

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
Parker Solar Probe»***

Tutor universitario:

Prof. Carlo Bettanini Fecia di Cossato

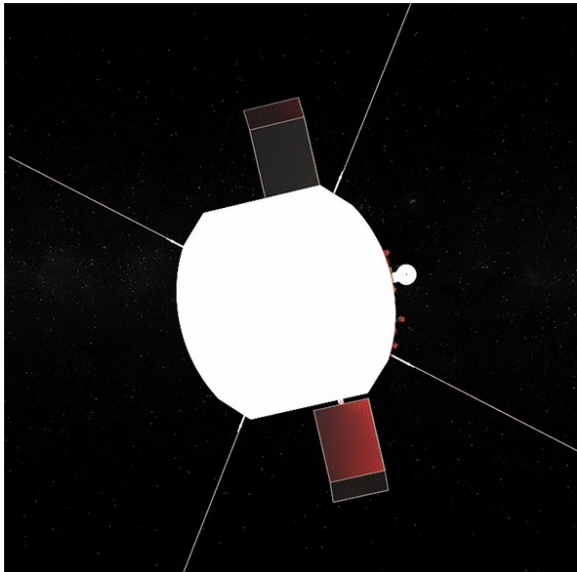
Laureando:

Francesco Tommaso Cristiani

Padova, 18/09/2024

Obiettivi della missione

- Studiare il flusso di energia che scalda la corona solare e che accelera il vento solare
- Determinare la struttura e la dinamica del plasma e dei campi magnetici che generano il vento solare
- Esplorare i meccanismi che accelerano e trasportano le particelle energetiche



Vista frontale di Parker Solar Probe⁽¹⁾

La sonda passerà oltre 920 ore ad una distanza $<20 R_s$, ricevendo un flusso solare 475 volte più intenso di quello che arriva sulla Terra:

- Il corpo della sonda è coperto da uno scudo termico in composito di carbonio-carbonio spesso 11,4 cm
- Il sistema di raffreddamento dissipa fino a 6500 W attraverso i radiatori



Logo della missione Parker Solar Probe⁽¹⁾

$$R_s = 696\,340 \text{ km}$$

Per arrivare in prossimità del Sole è necessaria un'energia caratteristica di partenza $C3 = 423 \text{ km}^2/\text{s}^2$, oltre ad un ΔV totale pari a 21,4 km/s.

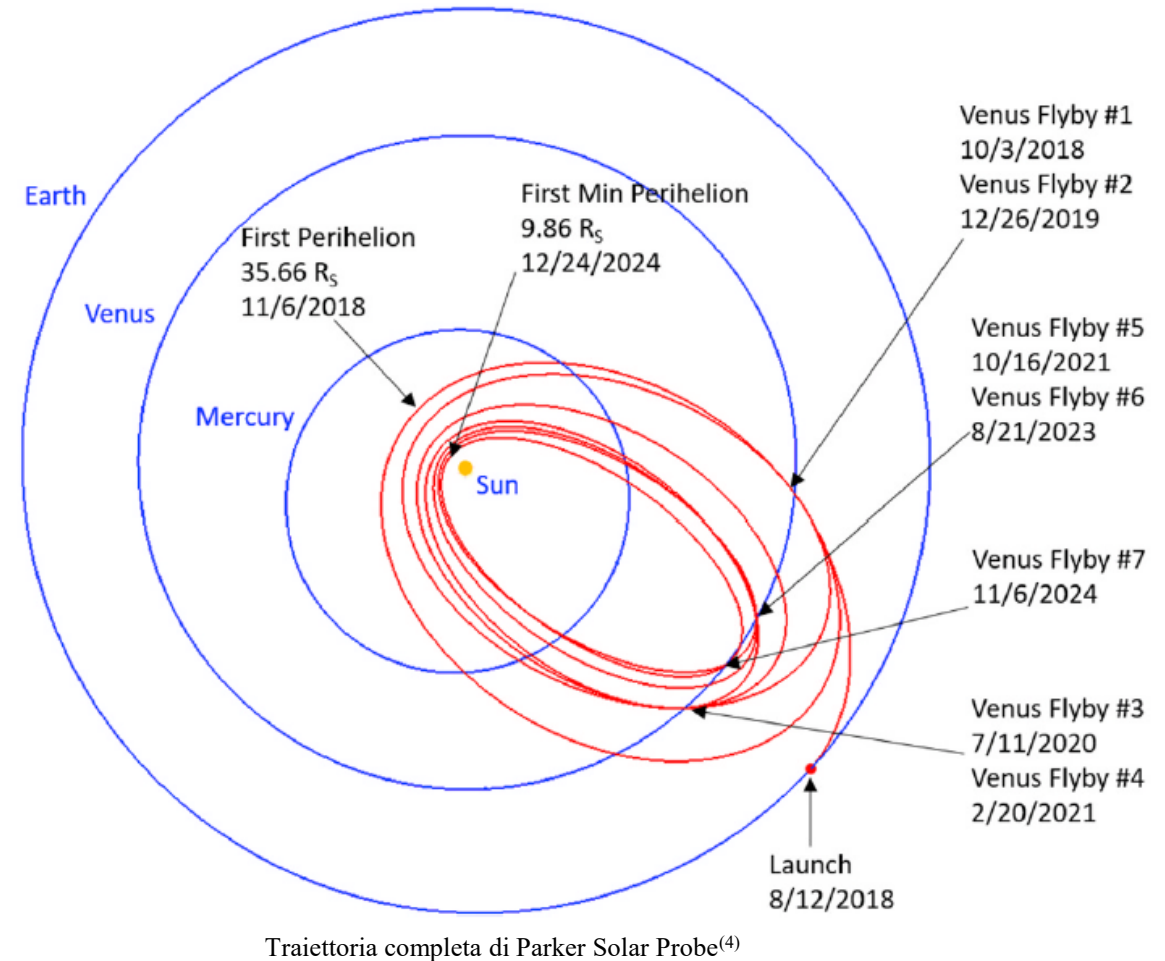
V⁷GA: Venus Gravity Assist Trajectory

Nel corso delle 24 orbite PSP riduce gradualmente il perielio attraverso i 7 flyby venusiani

