

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Analisi e caratterizzazione delle
manovre orbitali impulsive»***

Tutor universitario: Prof. **Carlo Bettanini**

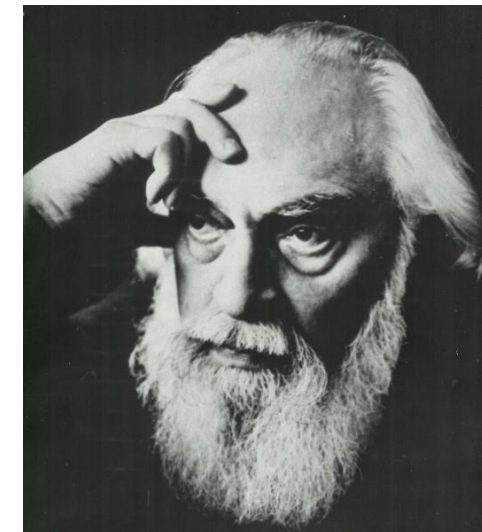
Laureando: **BISTON KEVIN**

Padova, 13/07/2023

Nei primi decenni del XX è nata l'idea di modificare l'orbita di un veicolo con l'utilizzo di impulsi propulsivi.

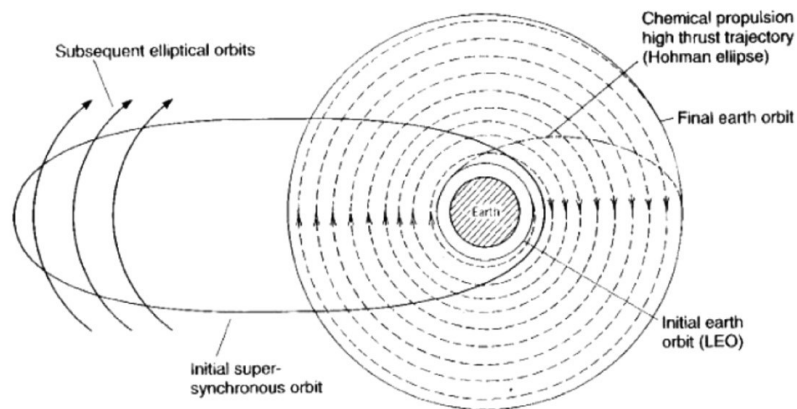
Nel 1925 l'ingegnere tedesco Walter Hohmann presentò una tecnica di trasferimento nota come manovra di trasferimento alla Hohmann.

Nel 1934 Ary Abramovich Sternfeld introdusse un'ulteriore tecnica chiamata trasferimento alla Sternfeld.

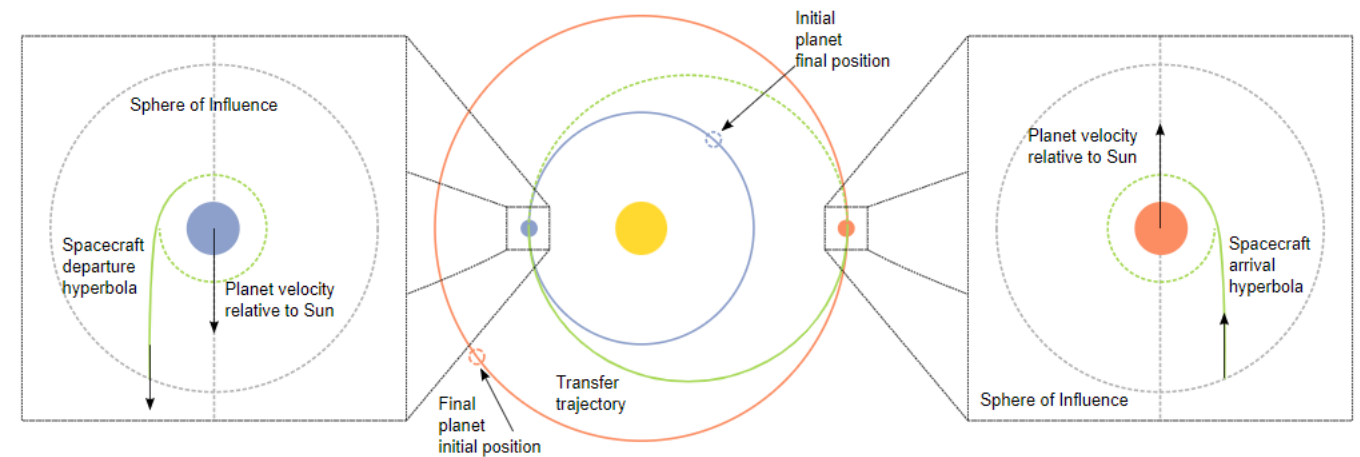


- **Manovre impulsive o High Thrust** caratterizzate da una forte spinta con elevato consumo di propellente e dominate principalmente da motori chimici.
- **Manovre non impulsive o Low Thrust** caratterizzate da un alto impulso specifico e bassa spinta le quali vengono effettuate tipicamente da propulsione elettrica.

