'arte.

Quando si parla di **guidance** ci si riferisce all'**azione** di **definire una traiettoria** nel dominio dello spazio per portare il satellite da un determinato stato iniziale ad uno finale, che può essere inteso come una posizione, un orientamento o un'orbita.

Le sue funzioni sono implementate attraverso il:

SOFTWARE

Il software di guidance è composto da una libreria di funzioni ognuna con un diverso compito, ma nel complesso dovrà essere in grado di:

- **Computare il tempo di esecuzione** della spinta impartita dal motore
- **Computare i profili di posizione e velocità**
- **Propagare la posizione del centro di massa** del satellite in accordo con la spinta fornita dal motore

MODALITÀ

Una **modalità** è intesa come la **configurazione** del software di guidance **in un determinato stato** e ne **determina l'obiettivo** corrente

ON-BOARD VS GROUND-BASED

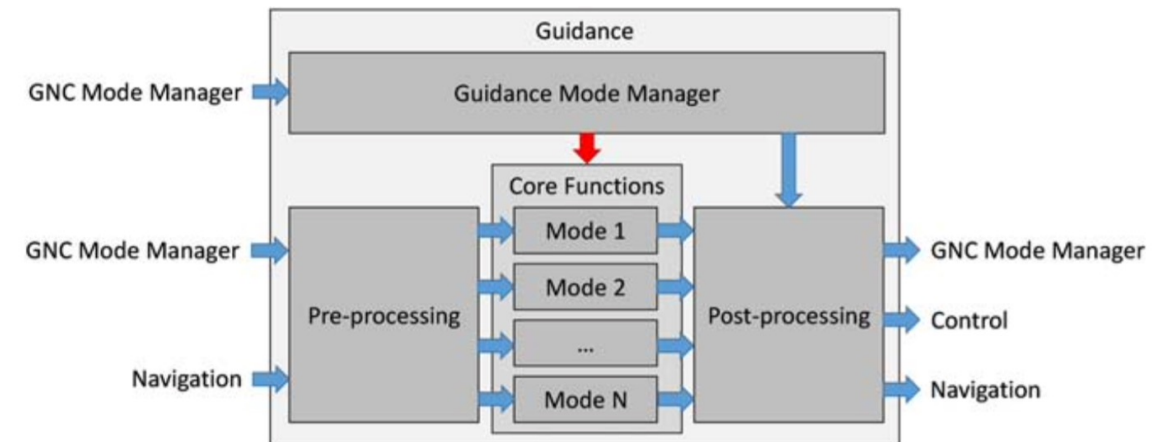
L'operazione di guida del satellite è fatta sia dal segmento di terra che da quello spaziale, le differenze chiave tra le due tipologie si possono individuare in:

- **Potenza di calcolo**
- **Accessibilità e latenza** della **comunicazione** dell'ente di **calcolo** con gli **attuatori** e **sensori**

ARCHITETTURA

Si riporta un generico design:

- **GMM** seleziona la modalità da utilizzare
- **Pre-Processing** fornisce in **input** alle funzioni dati **compatibili** ed esegue **conversioni** del **sistema di riferimento**
- **Post-Processing** garantisce un **output consistente** per tutte le funzioni e **integra** al suo interno **codice** che sarebbe **in comune** a tutte o ad un insieme di funzioni come ad esempio la propagazione di una traiettoria



In questa sezione si andranno ad **analizzare** le **traiettorie** del **chaser** eseguite durante la missione del rendezvous, verranno trattate nel **sistema di riferimento** del **target** utilizzando le **equazioni CW** per descriverne il moto.

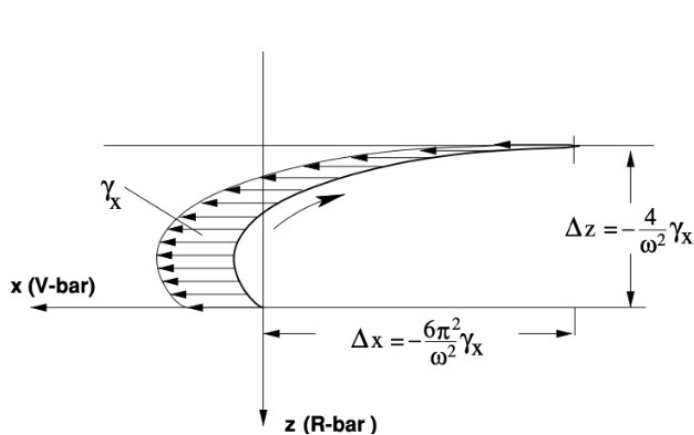
TRAIETTORIA PER SPINTA CONTINUA TANGENZIALE