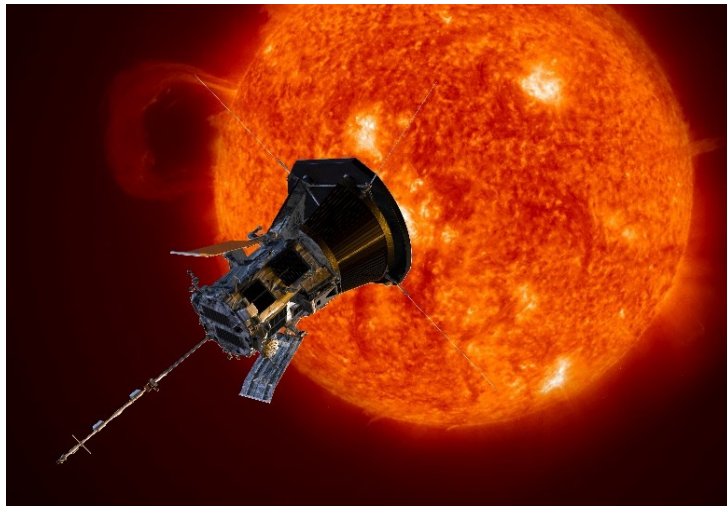
Importanti le **perturbazioni** non gravitazionali:

- Pressione di radiazione solare 0,016 N
- Aberrazione della luce 7 μN
- Impatto di particelle di plasma 5,5 μN
- Momentum dumps 220 μN

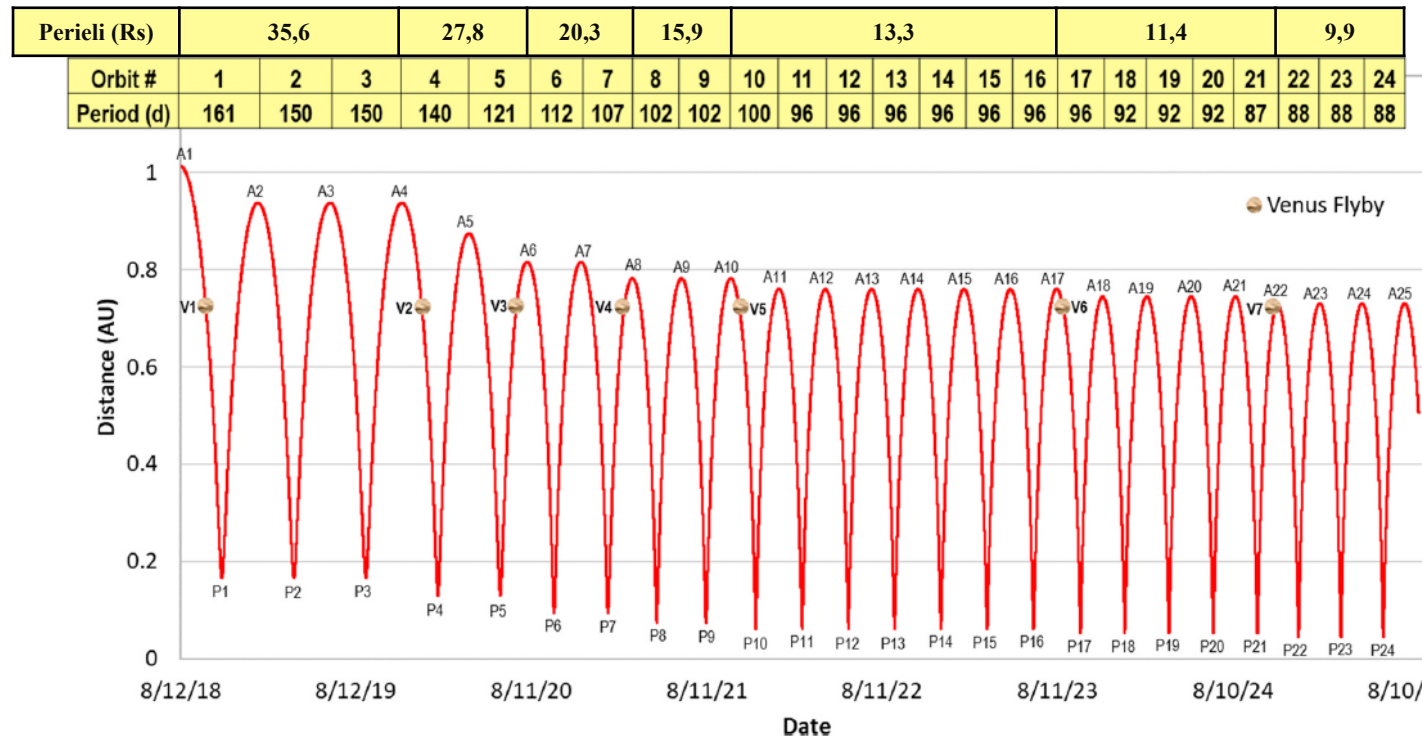
→ 12 thrusters da 4,4 N



I frequenti passaggi solari a diversi perieli permettono di raccogliere una grande quantità di dati nel corso dei 7 anni di durata della missione.



Parker Solar Probe in prossimità del Sole⁽¹⁾



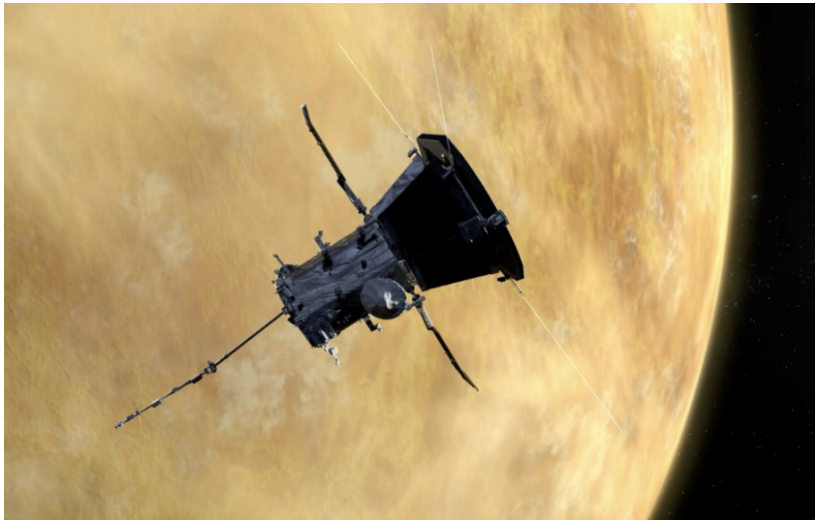
Distanza di PSP dal Sole nella missione⁽⁴⁾

Le ultime 3 orbite porteranno Parker Solar Probe ad un perielio di 9,86 Rs (6,9 milioni di km), avvicinandosi al Sole 7 volte più di ogni altra missione spaziale.

