

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Analisi della traiettoria della
missione spaziale BepiColombo»***

Tutor universitario:

Prof. Carlo Bettanini Fecia Di Cossato

Laureando:

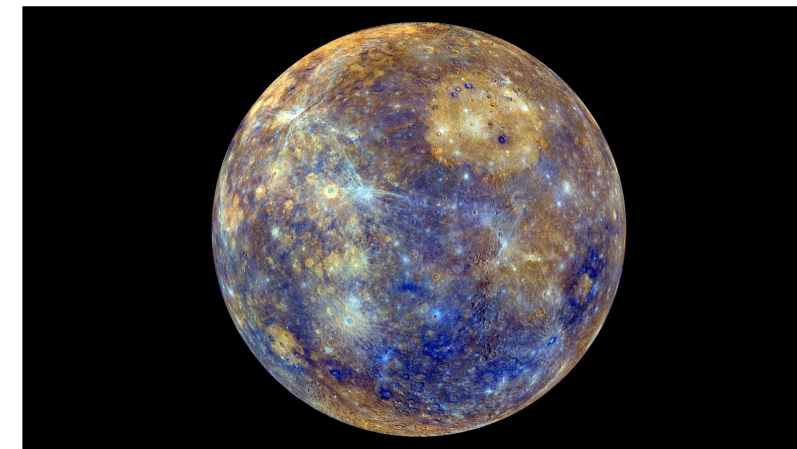
Francesco Piccoli

Padova, 17/11/2022

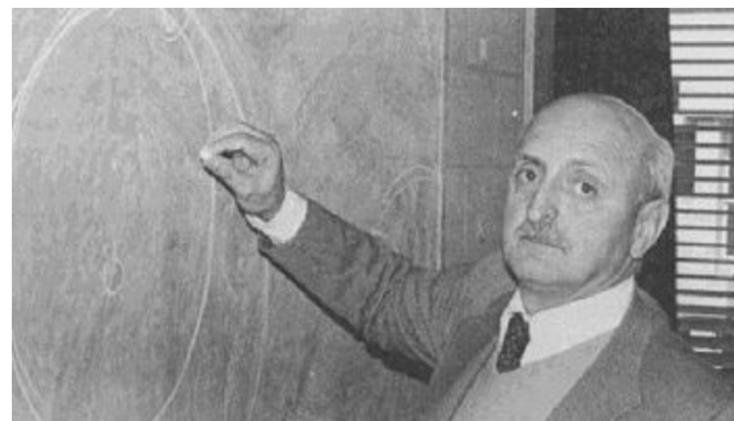
- BepiColombo è una missione spaziale sviluppata in sinergia da ESA e JAXA con l'obiettivo di studiare Mercurio
- Mercurio è il più piccolo, il più vicino al sole ed il meno studiato pianeta roccioso del sistema solare
- Sono già state effettuate due missioni su Mercurio: Mariner 10 e MESSENGER entrambe della NASA
- La missione BepiColombo manderà in orbita su Mercurio due spacecraft che ne studieranno l'interno, la superficie, l'esosfera e la magnetosfera



Il logo della missione ⁽¹⁾



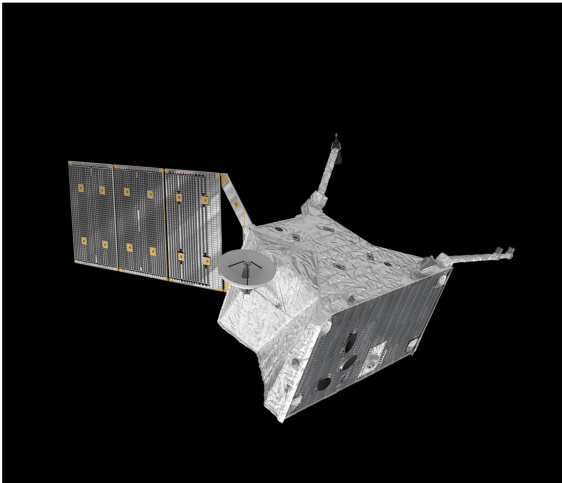
Mercurio visto da MESSENGER ⁽¹⁾



Il professor Giuseppe Colombo ⁽¹⁾

La missione prende il nome dal professor Giuseppe (Bepi) Colombo (1920 – 1984), un brillante matematico Padovano.

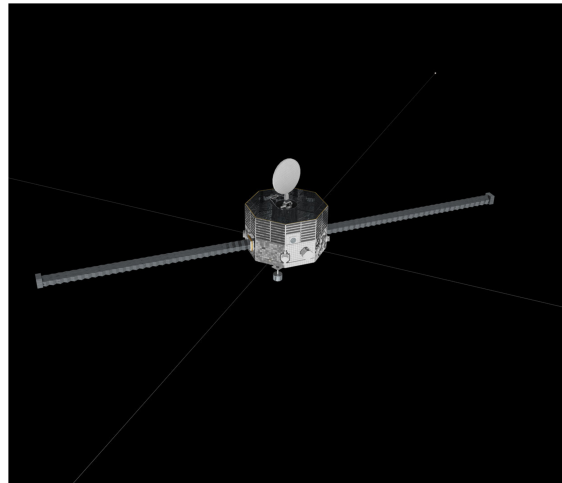
Mercury Planetary Orbiter (MPO)