La manovra illustrata si utilizza per il trasferimento su un'orbita di differente altitudine

$$x_0, y_0, z_0 = 0 \quad \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0 = 0 \quad \gamma_y, \gamma_z = 0$$

$$x(t) = \frac{1}{\omega^2} \gamma_x \left(4(1 - \cos(\omega t)) - \frac{3}{2} \omega^2 t^2 \right) \rightarrow \Delta x = x_T - x_0 = -\frac{6\pi^2}{\omega^2} \gamma_x$$

$$z(t) = \frac{2}{\omega^2} \gamma_x (\sin(\omega t) - \omega t) \rightarrow \Delta z = z_T - z_0 = -\frac{4\pi}{\omega^2} \gamma_x$$



$$\gamma_x = \frac{-\omega^2}{4\pi} \Delta z$$

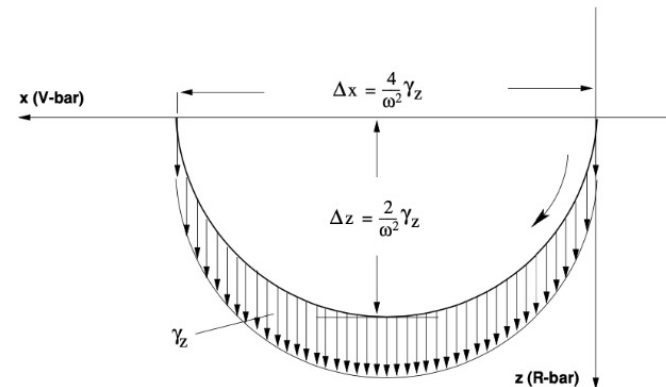
TRAIETTORIA PER SPINTA CONTINUA RADIALE

La manovra illustrata si utilizza per il trasferimento lungo la V-bar

$$x_0, y_0, z_0 = 0 \quad \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0 = 0 \quad \gamma_x, \gamma_y = 0$$

$$x(t) = \frac{2}{\omega^2} \gamma_z (\omega t - \sin(\omega t)) \rightarrow \Delta x = x_T - x_0 = -\frac{4\pi^2}{\omega^2} \gamma_z$$

$$z(t) = \frac{1}{\omega^2} \gamma_z (1 - \cos(\omega t)) \rightarrow \Delta z = z_T - z_0 = 0$$



$$\gamma_z = \frac{\omega^2}{4\pi} \Delta x$$

L'obiettivo dell'algoritmo di guidance è quello di **definire la traiettoria** che lo **spacecraft deve seguire** per raggiungere la posizione finale desiderata, computando i comandi di accelerazione da impartire. Gli algoritmi di guidance si possono dividere in due classi:

Feedback-based guidance

Calcolano la traiettoria **monitorando costantemente lo stato del sistema**, adatti per applicazioni in **tempo reale**