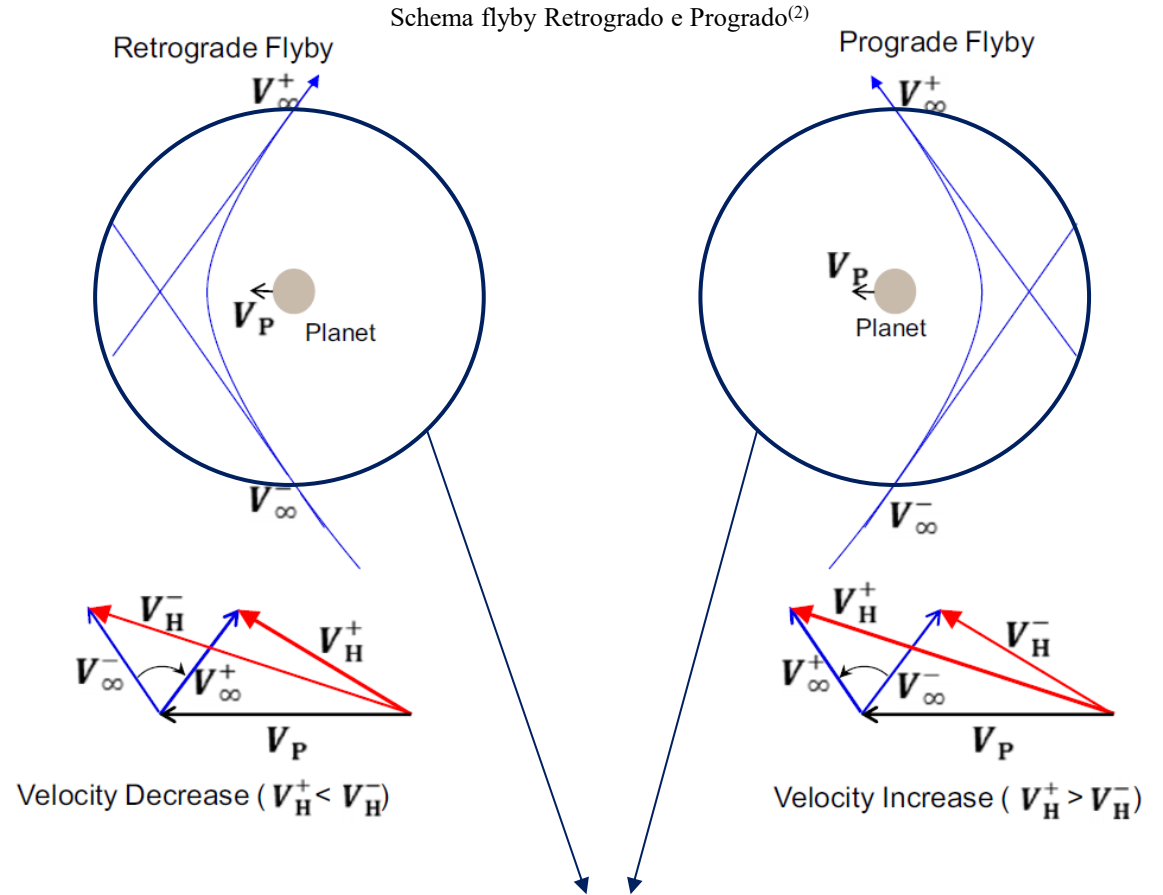
PSP raggiungerà la velocità record di 192 km/s con un periodo orbitale di soli 88 giorni.

La manovra di flyby planetario consente alle sonde spaziali di modificare la propria traiettoria eliocentrica sfruttando la forza di attrazione gravitazionale del pianeta.

Il risultato del passaggio è una variazione di velocità eliocentrica impartita alla sonda, proporzionale alla massa del pianeta.



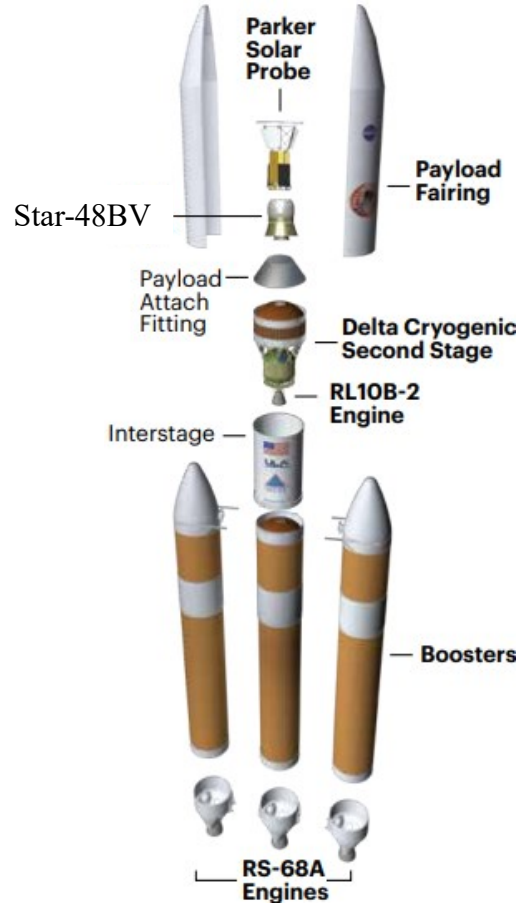
Rappresentazione di un flyby venusiano⁽¹⁾



La Sfera d'Influenza planetaria (SOI) è definita come la regione di spazio nella quale le accelerazioni primarie (venusiane) prevalgono su quelle perturbative (solari).