- Cambiamenti orbitali in un breve ΔT (CAM)
- Missioni con vincoli temporali
- Controllo d'assetto
- Trasferimenti interplanetari
- Fase di lancio
- Inserimento in orbita
- Manovre di phasing



[10]

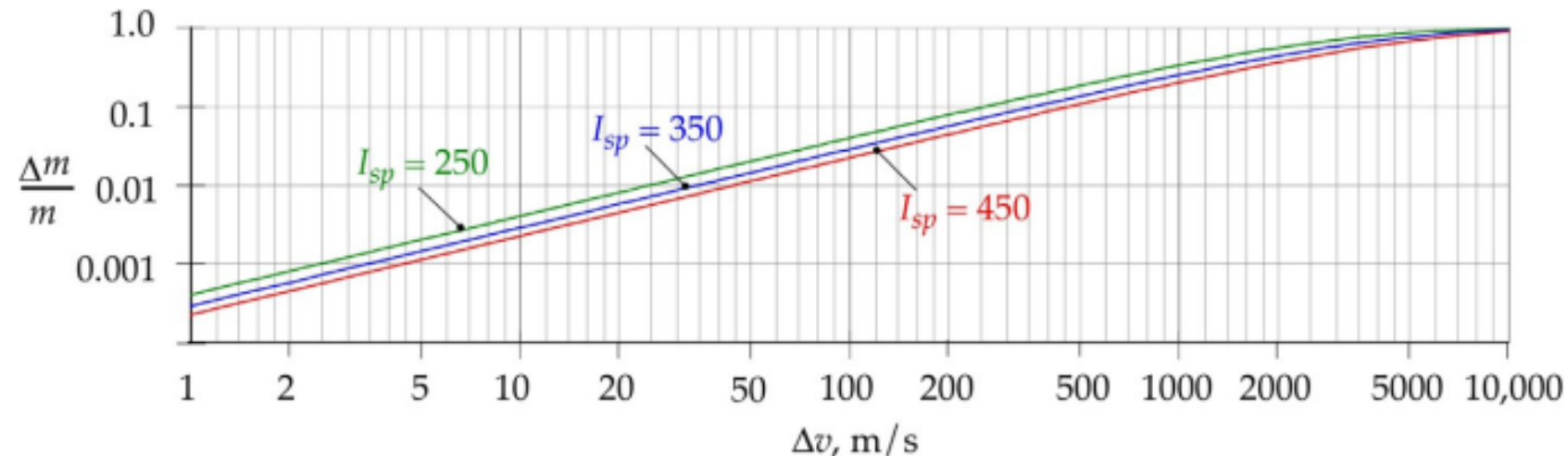


[12]

Ogni manovra impulsiva si traduce in un cambiamento ΔV della velocità dello spacecraft.

Il valore ΔV dell'incremento di velocità è correlato a Δm , ovvero la massa del propellente consumata ed è descritto dalla nota equazione del razzo di Tsiolkovsky.

$$\frac{\Delta m}{m} = 1 - e^{-\frac{\Delta V}{I_{sp}g}}$$



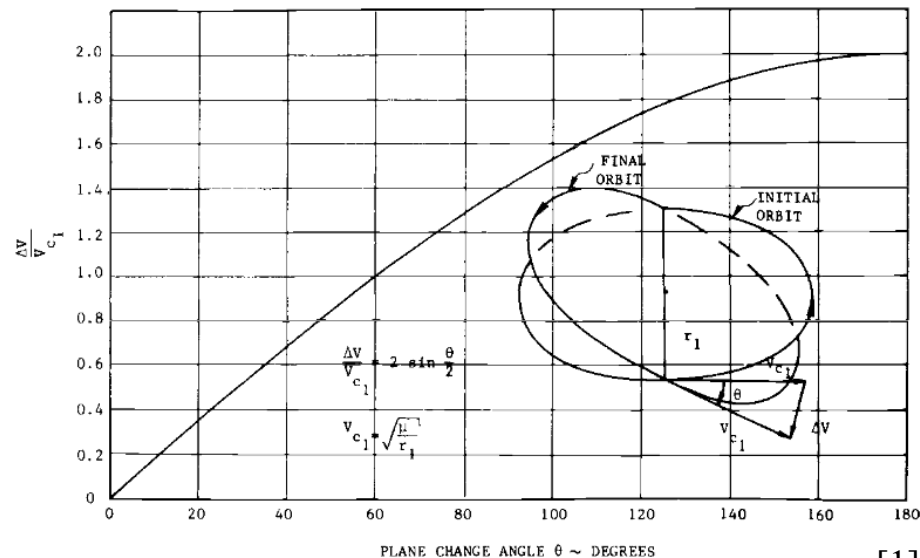
[2]

Le manovre a singolo impulso sono caratterizzate dall'impiego di un unico ΔV .

- cambio inclinazione
- trasferimenti LEO-GEO
- aumento della velocità tangenziale al perigeo

Applicato alla linea nodale

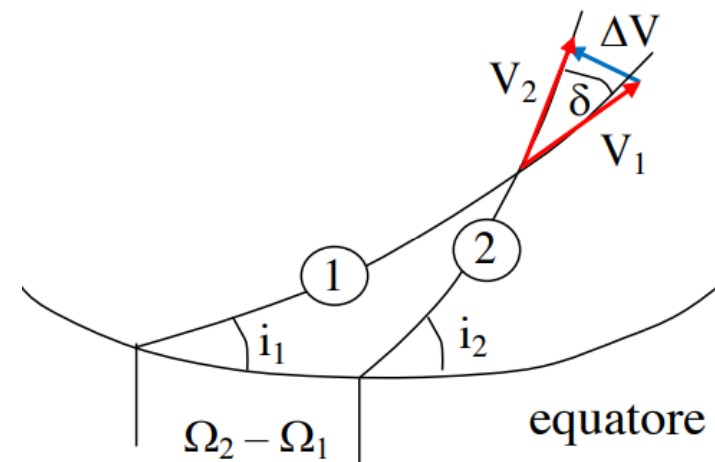
$$\Delta V = 2v \sin \frac{\Delta i}{2} \quad [1]$$