MPO ⁽¹⁾

- Porta a bordo 11 pacchetti di strumenti scientifici per una caratterizzazione globale del pianeta
- 4 thrusters da 5 N per il controllo d'assetto
- 4 thrusters da 22 N per l'inserzione in orbita

Mercury Magnetospheric Orbiter (MMO)



MMO ⁽¹⁾

- Ha lo scopo di studiare l'esosfera e la magnetosfera di Mercurio
- È un satellite spinnante con asse di rotazione quasi perpendicolare al piano orbitale di Mercurio
- Cold gas jet system per il controllo d'assetto

Mercury Transfer Module (MTM)

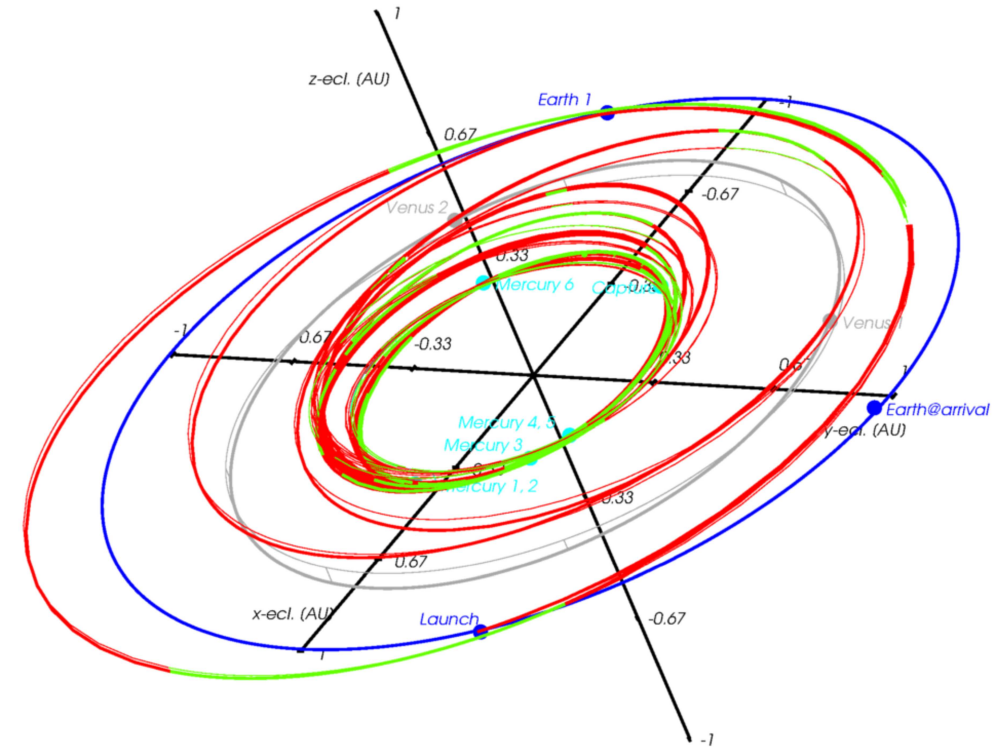


Mercury Composite S/C Cruise (MCSC) ⁽¹⁾

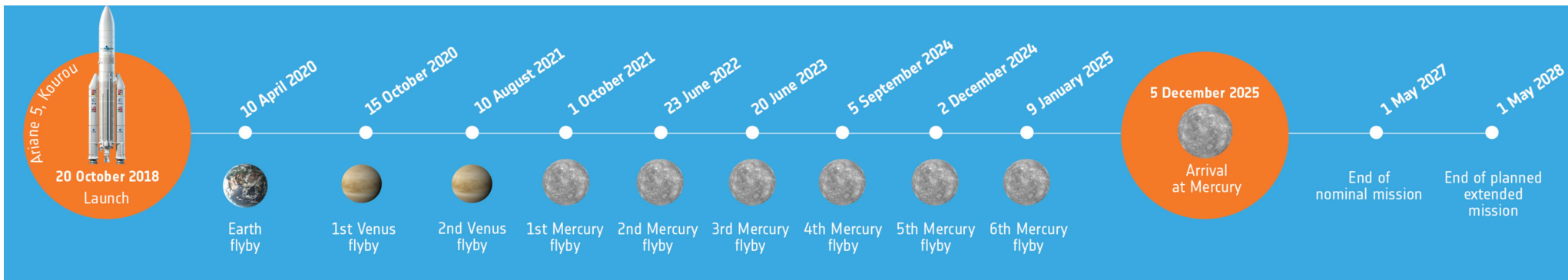
- Durante la fase di crociera il MPO e il MMO sono montati insieme nel MTM
- Solar Electric Propulsion System (SEP) per le manovre orbitali
- 12 thrusters da 10N per il controllo d'assetto

Vediamo ora più nel dettaglio la traiettoria scelta per la missione.

