

Curso de Extensão e Divulgação em Engenharia Espacial

22 de Setembro de 2021

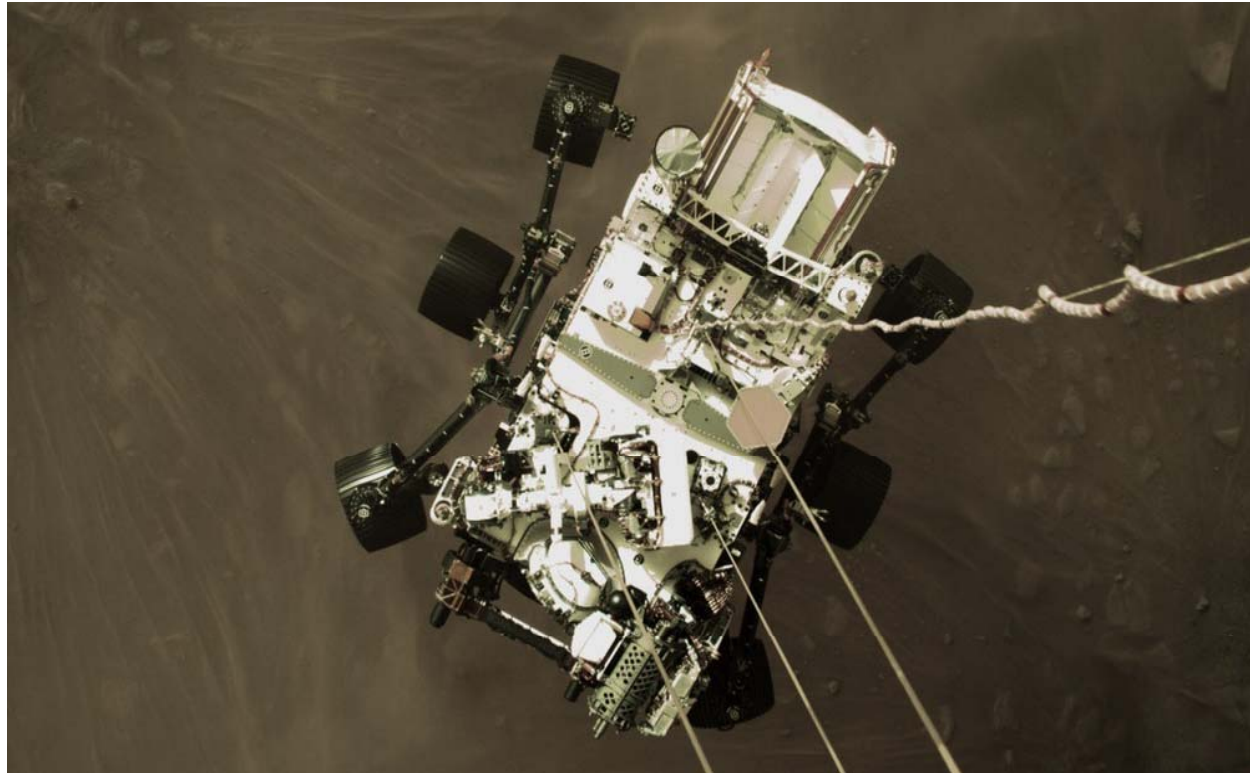
ASTRODINÂMICA DE VEÍCULOS ESPACIAIS

Antonio F. Bertachini A. Prado

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE

antonio.prado@inpe.br

Marte, Fevereiro de 2021



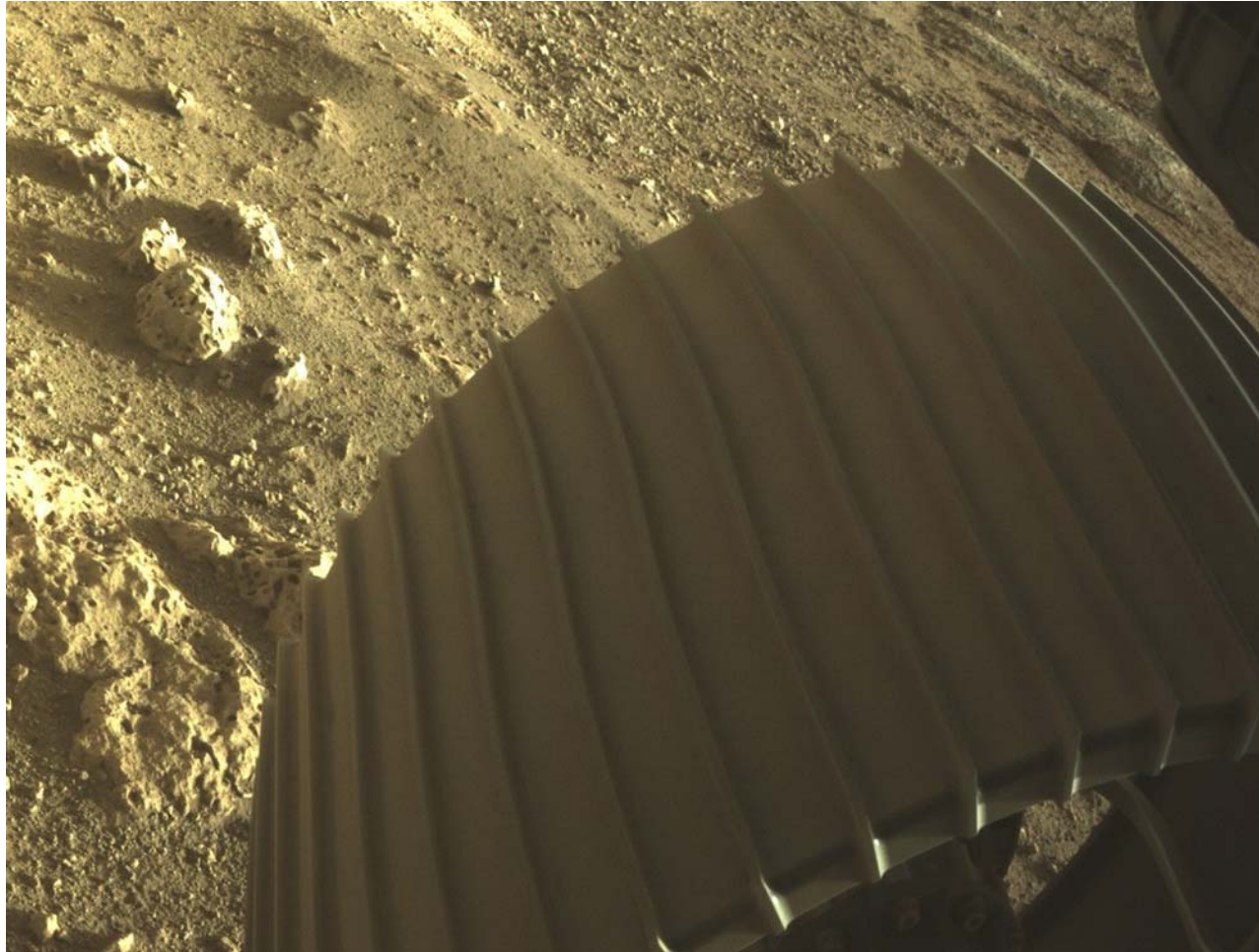
O Perseverance, o novo robô que a Nasa enviou a Marte — Foto: Nasa