[1]

Applicato in un punto generico

$$\begin{aligned} \cos i_2 &= \cos i_1 \cos \delta - \sin i_1 \sin i_2 \cos u_1 \\ \cos \delta &= \cos i_2 \cos i_1 - \sin i_1 \sin i_2 \cos(\Omega_2 - \Omega_1) \end{aligned} \quad [1]$$



[2]

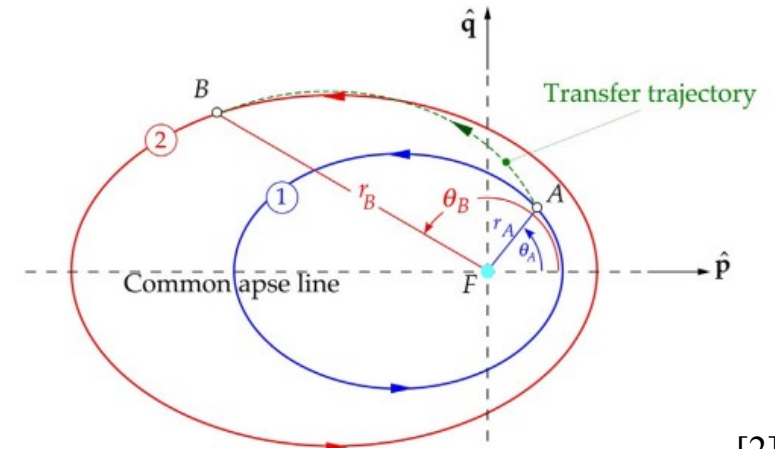
In un caso più generale è possibile effettuare i ΔV in punti non absidali.

$$\Delta V = \sqrt{v_1^2 + v_2^2 - 2v_1v_2 \cos \Delta\gamma}$$

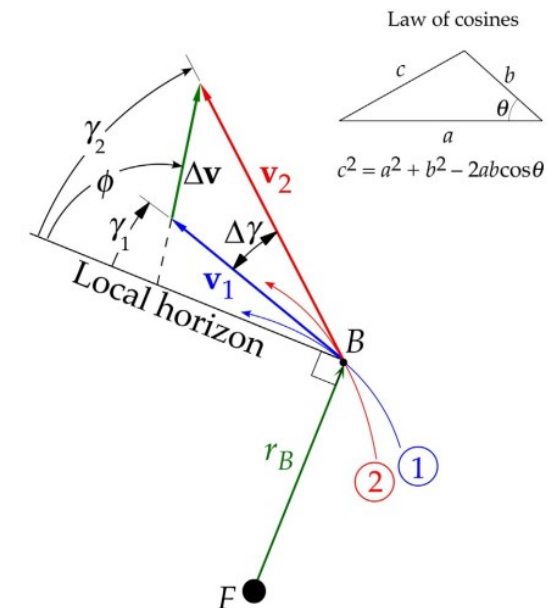
$\Delta\gamma$ viene definito **flight path angle** ovvero l'angolo tra il vettore velocità e l'orizzonte locale.

$$\Delta\varepsilon = v\Delta v \cos \Delta\gamma + \frac{1}{2}\Delta v^2$$

La variazione di **energia specifica** è tanto maggiore quanto veloce è il veicolo e quando $\Delta\gamma \approx 0$.

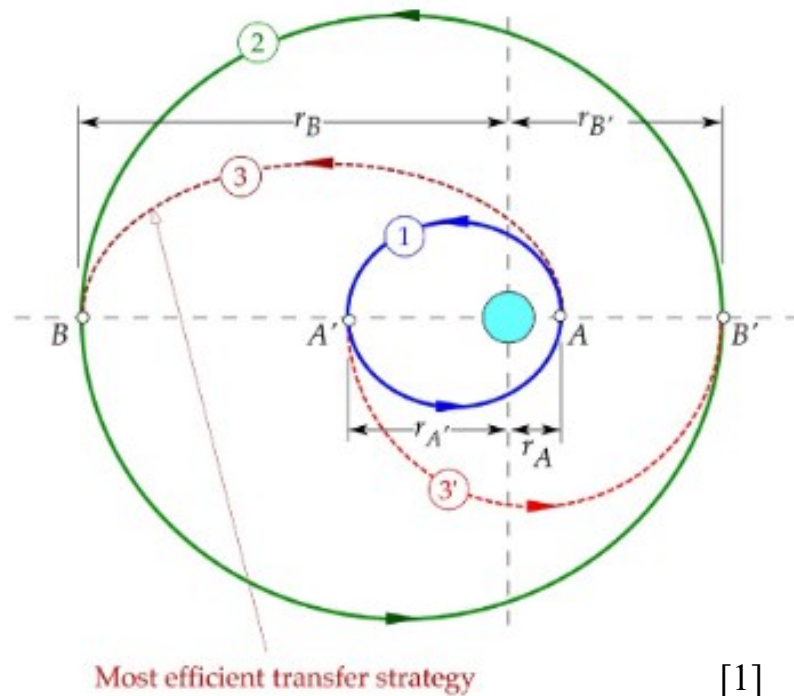


[2]