- Utilizzo di manovre di gravity assists (o fly-by) combinate con thrust arcs (in verde nell'immagine a lato)
- 9 fly-by planetari: 1 con la Terra, 2 con Venere e 6 con Mercurio
- Il ΔV_{TOT} richiesto durante la fase di crociera è di 2.731 km/s ⁽³⁾



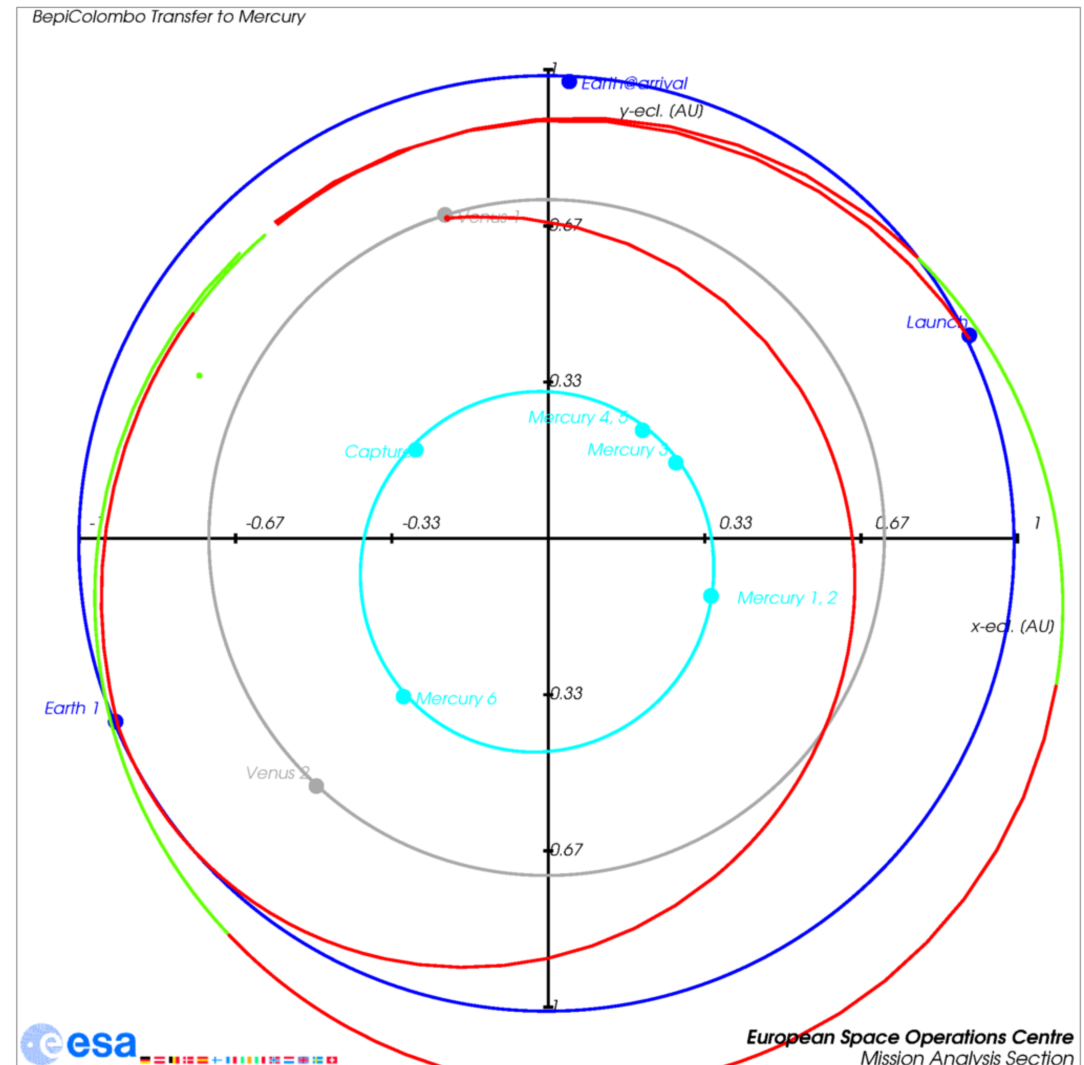
www.dii.unipd.it



European Space Operations Centre
Mission Analysis Section

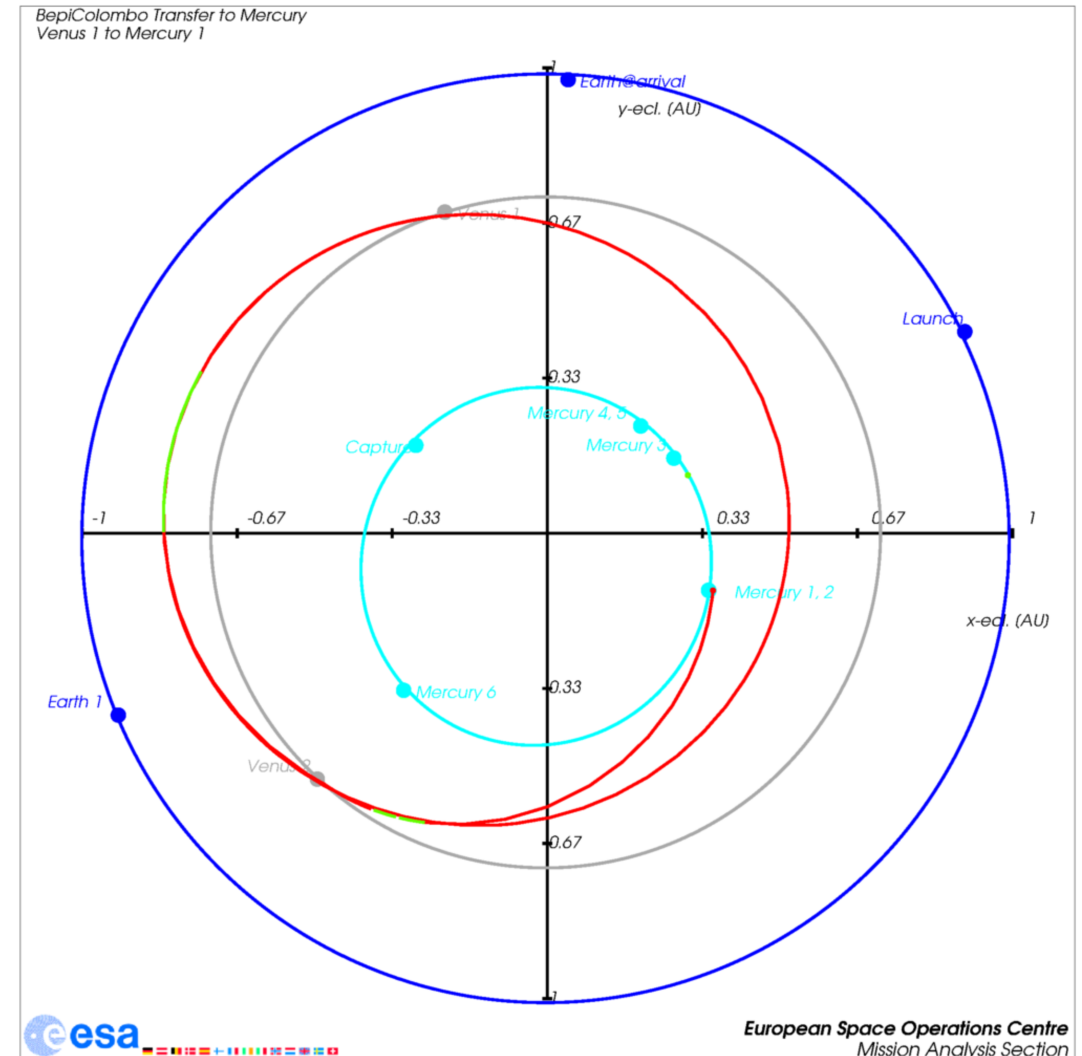
In alto a destra:
traiettoria della missione
BepiColombo ⁽²⁾; in
basso: BepiColombo
journey timeline ⁽¹⁾

- Il lancio con l'Ariane 5 è stato progettato in modo da spedire lo spacecraft in un'orbita