

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale  
«Mars 2020: analisi della traiettoria  
e delle manovre di correzione»***

Tutor universitario: Prof. Carlo Bettanini

Laureando: *Davide Gusso*

Padova, 21/11/2024

L'esplorazione di Marte, soprattutto negli ultimi decenni, è diventato di rilevante interesse per cercare tracce di forme di vita all'interno del Sistema Solare.

Con il programma di esplorazione Mars Exploration Program, i punti cardine sono diventati:

- Determinare se c'è stata vita su Marte
- Caratterizzare il clima di Marte
- Caratterizzare la geologia del suolo di Marte
- Gettare le basi per una futura esplorazione umana

[6]



[7]



[8]



Valuteremo quali siano le possibili soluzioni progettuali per un trasferimento interplanetario dalla Terra a Marte nei diversi livelli di complessità, osservando inoltre il design della missione NASA Mars2020.

Osserveremo dunque le seguenti soluzioni progettuali:

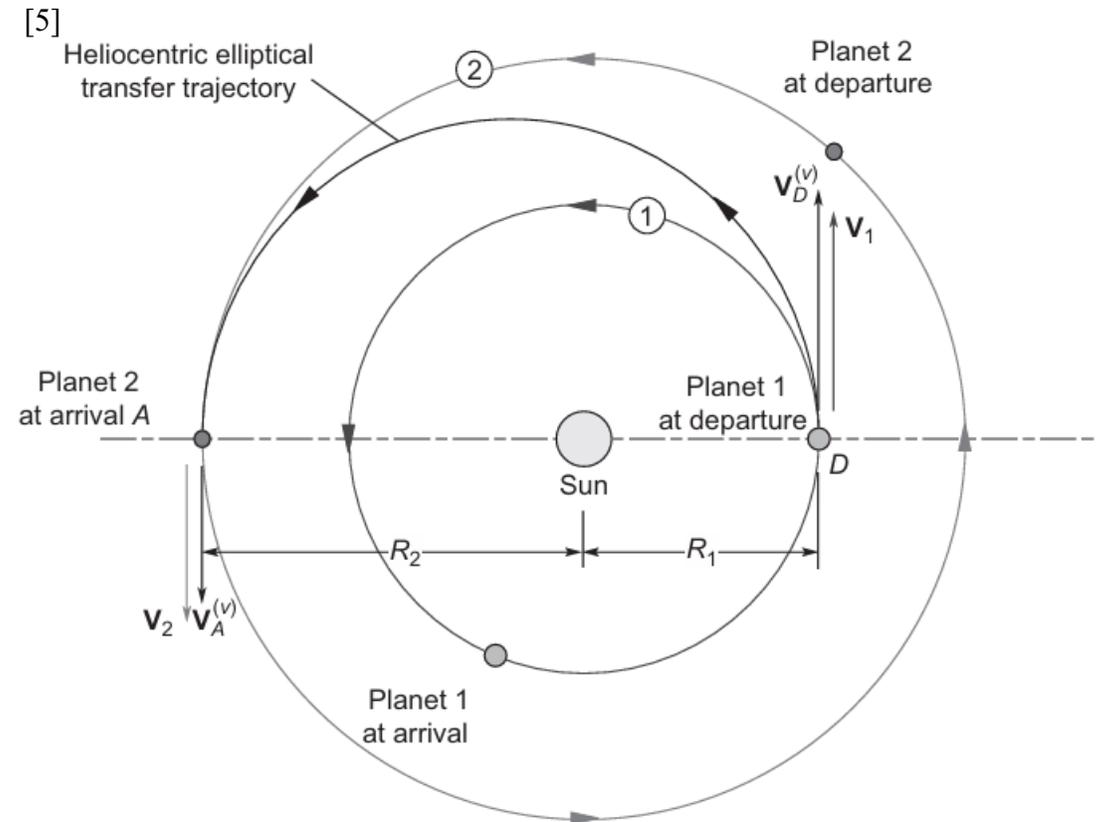
- Trasferimento di Hohmann
- Concetto di sfera di influenza
- Metodo delle patched-conics
- Utilizzo delle TCM
- Possibili future applicazioni per l'esplorazione umana del suolo di Marte

Lo spacecraft descrive una semiellisse intorno al Sole.  
Le orbite dei pianeti di partenza e arrivo sono  
complanari e circolari. Non c'è attrito.

$$V_{pianeta(i)} = \sqrt{\frac{\mu_{SUN}}{R_i}}$$

$$\Delta V_{partenza} = \sqrt{\frac{\mu_{SUN}}{R_1}} \left( \sqrt{\frac{2R_2}{R_1 + R_2}} - 1 \right)$$

$$\Delta V_{arrivo} = \sqrt{\frac{\mu_{SUN}}{R_2}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2R_1}{R_1 + R_2}} \right)$$