- Proportional Navigation
- Zero-Effort-Miss/Zero-Effort-Velocity

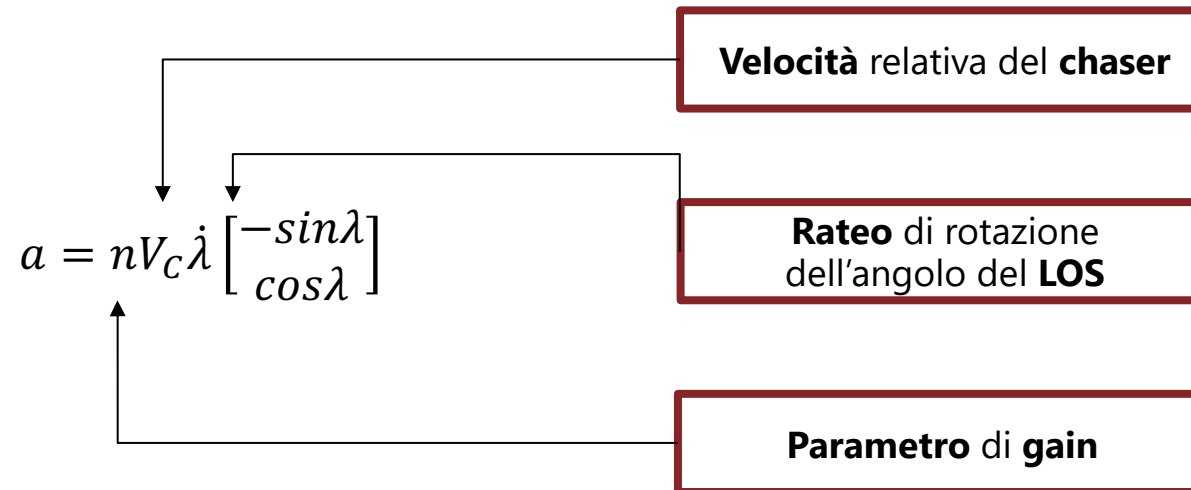
Predictive guidance schemes

Non utilizzano input esterni a differenza di quelli appena citati, utilizzati anche per il **calcolo** delle **manovre ideali**

- Lambert guidance
- Time-varying STM guidance

Nelle prossime slide verranno introdotti gli **algoritmi di feedback** essendo più adatti per l'utilizzo in tempo reale e non richiedono elevate potenze di calcolo

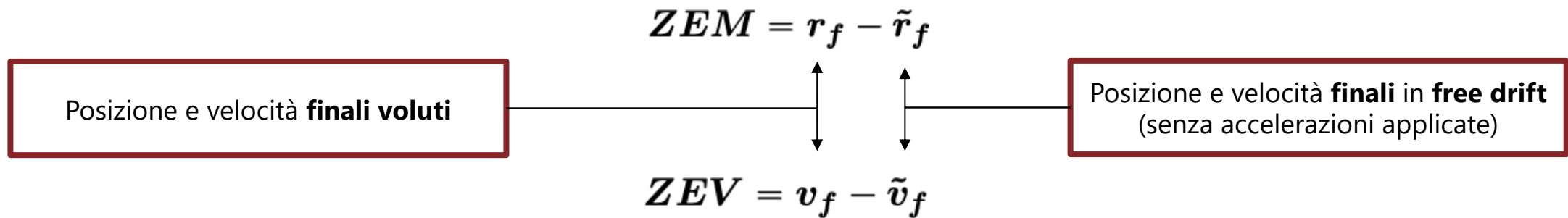
L'algoritmo **PN** elabora comandi d'accelerazione che sono sempre **perpendicolari** al **LOS istantaneo**, dove il LOS(line-of-sight) è il segmento immaginario che collega il chaser al target.



$$V_c = -\dot{r} = -\frac{(x\dot{x} - z\dot{z})}{r} \quad \dot{\lambda} = \frac{(x\dot{z} - z\dot{x})}{r^2}$$

dove x, z e \dot{x}, \dot{z} sono parametri nel target frame ed r è la distanza tra i due.

Per essere un algoritmo di guidance ottimale¹ è necessario che nelle **ipotesi** si assuma la funzione **potenziale gravitazionale** funzione solo del **tempo** e non dello spazio.



L'equazione di controllo ottimale ha la seguente forma:

$$a = \frac{6}{t_{go}^2} ZEM - \frac{2}{t_{go}} ZEV$$

La scelta di t_{go} non è banale, un valore errato può portare a valori di accelerazione estremamente elevati.