interplanetaria che incontrerà la Terra dopo 18 mesi. La velocità di fuga dalla sfera di influenza (SOI) terrestre è $V_{\infty} = 3.475 \text{ km/s}$ ⁽⁴⁾
- Durante 6 dei 18 mesi di orbita interplanetaria verrà utilizzata la SEP per accelerare l'orbita.
- Quindi lo S/C si avvicinerà alla Terra con una velocità maggiore della velocità di fuga fornita dal lanciatore.
- L'incontro con la Terra è usato per effettuare una manovra di gravity assist con l'effetto di dirigere lo S/C verso Venere che raggiungerà dopo 6 mesi.



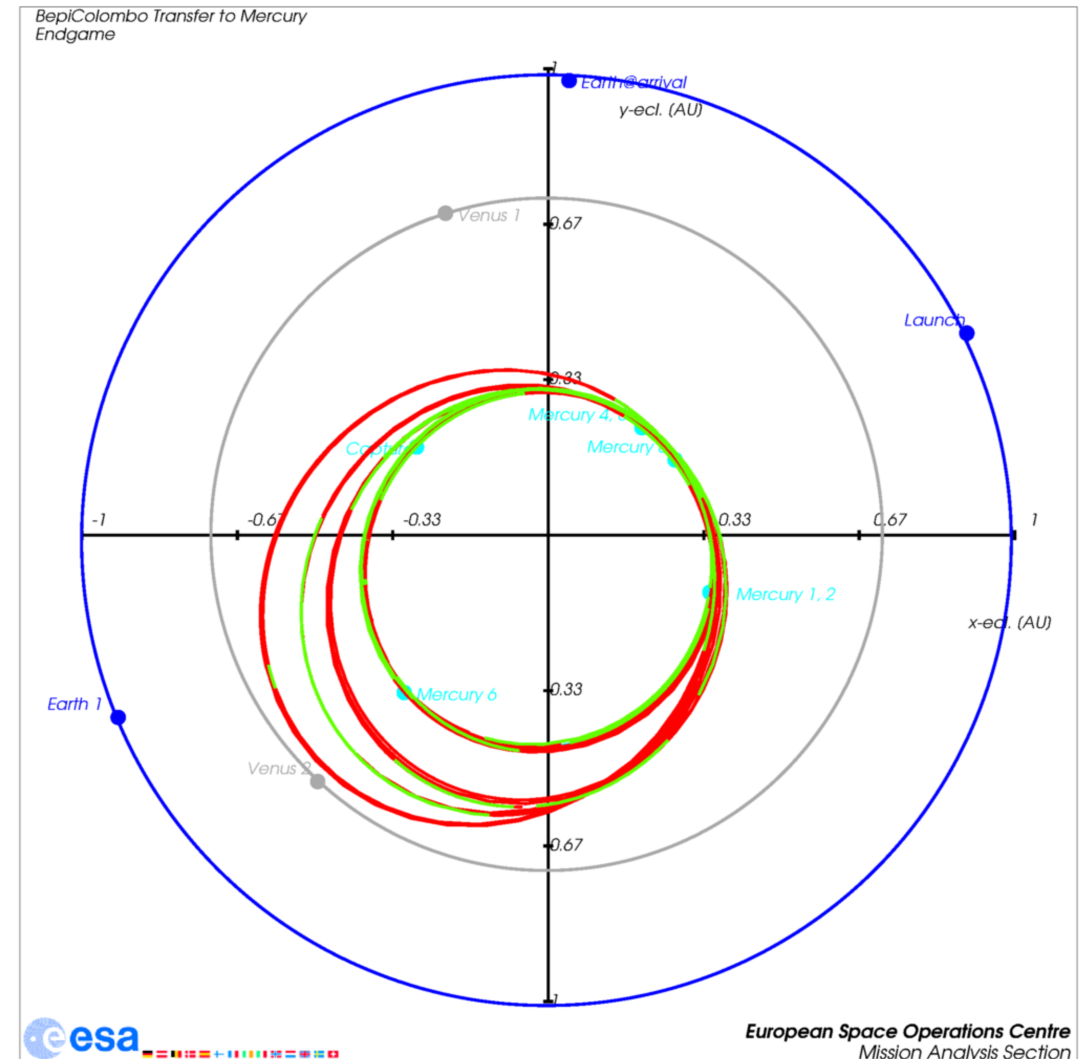
Traiettoria dal lancio al primo fly-by su Venere ⁽²⁾