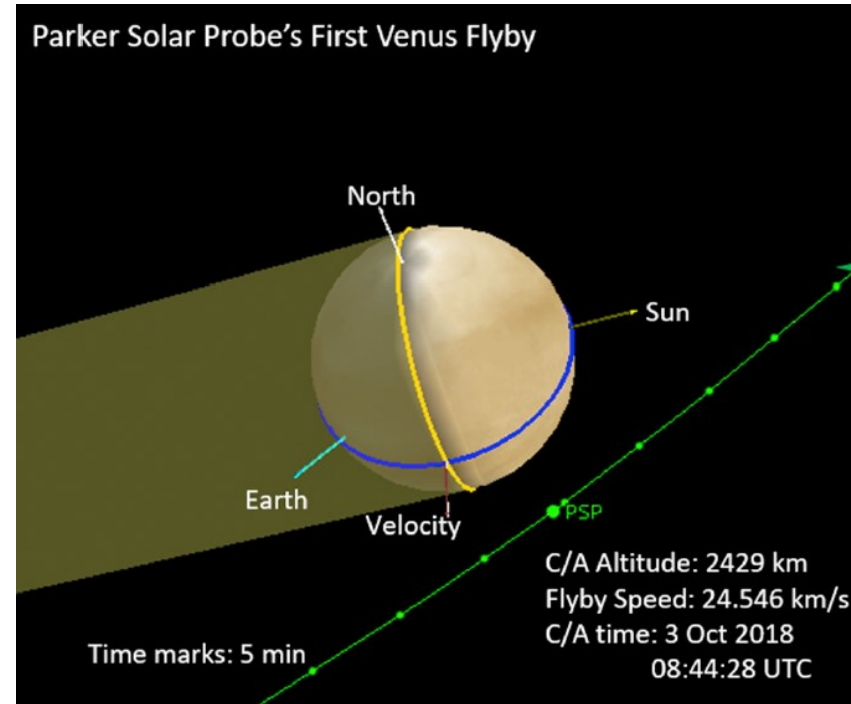
Lancio: 12/08/2018 - 3:31 a.m. UTC

Flyby: 03/10/2018 – 8:44 a.m. UTC



Delta IV Heavy⁽³⁾

$C3 = 152,22 \text{ km}^2/\text{s}^2$
 $RLA = 224,50^\circ$
 $DLA = -25,11^\circ$



Il primo flyby venusiano⁽⁴⁾

ΔV [m/s]	3 114,003
Distanza minima [km]	8 480,573
$B * T$ [km]	8 888,040
$B * R$ [km]	1 844,023

www.dii.unipd.it

In conseguenza del passaggio PSP ha ridotto il perielio della sua orbita:
44,63 Rs \rightarrow 35,66 Rs

- conversioni temporali orologio di bordo – TDB e TDB - UTC
- sistema di coordinate della sonda
- effemeridi di PSP ricostruite durante la missione

Sistema di riferimento centrato nel Sole ECLIPJ2000 e con piano X-Y sull'eclittica

ORBITA DI AVVICINAMENTO A VENERE

PARAMETRI	VALORI
Distanza di perielio R_{per1}	$3,102 \cdot 10^7$ km
Eccentricità e_1	0,660
Inclinazione i_1	$5,627^\circ$
Longitudine del Nodo Ascendente Ω_1	$139,342^\circ$
Argomento di perielio ω_1	$359,466^\circ$
Semiasse maggiore a_1	$9,134 \cdot 10^7$ km
Periodo orbitale T_1	174 gg

ORBITA DI ALLONTANAMENTO DA VENERE

PARAMETRI	VALORI
Distanza di perielio R_{per2}	$2,482 \cdot 10^7$ km
Eccentricità e_2	0,699
Inclinazione i_2	$3,363^\circ$
Longitudine del Nodo Ascendente Ω_2	$90,146^\circ$
Argomento di perielio ω_2	$56,746^\circ$
Semiasse maggiore a_2	$8,258 \cdot 10^7$ km
Periodo orbitale T_2	150 gg

È stata ottenuta l'anomalia vera al 3 ottobre 2018: $\theta_1 = 216,762^\circ$

- Orbite planetarie considerate circolari
- Orbite appartenenti al piano dell'eclittica

Dati iniziali: $R_{\text{earth}} = 149.6 \times 10^6 \text{ km}$,
 $\mu_{\text{sun}} = 132\,712\,000\,000 \text{ km}^3/\text{s}^2$,

$R_{\text{venus}} = 108.2 \times 10^6 \text{ km}$,
 $\mu_{\text{venus}} = 324\,900 \text{ km}^3/\text{s}^2$

Considerando i parametri orbitali:

$$e_1 = \frac{R_{\text{earth}} - R_{\text{venus}}}{R_{\text{venus}} \cos(\theta_1) + R_{\text{earth}}} = 0,658$$

$$h_1 = \sqrt{\mu_{\text{sun}} R_{\text{earth}} (1 - e_1)} = 2,6058 \times 10^9 \text{ km}^2/\text{s}$$

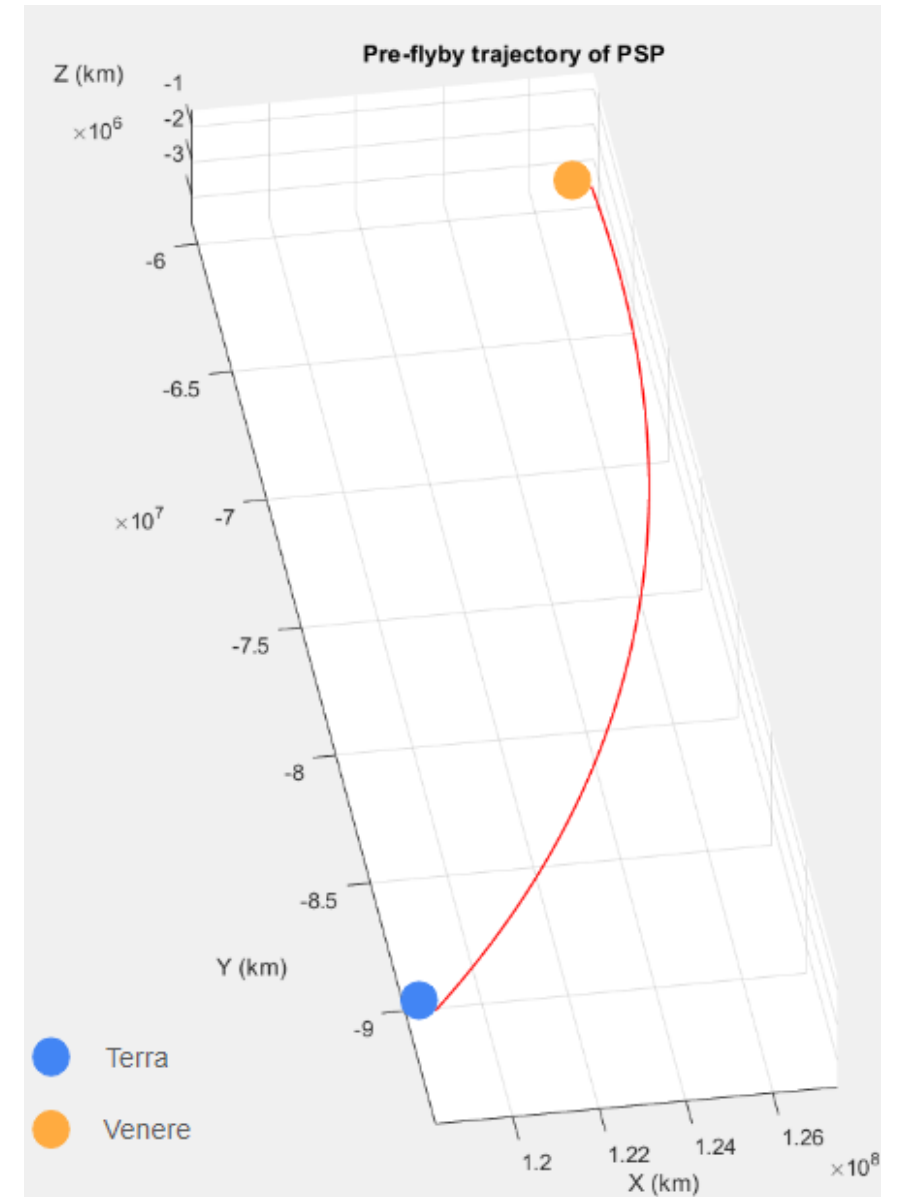
$$a_1 = \frac{h_1^2}{\mu_{\text{sun}} (1 - e_1^2)} = 9,023 \times 10^7 \text{ km}$$