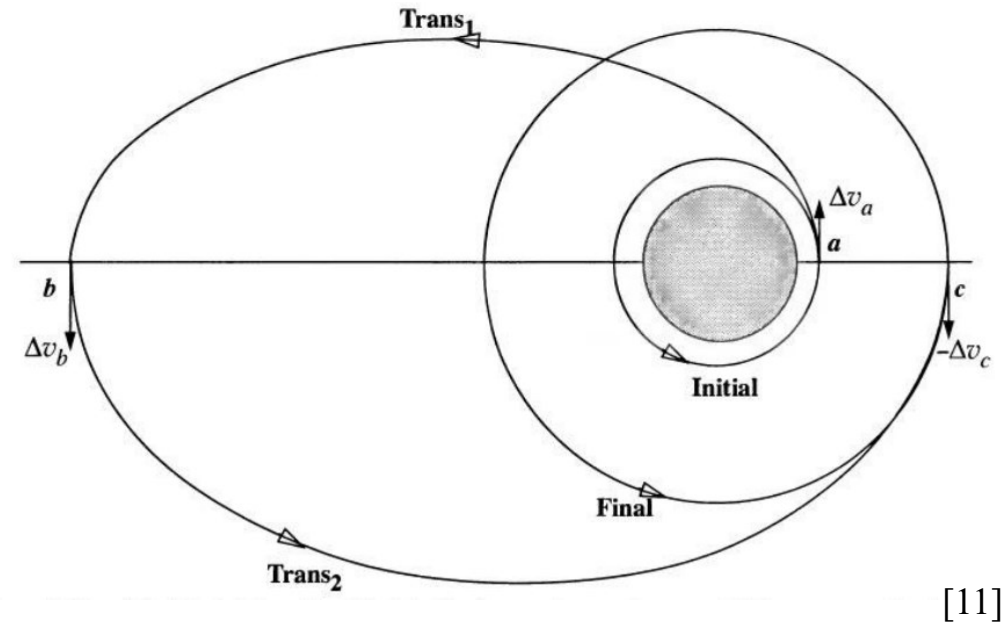


[2]

Il trasferimento alla **Hohmann** è una manovra a minima energia a 2 impulsi tangenziali tra orbite complanari circolari o ellittiche.

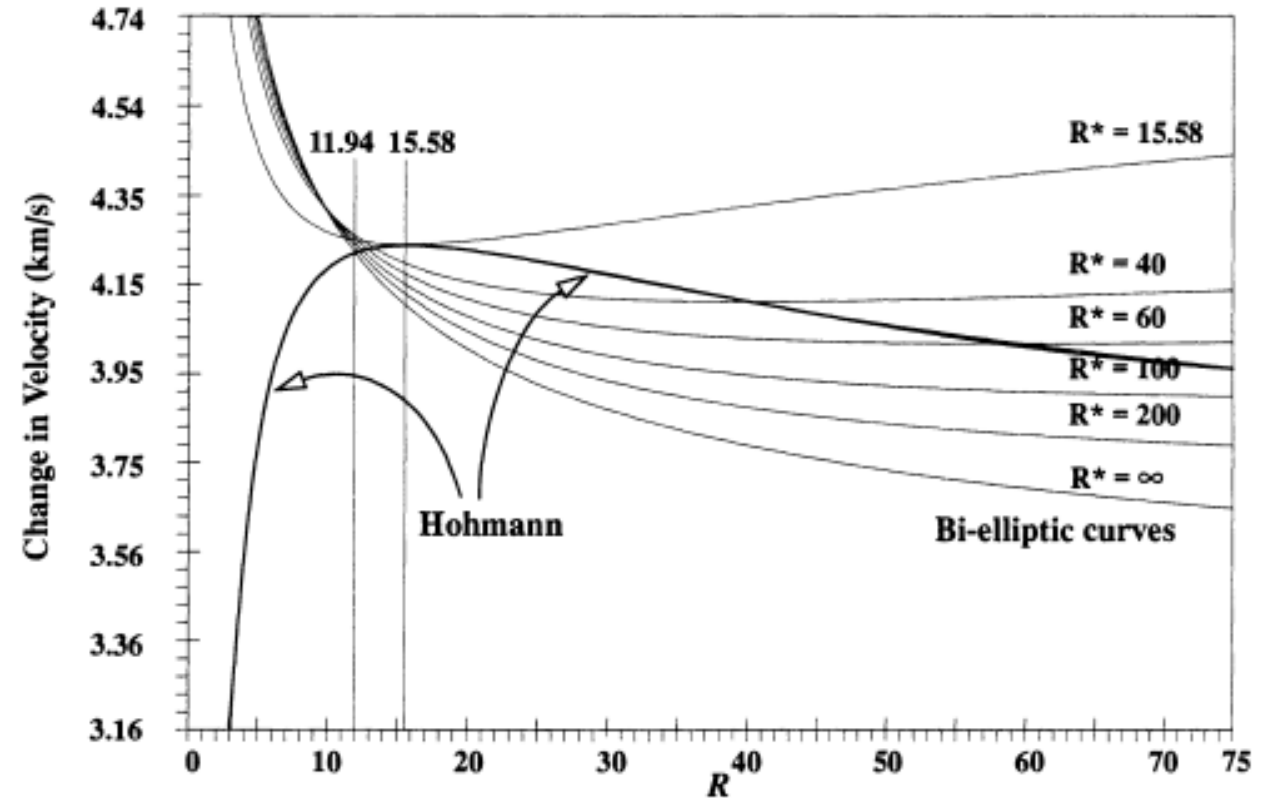


Il trasferimento bi-ellittico o alla **Sternfeld** consiste in 3 ΔV di manovra, tra orbite circolari complanari