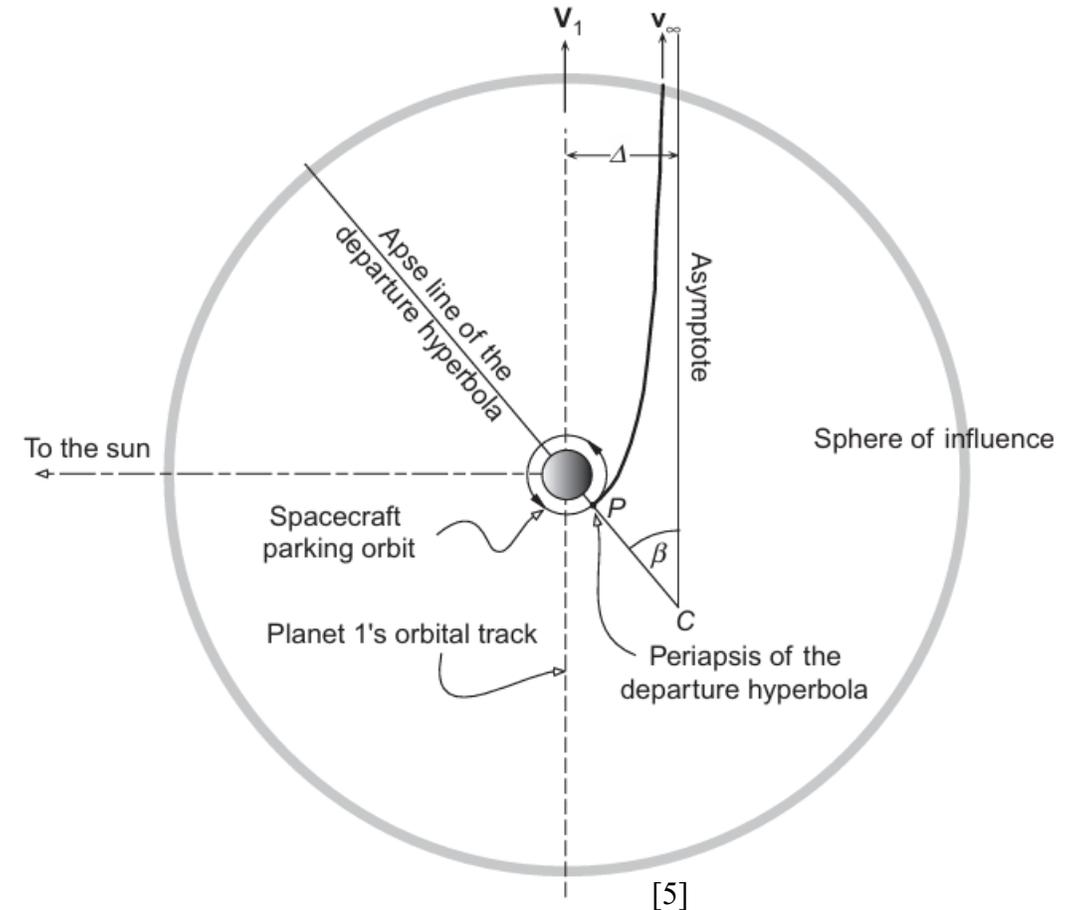
Regione in cui l'effetto perturbativo esercitato dal pianeta sullo spacecraft è maggiore dell'effetto esercitato dal Sole sullo spacecraft.

Per uscire dalla SOI la traiettoria dello spacecraft dev'essere di tipo iperbolico.

$$r_{SOI_E} = R_{E-S} \left( \frac{M_E}{M_S} \right)^{\frac{2}{5}} \quad r_{SOI_M} = R_{M-S} \left( \frac{M_M}{M_S} \right)^{\frac{2}{5}}$$

$$\Delta V = V_P - V_{circ} = V_{circ} \left( \sqrt{2 + \left( \frac{V_\infty}{V_{circ}} \right)^2} - 1 \right)$$

$$V_\infty = \sqrt{\frac{\mu_{Sun}}{R_1} \left( \sqrt{\frac{2R_2}{R_1 + R_2}} - 1 \right)}$$

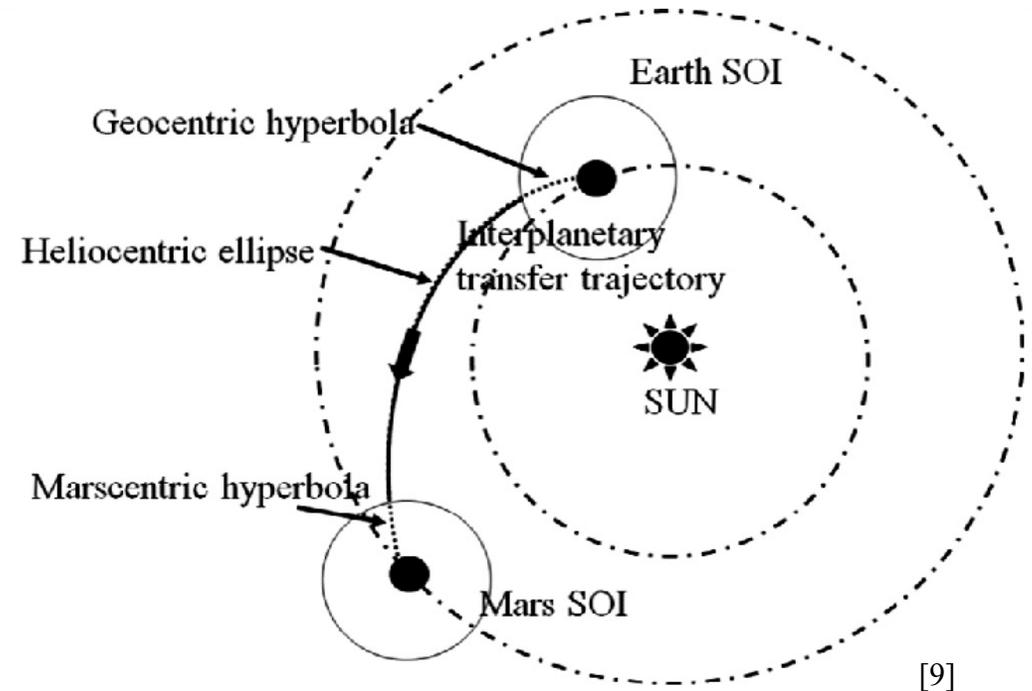


Il metodo prevede la suddivisione della traiettoria in diversi segmenti (coniche) che vengono collegati tra loro attraverso opportune condizioni al contorno e di congruenza.

Molto utile per progettare traiettorie in cui si sfruttano gravity assist o manovre propulsive, insieme ai metodi di ottimizzazione della traiettoria.

In figura, suddividiamo in:

- Fase vicino alla Terra
- Fase nello spazio profondo
- Fase vicino a Marte



Si è utilizzato un trasferimento interplanetario di tipo I.

