

2020 中美阿火星探测任务分析*

冯继航, 黄 帅, 李云飞, 匡东政, 宁国富

(上海宇航系统工程研究所·上海·201109)

摘要: 2020年为火星探测大年, 各国相继赶在发射窗口发射自己的火星探测器, 截至目前成功赶上发射窗口的国家, 按时间先后分别为阿联酋、中国和美国。给出了2020年火星探测发射和到达窗口的“猪排”能量图, 从有效载荷、发射窗口、运载火箭、地火转移轨道、火星俘获及着陆、通信等方面, 对3个国家发射的探测器进行了对比分析, 给出2020年三国火星探测各环节的关键参数, 并提取出共同点及不同的特殊之处。

关键词: 火星探测; 发射窗口; 轨道设计

中图分类号: TN911.73; TP391.9

文献标志码: A

文章编号: 2096-5974(2022)02-0014-10

Analysis of Mars Exploration Missions of China, the United States and the United Arab Emirates in 2020

FENG Jihang, HUANG Shuai, LI Yunfei, KUANG Dongzheng, NING Guofu

(Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201109)

Abstract: 2020 is the great year of Mars exploration. Several countries have successively launched their own Mars probes at the launch window. Up to now, the countries that have successfully caught up with the launch window are the United Arab Emirates, China and the United States. This paper presents the “pork chop” energy diagram of Mars exploration launch and arrival window in 2020. In terms of payload, launch window, launch vehicle, the Earth to Mars transfer orbit, captured by the Mars orbit and landing, communication and so on, the probes launched by the three countries are compared and analyzed, and the relevant parameters of each section of the missions to Mars are given.

Keywords: Mars exploration ; launch window; orbit design

0 引 言

火星是太阳系中除金星外距离地球最近的行星, 火星的自转周期与地球很相似, 约24h37min; 火星拥有稀薄的大气, 表面的地形地貌非常丰富, 有高山、平原、沙丘等。探索火星这个红色星球, 一直是人类的梦想, 人类对于火星有着太多的期待与向往, 期待能在火星上发现生命的迹象。因此, 很长一段时间, 火星将是人类探测的重点和热点, 对于每隔两年一次的火星探测发射窗口, 各国都倍加珍惜。2020年, 全球科研活动由于新冠病毒疫情的爆发而受到影响, 截至目前, 已经

有三国成功发射了自己的火星探测器, 按发射时间先后顺序分别为阿联酋、中国、美国, 三国的火星探测目标既有相同性又各有针对性。本文通过对三国火星探测目标、探测器类型、运载火箭、发射窗口、轨道设计方面做出的对比分析, 给出这三次火星探测各环节的关键参数, 并提取这三次火星探测的共同点以及不同的特殊之处。

1 火星探测器及关键参数

由表1可见, 阿联酋的火星探测器为环火卫星^[1], 而中美火星探测器均有着陆过程。在着陆过程中, 美国毅力号借鉴好奇号仍然采用天空起

* 收稿日期: 2021-05-16; 修回日期: 2021-09-24

作者简介: 冯继航 (1985—), 男, 硕士, 高级工程师。E-mail: fengjihangwork@163.com

重机的方式^[2], 而中国采取的是顶部支撑模式, 即动力减速装置位于火星车下方, 着陆过程需要支腿的强度很高, 因此天问一号着陆器的质量较大。毅力号火星车的质量约是天问一号的 4 倍,

而且天问一号的动力来源为太阳帆板, 而毅力号动力为核电池, 质量较小, 因此毅力号火星车携带的有效载荷远大于天问一号。

表 1 火星探测器参数
Tab. 1 Mars rover parameters

国家	名称	质量	目标	设计寿命	技术亮点
阿联酋	希望号	1500kg	火星气象探测	2 年	1) 第一颗真正的火星气象卫星; 2) 绘制首幅火星气候全景图
中国	天问一号	5000kg (轨道器 3700kg, 着陆器 1060kg, 火星车 240kg)	火星表面探测、地下探测、磁场探测等	火星车为 92 个地球日, 环绕器为一个火星年	1) 一次性完成绕、落、巡三项工作; 2) 轨道器负责火星车着陆导航和中继通信; 3) 首次携带探地雷达
美国	毅力号	3898kg (巡航级 2850kg, 火星车 1040kg)	火星生命起源探测	一个火星年 (实际寿命可能远大于该数值)	1) 直接登陆火星, 采用相对地形导航系统, 着陆过程自主避障; 2) 首次进行火星声音采集, 火星样本采样封存; 3) 配备行星探测直升机, 为火星车规划路线; 4) 首次尝试制取氧气, 并测试宇航服材料

2 发射窗口

火星探测中需要解决的首要问题是探测器的发射时机, 在飞行器轨道设计方面, 其专业名称叫作发射窗口选择, 狭义的发射窗口指运载火箭的发射时间段。发射火星轨道设计图如图 1 所示。

从地球发射探测器前往火星, 首先将探测器送入地球逃逸轨道 (图 2), 脱离地球影响球后使其成为太阳的行星; 然后在太阳引力作用下, 沿着日心过渡轨道飞往火星, 在进入火星引力影响