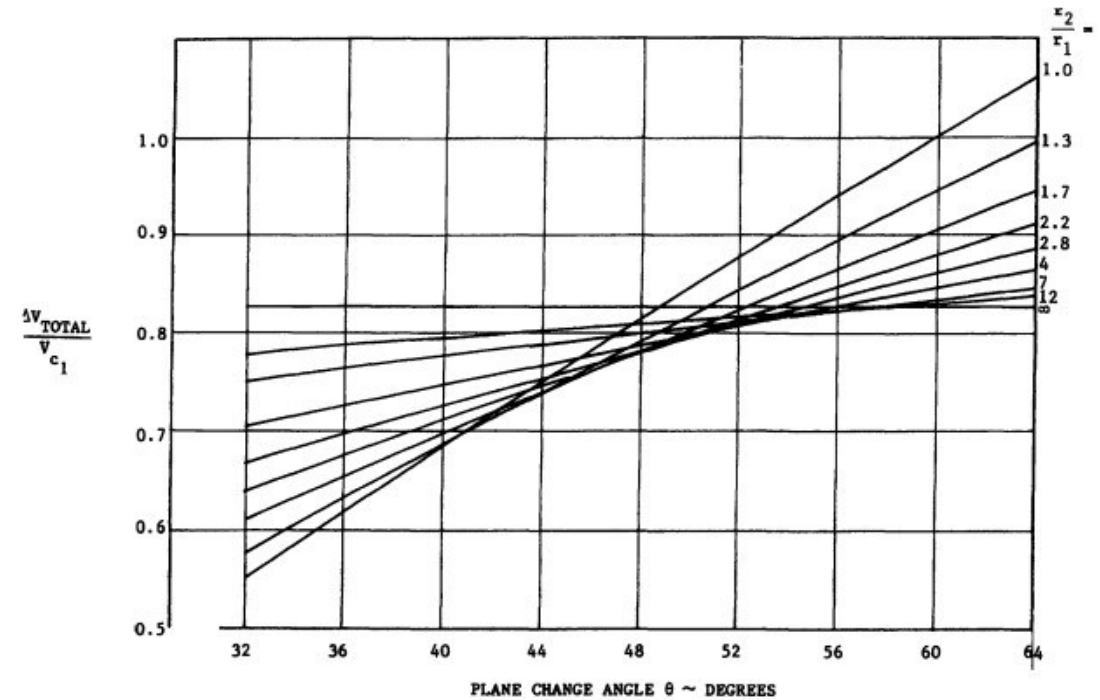
- $0 < R < 11.94$ il trasferimento di Hohmann è il più efficiente
- $11.94 < R < 15.58$ sono definiti valori di limite critico del problema di trasferimento in quanto non è immediato capire quale delle due manovre sia più efficiente
- $15.58 < R < \infty$ il trasferimento bi-ellittico è il più efficiente in ovviamente con attenzione particolare all' R^*

$$R = \frac{r_f}{r_i} \quad R^* = \frac{r_b}{r_i}$$

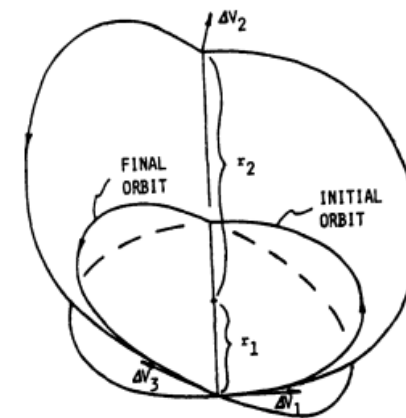


[1]

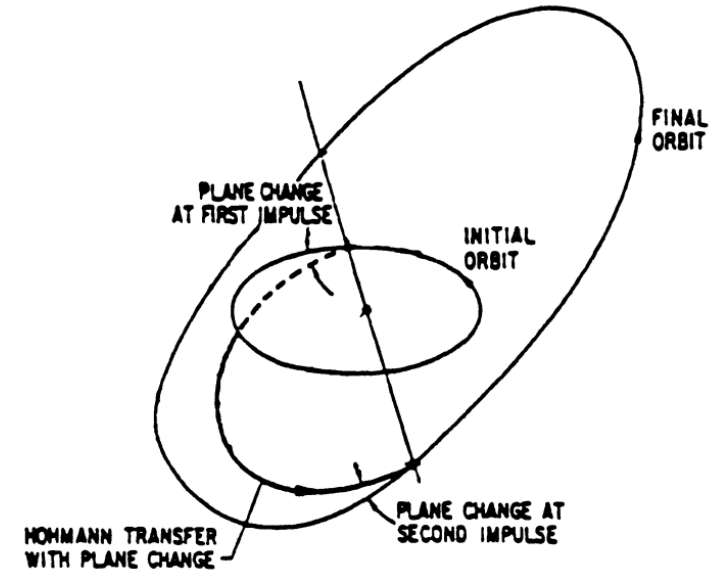
- Come prima cosa si può facilmente osservare che la curva parametrica $\frac{r_2}{r_1} = 1$ corrisponde al singolo impulso e quindi si deduce che per valori di $\Delta i < 38^\circ$ quest'ultimo è più efficiente.
- Per valori di $\Delta i > 60^\circ$ il trasferimento a tre impulsi è più conveniente.
- Per valori $38^\circ < \Delta i < 60^\circ$ è più conveniente la manovra a 3 impulsi ma è necessario modificare il rapporto $\frac{r_2}{r_1}$ introducendo il seguente valore $\frac{r_2}{r_1} = \frac{\sin \frac{\theta}{2}}{1 - 2 \sin \frac{\theta}{2}}$