- Il fly-by del primo incontro con Venere riduce il semiasse maggiore in modo significativo.
- L'orbita risultante incontrerà per una seconda volta Venere dopo 11 mesi (ossia dopo circa un giro e mezzo dell'orbita). Durante questa fase viene accesa la propulsione a ioni per ottimizzare le condizioni di incontro.
- Il secondo fly-by con Venere ridurrà il perielio fino a raggiungere l'orbita di Mercurio.
- Lo S/C incontrerà Mercurio nell'ottobre del 2021, 3 anni dopo il lancio.



Traiettoria dal primo fly-by su Venere al primo fly-by su Mercurio ⁽²⁾

- Thrust arcs e fly-by con Mercurio sono combinati in modo tale da abbassare l'afelio, ma lasciare inalterato il perielio (che è il perielio dell'orbita di Mercurio).
- Nel Dicembre del 2025 l'orbita dello S/C sarà molto simile a quella di Mercurio. Questo implica che la velocità di arrivo su Mercurio è minimizzata.
- A questo punto viene utilizzata la cattura gravitazionale, una tecnica che sfrutta l'attrazione gravitazionale di Mercurio e del Sole e funziona solo se la velocità di arrivo è bassa. Con essa lo S/C può infilarsi in un punto di equilibrio.
- Dopo la cattura sarà in orbita mercuriana che è molto instabile.

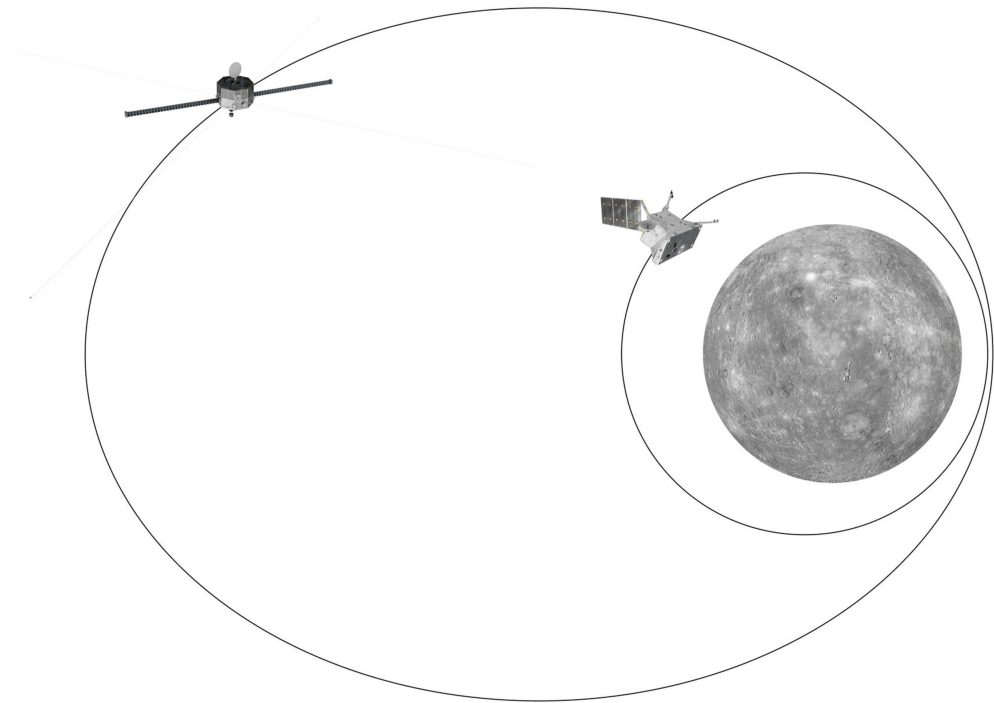


Traiettoria dal primo fly-by su Mercurio alla cattura gravitazionale ⁽²⁾

- Il 24 ottobre 2025 il MTM si separerà dal MPO e MMO
- Il 5 dicembre 2025 il MPO e MMO, ancora uniti, saranno catturati dalla gravità di Mercurio in un'orbita 590 x 11640 km di altitudine ⁽⁵⁾
- Il 26 Dicembre 2025 il MPO rilascerà il MMO nella sua orbita target
- Il 14 marzo 2026 il MPO arriverà nella sua orbita target