球后 (图 3), 在适当位置进行制动, 将探测器变为环火轨道或直接着陆于火星^[3]。

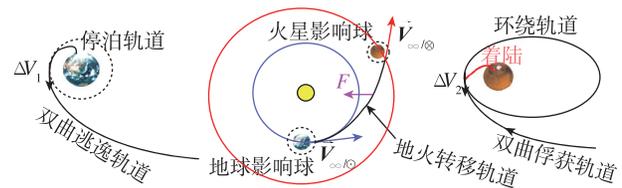


图 1 发射火星轨道设计图

Fig. 1 The orbit design for launching a satellite to Mars

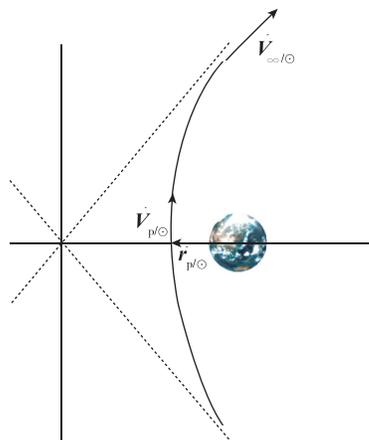


图 2 地球逃逸段

Fig. 2 Escape from the Earth

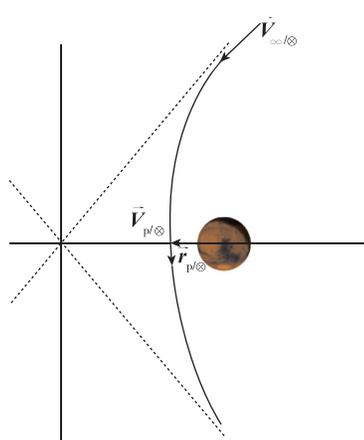


图 3 火星俘获段

Fig. 3 Captured by Mars

发射窗口选取主要考虑如下几个因素：

1) 轨道转移时间。飞行器飞往火星的时间主要分为逃逸段时间、地火转移轨道段时间、火星俘获段时间，这三段时间分别由各自的轨道参数决定，其中日心过渡段的半长轴长达几亿千米，而地球与火星的引力影响球仅为几十万千米，因此地火转移段时间占据火星探测的绝大部分时间。对于无人探测器，轨道转移时间可以适当放开；对于载人登火，则要尽可能缩短转移轨道的时间。

2) 地球发射能量 C_3 及火星到达无穷远速度。

$$\begin{cases} \frac{V_{p/\oplus}^2}{2} - \frac{u_{/\oplus}}{r_{p/\oplus}} = \frac{V_{\infty/\oplus}^2}{2} \\ C_3 = V_{\infty/\oplus}^2 \\ \frac{V_{p/\oplus}^2}{2} - \frac{u_{/\oplus}}{r_{p/\oplus}} = \frac{V_{\infty/\oplus}^2}{2} \end{cases} \quad (1)$$

其中， $V_{p/\oplus}$ 为飞行器在地球逃逸轨道近地点的速度； $r_{p/\oplus}$ 为地球逃逸轨道近地点的地心距离； $V_{\infty/\oplus}$ 为飞行器在地球逃逸轨道无穷远处的速度； $u_{/\oplus}$ 为地球引力常数； $V_{p/\oplus}$ 为飞行器在火星俘获轨

道近地点的速度； $r_{p/\oplus}$ 为火星俘获轨道近火点的距离； $V_{\infty/\oplus}$ 为飞行器在火星俘获轨道无穷远处的速度； $u_{/\oplus}$ 为火星引力常数。对于双曲线逃逸轨道，由能量式(1)可知， $V_{\infty/\oplus}$ 越大，对应的 $V_{p/\oplus}$ 越大，即要求运载火箭要将火箭的末子级和探测器加速到更大的速度，因此地球发射能量 C_3 越大，运载火箭所能发射的有效载荷越小。同理，对于火星俘获段， $V_{\infty/\oplus}$ 越大，火星制动速度增量越大，所消耗的推进剂越多，因此需要综合考虑 C_3 和 $V_{\infty/\oplus}$ 。

3) 发射窗口时间宽度，主要用于应付火箭发射推迟等各种因素带来的影响。

4) 火星探测过程中的通信时间延迟，即探测器到达火星后的地球与火星距离。

表 2 给出了 3 个国家计划发射日期及实际发射日期情况，并给出了预计到达火星的日期。下文将通过 Lambert 方程计算不同发射窗口的 C_3 和 $V_{\infty/\oplus}$ ，并详细分析 3 个国家探测器选择这些发射窗口的原因。

表 2 火星探测器发射窗口情况

Tab. 2 The situation of the Mars rover launch window

名称	原定发射日期 (北京时间)	实际发射日期 (北京时间)	预计到达 (北京时间)	是否推迟/原因
希望号	2020 年 7 月 14 日	2020 年 7 月 20 日 05: 58	2021 年 2 月 11 日	是/梅雨天气影响
天问一号	2020 年 7 月 23 日 12: 40	2020 年 7 月 23 日 12: 41: 05	2021 年 2 月 11 日	否
毅力号	2020 年 7 月 17 日	2020 年 7 月 30 日 19: 50: 00	2021 年 2 月 18 日	是/地面设备故障