Marte, Fevereiro de 2021



O Perseverance, o novo robô que a Nasa enviou a Marte — Foto: Nasa

Marte, Fevereiro de 2021



O Perseverance, o novo robô que a Nasa enviou a Marte — Foto: Nasa

MOTIVAÇÃO

Como chegar em Marte e outros corpos celestes?

Que caminho seguir?

Quando iniciar a viagem?

Quando chegar?

São questões de Astrodinâmica, a variante da mecânica celeste que estuda o movimento de veículos espaciais.

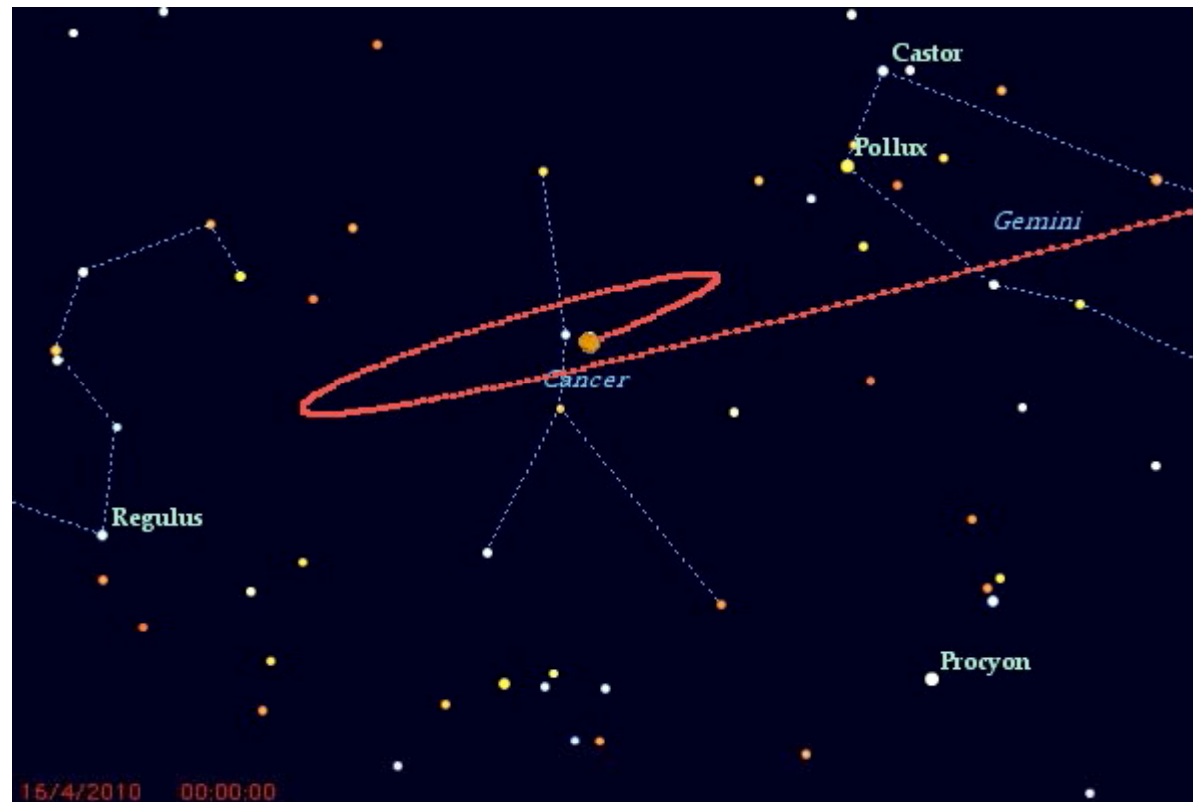
INTRODUÇÃO

O objetivo é fornecer uma introdução aos principais problemas e modelos matemáticos utilizados em manobras orbitais e dinâmica orbital.

Esta palestra mostrará: possíveis tipos de órbita de um veículo espacial sujeito à atração gravitacional de um ou dois corpos (Terra e Lua, por exemplo), efeito de perturbações na órbita do veículo espacial, como realizar manobras para alterar a sua órbita, etc.

HISTÓRIA

Observações do céu mostraram que existem corpos que possuem um movimento próprio no céu, que foram denominados de “planetas” (errantes).



HISTÓRIA

Com base nessas observações surgiu o interesse em descobrir maneiras de prever esses movimentos.

Com o avanço da tecnologia, a humanidade passou a construir veículos espaciais.

A mecânica celeste criou um novo ramo dedicado ao estudo do movimento dos veículos espaciais: Surge a Astrodinâmica!!

PROBLEMA DE DOIS CORPOS

A sucessão de eventos começa com as observações feitas pelo astrônomo Tycho Brahe (1546-1601).

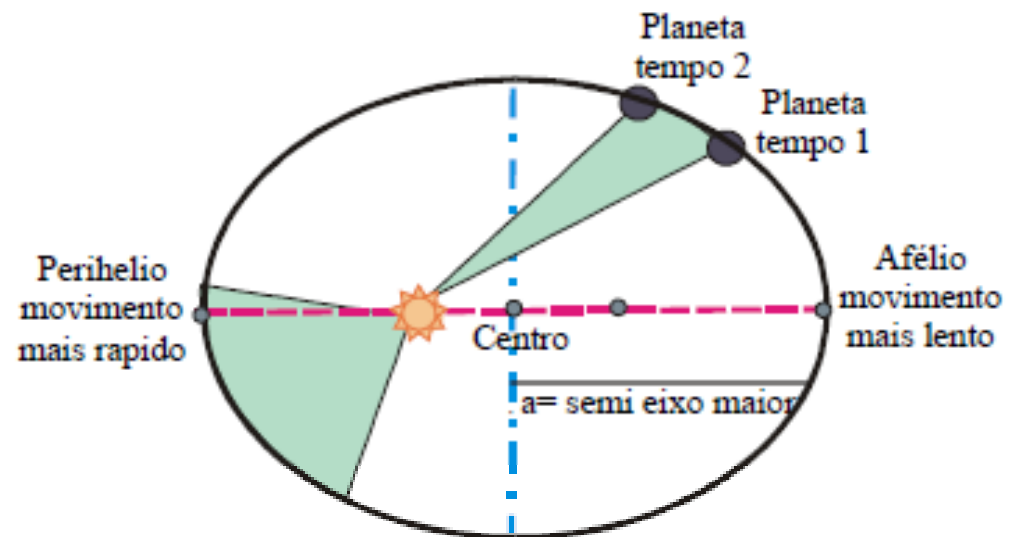
Coletou dados de movimentos dos planetas a olho nu.