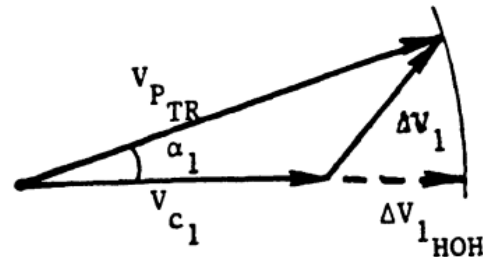
[1]



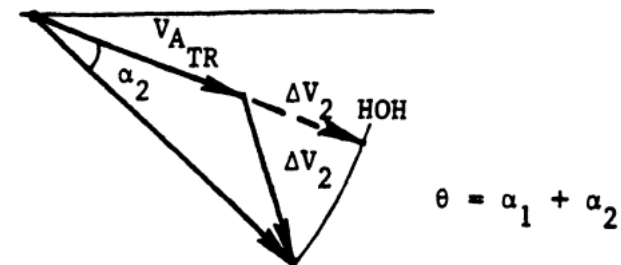
- Il trasferimento è analogo al trasferimento in piano con la differenza che i 2 ΔV non sono solo di carattere tangenziale ma anche con una componente radiale che consente il cambio di inclinazione orbitale.
- Il cambio di inclinazione non avviene solo con il primo ΔV ma viene sostanzialmente ripartito in modo da rendere il trasferimento molto più efficiente.
- Utilizzata nel trasferimento LEO-GEO



[1]



[1] Triangolo di velocità iniziale



[1] Triangolo di velocità finale

Le manovre orbitali sono operazioni estremamente complesse che richiedono una pianificazione accurata e una conoscenza approfondita delle leggi del moto orbitale in modo tale da prevenire e analizzare tutte le possibili complicazioni.

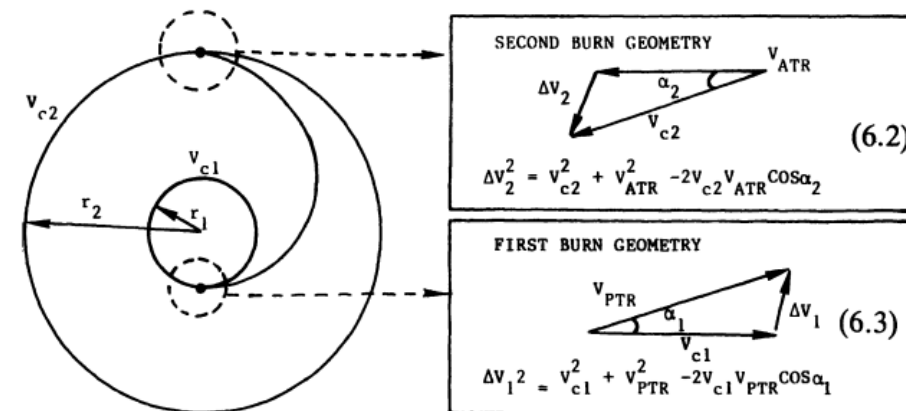
- **Perturbazioni e condizioni orbitali:** drag atmosferico, pressione solare e perturbazioni gravitazionali.
- **Propulsione utilizzata:** la tipologia di motore che viene utilizzato può introdurre ulteriori complicazioni, infatti, l'utilizzo di SRM (Solid Rocket Booster) impone una manovra definita Fixed-Impulse Maneuver.
- **Gravity Losses:** fino ad ora ho assunto che il ΔV di manovra venga effettuato in maniera istantanea ma questo implicherebbe una spinta infinita, perciò è necessario analizzare il rapporto $\frac{T}{W}$ per comprendere l'entità di un eventuale penalizzazione in termini di ΔV

Il motore solido è ideale a livello di semplicità e compattezza, ma presenta diverse problematiche in termini di gestione e controllo della spinta.

- Impossibilità di spegnere il motore in condizioni di emergenza.
- Impossibilità di controllare la spinta attivamente in quanto il grano propellente è costruito con una determinata velocità di regressione che ne determina una determinata spinta.

Tecniche utilizzate.