由表 2 可知，三国探测器出发及到达火星的日期非常接近，因此探测器的地火转移段轨迹在空间上看大致相同。图 4 所示为天问一号发射及到达时刻地球、火星空间位置，该图可描述地球、火星、探测器空间的一个相对关系。

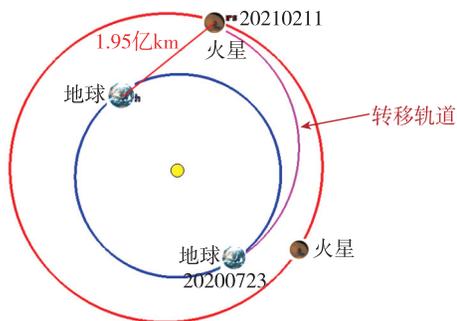


图 4 天问一号发射及到达时刻地球、火星空间位置
Fig. 4 Space positions of Earth and Mars at the time of launch and arrival of Tianwen-1

对于无人探测器，希望能携带尽可能多的有效载荷和推进剂前往火星探索，即希望运载火箭能将更重的有效载荷发射至地火转移轨道，同时在到达火星后用尽可能少的推进剂对飞行器进行制动，完成环火轨道或火星着陆要求，因此发射窗口的选择至关重要。由图 1 可知，发射火星探测器需要 2 次关键的机动变轨，地球逃逸段的 ΔV_1 (停泊轨道加速至逃逸轨道) 和 ΔV_2 (火星俘获段的制动减速)，由于探测器逃逸地球后的位置和进入火星影响球的位置相比日地距离很小，可近似认为地火转移轨道的起始位置分别为 t_D (出发时刻) 和 t_A (到达时刻) 时刻地球和火星的位置。

若给定出发和到达时刻，则转移轨道可由 Lambert 方程求解出转移轨道参数^[4-5]，由此得出 $V_{\infty/\oplus}$ 和 $V_{\infty/\oplus}$ ，进而得出逃逸轨道和俘获轨道近点速度 $V_{p/\oplus}$ 和 $V_{p/\oplus}$ ，进一步求解 ΔV_1 和 ΔV_2 。

本文通过 Rh_Gooding 算法求解 2020 年 5 月 1 日—2020 年 9 月发射时间段, 及 2021 年不同到达时刻的能量“猪排”图 (如图 5 所示), 用于分

析 2020 年火星发射窗口。

由图 5 和图 6 可知, 2020 年 7 月—8 月发射的最小 C_3 值为 13.5, $V_{\infty/\oplus}$ 为 2.6。

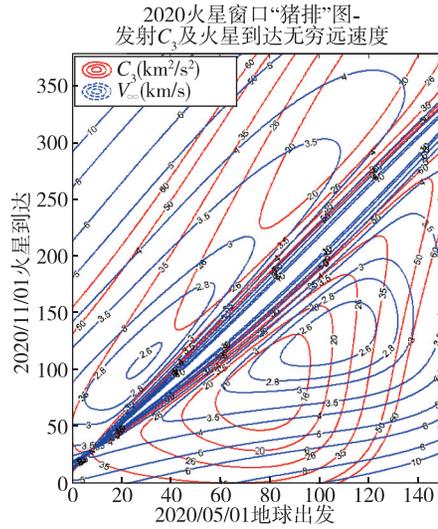
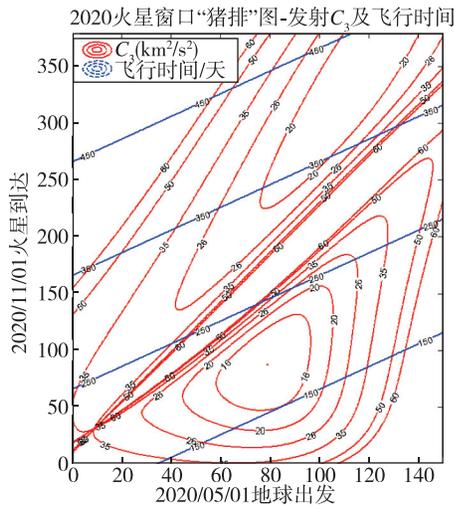


图 5 2020 年发射窗口能量图
Fig. 5 Energy map of the launch window in 2020

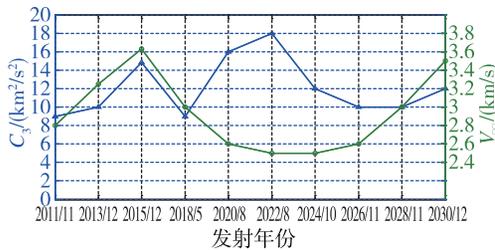


图 6 2011—2030 年发射窗口最优能量图
Fig. 6 Optimal energy map of the launch window from 2011 to 2030

3 地球逃逸段

中国、美国和阿联酋此次均采用运载火箭将火星探测器直接送入逃逸轨道, 而不再采取近地轨道环绕模式。各国根据自己的有效载荷质量选取对应的运载火箭, 根据 $V_{\infty/\oplus}$ 和 $V_{\infty/\otimes}$ 的要求计算逃逸双曲线轨道参数, 进行运载火箭发射段的弹道设计。