$$T_1 = 2\pi \sqrt{\frac{a_1^3}{\mu_{\text{sun}}}} = 171 \text{ giorni}$$

Il perielio dell'orbita di partenza:

$$R_{\text{peril}} = \frac{h_1^2}{\mu_{\text{sun}} (1 + e_1)} = 3,086 \times 10^7 \text{ km}$$

44,3 Rs



È possibile calcolare la velocità di PSP nel punto di ingresso alla SOI di Venere:

$$\left. \begin{aligned} V_{\perp 1} &= \frac{\mu_{sun}(1 + e_1 \cos(\theta_1))}{h_1} = 24,083 \text{ km/s} \\ V_{r1} &= \frac{\mu_{sun} e_1 \sin(\theta_1)}{h_1} = -20,057 \text{ km/s} \end{aligned} \right\} V_1 = \sqrt{V_{r1}^2 + V_{\perp 1}^2} = 31,341 \text{ km/s}$$

$$\gamma_1 = \arctan \frac{V_{r1}}{V_{\perp 1}} = -39,789^\circ$$

Che si può esprimere come:

$$\vec{V}_1 = V_1 \cos(\gamma_1) * \hat{u}_v + V_1 \sin(\gamma_1) * \hat{u}_s = V_{\perp 1} * \hat{u}_v - V_{r1} * \hat{u}_s = 24,083 * \hat{u}_v + 20,057 * \hat{u}_s \text{ (km/s)}$$

Mentre il vettore velocità di Venere ha solo componente tangenziale:

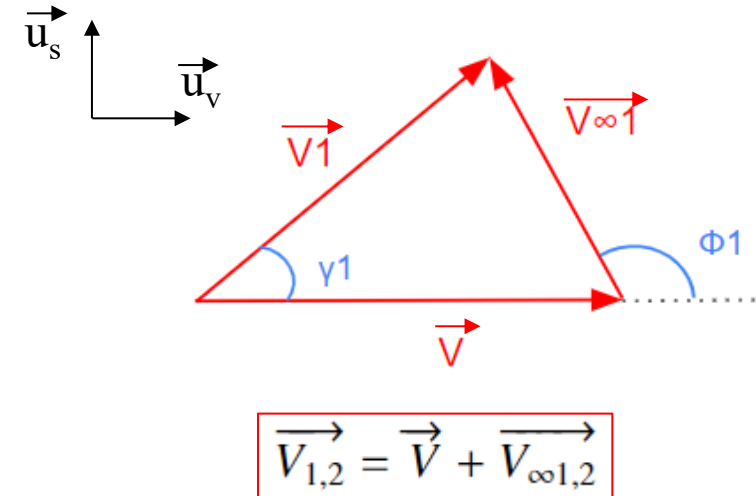
$$\vec{V} = \sqrt{\frac{\mu_{sun}}{R_{venus}}} * \hat{u}_v = 35,022 * \hat{u}_v \text{ (km/s)}$$

La velocità di eccesso iperbolico risulta:

$$\vec{V}_{\infty 1} = \vec{V}_1 - \vec{V} = -10,939 * \hat{u}_v + 20,057 * \hat{u}_s \text{ (km/s)}$$

E l'angolo tra i vettori velocità del pianeta e velocità di eccesso iperbolico:

$$\Phi_1 = 180 - \arctan \frac{(V_{\infty 1})_s}{(V_{\infty 1})_v} = 118,609^\circ$$



Il modulo della velocità iperbolica d'eccesso:

$$V_{\infty} = \sqrt{(V_{\infty 1})_v^2 + (V_{\infty 1})_s^2} = 22,846 \text{ km/s}$$

Considerando i parametri dell'orbita iperbolica di passaggio:

$$e = 1 + \frac{r_p V_{\infty}^2}{\mu_{\text{venus}}} = 14,624$$

$$h = r_p \sqrt{V_{\infty}^2 \frac{2\mu_{\text{venus}}}{r_p}} = 2,075 * 10^5 \text{ km}^2/\text{s}$$

