

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale

«Strategie per le Collision Avoidance Maneuvers»

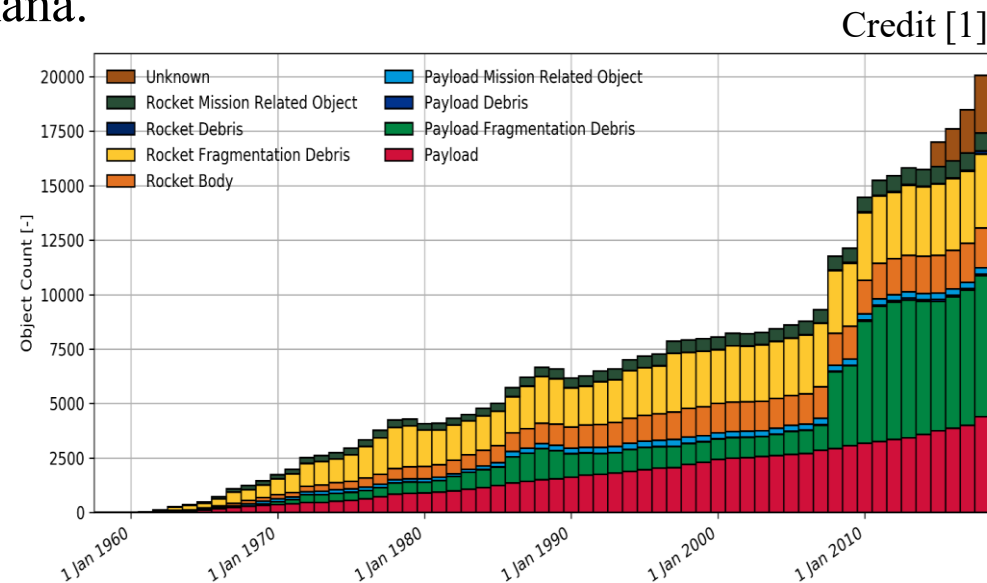
Tutor universitario: *Prof. Carlo Bettanini Fecia di Cossato*

Co-Tutor universitario: *Ing. Lorenzo Olivieri*

Laureando: *Matteo Clavolini 1219636*

Detriti spaziali

I detriti spaziali sono oggetti artificiali, inclusi frammenti, orbitanti intorno alla Terra o che stanno rientrando in atmosfera, i quali non risultano più essere utili per alcuna attività umana.



Ad Agosto 2022 ESA ha stimato un totale di 131 milioni di detriti (10 mila tonnellate di materiale): solo 31390 fra questi sono osservabili.

Tecniche di mitigazione

Le tecniche di mitigazione adottate a bordo di un satellite contro gli impatti detritici possono essere di tipo strutturale, tecniche di shielding. Queste però non risultano efficienti per oggetti impattanti di dimensioni superiori al centimetro. Nel caso in cui il detrito è monitorabile, se possibile è opportuno operare una manovra evasiva definita come *Collision Avoidance Maneuver* (CAM).



Il monitoraggio dei detriti osservabili (in orbita LEO oggetti di dimensioni superiori ai 10 cm, in GEO superiori ai 30 cm) è affidato all'ente US Space Surveillance Network.

Valutazione del rischio di collisione

La decisione di eseguire la CAM si basa su dati raccolti all'interno dei *Collision Data Messages* (CDMs):

- *Time of Closest Approach* (TCA);
- *Probability of Collision* (PoC);
- *Miss Distance*;
- periodo di osservazione del detrito;
- covarianza del detrito e del satellite;
- configurazione operativa;
- *Fuel Factor*.

Name	Range	Coefficient
PoC	Max: 70; Min: 0	A_0
Miss Distance	Max: 10; Min: -5	B_0
Last Observation time of Obj2	Max: 5; Min: -5	B_1
Covariance of Objects	Max:5; Min -10	B_2
Service Interruption	Max: 5; Min -5	B_3
Fuel Factor	Max: 5; Min: -5	B_4

Credit [3]

Maggiore è il punteggio p_{tot} e più alto risulta essere il rischio di collisione:

- Se $0 \leq p_{tot} \leq 60$ NO GO;
- Se $61 \leq p_{tot} \leq 70$ MISSION MANAGER DECISION;
- Se $71 \leq p_{tot} \leq 100$ GO.