Esses dados foram estudados por Johannes Kepler (1571-1630), que formulou as três importantes leis, chamadas “Leis de Kepler”.

1) A órbita de cada planeta é uma elipse, com o Sol ocupando um dos focos;

2) Para cada planeta, a velocidade com que o raio vetor que o une ao Sol percorre áreas iguais em tempos iguais (velocidade areolar é constante). O movimento é mais rápido no periélio e mais lento no afélio;

3) O cubo do semi-eixo maior da órbita do planeta é proporcional ao quadrado do seu período orbital.



Depois disso Isaac Newton (1642-1727) obteve uma lei matemática que fornece a força exercida entre dois pontos de massa para que as trajetórias resultantes sigam as leis descobertas por Kepler. É a chamada “Lei de Newton da Gravitação”:

Todos os corpos celestes são atraídos uns pelos outros com uma força de magnitude dada pela equação: $F_g = GMm/r^2$

F_g é a força de gravitação entre dois corpos;

M, m são as massas dos dois corpos envolvidos;

$G = 6.668 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2\text{kg}^{-2}$ é a constante de gravitação universal;

r é a distância entre os centros de massa dos dois corpos.

TIPOS DE ÓRBITAS

As trajetórias para um veículo espacial que se move sujeito a ação da gravidade de um corpo central assumido como ponto de massa são as chamadas seções cônicas: círculo, elipse, parábola, hipérbole.

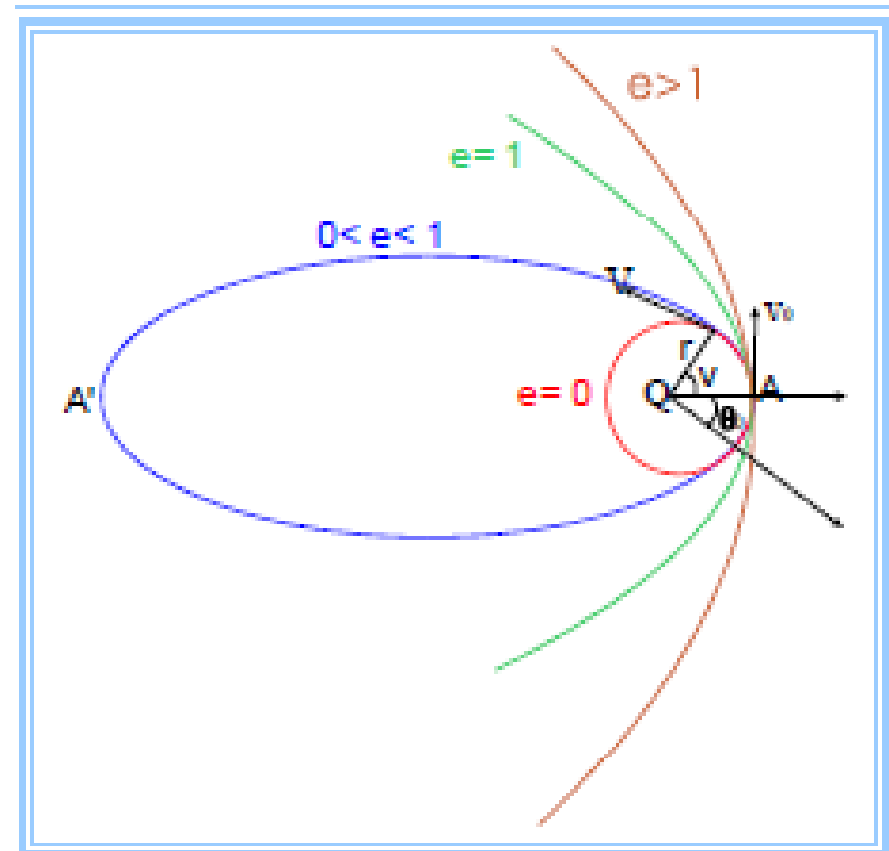
O valor de sua excentricidade e determina o tipo de trajetória.

elipse ($0 < e < 1$)

circunferência ($e = 0$)

parábola ($e = 1$)

hipérbole ($e > 1$)



MANOBRAS ORBITAIS

O problema de transferir um veículo espacial (dotado de propulsores) de uma órbita para outra tem crescido de importância nos últimos anos.

Aplicações podem ser encontradas em diversas atividades espaciais, tais como:

- colocação de um satélite em órbita geoestacionária
- deslocamento de uma estação espacial
- manutenção de órbita de um satélite
- envio de sondas interplanetárias, etc.

TRANSFERÊNCIA DE HOHMANN

Hohmann (1925) obteve a solução ótima do problema de transferência de um veículo espacial entre duas órbitas circulares e coplanares em um campo gravitacional Newtoniano. Essa solução é usada até hoje e foi considerada como a solução final do problema até 1959.

A transferência de Hohmann é a transferência de consumo mínimo executada com dois impulsos entre órbitas circulares e coplanares. Esses impulsos devem ser aplicados no apogeu e perigeu das órbitas consideradas. Essa transferência é de mínima energia.

Na órbita inicial aplica-se um impulso na direção do movimento e

de magnitude dada por:

$$\Delta V_0 = V_0 \sqrt{\frac{2 \frac{r_f}{r_0}}{1 + \frac{r_f}{r_0}} - 1}$$

onde r_0 é o raio da órbita inicial, r_f o raio da órbita final e V_0 a velocidade do veículo na órbita inicial.

Com isso o veículo entra numa órbita de transferência elíptica com perigeu r_0 e apogeu r_f .