Tempo al **completamento** della **manovra**

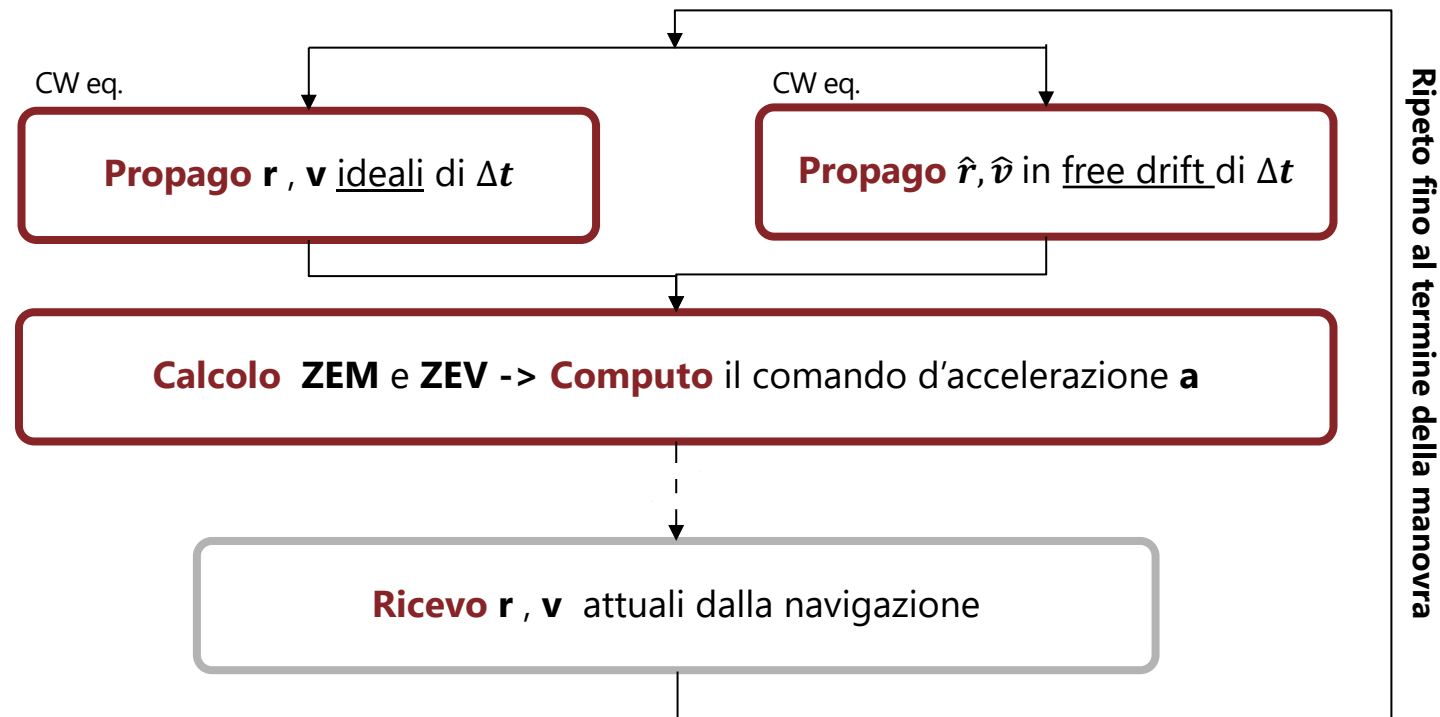
¹Per ottimale si intende la capacità di generare la traiettoria migliore rispettando i vincoli imposti.

Modificato con l'obiettivo di:

- **Evitare comandi di accelerazione elevati**
- **Ridurre la sensibilità ai disturbi**

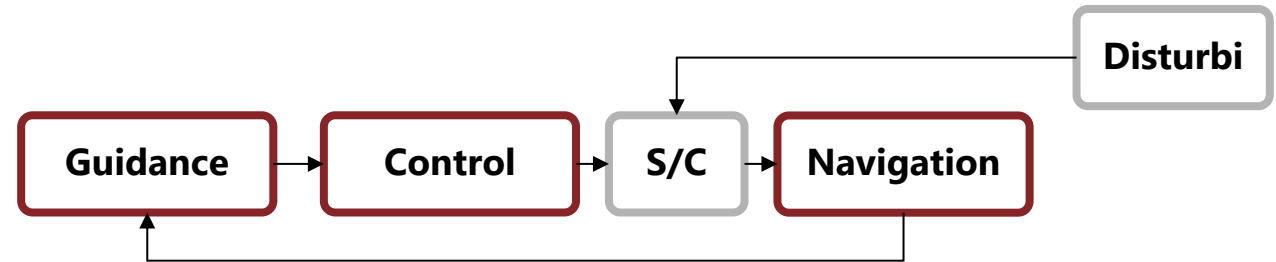
IMPLEMENTAZIONE

Discretizzo l'intervallo della manovra in **step** di Δt , ed uso le equazioni di Clohessy-Wiltshire per le propagazioni



Con l'obiettivo di fornire una trattazione più esaustiva si è **implementato** attraverso codice **MATLAB** l'**algoritmo** appena esposto.