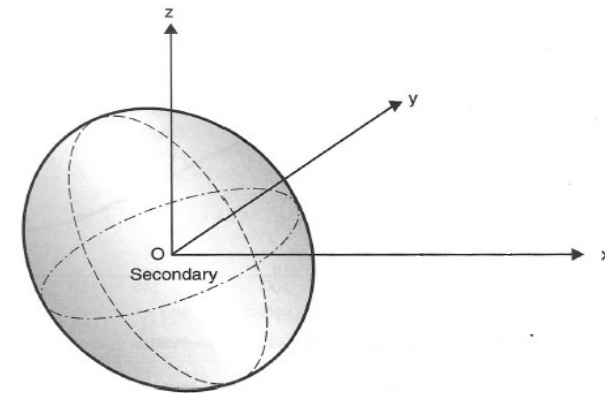
Matrice di covarianza

Attraverso differenti modelli è possibile determinare le varie posizioni di un oggetto in orbita ad un dato istante di tempo (ad esempio al TCA), le quali permettono di definire la matrice di covarianza.

$$C = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \rho_{xy}\sigma_x\sigma_y & \rho_{xz}\sigma_x\sigma_z \\ \rho_{xy}\sigma_x\sigma_y & \sigma_y^2 & \rho_{yz}\sigma_y\sigma_z \\ \rho_{xz}\sigma_x\sigma_z & \rho_{yz}\sigma_y\sigma_z & \sigma_z^2 \end{bmatrix}$$

Matrice di covarianza riferita ad un sistema cartesiano tridimensionale generico

La matrice di covarianza permette di definire l'ellissoide di covarianza, che corrisponde alla rappresentazione tridimensionale di un indice di dispersione.



Calcolo della PoC

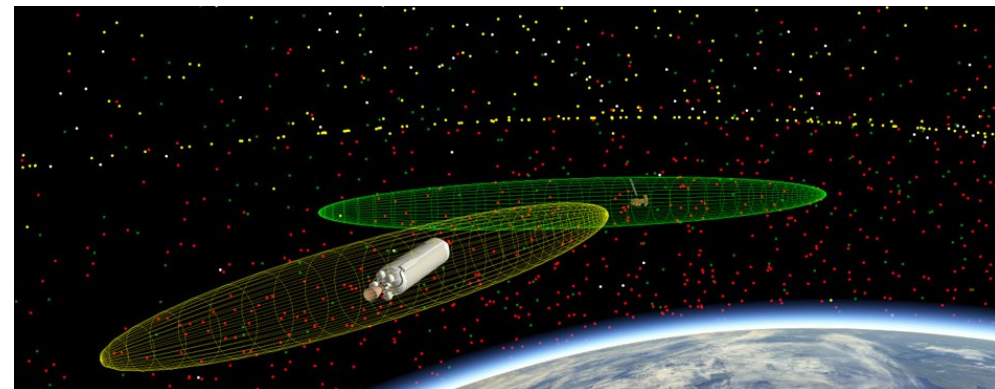
Definita la matrice di covarianza è necessario calcolare la matrice di covarianza combinata della posizione relativa satellite-detrito, definita come somma algebrica delle due singole matrici.

Nota la covarianza combinata, è possibile calcolare il valore della PoC

$$PoC = \iiint_V f(r) dr$$

dove

$$f(r) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^3 |C|}} e^{-\frac{1}{2} r^T C^{-1} r}$$



con r il vettore distanza tra satellite e detrito.