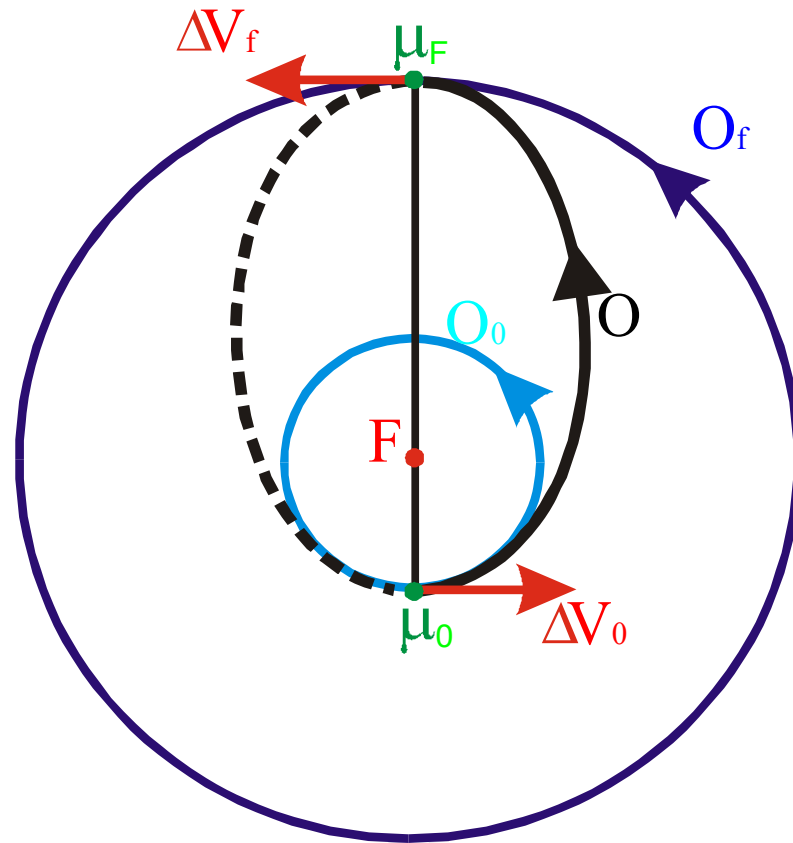
Então, espera-se que o veículo complete meia revolução e atinja o apogeu, quando é aplicado o segundo impulso, na direção do

movimento e com magnitude dada por:

$$\Delta V_f = \frac{1}{\sqrt{\frac{r_f}{r_0}}} - \sqrt{\frac{2}{1 + \frac{r_f}{r_0}}} V_0$$

que faz com que o veículo entre em uma órbita circular de raio r_f

Com isso, temos que o tempo de transferência é a metade do período orbital da órbita.



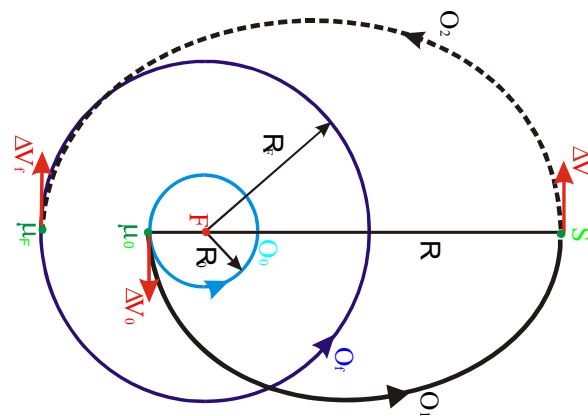
Transferência de Hohmann

TRANSFERÊNCIA BI-ELÍPTICA TRI-IMPULSIVA

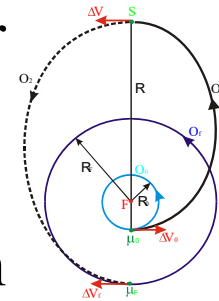
No final da década de 50, foi mostrado que a solução de Hohmann era a solução ótima apenas quando a razão entre os raios das órbitas final e inicial é menor que 11.94.

Nos outros casos, a transferência bi-elíptica tri-impulsiva é mais econômica.

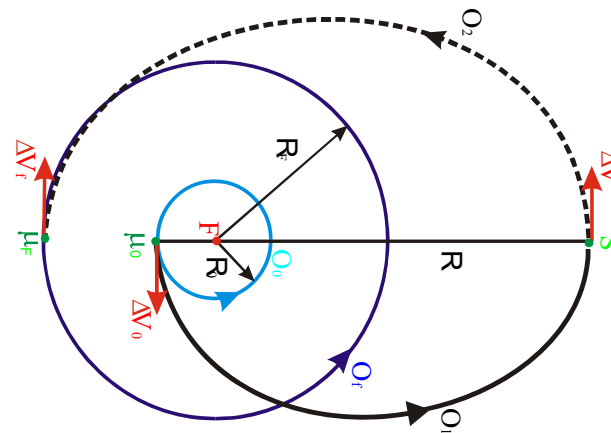
Este método utiliza uma série de três impulsos na manobra, da seguinte maneira:



1. aplica-se o primeiro impulso (ΔV_0) na órbita inicial, na direção do movimento do veículo e com uma magnitude tal que ele entre em uma órbita de transferência coplanar com a órbita inicial e com perigeu em r_1 e apogeu em r_i ;
2. quando o veículo atinge o apogeu r_i , é aplicado um segundo impulso (ΔV_1), também na direção do movimento, e com magnitude tal que faça com que o veículo entre em uma órbita elíptica com apogeu em r_2 e perigeu em r_f , ou seja, este impulso é utilizado para efetuar a mudança de inclinação no plano orbital desejado para a manobra;



3. o terceiro e último impulso é aplicado quando o veículo, que se encontra na órbita de transferência, atinge o perigeu, ou seja, quando ele passa pela órbita final desejada. Este impulso é, agora, contrário a direção do movimento e com magnitude tal que faça com que o veículo entre em uma órbita circular de raio r_f . Este impulso é então aplicado com o objetivo de finalizar a transferência.