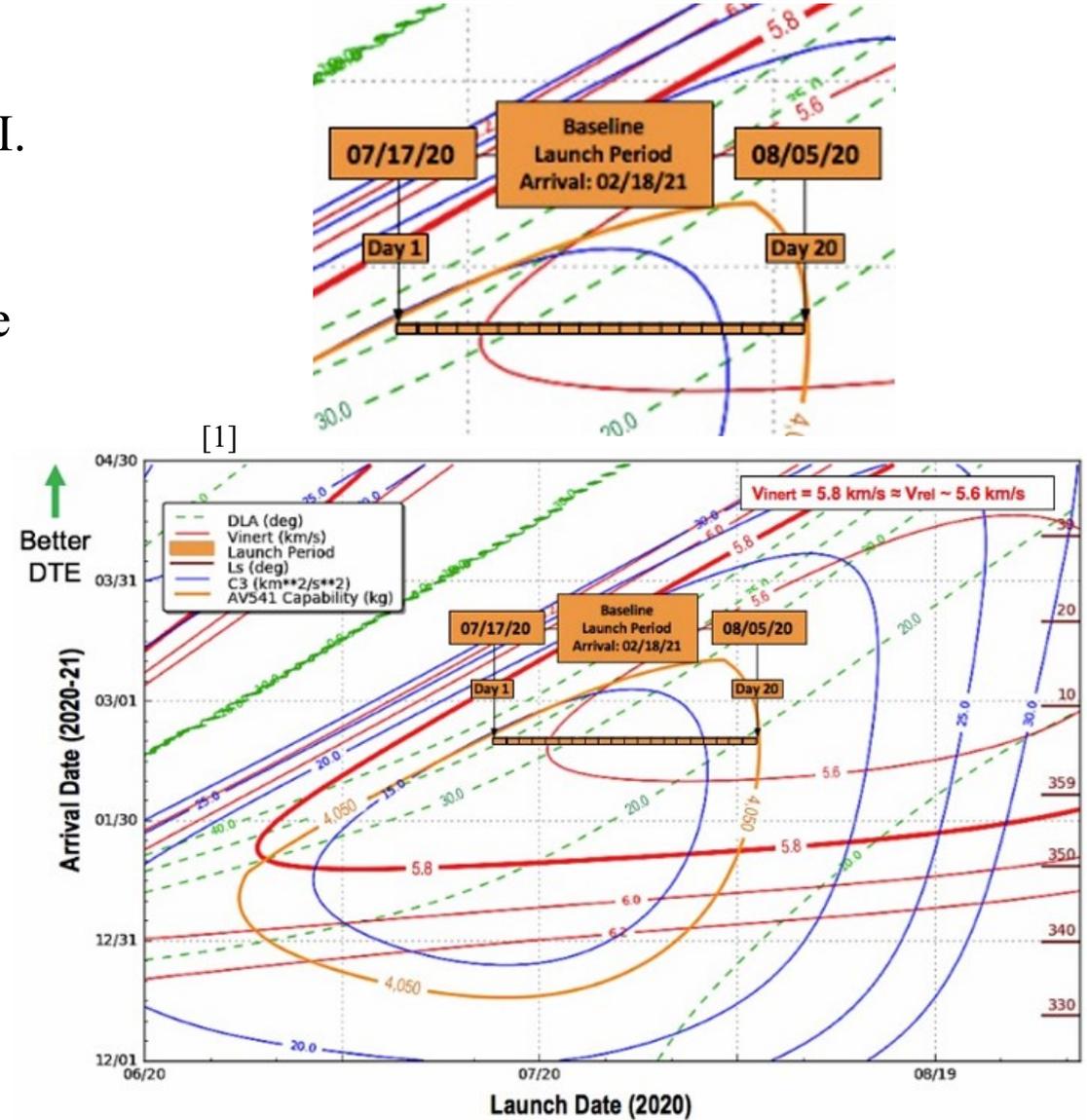
Lancio: 30 luglio 2020 11:50 circa, Cape Canaveral.

Arrivo su Marte: 18 febbraio 2021 20:45 circa, cratere Jezero.

$$C_3 = V_\infty^2 = 14,5016 \text{ km}^2/\text{s}^2$$

Launch Day	Launch Date (2020)	Arrival Date (2021)	Time of Flight (Days)	Earth Mean Equator of J2000 (EME2000)		
				C3 (km <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> )	DLA (deg)	RLA (deg)
1	07/17	02/18	216	14.4747	35.2561	13.9781
2	07/18	02/18	215	14.2705	34.2100	13.7234
3	07/19	02/18	214	14.1142	33.2317	13.4270
4	07/20	02/18	213	13.9870	32.2342	13.0942
5	07/21	02/18	212	13.8973	31.2597	12.7339
6	07/22	02/18	211	13.8435	30.3065	12.3541
7	07/23	02/18	210	13.8243	29.3743	11.9615
8	07/24	02/18	209	13.8381	28.4640	11.5621
9	07/25	02/18	208	13.8860	27.7060	11.1908
10	07/26	02/18	207	13.9569	26.8314	10.7891
11	07/27	02/18	206	14.0557	25.9844	10.3913
12	07/28	02/18	205	14.1805	25.1645	9.9983
13	07/29	02/18	204	14.3296	24.3714	9.6106
14	07/30	02/18	203	14.5016	23.6044	9.2279
15	07/31	02/18	202	14.6958	22.8629	8.8497
16	08/01	02/18	201	14.9118	22.1463	8.4755
17	08/02	02/18	200	15.1495	21.4542	8.1048
18	08/03	02/18	199	15.4096	20.7876	7.7369
19	08/04	02/18	198	15.6929	20.1497	7.3700
20	08/05	02/18	197	15.9999	19.5476	6.9952

[1]