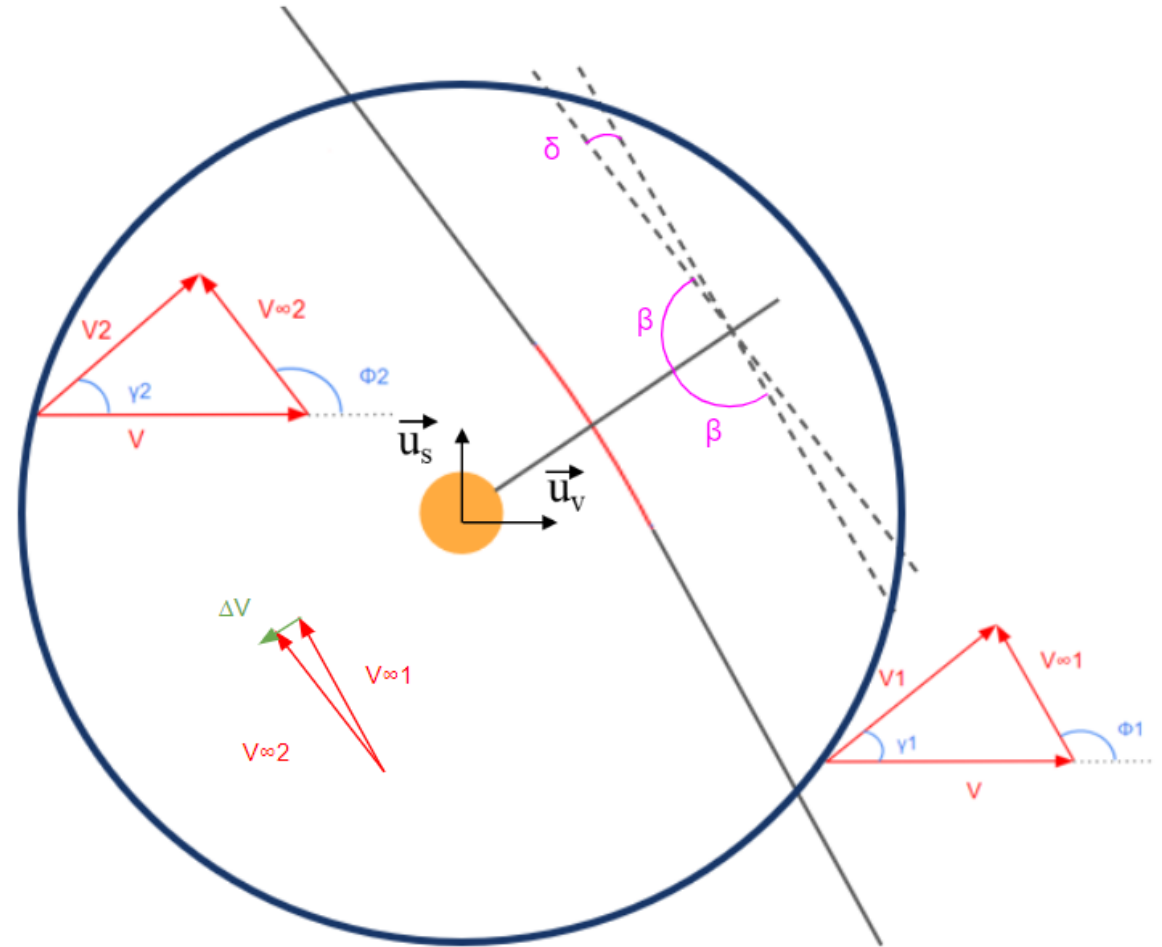
$$\theta_{\infty} = \arccos -\frac{1}{e} = 93,921^{\circ}$$

$$\beta = \arccos \frac{1}{e} = 86,079^{\circ}$$

Il turn angle risulta:

$$\delta = 2 \arcsin \frac{1}{e} = 7,842^{\circ}$$

Mentre il pericentro dell'orbita iperbolica: $r_p = \frac{h^2}{\mu_{\text{venus}}(1 + e)} = 8480,6 \text{ km}$



Considerando il triangolo di velocità al bordo d'uscita della SOI:

$$\Phi_2 = \Phi_1 + \delta = 126,451^\circ$$

Nel corso del flyby il modulo della velocità iperbolica d'eccesso rimane invariato, mentre il vettore diventa:

$$\vec{V}_{\infty 2} = V_{\infty} \cos(\Phi_2) * \hat{u}_v + V_{\infty} \sin(\Phi_2) * \hat{u}_s = -13,574 * \hat{u}_v + 18,377 * \hat{u}_s \text{ (km/s)}$$

Ed è possibile ricavare il vettore velocità di Parker Solar Probe rispetto al Sole:

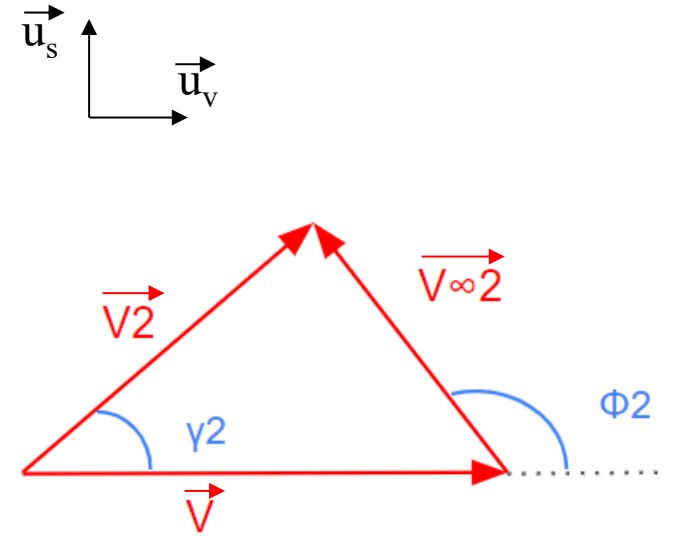
$$\vec{V}_2 = \vec{V} + \vec{V}_{\infty 2} = V_{\perp 2} * \hat{u}_v - V_{r2} * \hat{u}_s = 21,448 * \hat{u}_v + 18,377 * \hat{u}_s \text{ (km/s)}$$

Calcolandone il modulo:

$$V_2 = \sqrt{V_{r2}^2 + V_{\perp 2}^2} = 28,244 \text{ km/s}$$

Si nota come la velocità di Parker Solar Probe rispetto al Sole sia diminuita in conseguenza del flyby

$$\Delta V = V_2 - V_1 = -3,097 \text{ km/s}$$



$$\vec{V}_{1,2} = \vec{V} + \vec{V}_{\infty 1,2}$$

È possibile ricavare il momento angolare specifico della traiettoria risultante dal flyby:

$$h_2 = R_{\text{venus}} V_{\perp 2} = 2,321 * 10^9 \text{ km}^2/\text{s}$$

Risolvendo il sistema trovo l'angolo θ_2 , che giace nel terzo quadrante

$$\left. \begin{aligned} e_2 \sin(\theta_2) &= \frac{V_{r2} h_2}{\mu_{\text{sun}}} = -0,321 \\ e_2 \cos(\theta_2) &= \frac{h_2^2}{\mu_{\text{sun}} R_{\text{venus}}} - 1 = -0,625 \end{aligned} \right\} \tan(\theta_2) = \frac{e_2 \sin(\theta_2)}{e_2 \cos(\theta_2)} = 0,514$$

$$\theta_2 = 207,213^\circ$$

I rimanenti parametri orbitali sono:

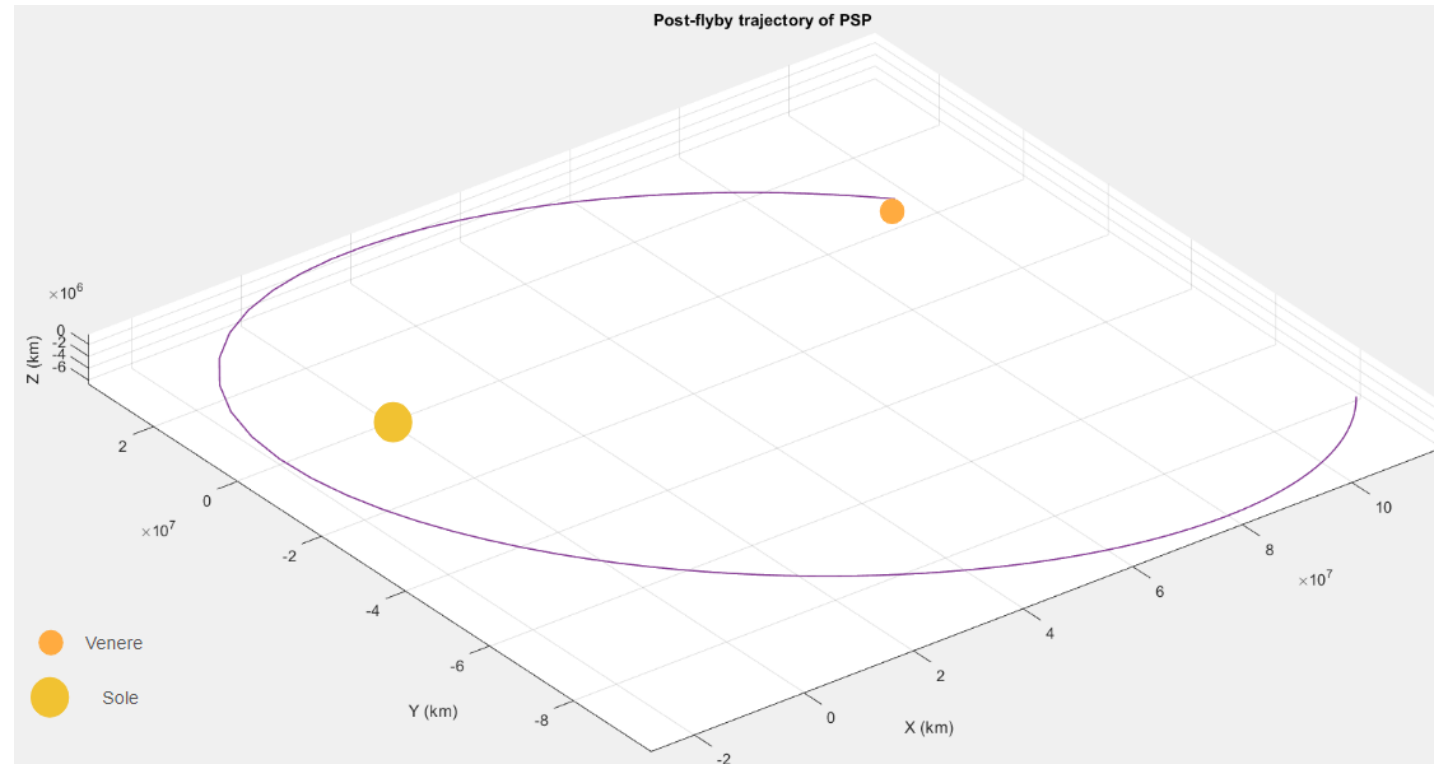
$$e_2 = 0,703$$

$$a_2 = \frac{h_2^2}{\mu_{\text{sun}}(1 - e_2^2)} = 8,017 * 10^7 \text{ km}$$

$$T_2 = 2\pi \sqrt{\frac{a_2^3}{\mu_{\text{sun}}}} = 143 \text{ giorni}$$

Il perielio dell'orbita solare è stato ridotto a:

$$R_{\text{peri}2} = \frac{h_2^2}{\mu_{\text{sun}}(1 + e_2)} = 2,383 * 10^7 \text{ km} \rightarrow \boxed{34,29 \text{ Rs}}$$



Parametri	Valore reale	Valore ottenuto	Errore %
R_{per1}	44,63 Rs	44,30 Rs	0,74
e_1	0,660	0,658	0,37
a_1	$9,134 \cdot 10^7$ km	$9,023 \cdot 10^7$ km	1,23
T_1	174 gg	171 gg	1,75
R_{per2}	35,66 Rs	34,29 Rs	3,97
e_2	0,699	0,703	0,46
a_2	$8,258 \cdot 10^7$ km	$8,017 \cdot 10^7$ km	3,01
T_2	150 gg	143 gg	4,54
r_p	8 480,57 km	8 480,60 km	$3 \cdot 10^{-5}$
ΔV [km/s]	3,114	3,097	0,56

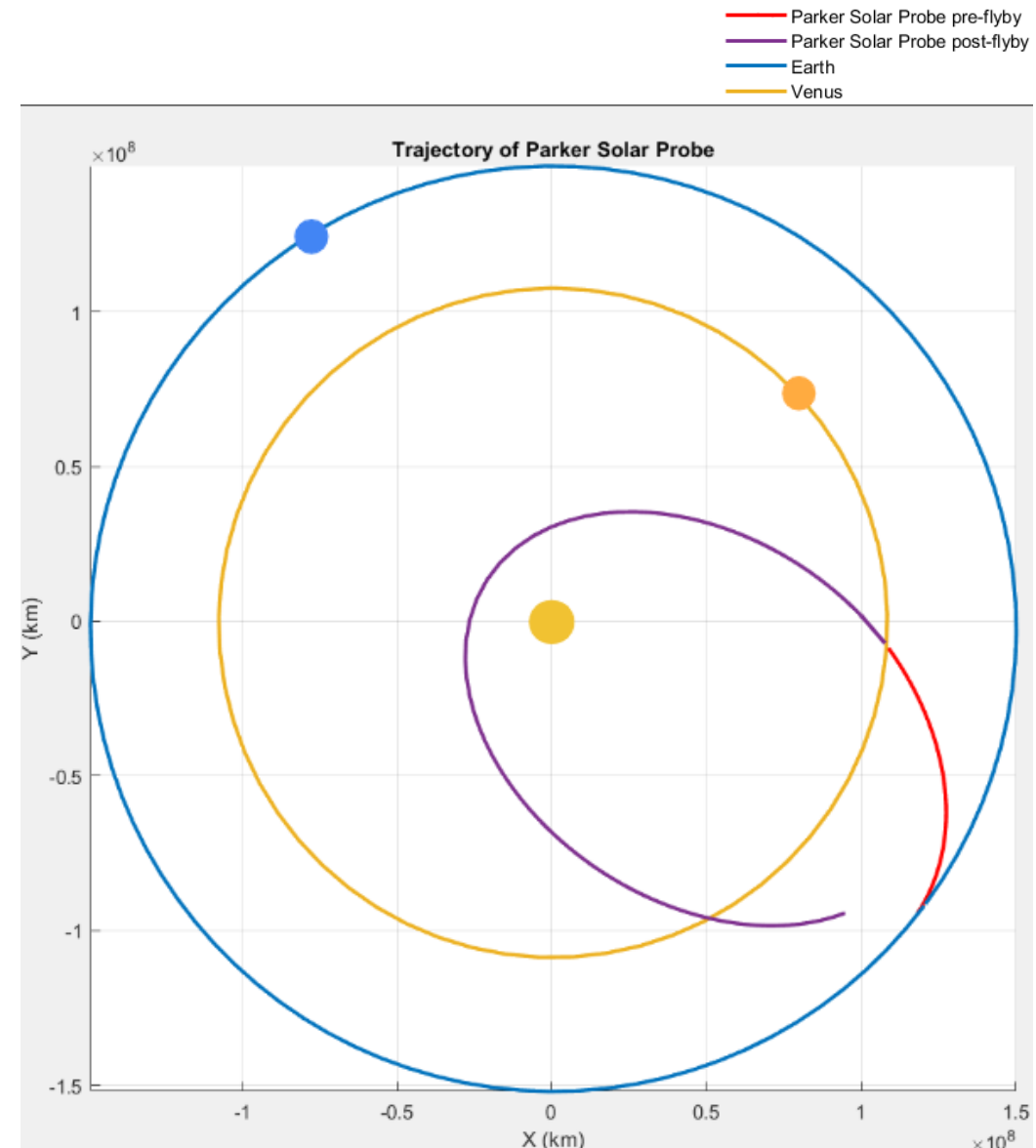
I calcoli svolti permettono di ricostruire con sufficiente precisione la traiettoria relativa al primo flyby di Parker Solar Probe.