I dati delle orbite target di MPO e MMO ⁽⁶⁾

	MPO	MMO
hp (km)	480	590
ha (km)	1500	11639
a (km)	3430	8554
e	0.148688	0.645800
T (h)	2.362	9.303
vp (km/s)	2.944	3.459
va (km/s)	2.182	0.745
$i(^{\circ})$	90.0	90.0
$\Omega_S(^{\circ})$	67.8	67.8
$\omega_S(^{\circ})$	16.0	-2.0

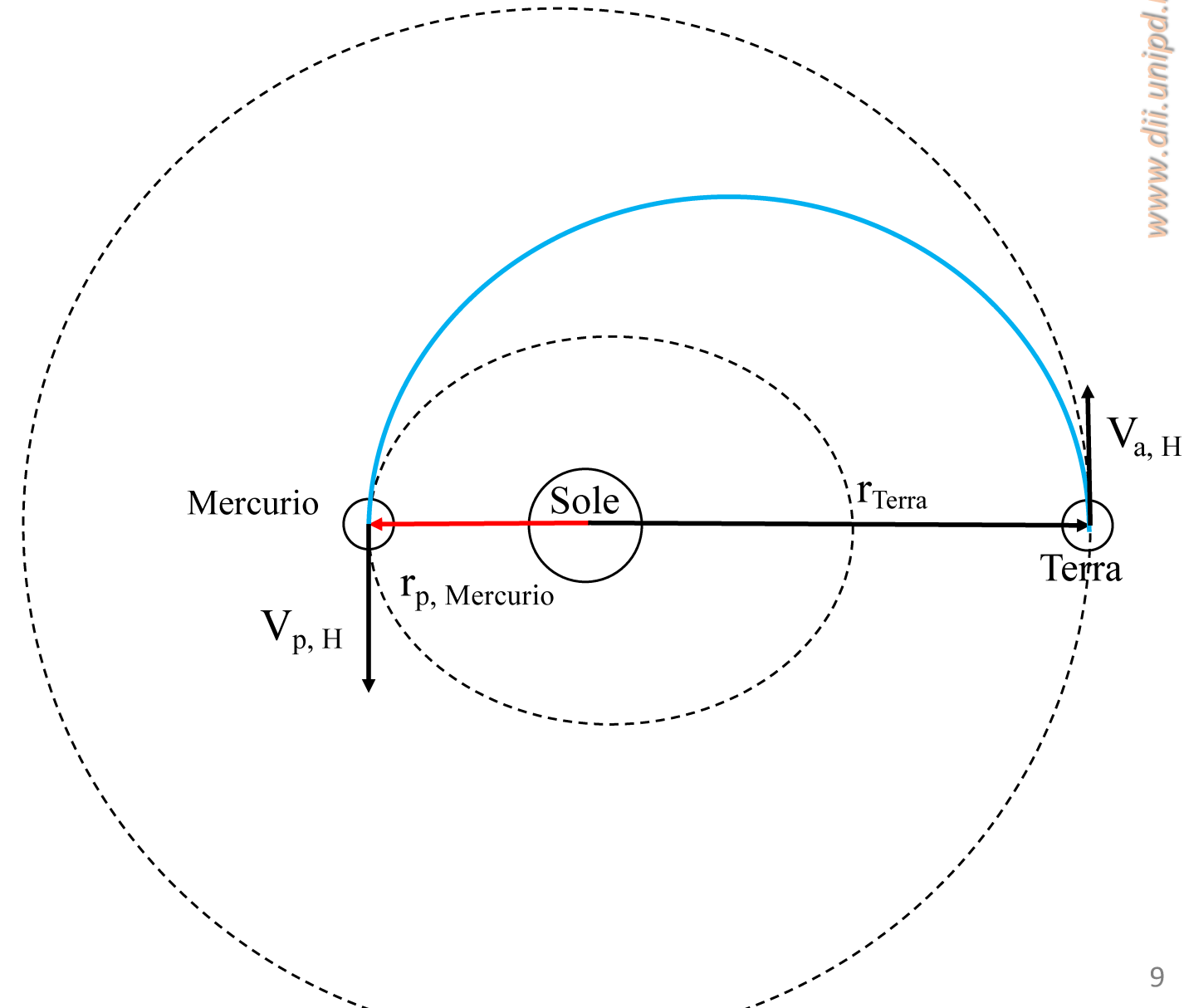


Orbite Target di MPO (più interna) e di MMO (più esterna) ⁽¹⁾

Progettare la traiettoria di una missione spaziale diretta su Mercurio non è facile. Stringenti requisiti di ΔV e di massa del payload rendono difficile la scelta della traiettoria.

Per avere un'idea su quanto questi requisiti siano stringenti ipotizzo di effettuare un trasferimento interplanetario partendo da un'orbita circolare terrestre di altitudine 185 km per arrivare in un'orbita target su Mercurio tramite una manovra di trasferimento di Hohmann. Come orbita target considero quella del MMO.