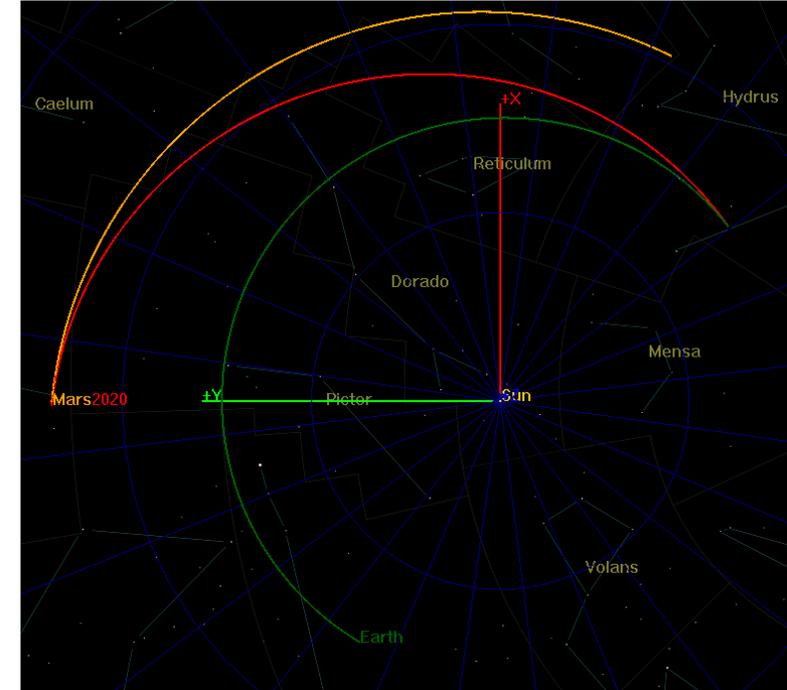
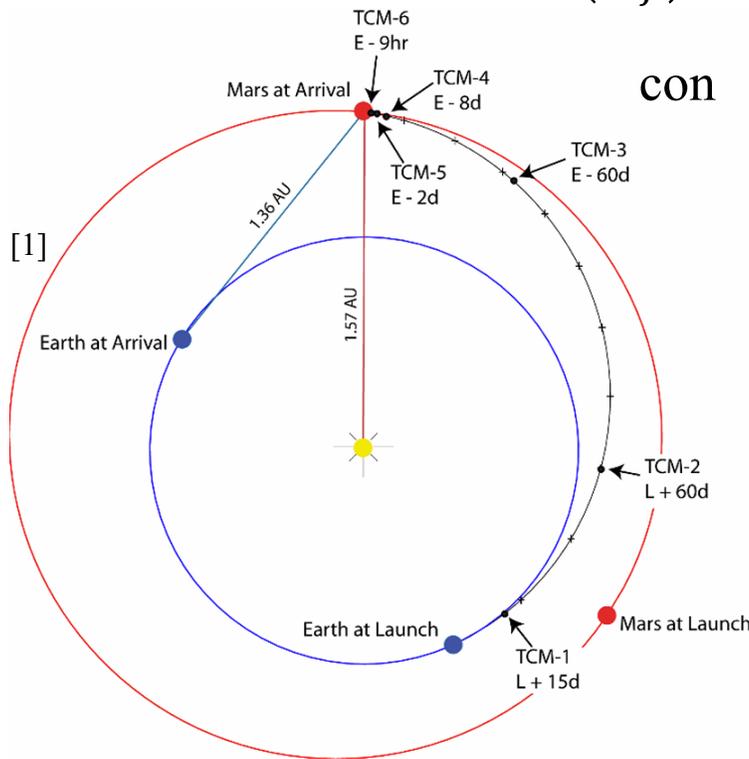


In generale, il  $\Delta V$  applicato a un razzo varia secondo l'equazione:

$$\Delta V = I_{sp} g_0 \ln \left( \frac{m_0}{m_f} \right) - \Delta V_D - \Delta V_G$$

con  $\Delta V_D = \int_{t_0}^{t_f} \frac{D}{m} dt$

$$\Delta V_G = \int_{t_0}^{t_f} g \sin(\gamma) dt$$



[1]

TCM	Date	Purpose
TCM-1	L + 15 days	Correct injection errors; remove all or part of injection bias for planetary protection; aimpoint biased for planetary protection.
TCM-2	L + 60 days	Correct TCM-1 errors; remove all or part of injection bias for planetary protection (if needed); first opportunity to target to desired atmospheric entry aimpoint; vector-mode maneuver.
TCM-3	E - 60 days	Correct TCM-2 errors; target to desired atmospheric entry aimpoint; vector-mode maneuver.
TCM-4	E - 8 days	Correct TCM-3 errors; vector-mode maneuver.
TCM-5	E - 2 days	Correct TCM-4 errors; final entry targeting maneuver required to achieve EFPA delivery accuracy requirement; vector-mode maneuver.
TCM-5X	E - 1 day	Contingency maneuver for failure to execute TCM-5; vector-mode maneuver.
TCM-6	E - 9 hours	Contingency maneuver; final opportunity for entry targeting; vector-mode maneuver.

I grafici delle slide seguenti sono stati ricavati utilizzando gli SPICE kernel della missione Mars2020 nella suite SPICE/MICE per Matlab (link nella bibliografia).

Kernel utilizzati per i dati reali:

SPK: m2020\_cruise\_od138\_v1.bsp, m2020\_edl\_v01.bsp,  
m2020\_ls\_ops210303\_iau2000\_v1.bsp,  
m2020\_atls\_ops210303\_v1.bsp.  
CK: m2020\_edl\_v01.bc.

Kernel utilizzati per dati nominali:

SPK: m2020\_cruise\_nom\_jez\_v2.bsp, m2020\_edl\_nom\_jez\_v2.bsp,  
m2020\_ls\_jez\_iau2000\_v4.bsp, m2020\_atls\_jez\_v4.bsp.