B-plane

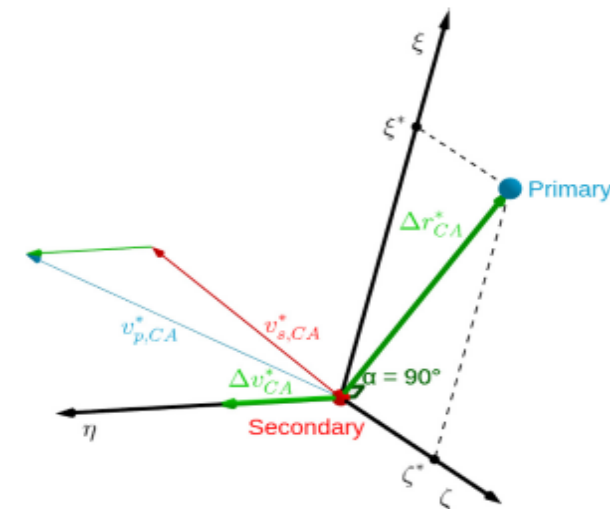
Il sistema $\langle \xi \eta \zeta \rangle$ è centrato nel detrito. L'asse η giace lungo la direzione del vettore velocità relativa del satellite rispetto al detrito, ξ si mantiene perpendicolare ad entrambi i vettori velocità dei due corpi, mentre ζ completa la terna.

Considerando che i due oggetti si muovono ad alta velocità e che il tempo di incontro fra questi è molto breve, allora nell'intorno del punto di collisione il loro moto può essere considerato rettilineo.

$$PoC = \iint_A f(r) dr = \iint_A f(r_{\xi\zeta}) d\xi d\zeta$$

$$f(r_{\xi\zeta}) = \frac{1}{2\pi\sqrt{\det(C_{\xi\zeta})}} e^{-\frac{1}{2}r_{\xi\zeta}^T C_{\xi\zeta}^{-1} r_{\xi\zeta}}$$

$$C_{\xi\zeta} = \begin{bmatrix} \sigma_\xi^2 & \rho_{\xi\zeta}\sigma_\xi\sigma_\zeta \\ \rho_{\xi\zeta}\sigma_\xi\sigma_\zeta & \sigma_\zeta^2 \end{bmatrix}$$



Metodo di Chan

Il problema può essere ridotto attraverso una serie di trasformazioni le quali permettono di ottenere la seguente identità $\sigma_\xi = \sigma_\zeta = \sigma$. In tal caso il problema risulta essere isotropo e l'ellisse nel piano $\langle \xi \zeta \rangle$ assume forma circolare.

Metodo di Patera

Riduzione del problema ad isotropo, e per determinare il valore della PoC può essere utilizzato l'integrale di circolazione lungo la circonferenza del cerchio.

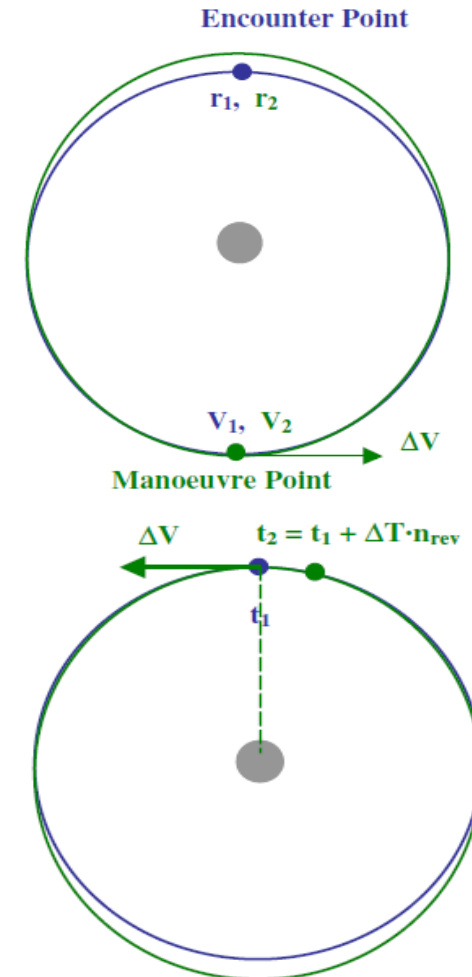
$$PoC = -\frac{1}{2\pi} \oint e^{-\alpha r^2} d\theta \quad \text{se il punto di impatto non appartiene alla sfera contenente il volume del satellite}$$

$$PoC = 1 - \frac{1}{2\pi} \oint e^{-\alpha r^2} d\theta \quad \text{se il punto di impatto appartiene alla sfera contenente il volume del satellite}$$