3.1 运载火箭

对于深空探测任务, 每个国家基本上都采用运载能力强、性能可靠的运载火箭, 阿联酋希望号的质量仅为 1.5t, 而且不需要进行火星登陆, 因此选择了日本的 H2A202 火箭; 中国的发射载

荷包括环绕器、火星车等, 总质量达 5t, 目前只有 CZ-5 火箭能够满足运载能力要求; 美国最近几年的火星探测任务均是由 AtlasV 火箭负责完成, 由于 AtlasV 火箭的半人马座上面级性能优越, 一直是美国深空探测的首选火箭。表 3 给出了 3 个国家所选运载火箭的型号及发射场的地理信息。

表 3 运载火箭及发射场情况
Tab. 3 The situation of the launch vehicle and launch site

名称	发射地点	发射场经纬度	运载火箭
希望号	日本种子岛航天中心 LA-Y1	30.4°N 130.97°E	H-2A202
天问一号	海南文昌发射场	19.6°N 110.95°E	CZ-5
毅力号	美国佛州卡纳维拉尔角 41 号发射工位	28.5°N 81.5°W	AtlasV541

3.2 发射窗口宽度

由上文分析可知, 考虑运载火箭发射能力、火星俘获制动能力和轨道转移时间及火星俘获段的日地距离, 火星探测的发生窗口仅限一定的时间段, 一般来讲运载能力越大的运载火箭, 发射窗口越宽。表 4 所示为相关公开的资料给出的探测器窗口宽度, 以及发射窗口的一些大致信息。

表 4 窗口宽度

Tab. 4 The width of the launch window

探测器	窗口宽度 (日期)	备注
希望号	0715-0813	—
天问一号	0723-0805	每天 30min 发射窗口, 分成 3 个 10min 窗口, 每个窗口预装 1 条发射轨道, 总计 42 条发射轨道, 发射轨道自动切换
毅力号	0730-0815	每天大约 2h 发射窗口

图 7 所示为负责火星探测任务的运载火箭深空探测能力图。

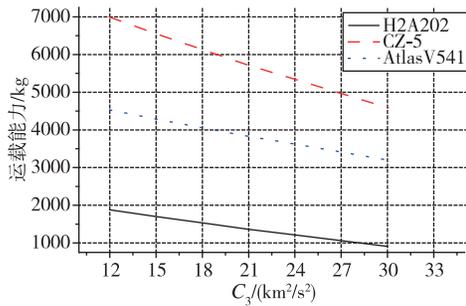


图 7 运载火箭深空探测能力图

Fig. 7 Launch vehicle deep space detection capability

实际发射段设计时, 各运载火箭的 C_3 能力还受到近地点幅角的约束, 能力值会低于上述 C_3 能力值。因此, 结合各国探测器质量和 C_3 能量图 (图 8), 2020 年火星发射窗口最晚为 8 月 15 日。

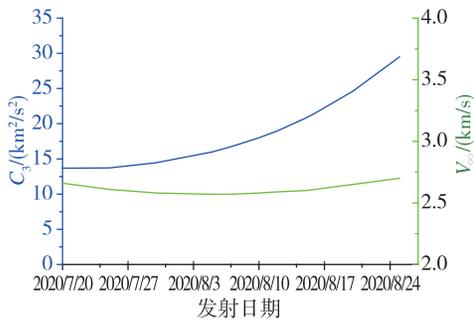


图 8 2020 年 7 月 20 日—8 月 25 日发射 C_3 能量值

Fig. 8 Energy C_3 from July 20 to August 25, 2020

3.3 发射时序

根据发射直播数据和查阅相关火箭用户手册, 各国发射段主要飞行时序如表 5 所示。

表 5 飞行时序 (单位: 秒)

Tab. 5 Flight sequence (unit: s)

事件	H2A202	CZ-5	AtlasV541
起飞	0	0	0
助推器分离	105	178	109
整流罩分离	250	385	208
一级关机	398	500	262
一二级分离	406	504	268
二级一次点火	409	507	278
二级一次关机	685	708	699
二级二次点火	2685	1654	2721
二级二次关机	2957	2086	3179
器箭分离	2987	2178	3462
末子级排放开始	—	—	5040
末子级排放结束	—	—	7042

注: 其中一部分表示无法查阅到相关公开数据。

3.4 逃逸轨道参数

根据 CZ-5 器箭分离点参数及查询相关资料^[6-8]可知, 由于 CZ-5 运载火箭二级滑行时间受约束, 因此近地点幅角也将受到约束。此次天问一号近地点幅角限制为 $\omega \leq 250^\circ$, CZ-5 发射天问一号的 C_3 仅为 11.96, 并不是直接的 Lambert 地火转移轨道。天问一号将在 11 月进行一次深空机动, 速度增量约 240m/s, 根据各国发射直播数据以及轨道仿真获得的部分数据, 得到各国探测器在器箭分离点的轨道根数如表 6 所示。

