



天问一号火星进入、下降与着陆系统设计与实现

饶炜¹, 孙泽洲¹, 董捷^{1*}, 王闯¹, 陈刚², 刘国强¹

1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

2. 探月与航天工程中心, 北京 100190

* E-mail: donghn13@163.com

收稿日期: 2021-11-29; 接受日期: 2022-04-13; 网络版发表日期: 2022-08-03

行星探测重大工程资助项目

摘要 首先针对天问一号火星进入、下降与着陆过程任务形式和工作环境, 分析了在系统设计和地面验证方面的技术特点与难点; 然后介绍了天问一号探测器完成进入、下降与着陆过程涉及的系统组成和主要构型, 对大气进入前飞行、气动减速、降落伞减速、动力减速与着陆缓冲五个阶段以及着陆区选择过程的设计方案、地面仿真与试验验证情况进行了探讨; 最后给出了在轨实际飞行结果, 验证了系统设计的正确性。

关键词 天问一号, 火星, 进入、下降与着陆

1 引言

截至2021年底, 国际上共研制并发射了19个用于火星表面着陆的探测器。由于火星探测环境复杂, 不确定因素多, 仅有10个探测器实现了成功着陆, 成功率仅约52%, 任务风险极高。

为实现火星探测的跨越式发展, 中国首次火星探测任务采用一次发射实现火星环绕、着陆和巡视的探测方式^[1], 任务起点高, 发射规模大, 探测器系统构型复杂。采用了“探测器先环火, 择机分离着陆器进入火星大气减速”的技术路线: 环绕器需要在两器分离前完成变轨、状态设置等着陆前准备工作; 两器分离后至着陆过程中, 着陆器只具备与环绕器之间中继通信能力, 不直接对地通信, 因此地面也不具备对着陆器直接测定轨条件。相比当前国外火星着陆任务使用较多

的“直接进入火星大气减速”方案, 其主要优势是着陆器不需要执行分离后的降轨控制, 同时降低了进入火星大气时的初始速度, 从而一定程度上降低了减速控制、防热等进入、下降与着陆(EDL)系统设计难度。

天问一号在进入方式、气动外形、气动力偏差分析、着陆精度等方面与国外主要着陆任务对比情况见表1, 已达到与国外相当的技术水平。

本文针对环境特殊性带来的设计与验证复杂性, 结合国外典型火星着陆任务分析研究了中国天问一号火星探测器EDL过程关键环节的系统设计方案、验证方法以及在轨飞行结果。

2 EDL任务特点与难点

天问一号EDL任务特点与难点体现在环境条件的

引用格式: 饶炜, 孙泽洲, 董捷, 等. 天问一号火星进入、下降与着陆系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2022, 52: 1162–1174

Rao W, Sun Z Z, Dong J, et al. Design and implementation of the Mars entry, descent, and landing system for the Tianwen-1 mission (in Chinese). Sci Sin Tech, 2022, 52: 1162–1174, doi: 10.1360/SST-2021-0548

表 1 EDL过程对比

Table 1 EDL process comparison

项目	凤凰号 ^[2,3] (Phoenix)	好奇号(MSL) ^[4-6] /毅力号(Mars 2020) ^[7-9]	天问一号(TW-1)
任务形式	着陆	巡视	环绕+着陆巡视
进入方式	地火转移直接进入弹道式	地火转移直接进入弹道-升力式	环火后进入弹道-升力式
着陆/进入质量比	63.5%	46.7%/54.5%	60.7%
开伞触发	过载	马赫数(好奇号) 距离(毅力号)	马赫数+速度增量累计
配平攻角调整方式	—	弹射配重块(约300 kg)	展开配平翼(11 kg)
大底分离触发	时间	马赫数	速度增量累计 时间上下限
气动力偏差预测	—	$Ma < 5$, 10% $Ma \geq 5$, 3%	$Ma < 5$, 4.8% $Ma \geq 5$, 2.8%
着陆方式	腿式缓冲 触火关机(触火信号)	空中吊车	腿式缓冲 触火关机 (触火信号+加速度+时间)
理论着陆精度 (km)	100×20	20×10 (好奇号) 7.7×6.6 (毅力号)	50×20
实际落点误差 (km)	21.6	2.2 (好奇号) 1.8 (毅力号)	3.1