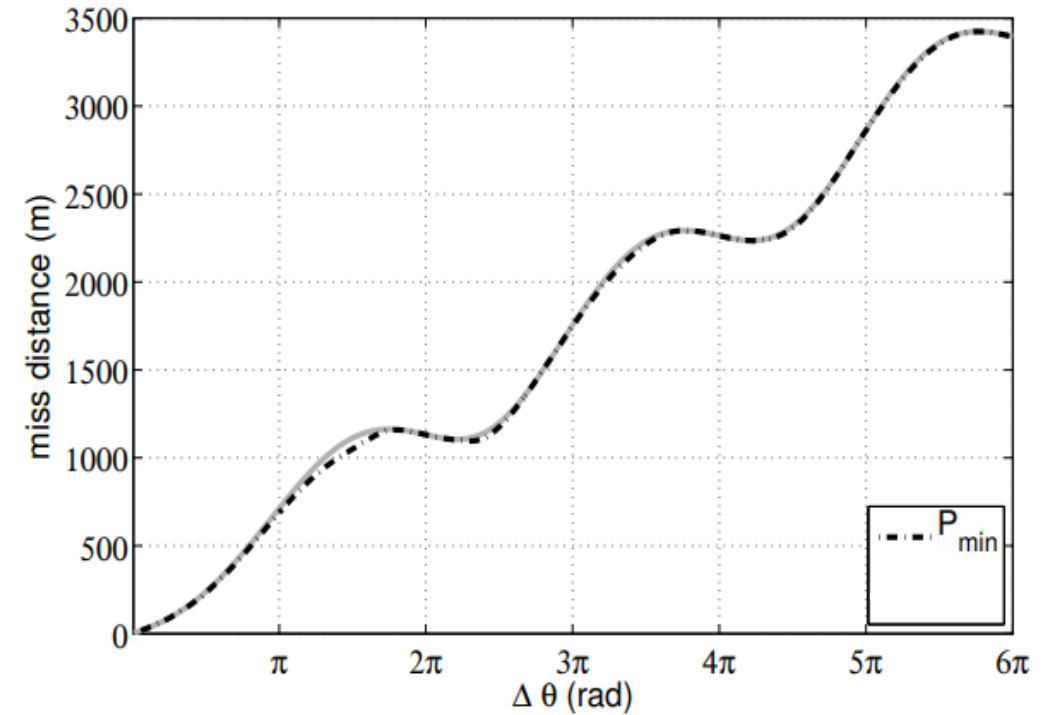
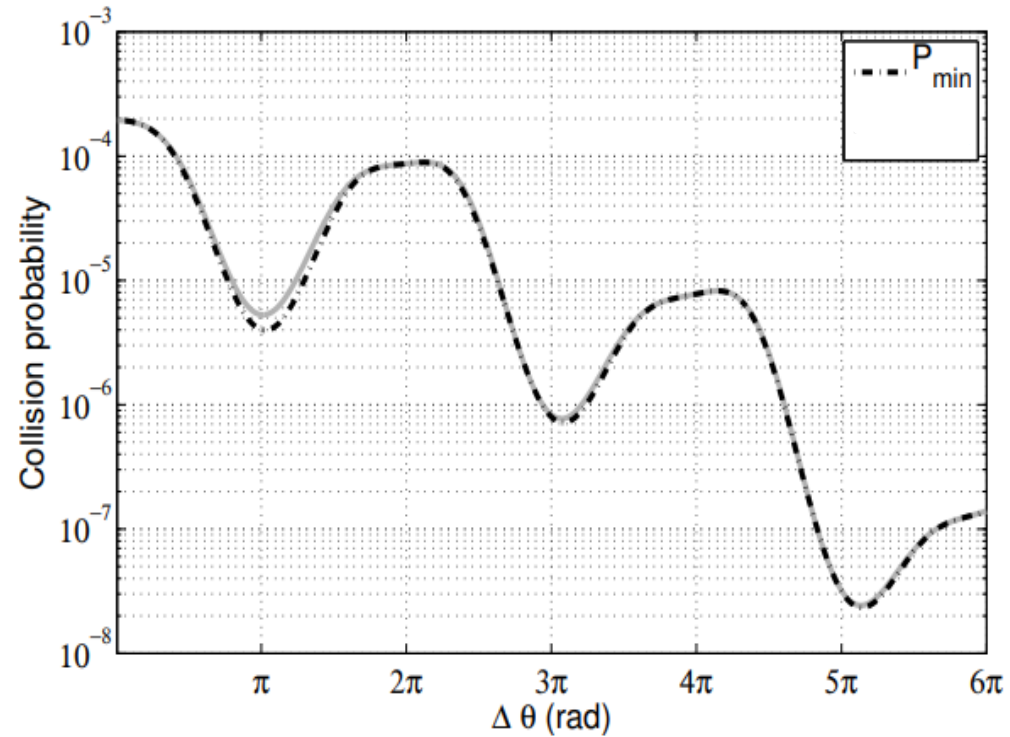
Punto di inizializzazione