表 6 逃逸轨道初始点轨道参数

Tab. 6 Orbital parameters of the initial point of the escape orbit

名称	希望号	天问一号	毅力号
半长轴 a /km	-29691.138	-33324.968	-26450.063
偏心率 e	1.223	1.197	1.251
轨道倾角 i / (°)	30.347	29.486	29.112
升交点经度 Ω / (°)	332.46	321.08	323.34
近地点幅角 ω / (°)	252.90	250.03	265.72
近地点高度 H_p /km	254	200	250
地球发射能量 C_3 / (km ² /s ²)	13.42	11.96	15.07
逃逸地球赤纬 $\delta_{\infty/\odot}$ / (°)	26.68	24.20	21.48
逃逸地球赤经 $\alpha_{\infty/\odot}$ / (°)	13.77	12.19	8.3

由表 6 可知, 发射逃逸地球赤纬 $\delta_{\infty/\odot}$ 最大为 26.68° , 3 个探测器的轨道倾角均在 30° 附近, 满足 $i \geq \delta_{\infty/\odot}$ 要求。三国探测器发射段箭下点轨迹如图 9 所示。

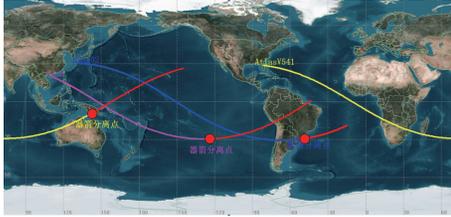


图 9 三国探测器发射段箭下点轨迹图
Fig. 9 The trajectory projected on the Earth for detectors of three countries

4 地火转移段

根据希望号和毅力号两发探测器的出发和到达时间, 考虑探测器飞出地球影响球的时间约 2 天, 采用 Lambert 方程计算得出希望号和毅力号转移轨道初始点轨道参数, 根据 CZ-5 火箭分离点参数外推, 仿真得出天问一号转移轨道参数如表 7 所示。

表 7 转移轨道初始点轨道参数 (日心黄道 J2000 惯性系)
Tab. 7 The initial point orbit parameters of the transfer orbit (Heliocentric Zodiac J2000 Inertial System)

名称	希望号	天问一号	毅力号
半长轴 a /km	197699252	193610706	197188030
偏心率 e	0.231	0.218	0.233
轨道倾角 i / ($^\circ$)	24.53	24.65	24.71
升交点赤经 Ω / ($^\circ$)	355.61	357.18	356.47
近日点幅角 ω / ($^\circ$)	301.45	314.21	301.33
真近点角 f / ($^\circ$)	2.18	352.011	11.62
近日点距离 R_p /km	151974981	151473269	151230521
远日点距离 R_a /km	243423523	235748143	243145540
周期 T / d	555	538	553
地火转移天数 T_{of} /d	204	—	200

表 7 中数据为轨道仿真值, 各探测器实际轨道参数会略有差异, 但不影响整个转移轨道参数, 地火转移轨道中途还需对轨道进行修正, 使得探

测器到达火星时满足火星俘获要求。火星轨道中途修正的方法, 如同站在远处用弓箭射靶一样, 弓箭出发方向 ($V_{\infty/\odot}$) 很小的角度改变, 就能命中靶心周围不同的位置。精确轨道设计时均采用 B 平面设计用于轨道修正, 希望号轨道转移期间在 2020 年 8 月 11 日、8 月 28 日和 11 月进行了 3 次中途修正; 天问一号分别在 2020 年 8 月 2 日、9 月 21 日、10 月 28 日和 2021 年 2 月 5 日完成了 4 次中途修正; 美国毅力号发射后 17 天轨道完成第一次修正, 第 121 天进行了第二次修正, 着陆前 45 天进行了第 3 次修正, 着陆前 15 天进行了第 4 次修正, 着陆前 8 天进行了第 5 次修正。

5 测控通信情况

美国毅力号和阿联酋希望号借助于美国深空探测网进行探测器状态监视、轨道测量、飞行控制任务。天问一号主要基于现有航天测控网和深空探测网 (北京航天飞行控制中心、佳木斯 66m 口径天线测控站、喀什 35m 口径天线测控站、阿根廷 35m 口径天线测控站、天津武清 70m 口径天线测控站) 进行探测器状态监视、轨道测量、飞行控制和应急处理等任务^[9-11], 火星探测阶段, 天问一号的环绕器在中继通信轨道上为火星车提供中继通信链路^[12]。

2020 年 10 月 9 日第一次出现同侧日凌现象 (图 10), 此时 3 个国家的探测器尚在地火转移轨道上; 2021 年 10 月 19 日第一次出现异侧日凌现象 (图 11), 因此 3 个探测器在火星俘获及着陆段将不会受日凌影响通信问题。但是由于火星俘获及着陆段地火距离为 1.9×10^8 km, 通信延迟约 12min, 因此整个火星俘获及着陆段仍然需要探测器自主导航控制^[13]。