Kernel comuni per entrambe le analisi:

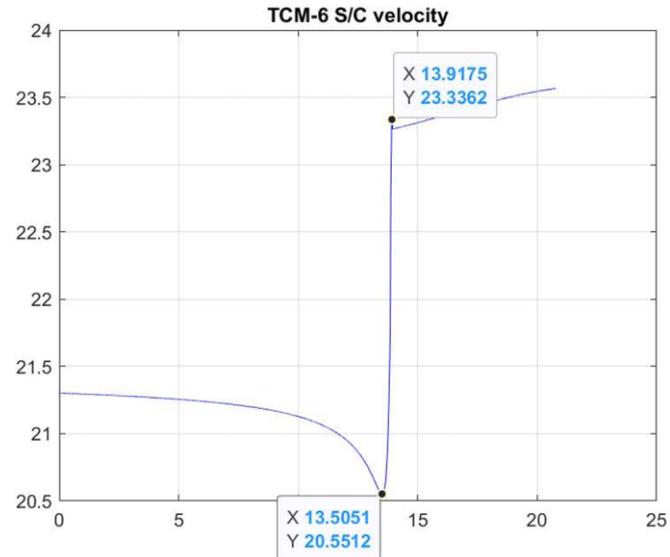
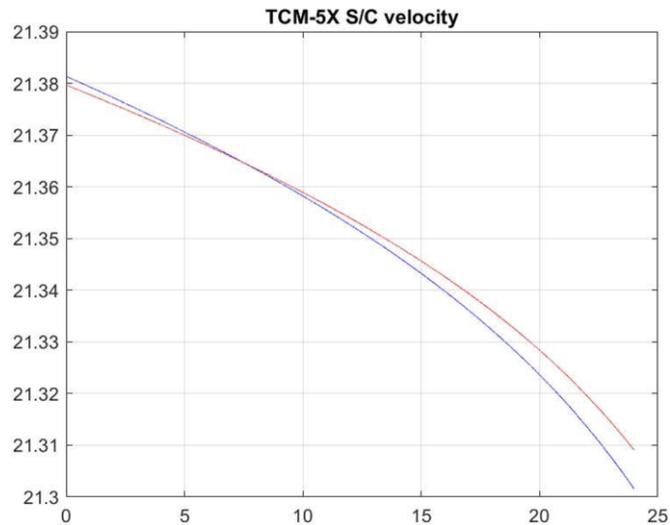
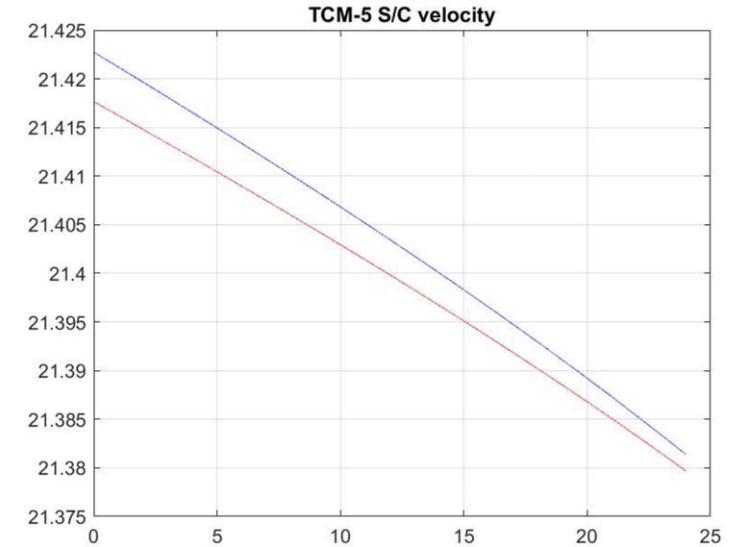
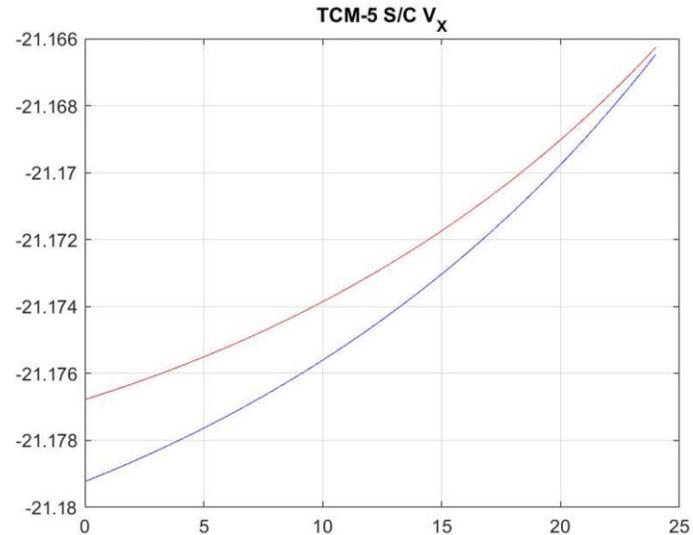
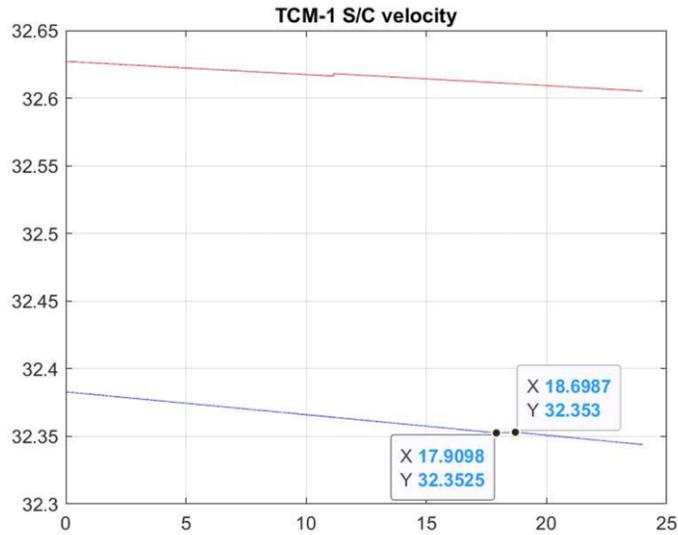
FK: m2020\_v04.tf, earth\_assoc\_itrf93.tf  
LSK: naif0012.tls  
PCK: pck00010.tpc  
SCLK: M2020\_168\_SCLKSCET.00009.tsc, m2020\_lmst\_jez\_v4.tsc  
SPK: de438.bsp, mar097.bsp

*% Esempio di script per ricavare dati per le TCM  
(tratto da TCM 1)*

```
start_t = 'Aug 14, 2020 00:00:00 PDT';  
end_t = 'Aug 14, 2020 23:59:59 PDT';  
start_et = cspice_str2et(start_t);  
end_et = cspice_str2et(end_t);  
step = (end_et - start_et)/21600; % 21600 step al  
giorno per avere uno step ogni 4s  
[time] = start_et + [0:21600]*step;
```