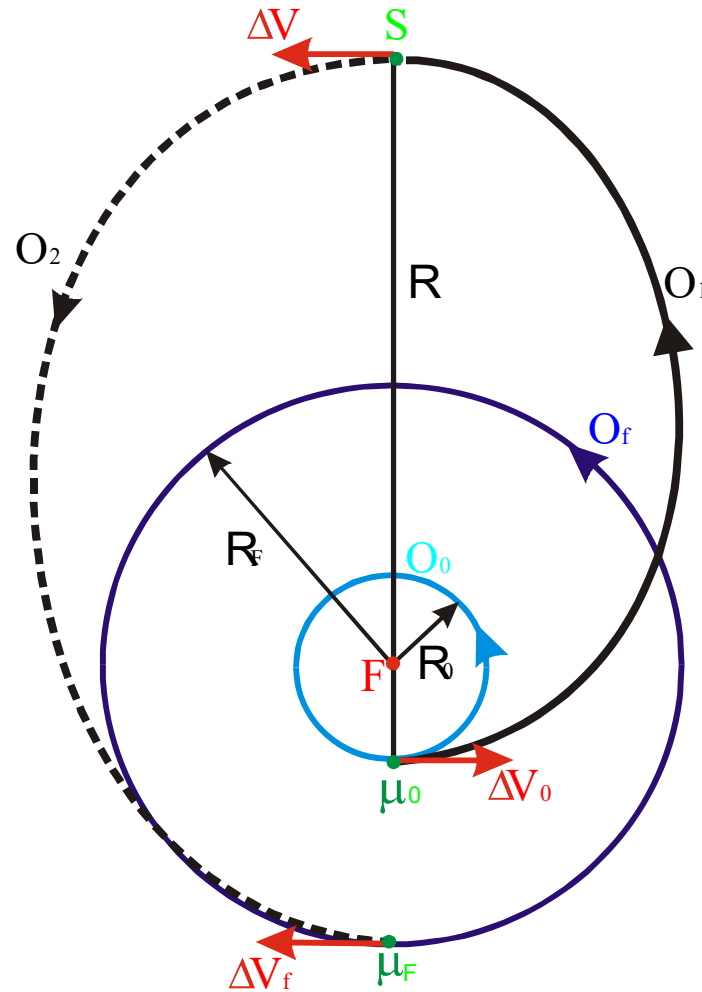
Assim, a magnitude dos 3 impulsos é dada por:

$$\Delta V_1 = V_{c1} \left(\sqrt{\frac{2 \frac{r_2}{r_1}}{1 + \frac{r_2}{r_1}} - 1} \right) \quad \Delta V_2 = V_{c1} \left(\sqrt{\frac{2 \frac{r_f}{r_1}}{\frac{r_2}{r_1} \left[\frac{r_2}{r_1} + \frac{r_f}{r_1} \right]} - \sqrt{\frac{2}{\frac{r_2}{r_1} \left[1 + \frac{r_2}{r_1} \right]}} \right)$$

$$\Delta V_f = V_{c1} \left(\frac{2 \frac{r_2}{r_1}}{\frac{r_f}{r_1} \left[\frac{r_f}{r_1} + \frac{r_2}{r_1} \right]} - \frac{1}{\frac{r_f}{r_1}} \right)$$

onde V_{c1} é a velocidade na órbita circular inicial.

Assim, podemos obter ΔV , que é dado por: $\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_f$