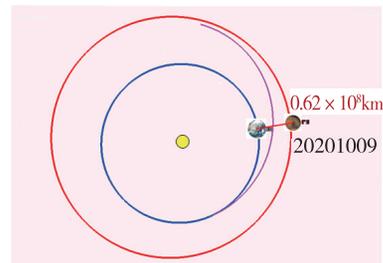


图 10 同侧日凌
Fig. 10 Sun transit phenomenon as Earth and Mars same side

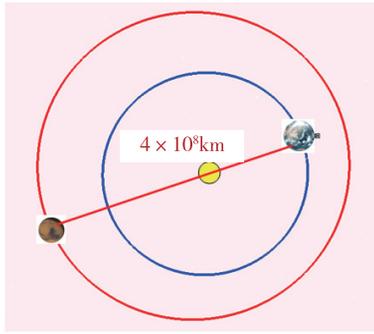


图 11 异侧日凌

Fig. 11 Sun transit phenomenon as Earth and Mars both side

6 火星俘获和着陆

希望号于 2 月 9 日抵达火星后，通过制动变成

环绕火星的大椭圆轨道，此次不登陆火星表面，官方提供的数据为 20000~43000km，25°倾角的环火轨道。

毅力号进入火星影响球后，通过轨道修正不再环绕火星飞行，直接制动登陆火星表面。毅力号于 2 月 18 日成功制动，完成再入火星的轨道机动。

天问一号深空机动、火星俘获及环绕器变轨机动所用发动机为 YF37 型发动机，该发动机推力为 3000N，比冲约 312s。天问一号于 2021 年 2 月 10 日完成近火捕获制动，根据天问一号后续变轨机动的相关事件，表 8 给出了天问一号后续变轨推进剂质量消耗情况。

表 8 天问一号推进剂估算

Tab. 8 Propellant estimation of Tianwen-1

事件	速度增量/(m/s)	推进剂消耗/kg	探测器总质量/kg	备注
火箭分离点	—	—	5000	—
深空机动	240	377	4623	—
初始捕获	663	882	3740	初始俘获轨道 400~200000km
降低近火点高度	1.4	1.7	3738	远火点轨道机动 280~200000km
变轨至停泊轨道	94	115	3623	停泊轨道 280~58000km
降轨再入	139	164	3459	远火点制动，降低近火点高度，满足着陆器再入要求，50~27700km
释放着陆器	0	1060	2399	距离火星表面 125km 处，释放着陆器
进入中继通信轨道	260	199	2200	两器达到安全距离后，环绕器迅速加速抬高轨道，进入中继通信轨道 265~15000km

图 12 所示为天问一号火星俘获段变轨示意图，与表 8 相关事件对应。

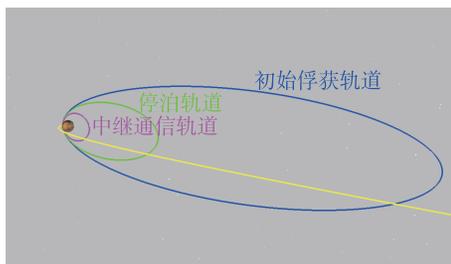


图 12 天问一号环火轨道变化示意图

Fig. 12 Schematic diagram of changes in orbit around Mars of Tianwen-1

天问一号首先环绕火星运行约 2.5 个月后，

着陆器与轨道器分离，择机登陆火星表面。天问一号着陆过程类似嫦娥三号，但与嫦娥三号不同的是，天问一号再入速度较大，而且火星上有大气，因此着陆器将充分利用大气进行减速；并且由于制动发动机位于火星车下部，减速着陆过程中，发动机喷流容易造成火星表面出现凹坑^[14]，导致着陆器着陆后有倾斜的风险。因此，为保证登陆安全，当着陆器离火星表面约 100m 高度时，着陆器将进行一段时间的悬停，以便选择合适的着陆点。此次天问一号预定火星表面着陆点为乌托邦平原南部，曾是海盗 2 号的登陆点，乌托邦平原历史上曾经被洪水淹没，因此可以通过探测火星土壤下面结构来了解火星的地质历史。

毅力号登陆火星过程基本和好奇号相同，轨道制动前 10min，巡航级分离并在火星大气中烧

毁, 从轨道制动开始大约飞行 7min 后着陆。此次毅力号选取的登陆点为杰泽罗陨坑 (宽约 45km), 由遥远的一次陨石撞击火星表面造就。基于早期的火星探测经验, 推算杰泽罗陨坑远古时期可能存在一处湖泊和一处河流三角洲, 因此毅力号火