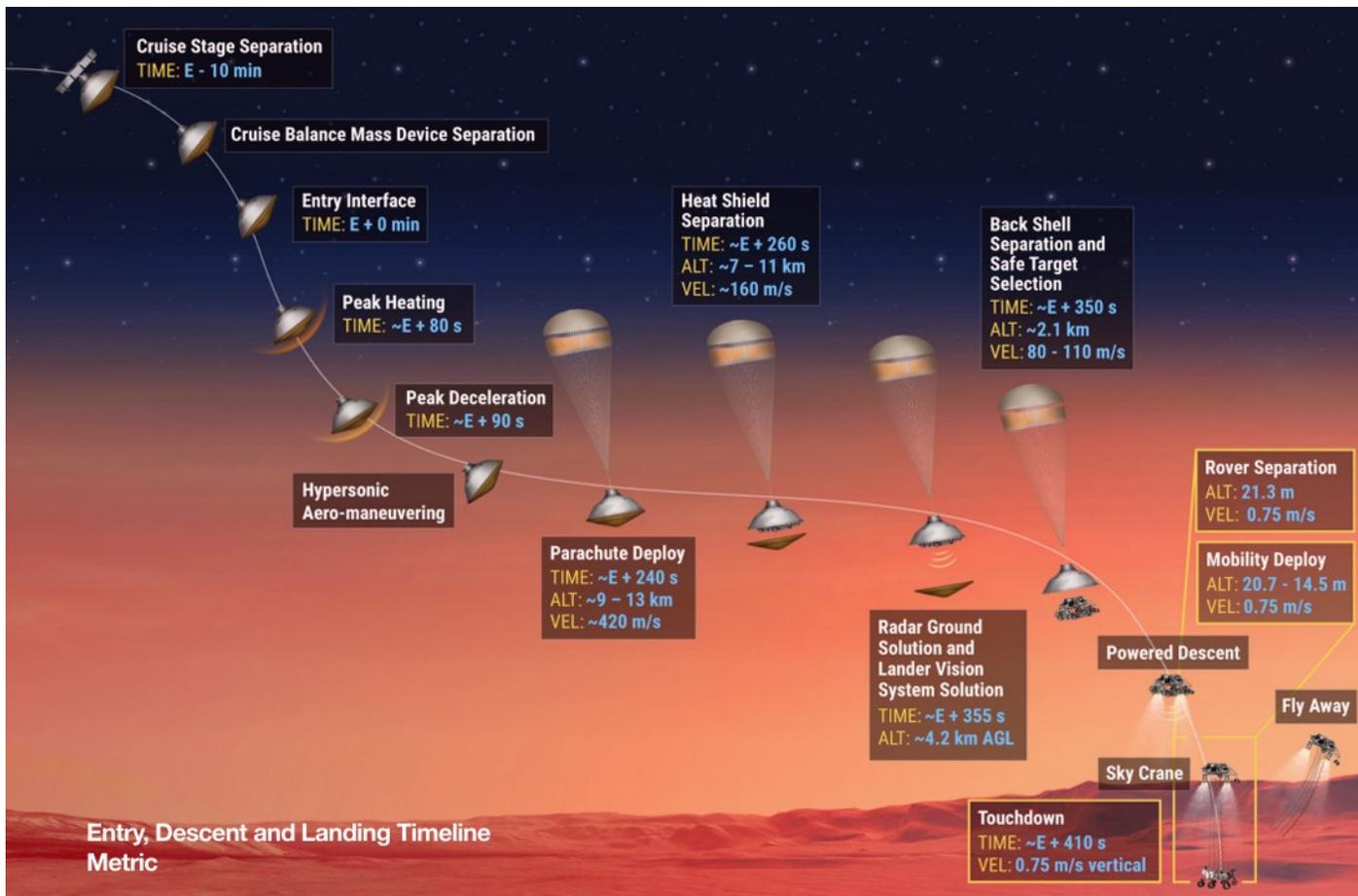
```
[SC_st] = cspice_spkezr('m2020', time, 'J2000',  
'LT+S', 'Sun');
```

*% Per studio nominale, le date in start\_t e end\_t  
sono riferite a 13 giorni in meno rispetto alla data  
dell'analisi reale della missione*

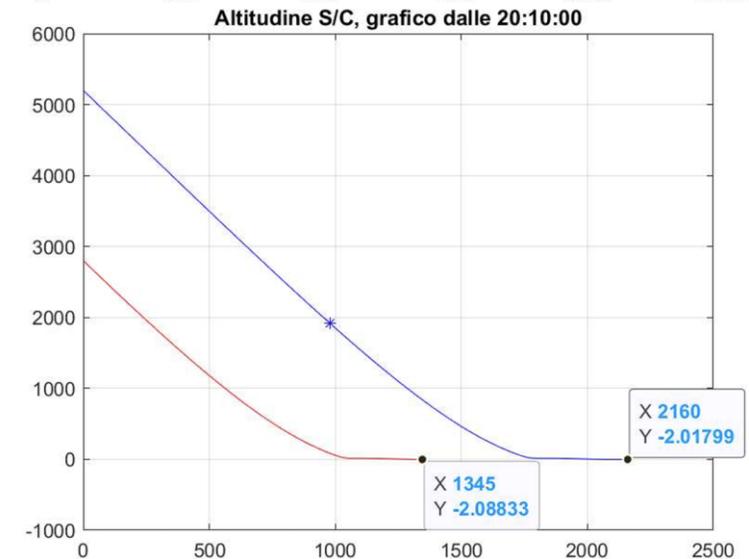
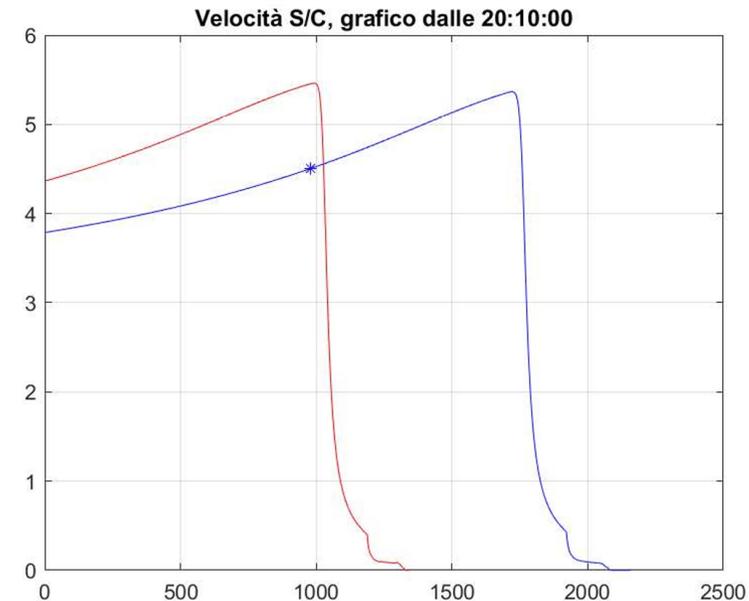