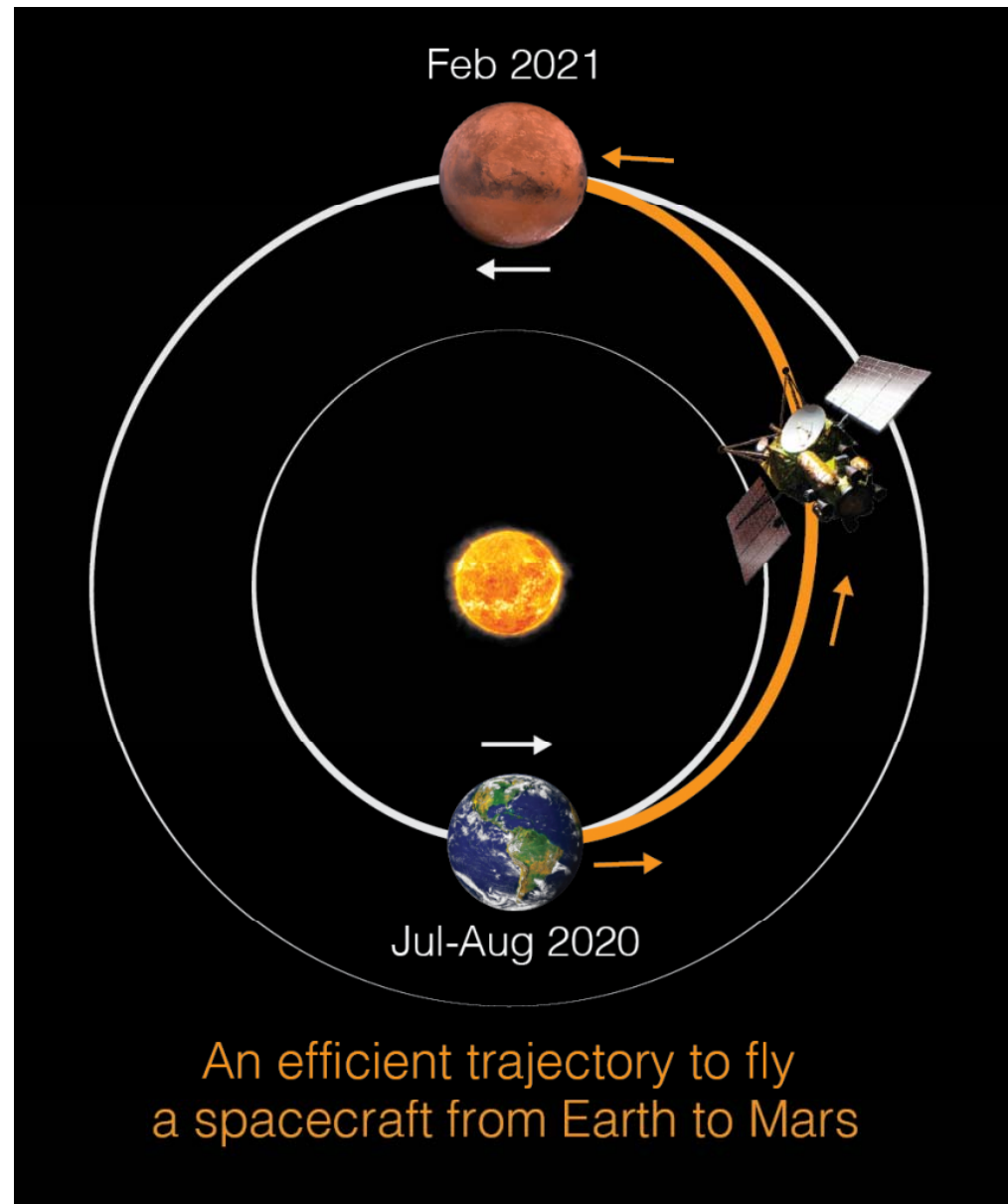
Transferência bi-elíptica tri-impulsiva

Transferência de Hohmann a Marte

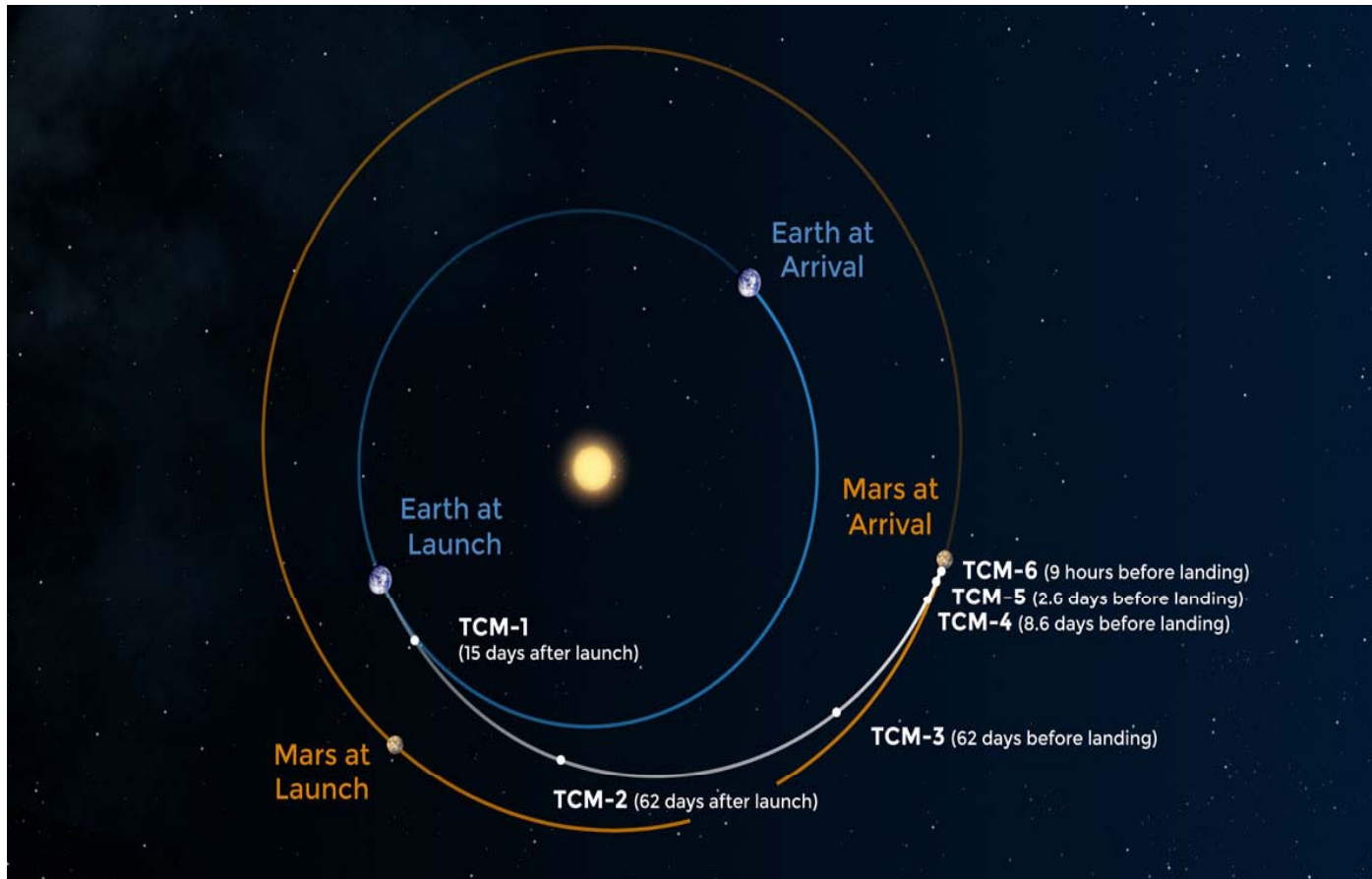
A janela de oportunidade para ir a Marte usando Hohmann se repeta a cada 26 meses;

Não usamos linha reta;

Por isso temos vários veículos indo juntos.