星车选取此着陆点, 有望搜寻到火星的远古生命, 并将采集样本, 计划最早于 2031 年由美国宇航局和欧洲航天局联合太空任务带回地球。

表 9 所示为毅力号和天问一号着陆过程中的一些关键事件节点及关键位置、速度参数说明。

表 9 毅力号和天问一号着陆关键任务节点

Tab. 9 The landing key mission nodes of Perseverance and Tianwen-1

毅力号			天问一号		
飞行事件	时间点	位置、速度等关键数值	飞行事件	时间点	位置、速度等关键数值
巡航级分离	-10min	—	环绕器分离	-2h	—
进入火星大气层	0	$V=5.9\text{km/s}, h=100\text{km}$	进入火星大气层	0	$V=4.8\text{km/s}, h=125\text{km}$
最大热流点	80s	2100°C	降落伞打开	280s	$V=460\text{m/s}, h=11\text{km}$
最大过载	90s	—	大底分离、着陆支腿打开, 降落伞分离、7500N 发动机开机	370s	$V=90\text{m/s}, h=1.5\text{km}$
降落伞打开	240s	$V=420\text{m/s}, h=11\text{km}$	动力减速段结束	460s	$V=3.6\text{m/s}, h=100\text{m}$
隔热板分离	260s	$V=161\text{m/s}, h=9.7\text{km}$	悬停避障结束	470s	7500N 发动机变推力调节 $V=0, h=100\text{m}$
雷达地面系统启动	350s	$h=4.2\text{km}$	发动机关机	530s	$V=0, h=2\text{m}$
后壳分离	355s	$h=2\text{km}, V=90\text{m/s}$	着陆支腿缓冲着陆	531s	$V=3.6\text{m/s}, h=0$
探测器与着陆级分离, 天空起重机点火	406s	$V=0.75\text{m/s}, h=21\text{m}$	—	—	—
制动结束					
探测器着陆, 天空起重机飞走	410s	$V=0, h=0$	—	—	—

由表 9 可知, 天问一号和毅力号再入过程极其相似, 但略有不同, 两者均采用了目前最先进水平的弹道-升力式再入模式^[15]。由于再入减速过程中均要用到减速伞, 因此均要面临解决配平攻角和与开伞所需要的零攻角之间的矛盾问题; 不同的是毅力号仍采用通过增加高配重的方法进行攻角的调整, 而天问一号创新地采用航空系统中应用的配平翼的方法解决了该问题, 只相当于毅力号的 1/10 配重质量。

表 10 给出了截至 2022 年着陆过火星的探测器在火星表面的登陆情况, 图 13 给出了火星探测器在火星表面的分布情况。由图 13 可知, 目前对火星的探测主要集中在火星的北半球, 由于火星北半球地表平整, 有利于火星车移动, 且由火星撞击的地质演化表明, 北半球的地表相对年轻。

表 10 各火星车登陆点及时间

Tab. 10 Landing point and time of each rover

火星车名称	登陆点	登陆点名称	登陆时间
海盗 1 号 Viking1	26.7°N 320°E	克里斯平原	1976 年 7 月 20 日
海盗 2 号 Viking2	49.7°N 118°E	乌托邦平原	1976 年 9 月 3 日
勇气号 Spirit	14.6°S 175.4°E	古谢夫陨石坑	2004 年 1 月 4 日
机遇号 Opportunity	0.12°N 357.5°E	老鹰撞击坑	2004 年 1 月 25 日
凤凰号 Phoenix	北极	北极	2008 年 5 月 25 日
好奇号 Curiosity	4.5°S 137.4°E	火星盖尔陨石坑	2012 年 8 月 6 日
洞察号 InSight	6°N 140°E	埃律西昂平原	2018 年 11 月 27 日
毅力号 Perseverance	18°N 77°E	杰泽罗陨坑	2021 年 2 月 18 日
祝融号 Zhurong	25.1°N 109.7°E	乌托邦平原南部	2021 年 5 月 15 日

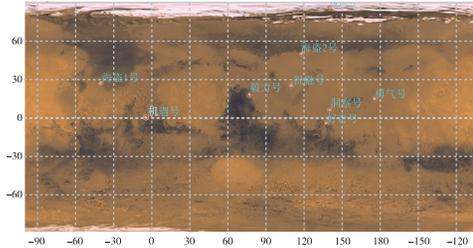


图 13 火星探测器着陆点分布

Fig. 13 Distribution of Mars rover landing sites

7 结 论

2020 年火星探测任务，三国根据自己的有效载荷质量及探测任务，合理地选择了最优的运载火箭。3 个火星探测任务目标虽然不同，但也有很多共同点，如此次均采用运载火箭将火星探测器直接送入逃逸轨道，3 个国家的探测器发射时间及到达火星时间非常接近，因此探测器的地火转移轨道很接近。由于具体目标和技术手段不同，阿联酋最终为环绕火星的探测器，美国直接登陆火星表面，而中国的火星探测无太多经验借鉴，属于首次登陆火星表面，需要在登陆前获取登陆点附近详细的地理环境参数和登陆条件考察，所以选择环绕火星数月后择机登陆的模式，因此会比毅力号晚几个月登陆火星表面。

3 个火星探测器的发射质量属中国最大，但是火星车的质量最大的为美国毅力号，因此毅力号携带的探测器种类更多。天问一号探测的圆满成功，标志着中国已经解决和掌握深空探测中的通信、控制、自主导航、火星再入、火星车巡视、热控等关键技术，中国未来在对火星全球观测有一定数据和技术积累后，也将采用直接登陆火星的探测模式。因为这样可以使得登陆火星表面的探测器质量最大，携带的有效载荷更多，从而更加全面地探测火星表面，追踪火星是否有生命的起源；同时需要改进火星车的能源模式，采用更加优越的核动力电池代替太阳帆板，以适应火星表面复杂的天气和地理环境。