Nel **caso reale** l'architettura del sistema risulta:



L'architettura implementata è invece:



Trattandosi di una **simulazione** è stato necessario creare una **navigazione fittizia** (inoltre in questa relazione non è stato considerato il sottosistema di controllo).

Questo è stato necessario per poter eseguire l'**algoritmo** che **richiede** la posizione e velocità al variare del tempo nella manovra, questo è stato fatto tramite le equazioni di Clohessy-Wiltshire.

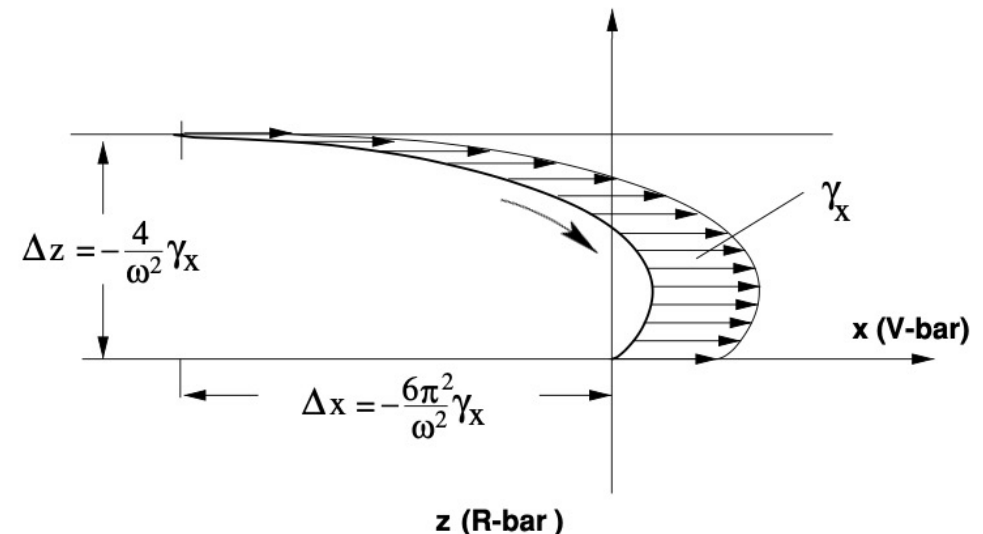
Il caso in esempio vede un **chaser** che da un orbita leggermente più bassa rispetto a quella del **target**, dal punto **S0**, compie un manovra di **trasferimento a spinta continua tangenziale** per posizionarsi nel punto di station keeping **S1**

	Descrizione	Posizione[m]
S0	Posizione di partenza	[-7500,0,1485.46]
S1	Posizione d'arrivo	[-200,0,0]