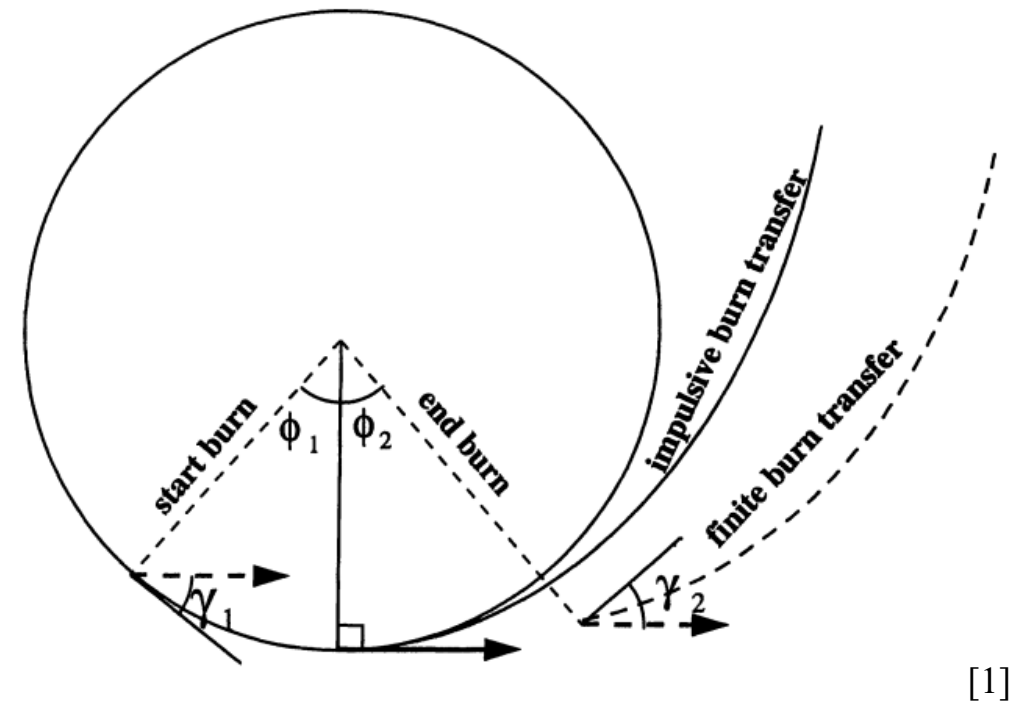
- Offloading propellant
- Adding ballast
- **Trajectory modification:** questa tecnica consiste nel dissipare energia effettuando continue manovre di cambio piano, inclinazione, altitudine e flight path angle in modo tale che l'energia in eccesso venga eliminata dal sistema



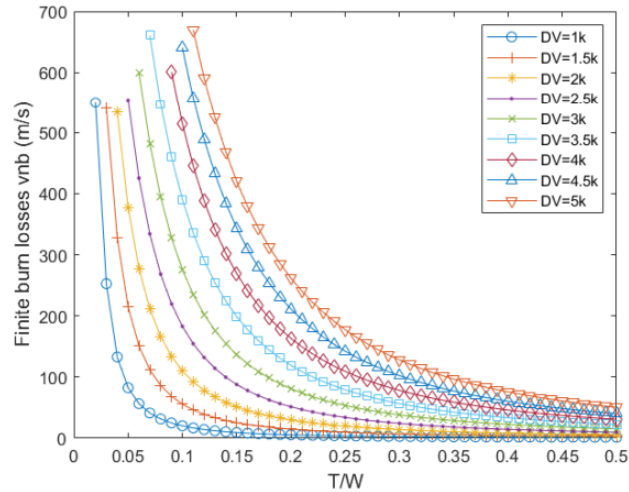
Nell'analisi preliminare della missione, le manovre High-Thrust sono spesso approssimate come una variazione istantanea della velocità.

- HIGH THRUST: $\frac{T}{W} \approx 0.5; 1$
- LOW THRUST: $\frac{T}{W} \approx 10^{-2}; 10^{-1}$
- VERY LOW THRUST: $\frac{T}{W} \approx 10^{-5}$

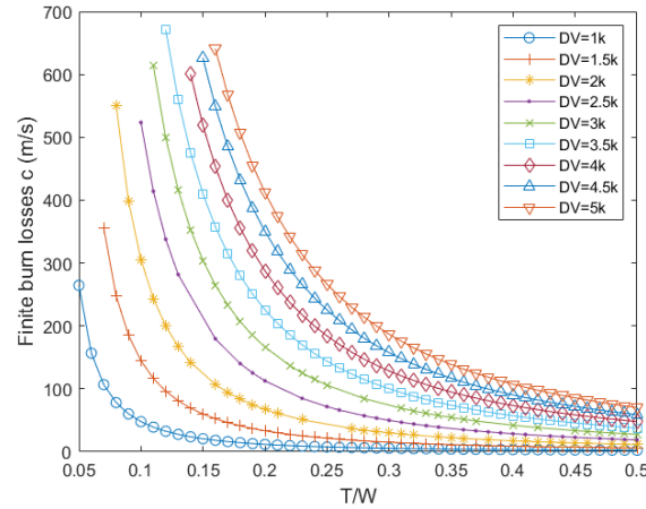
$$\frac{\Delta V}{g} = I_{SP} \ln \frac{m_i}{m_f} - \int_0^{t_b} \frac{1}{2} \frac{\rho v^2 C_D A}{W_0} dt - \int_0^{t_b} \sin \gamma dt \quad [9]$$



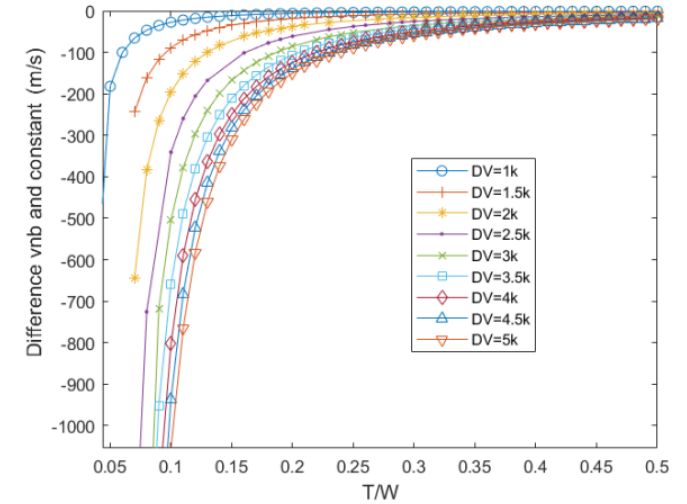
Finite Burn Losses = Real Δv – Impulsive Δv