Gli errori sui parametri orbitali risultano accettabili:

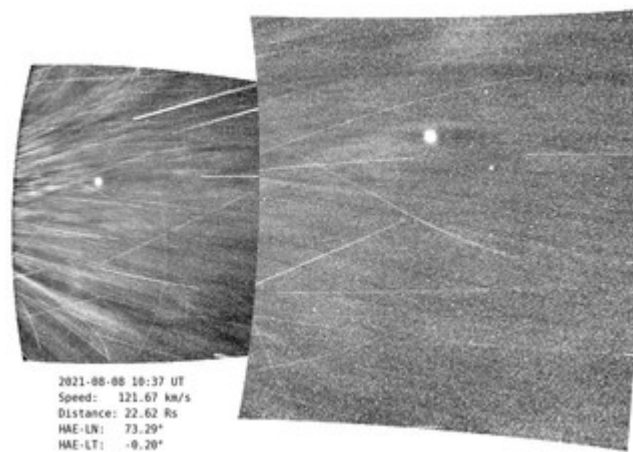
- Il trasferimento interplanetario avviene attraverso orbite complanari.
- Sono state inoltre trascurate le perturbazioni e le TCM.
- Gli errori maggiori si hanno per la seconda orbita, a causa della propagazione degli errori iniziali.

Il ΔV calcolato dimostra come la manovra di flyby sia fondamentale per modificare l'orbita di Parker Solar Probe senza l'utilizzo di propellente di bordo.

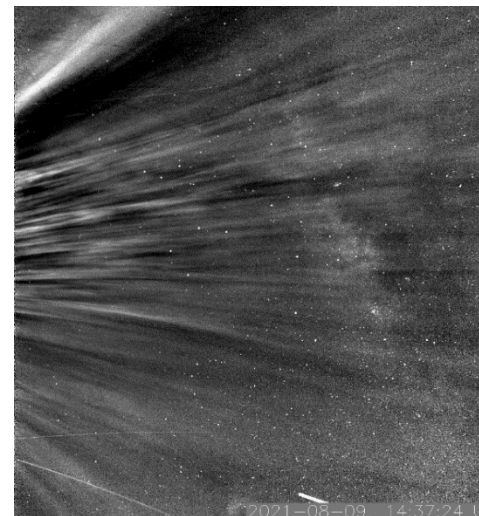
Attraverso i 7 flyby la sonda potrà ridurre la sua energia orbitale della quantità necessaria per avvicinarsi al Sole.



- (1) NASA's Parker Solar Probe, multimedia, <https://parkersolarprobe.jhuapl.edu/Multimedia/Images.php>
- (2) Y. Guo, «Solar Probe Plus: Mission design challenges and trades,» Acta Astronautica, vol. 67, n. 9, pp. 1063–1072, 2010
- (3) https://www.ulalaunch.com/docs/default-source/launch-booklets/divh_parkersolarprobe_mob.pdf
- (4) Y. Guo, P. Thompson, J. Wirzburger et al., «Execution of Parker Solar Probe's unpre-cedented flight to the Sun and early results,» Acta Astronautica, vol. 179, pp. 425–438, 2021.
- (5) Parker Solar Probe Science Gateway, <https://psp-gateway.jhuapl.edu/>
- (6) M. B. S. Fox N.J. Velli, «The Solar Probe Plus Mission: Humanity's First Visit to OurStar,» 2015. <https://rdcu.be/dPIBS>
- (7) Y. Guo, J. McAdams, M. Ozimek e W.-J. Shyong, «SOLAR PROBE PLUS MISSION DESIGN OVERVIEW AND MISSION PROFILE,» mag. 2014. https://www.researchgate.net/publication/301998540_SOLAR_PROBE_PLUS_MISSION_DESIGN_OVERVIEW_AND_MISSION_PROFILE
- (8) N. J. Fox e A. S. Driesman, «Parker Solar Probe: A 60-Year Journey to Reach a Star,» 2021. https://www.nae.edu/260930/Parker-Solar-Probe-A-60Year-Journey-to-Reach-a-Star#about_author260930
- (9) H. D. Curtis, Orbital Mechanics for Engineering Students. Embry Riddle Aeronautical University (Daytona Beach Florida), Elsevier Butterworth Heinemann, 2020.
- (10) Scientific Visualization Studio, <https://svs.gsfc.nasa.gov/1>



2021-08-08 10:37 UT
Speed: 121.67 km/s
Distance: 22.62 Rs
HAE-LN: 73.29°
HAE-LT: -9.20°



2021-08-09 14:57:24 UT

Immagini del vento solare catturate da WISPR⁽¹⁰⁾