截至 2021 年 5 月 15 日，希望号已经成功变为环火卫星，毅力号与祝融号火星车均已成功登陆火星表面，目前 3 个火星探测器运行正常，未来将会给人类提供更多关于火星的数据，逐步揭开火星这个红色星球的神秘面纱，为未来人类实现载人登火和返回、甚至移民火星奠定基础。

参考文献 (References)

- [1] 王帅. 阿联酋首个火星探测任务分析 [J]. 国际太空, 2020 (8): 37-42.
WANG S. Analysis of the first Mars exploration mission in the UAE [J]. International Space, 2020 (8): 37-42 (in Chinese).
- [2] NASA. MARS 2020 mission perseverance rover [EB/OL]. <https://mars.nasa.gov/mars2020/>. 2021-03-01.
- [3] 李云飞. 2015 年火星探测轨道设计 [C] //中国宇航学会深空探测技术专业委员会第九届学术年会, 北京, 2012.
LI Y F. 2015 Mars exploration orbit design [C] // Proceedings of the 9th Annual Conference of the Deep Space Exploration Technology Committee of the Chinese Astronautical Society. Beijing, 2012 (in Chinese).
- [4] GOODING R H. A procedure for the solution of Lambert's orbital boundary-value problem [J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 1990, 48 (2): 145-165.
- [5] 耿光有, 王珏, 宋强, 等. 世界典型火星探测发射轨道及窗口拓展分析 [J]. 导弹与航天运载技术, 2018, 359 (1): 18-23.
GENG G Y, WANG J, SONG Q, et al. Analysis of typical Earth-Mars launch trajectory on mission profiles and launch window extension [J]. Missiles and Space Vehicles, 2018, 359 (1): 18-23 (in Chinese).
- [6] 耿光有, 王珏, 侯锡云, 等. 长征运载火箭发射地火直接转移轨道研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46 (1): 20-28.
GENG G Y, WANG J, HOU X Y, et al. Study on Earth-to-Mars direct transfer trajectory by the Long March launch vehicle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46 (1): 20-28 (in Chinese).
- [7] 耿光有, 王珏, 张志国, 等. 深空机动对运载火箭发射火星探测轨道研究 [J]. 宇航学报, 2019, 40 (5): 117-125.
GENG G Y, WANG J, ZHANG Z G, et al. Research on deep space maneuver for Earth to Mars trajectory design of Long March launch vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40 (5): 117-125 (in Chinese).
- [8] 褚桂敏. 低温上面级滑行段的推进剂管理 [J]. 导弹与航天运载技术, 2007 (1): 27-31.
CHU G M. Propellant management of cryogenic upper stage during coast [J]. Missiles and Space Vehicles, 2007 (1): 27-31 (in Chinese).
- [9] 耿言, 周继时, 李莎, 等. 我国首次火星探测任务 [J]. 深空探测学报, 2018, 5 (5): 399-405.
GENG Y, ZHOU J S, LI S, et al. China's first Mars exploration mission [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5 (5): 399-405 (in Chinese).
- [10] 李春来, 刘建军, 耿言, 等. 中国首次火星探测任务科学目标与有效载荷配置 [J]. 深空探测学报, 2018, 5 (5): 406-413.

- LI C L, LIU J J, GENG Y, et al. Scientific objectives and payload configuration of China's first Mars exploration mission [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2018, 5 (5): 406-413 (in Chinese).
- [11] 朱岩, 白云飞, 王连国, 等. 中国首次火星探测工程有效载荷总体设计 [J]. *深空探测学报*, 2017, 4 (6): 510-514, 534.
- ZHU Y, BAI Y F, WANG L G, et al. Overall design of payload for China's first Mars exploration project [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, 4 (6): 510-514, 534 (in Chinese).
- [12] 刘适, 黄晓峰, 乔旭君. 火星探测进入、下降、着陆过程通信方案 [J]. *航天器工程*, 2015, 24 (4): 94-101.
- LIU S, HUANG X F, QIAO X J. Communication scheme during Mars exploration, entry, descent, and landing [J]. *Spacecraft Engineering*, 2015, 24 (4): 94-101 (in Chinese).
- [13] 宝音贺西, 马鹏斌. 火星探测器自主导航方法综述 [J]. *飞控与探测*, 2018, 1 (1): 34-40.
- BAOYIN H X, MA P B. Overview of autonomous navigation methods for Mars probe [J]. *Flight Control & Detection*, 2018, 1 (1): 34-40 (in Chinese).
- [14] 欧阳自远, 肖福根. 火星及其环境 [J]. *航天器环境工程*, 2012, 29 (6): 591-601.
- OUYANG Z Y, XIAO F G. Mars and its environment [J]. *Spacecraft Environmental Engineering*, 2012, 29 (6): 591-601 (in Chinese).
- [15] 杨肖峰, 唐伟, 桂业伟, 等. 火星探测着陆器气动布局研究 [J]. *载人航天*, 2015, 21 (4): 413-417.
- YANG X F, TANG W, GUI Y W, et al. Research on aerodynamic layout of Mars exploration lander [J]. *Manned Spaceflight*, 2015, 21 (4): 413-417 (in Chinese).