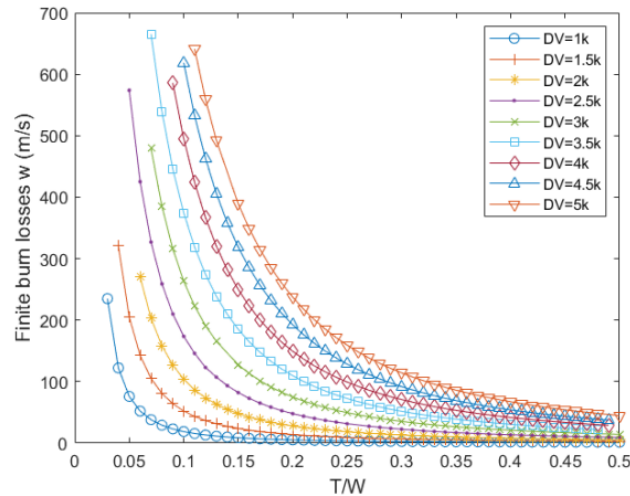
Finite burn losses with direction of the Thrust parallel to the velocity, $I_{sp} = 300$ s



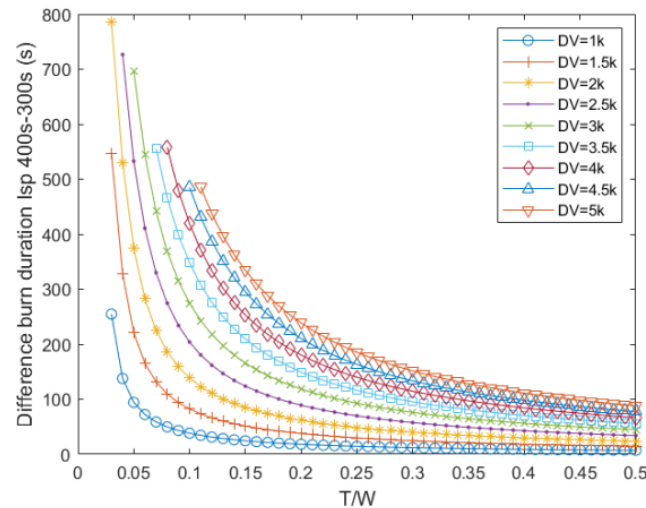
Finite burn losses with inertial fixed direction (c) of the Thrust for $I_{sp} = 300$ s



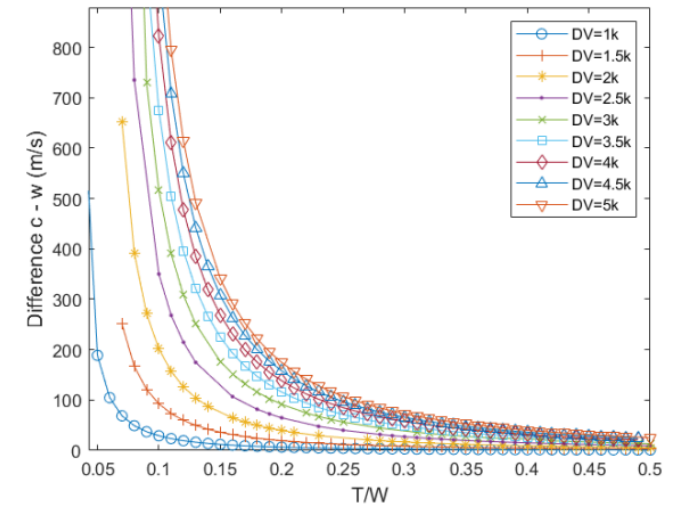
Difference between finite burn losses with direction of the Thrust parallel to the velocity and constant direction of Thrust



Finite burn losses with inertial fixed rotation (w) of the Thrust for $I_{sp} = 300$ s



Difference of the finite burn losses between $I_{sp} = 400$ s minus $I_{sp} = 300$ s



Difference between finite burn losses with constant direction of Thrust and inertial fixed rotation of the Thrust

- [1] Orbital Mechanics, Third Edition, Vladimir A. Chobotov.
- [2] Orbital Mechanics for Engineering Students, Howard Curtis.
- [3] D.A. Vallado, Fundamentals of Astrodynamics and applications.
- [4] [Boeing - Inertial Upper Stage IUS Users Guide 1984.pdf](#)
- [5] <https://www.nasaspaceflight.com/2020/12/solid-rocket-stages-and-precise-orbit-insertions/>
- [6] <https://core.ac.uk/download/pdf/42882066.pdf>
- [7] <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19790017926/downloads/19790017926.pdf>
- [8] https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1689244997261336/79157_resumo.pdf
- [9] [ESTIMATING PERFORMANCE CAPABILITIES OF BOOST ROCKETS.pdf](#)
- [10] <https://aerospacecue.it/orbit-raising-le-manovre-orbitali-eccellenza/8707/>
- [11] [The Optimization Of Impulsive GTO Transfer Using Combined Maneuver.pdf](#)
- [12] <https://orbital-mechanics.space/interplanetary-maneuvers/introduction.html>

Vi ringrazio per l'attenzione