Esistono due tipologie di strategia adottabili:

- **strategia a breve termine:** consiste nell'attuare la spinta propulsiva quando il satellite si trova in corrispondenza della zona d'orbita opposta a quella di collisione e permette di garantire un'adeguata separazione spaziale tra satellite e detrito;
- **strategia a lungo termine:** consiste nell'attuare la spinta propulsiva in largo anticipo rispetto al TCA quando il satellite passa nella zona di collisione, permettendo di garantire un'adeguata separazione temporale tra satellite e detrito.



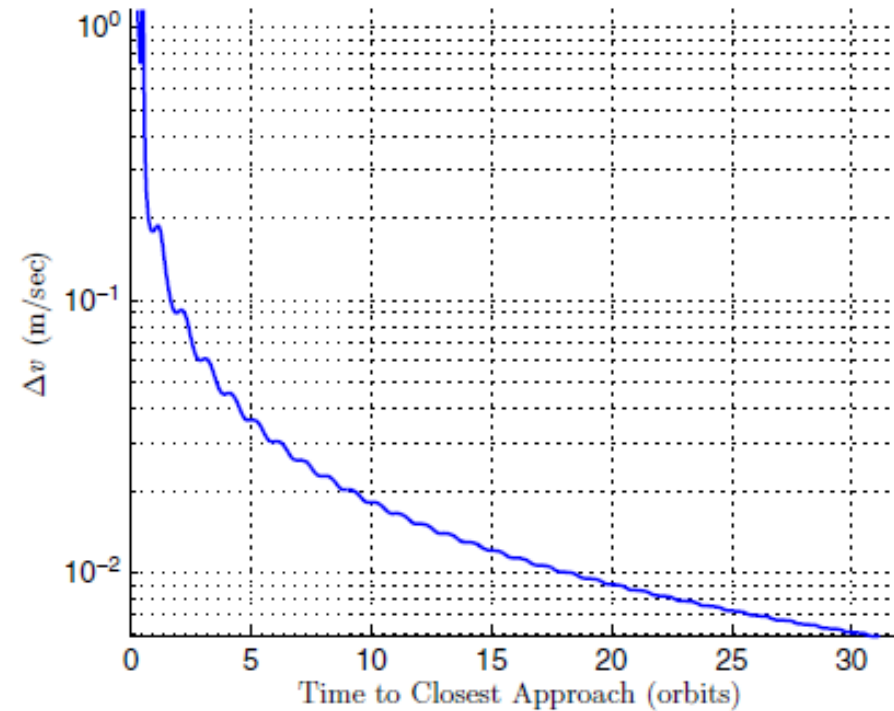
Analisi grafica



Impatto tra Iridium 33 e Cosmos 2251: scenario post manovra con Δv pari a 0,1 m/s.
Probability of Collision e *Miss Distance* in funzione dell'anomalia vera (propagatore OCCAM).

Credit [4]

Analisi grafica



Incontro tra Cosmos 1607 e Fengyun 1C DEB risalente al 15 Luglio 2015: scenario di manovra.
 Δv in funzione del tempo espresso in numero d'orbite (propagatore SGP4).