In **blu** sono rappresentate le curve ottenuti dai dati reali di missione.  
In **rosso** sono invece rappresentate le curve nel caso nominale della missione.

In **blu** i dati di missione reali, in **rosso** i dati nominali.

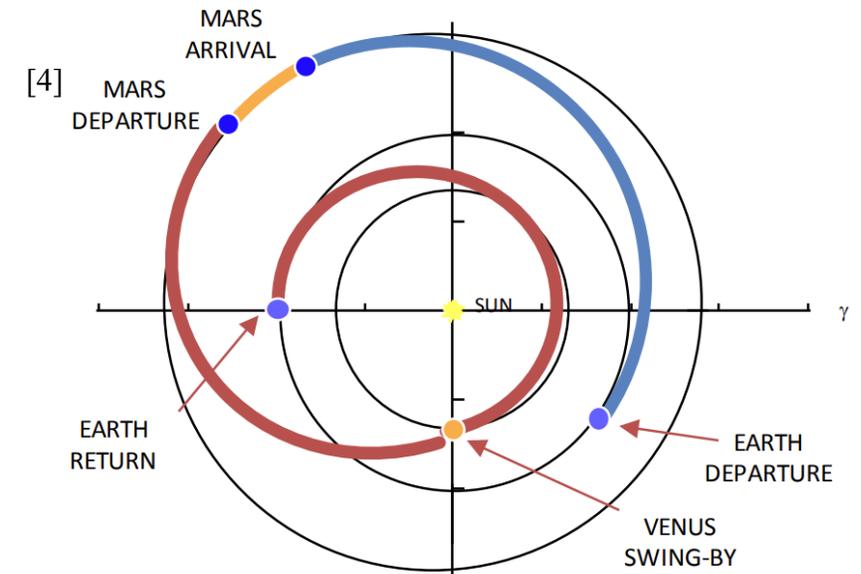
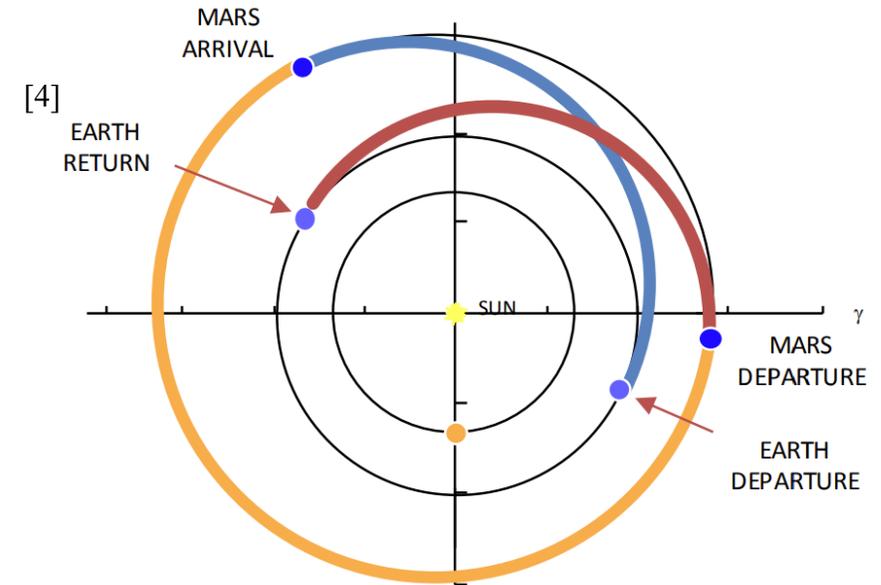


[3]



Nel caso di missioni con equipaggio, si è ipotizzato di usare queste possibili soluzioni:

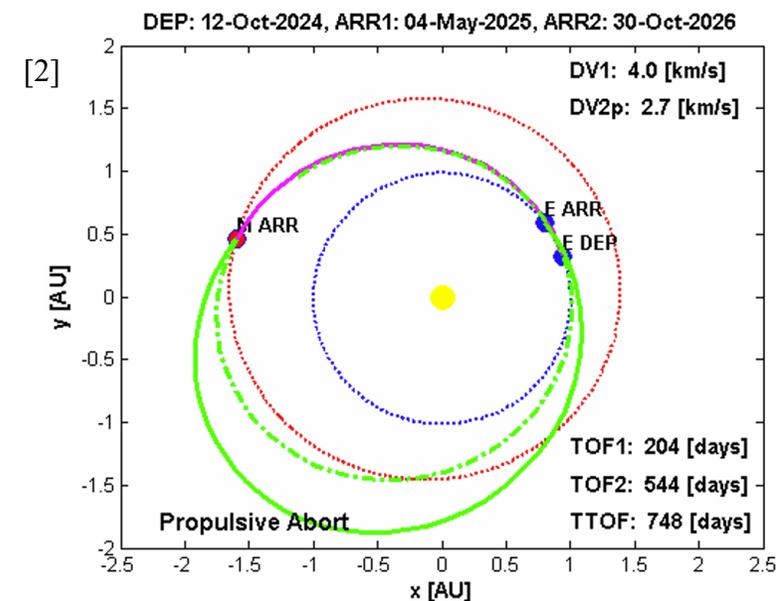
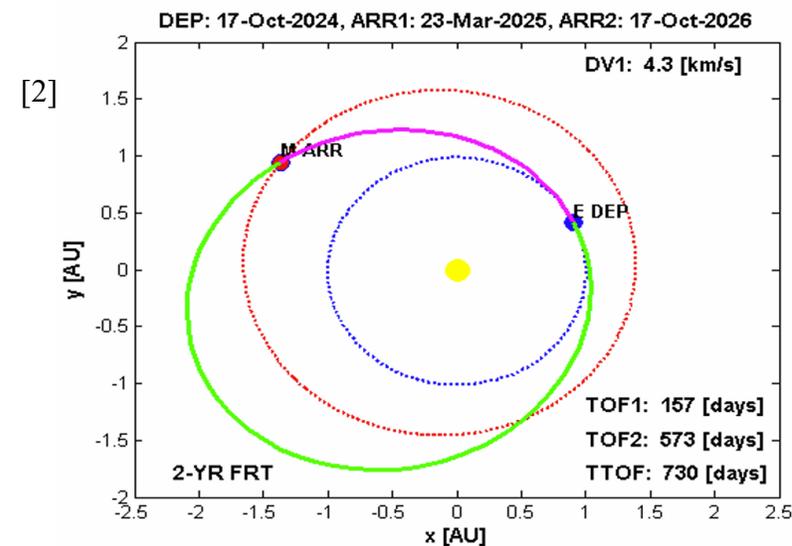
- conjunction-class missions;
  - Breve durata del trasferimento, lunga permanenza su Marte
  - Minor costo propulsivo
- opposition-class missions:
  - Lunga durata del trasferimento, breve permanenza su Marte
  - Maggior costo propulsivo



Nella progettazione di queste traiettorie, si è tenuto in considerazione la possibilità di dover abortire la missione e far rientrare l'equipaggio sano e salvo sulla Terra.

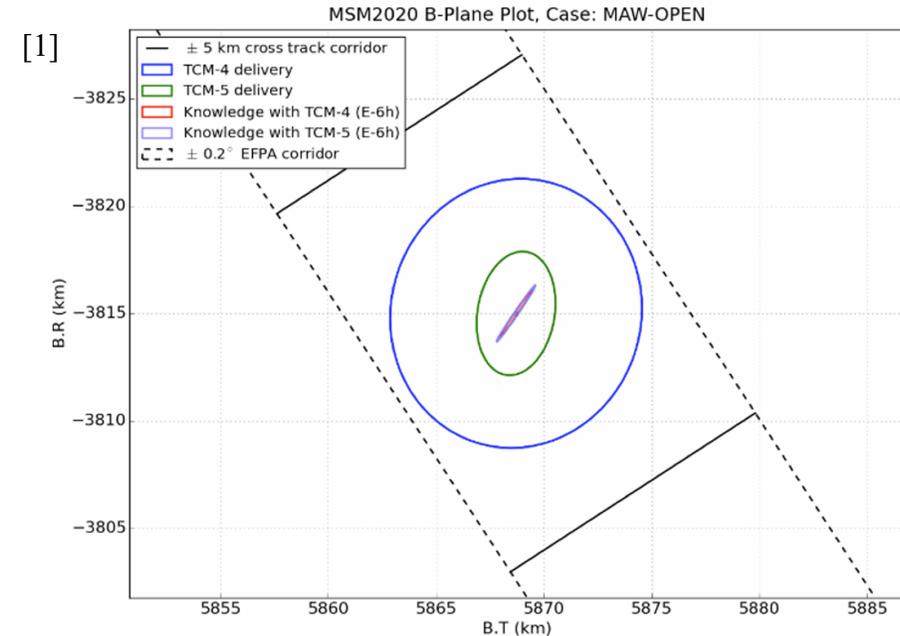
Possibili soluzioni progettuali:

- Free return trajectory con periodo orbitale di 2 anni;
- Free return trajectory con periodo orbitale di 1.5 anni;
- Propulsive abort trajectory applicando un  $\Delta V$  durante un gravity assist con Marte.



La necessità di progettare accuratamente la traiettoria nominale della missione è importante per aver una maggior sicurezza circa la corretta propagazione dello spacecraft nella realtà e, dunque, nel raggiungimento ad esempio del corretto landing site.

Inoltre, lo studio di traiettorie ottimizzate per missioni interplanetarie con equipaggio sarà uno degli obiettivi principali dei prossimi anni in vista di un' esplorazione umana di Marte. A suo sostegno, sono in fase di avvio delle simulazioni di vita su Marte per possibili futuri equipaggi di queste missioni.



[10]



## Bibliografia:

- [1] Wilson, M., Troster, J. & Abilleira, F., (2017) <<NASA Mars 2020 Landed Mission Development>>. 2017-k-56. Jet Propulsion Laboratory
  - [2] Wooster, P.D., Braun, R.D., Ahn J. & Putnam, Z.R. <<Trajectory Options for Human Mars Missions>>. American Institute of Aeronautics and Astronautics
  - [3] NASA, (2020) <<Mars 2020 Perseverance Launch Press Kit>>
  - [4] Drake, B.G., Watts, K.D., (2009) <<Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0>> SP-2009-566-ADD2. NASA Johnson Space Center.
  - [5] Curtis, H.D. <<Orbital Mechanics for Engineering Students (Second Edition)>>
  - [6] Sojourner rover (Mars Pathfinder)
  - [7] Ingenuity helicopter (Mars 2020)
  - [8] Perseverance rover (Mars 2020)
  - [9] Immagine da Parvathi, S.P., Ramanan, R.V., (2016) <<Direct Transfer Trajectory Design Options for Interplanetary Orbiter Missions using an Iterative Patched Conic Method>>. j.asr.2017.01.023. Indian Institute of Space Science and Technology.
  - [10] Missione su Marte, 6 persone si preparano per una simulazione nello Utah
- Spice kernels: <https://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/MARS2020/kernels/>