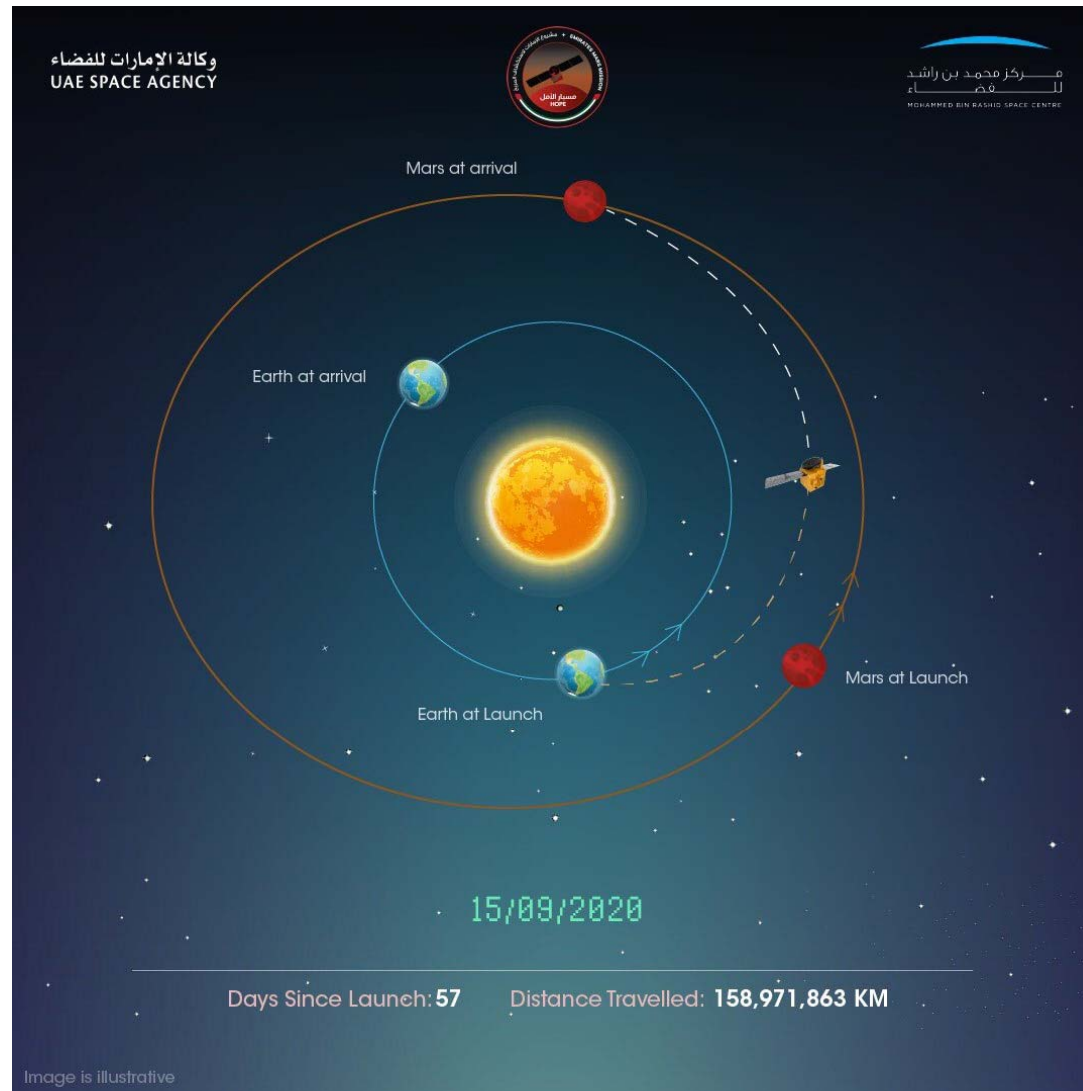


Viagem a Marte: EUA



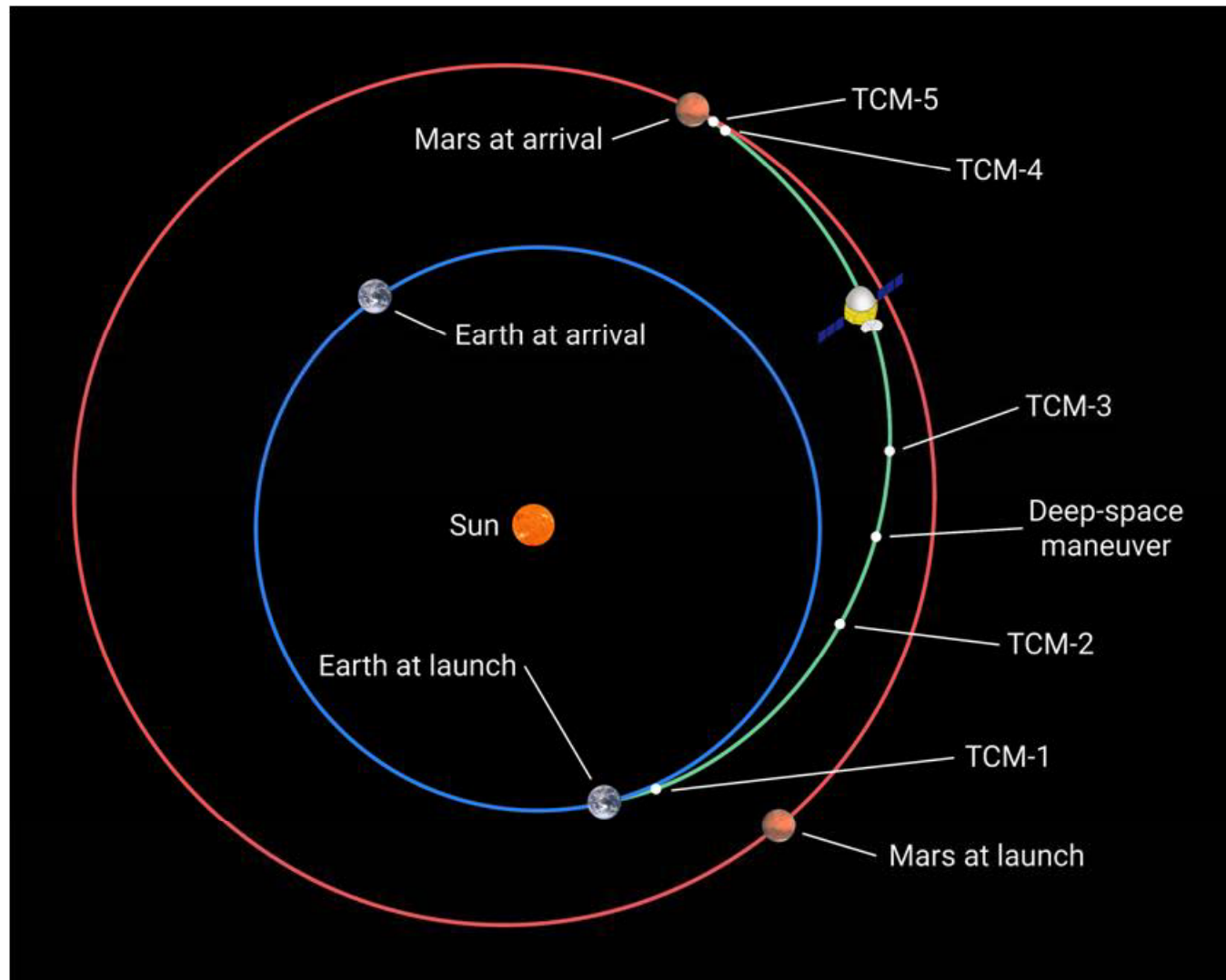
O Perseverance, o novo robô que a Nasa enviou a Marte — Foto: Nasa