Per il calcolo utilizzo il metodo delle coniche rattoppate e ipotizzo di operare sul piano trascurando l'inclinazione dell'orbita di Mercurio ($i = 7^\circ$)



Comincio calcolando la velocità di apocentro della traiettoria di Hohmann dall'equazione della vis viva. Per farlo calcolo prima il semiasse maggiore a_H . Considero $\mu_{Sole} = 1.327 \times 10^{11}$, $r_{Terra} = 1 AU = 149.6 \times 10^6$, $r_{p,Mercurio} = 0.3075 AU$

$$2a_H = r_{p,Mercurio} + r_{Terra}$$

$$V_{a,H} = \sqrt{\mu_{Sole} \left(\frac{2}{r_{Terra}} - \frac{1}{a_H} \right)} = 20.4261 \text{ km/s}$$

La velocità di uscita dalla SOI della Terra nel sistema di riferimento terrestre è:

$$V_{\infty,T} = |V_{a,H} - V_{Terra}| = 9.3539 \text{ km/s} \quad \text{con } V_{Terra} = 29.78 \text{ km/s}$$

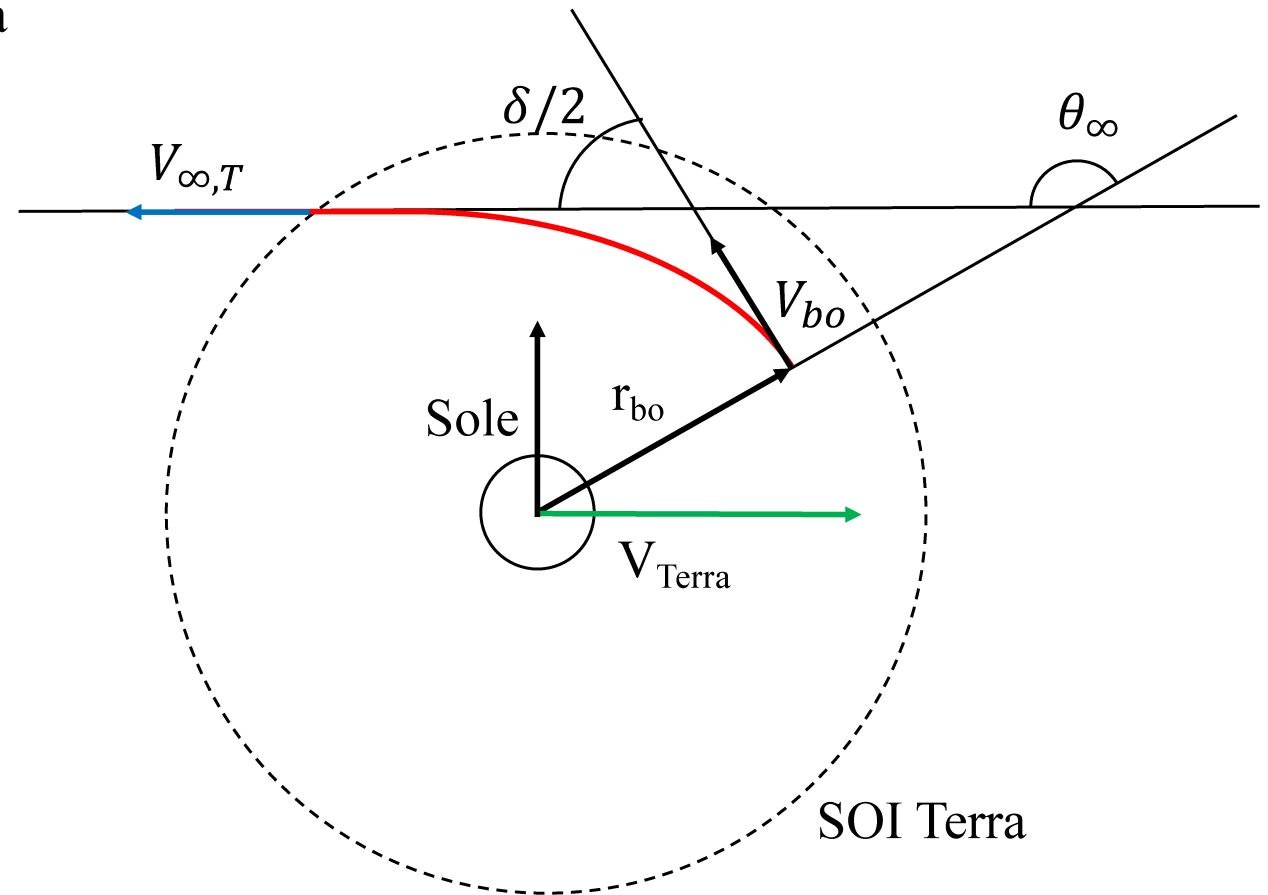
Consideriamo ora la traiettoria iperbolica di fuga dalla Terra. Eguagliando l'energia al pericentro (punto di manovra o burnout) con quella per $r \rightarrow \infty$ si ottiene la velocità di inserzione (V_{bo}):

$$V_{bo} = \sqrt{V_{\infty,T}^2 + \frac{2\mu_{Terra}}{r_{bo}}} = 14.46 \text{ km/s}$$