Credit [7]

Propulsione

Il costo in termini di tempo della manovra viene stabilito mediante i due parametri *Wait Time* e *Burn Time*. Noto il valore della PoC che si vuole raggiungere, può essere calcolata la *Miss Distance*. Definita la *Miss Distance*, mediante modello impulsivo o finito può essere determinato il *Burn Time*.

$$Miss\ Distance = \frac{\sigma}{1000} \sqrt{2 \ln \left(1 - e^{-\frac{s^2}{2\sigma^2}} \right) - \ln(PoC)}$$

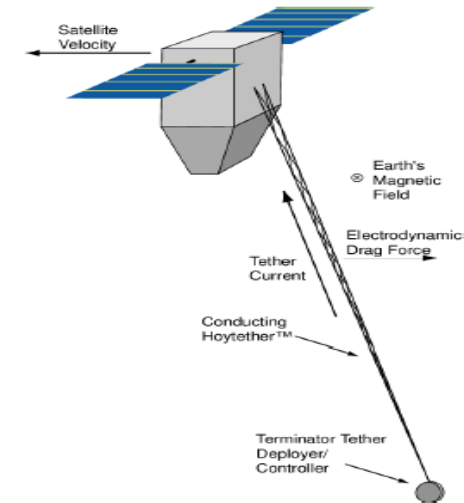
dove s è pari alla somma dei raggi delle sfere contenenti i volumi dei due corpi.

Effetti perturbativi

Nel propagare la traiettoria d'orbita di un corpo è importante tenere in considerazione gli effetti perturbativi che ne affliggono il suo moto. Questi effetti però possono essere di natura trascurabile nel caso in cui l'arco temporale di cui si tiene conto è relativamente breve.

Future applicazioni

In futuro le manovre evasive potrebbero essere eseguite anche da satelliti di piccole dimensioni, quali ad esempio i CubeSat, mediante l'utilizzo di tether elettrodinamici o di sistemi propulsivi elettrici.



Rimozione attiva dei detriti



Soluzioni a lungo termine prevedono la rimozione attiva dei rifiuti spaziali dalle zone orbitali terrestri.

ClearSpace-1, primo *Space Debris Removal*

- [1] ESA, **Space Safety: About space debris** https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/About_space_debris;
- [2] ESA, **Space Environment Statistics** <https://sdup.esoc.esa.int/discosweb/statistics/>, last update: 11 August 2022;
- [3] Serkan Dural, Uzay Tugcular, Berkay Daser, **General Collision Avoidance Maneuver Decision Algorithm** *8th European Conference on Space Debris*;
- [4] Javier Hernando Ayuso, Claudio Bombardelli, **Collision Avoidance Maneuver Optimization A Fast and Accurate Semi-analytical Approach** *September 2014*;
- [5] Ken Chan, **Comparison of Methods for Spacecraft Collision Probability Computations** *April 2020*;
- [6] Russell P. Patera and Glenn E. Peterson, **Space Vehicle Maneuver Method to Lower Collision Risk to an Acceptable Level** *Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 26 No. 2, March–April 2003*;
- [7] Elad Denenberg, Pini Gurfil, **Debris Avoidance Maneuvers for Spacecraft in a Cluster** *Journal of Guidance, Control and Dynamics, March 2017*;
- [8] Saika Aida, **Conjunction Risk Assessment and Avoidance Maneuver Planning Tools** *6th International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques*;
- [9] Noelia Sanchez-Ortiz, Miguel Bellò-Mora, Heiner Klinkrad, **Collision Avoidance Manoeuvres during Spacecraft Mission Lifetime: risk reduction and required ΔV** *Advances in Space Research 38 (2006) 2107–2116*;
- [10] Jason Reiter, **Numerical and Analytical Solutions To Rapid Collision Avoidance Maneuvers Constrained by Mission Performance Requirements** *Thesis, April 2016*;
- [11] Giulia Sarego, Andrea Valmorbida, Lorenzo Olivieri, Alice Brunello, Giacomo Colombatti, Marco Salmaso, Enrico C. Lorenzini, **Collision Avoidance Maneuvers for Space Tether Systems** *3rd IAA Conference on Space Situational Awareness (ICSSA) GMV, Madrid, Spain*;
- [12] ESA, **Space Safety: ClearSpace-1** https://www.esa.int/Space_Safety/ClearSpace-1;

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Grazie per l'attenzione

Matteo Clavolini