Viagem a Marte: Emirados Árabes



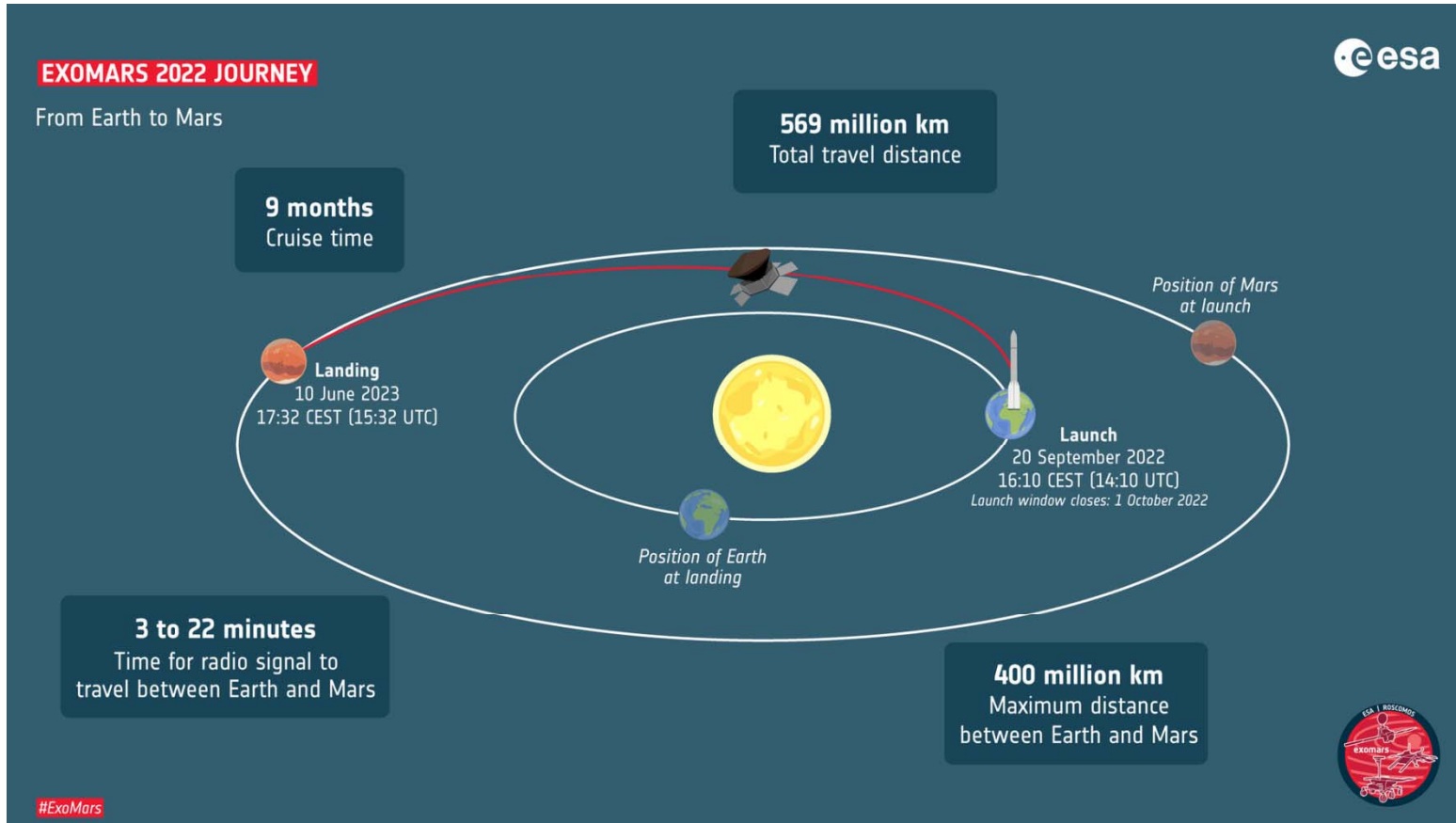
United Arab Emirates' Hope Probe

Viagem a Marte: China



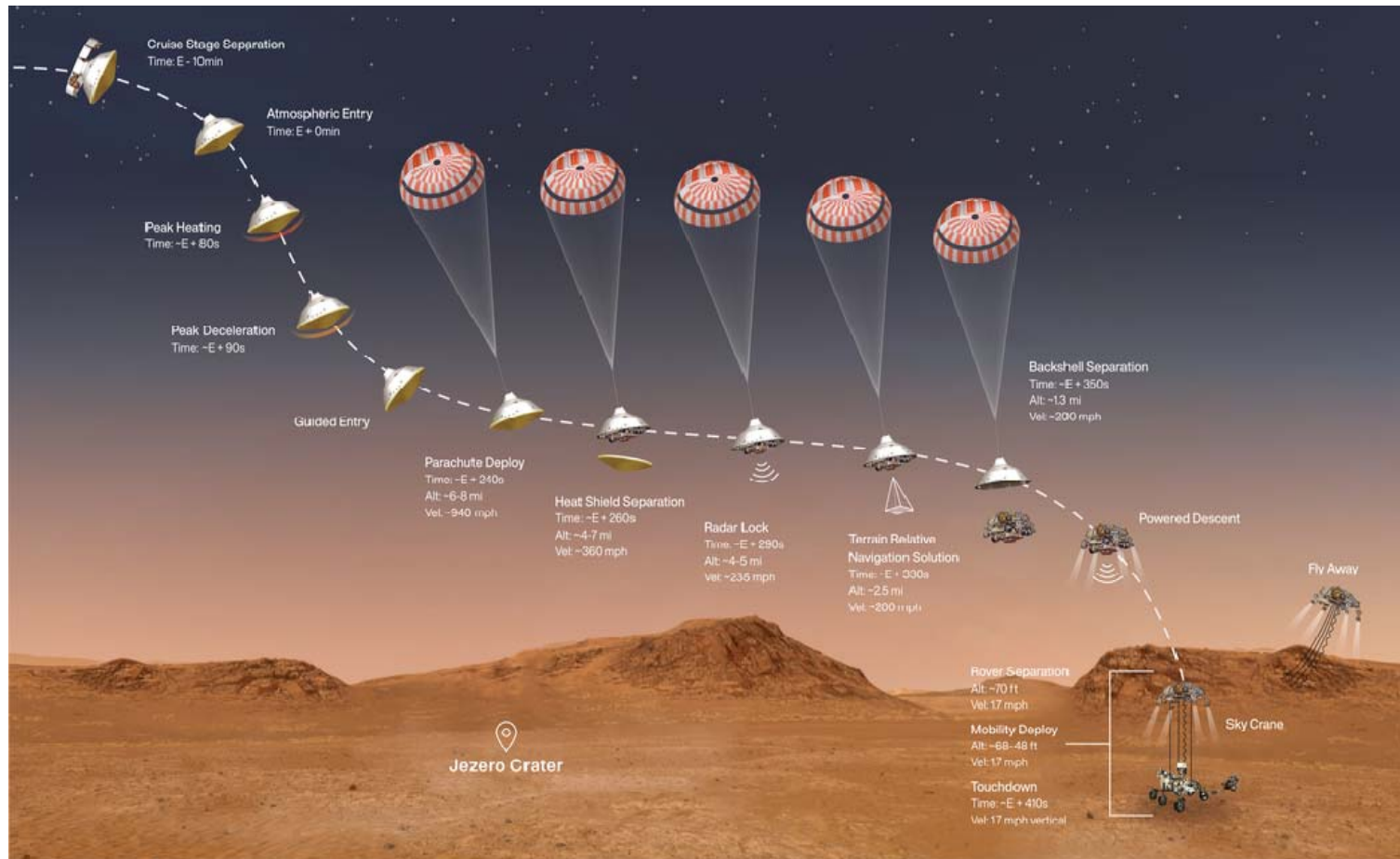
Tianwen-1 transfer orbit and trajectory correction maneuvers (TCM)

Viagem a Marte: Próxima janela



ExaMars 2020: Europa e Rússia

Viagem a Marte: Os 7 minutos de terror



O Perseverance, o novo robô que a Nasa enviou a Marte — Foto: Nasa