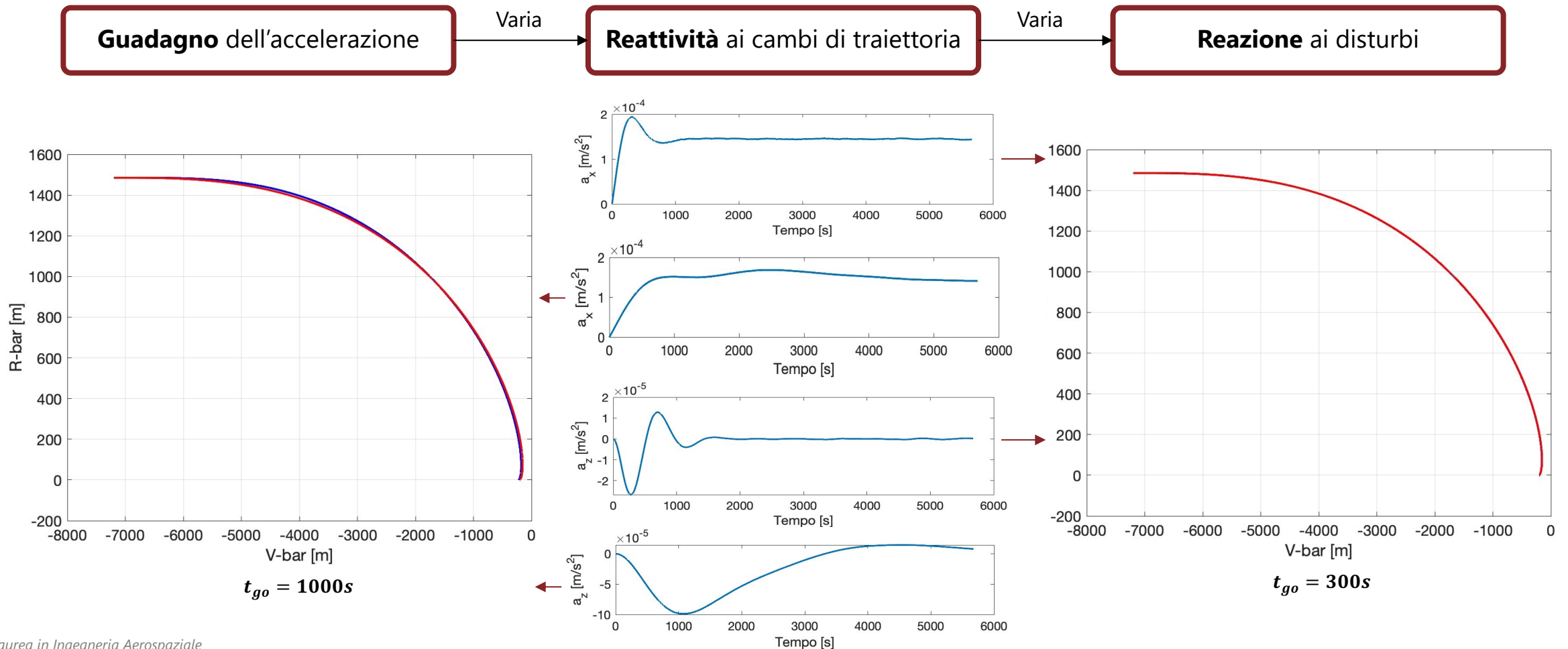
Data la sua posizione iniziale il chaser possiede una **velocità iniziale** rispetto al target frame computata attraverso le equazioni CW: $[\frac{3}{2}\omega z_0, 0, 0]$

Trattandosi di un **trasferimento a spinta continua tangenziale**, l'orbita da seguire risulta:

Accelerazione:
$$\gamma_x = \frac{-\omega^2}{4\pi} \Delta z$$



A seconda del valore scelto di t_{go} otteniamo risultati più o meno aderenti alla traiettoria ideale questo perchè stiamo variando l'algoritmo da questi punti di vista:



Attraverso le **ricerche compiute** e **l'implementazione di un algoritmo** in MATLAB è stato possibile comprendere i **fondamenti del sottosistema di guidance**.

Quanto svolto in questa relazione mi ha permesso di introdurmi al mondo del GNC e mi agevolerà in futuro quando dovrò trattare le restanti tematiche della navigazione e controllo.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Capello, E., Dabbene, F., Guglieri, G., and Punta, E. "'Flyable' Guidance and Control Algorithms for Orbital Rendezvous Maneuver." *SICE Journal of Control, Measurement, and System Integration*, Vol. 11, No. 1, 2018, pp. 4–5. <https://doi.org/10.9746/jcmsi.11.14>.
- [2] Pesce, V., Colagrossi, A., and Silvestrini, S. *Modern Spacecraft Guidance, Navigation, and Control*. Elsevier, 2022.
- [3] Fehse, W. *Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft*. Cambridge University Press, 2003.
- [4] Xie, Y., Chen, C., Liu, T., and Wang, M. *Guidance, Navigation, and Control for Spacecraft Rendezvous and Docking: Theory and Methods*. Springer Nature, 2021.
- [5] Pirat, C. S. *Guidance, Navigation and Control for Autonomous Rendezvous and Docking of Nano-Satellites*. 2018.
- [6] Curtis, H. D. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Elsevier, 2009.
- [7] Dentis, M., Capello, E., and Guglieri, G. "A Novel Concept for Guidance and Control of Spacecraft Orbital Maneuvers." *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2016, 2016, pp. 6–7. <https://doi.org/10.1155/2016/7695257>.