Dove $\mu_{Terra} = 398600 \text{ km}^3/\text{s}^2$, e
 $r_{bo} = h + R_{Terra} = 185 + 6378.14 = 6563.14 \text{ km}$

Quindi mi ricavo il ΔV_1

$$\Delta V_1 = V_{bo} - \sqrt{\frac{\mu_{Terra}}{r_{bo}}} = 6.6624 \text{ km/s}$$



A questo punto calcolo la velocità di pericentro della traiettoria di Hohmann sfruttando la costanza del momento angolare specifico:

$$V_{p,H} = \frac{R_{Terra}}{R_{p,Mercurio}} \cdot V_{a,H} = 66.43 \text{ km/s}$$

Quindi mi calcolo la velocità di arrivo nella SOI di Mercurio nel sistema di riferimento del pianeta

$$V_{\infty,Mercurio} = |V_{p,H} - V_{perielio,Mercurio}| = 7.4463 \text{ km/s} \quad \text{con } V_{perielio,Mercurio} = 58.98 \text{ km/s}$$

Ora posso calcolare la velocità al pericentro dell'orbita iperbolica di arrivo su Mercurio tramite la formula già usata precedentemente:

$$V_{p,iperbole} = \sqrt{V_{\infty,Mercurio}^2 + \frac{2\mu_{Mercurio}}{r_{p,iperbole}}}$$

Come raggio di pericentro dell'orbita iperbolica $r_{p,iperbole}$ considero il raggio di apocentro dell'orbita target del MMO: $r_{a,MMO} = 14078.7 \text{ km}$. Quindi risulta $V_{p,iperbole} = 7.6536 \text{ km/s}$.

Sapendo che la velocità all'apocentro dell'orbita del MMO è $V_{a,MMO} = 0,745 \text{ km/s}$ calcolo il ΔV_2 :

$$\Delta V_2 = V_{p,iperbole} - V_{a,MMO} = 6.9086 \text{ km/s}$$

Infine mi calcolo il ΔV_{TOT} :

$$\Delta V_{TOT} = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 13.571 \text{ km/s}$$

Ora posso calcolare la frazione di massa da destinare al propellente tramite l'equazione del razzo:

$$R = \frac{\Delta m}{m_i} = 1 - e^{-\frac{\Delta V}{isp \cdot g_0}}$$

Dove g_0 è l'accelerazione di gravità terrestre, Δm è la massa del propellente, m_i è la massa dello S/C senza propellente (dry mass) e isp è l'impulso specifico.

Un motore a propulsione chimico può avere un isp intorno a 300 s, mentre un motore a propulsione elettrica ha un isp tra 1500 e 3000 s. Di seguito riporto i valori di R calcolati per $isp = 300, 1500$ e 3800 (quest'ultimo è il valore dell'isp dei motori del MTM ⁽⁷⁾)

isp	300	1500	3800
R	0,99	0,60	0,31

È quindi evidente che una manovra di questo tipo richiede una percentuale di massa di propellente troppo alta. Per ridurre il ΔV ci si può avvalere di una tecnica che sfrutta l'energia gravitazionale del pianeta: il gravity assist o fly-by o swing-by. Il gravity assist consiste nel modificare l'orbita dello S/C facendolo avvicinare ad un pianeta di massa M_p . Lo svantaggio di usare i gravity assist è quello di allungare il tempo di volo.

Per questo motivo è stato scelto per la traiettoria di BepiColombo di effettuare manovre di gravity assist combinate con l'utilizzo della propulsione elettrica (SEP). Questa strategia ha permesso di trovare il miglior compromesso tra tempo di volo e requisiti di massa.

- (1) BepiColombo launch media kit, <https://sci.esa.int/web/bepicolombo/-/60754-bepicolombo-launch-media-kit>
- (2) <https://scilogs.spektrum.de/go-for-launch/bepicolombo-der-transfer-zum-merkur/>
- (3) C. Steiger, E. Montagnon, A. Accomazzo, P. Ferri, BepiColombo mission to Mercury: First year of flight, *Acta Astronautica* 170 (2020) 472–479
- (4) F. Budnik, G. Bellei, F. Castellini T. Morley, BepiColombo: Flight Dynamics Operations during Launch and Early Orbit Phase, *18th Australian Aerospace Congress, 24-28 February 2019, Melbourne*
- (5) https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2018/10/BepiColombo_arrival_at_Mercury_timeline
- (6) Khan, M., Rocchi, A., 2018. BepiColombo Mercury Cornerstone Consolidated Report on Mission Analysis. MAS Working Paper No. 525 BC-ESC-RP-05500, Issue 5.4
- (7) J. Benkhoff, G. Murakami, W. Baumjohann, S. Besse, E. Bunce, M. Casale, G. Cremosese, K.-H. Glassmeier, H. Hayakawa, D. Heyner, H. Hiesinger, J. Huovelin, H. Hussmann, V. Iafolla, L. Iess, Y. Kasaba, M. Kobayashi, A. Milillo, I.G. Mitrofanov, E. Montagnon, M. Novara, S. Orsini, E. Quemerais, U. Reininghaus, Y. Saito, F. Santoli, D. Stramaccioni, O. Sutherland, N. Thomas, I. Yoshikawa, J. Zender, BepiColombo - Mission Overview and Science Goals, Springer, *Space Science Reviews* (2021) 217:90