特殊性以及由此带来的对系统设计和地面验证的影响。

2.1 环境条件及对设计的影响

(1) 自然环境

火星探测器在地火转移期间, 太阳辐照强度变化大^[10], 平均太阳辐照强度由1366 W/m²减至500~700 W/m²。在探测器巡航飞行长期对日定向姿态下, 受到太阳辐照强度大范围的动态变化影响。在与环绕器分离前, 着陆器供电可由环绕器负责; 因此在背罩长期受照条件下, 设计难点集中在着陆器散热方式。

火星大气稀薄(密度约为地球的1%)且随季节、昼夜、火星尘暴变化较大^[10]。因此进入过程经气动外形减速、降落伞减速后, 稳降速度仍达不到安全着陆要求, 必须再采用反推发动机、着陆缓冲机构等减速方式。各类参数的不确定性与设计约束将影响各阶段的任务实现及各关键环节切换, 相应任务剖面 and 指标体系设计国内没有成功型号可参照, 对多级减速措施的集成技术基础较为薄弱。

火星大气成分(95%为CO₂)与地球不同, 且有更大的不确定性, 在天问一号任务之前国内没有经过飞行验证的数据。在进入方式选择、气动外形设计、气动力热参数预测、防热设计等方面需要针对性开展研究。

国内缺乏火星形貌的第一手数据, 根据国外公布的探测结果, 火星地形呈北低南高不对称结构, 北半球平原多, 南半球以高地为主。表面岩石、沟壑、沙丘等地貌特征显著, 比月球更为复杂。其中大于0.2~0.5 m石块的覆盖率为1%, 约为月面石块覆盖率的2倍, 最大达到14%~16%^[11]。因此需要基于已有的地形原始数据并安排在轨详细探测建立工程分析模型, 在充分考虑着陆安全性等因素下合理选择着陆区, 同时在着陆过程中具备自主规避表面障碍的功能。

(2) 诱导环境

探测器自身工作或使用条件也会带来特殊的诱导环境, 其对设计影响也需要给以高度关注, 典型的环境影响如下。

初始大气进入角等条件散布、气动减速段表面流动状态(层流或湍流)直接影响气动减速阶段峰值过载、热流和总吸热量, 需要充分考虑偏差包络作为防热设计的输入。

在气动减速阶段, 推力器点火喷流与外界流场相互作用会产生复杂气动力/热效应, 在小推力姿控推力器工作时会发生控制力/力矩损失或极性反向^[12], 同时推力器附近防热结构表面热流也将明显增大。

开伞初期带来的低频瞬态大冲击载荷可能会引起惯性测量单元(IMU)等导航敏感器饱和^[13], 影响导航性能和降落伞工作过程的正常时序。

大底分离环节马赫数和姿态角速度条件, 会对大底、降落伞-进入舱组合体分离后的两者相对运动状态产生影响^[6], 存在碰撞风险。

降落伞-背罩组合体与着陆器分离后, 在水平速度较小时存在两者再次接触的可能, 需要设计相应的规避方案^[4,12]。

由于EDL经历火工品起爆环节多, 受着陆器舱容限制, 电子设备会很大程度受到火工品起爆冲击影响, 需要开展适应性设计, 保证稳定可靠工作^[14]。

2.2 地面验证的复杂性

正是由于火星环境的特殊性, 在地面开展全过程全时序试验验证的难度和代价极大, 国内还没有相关的研制基础。只能先通过有限的地面试验获取和验证关键系统的模型参数, 然后建立完整的分析模型开展大量的全系统全数字动力学打靶仿真计算; 最后以数字化的动力学环境产生敏感器、计算机等关键电子单机的电激励, 通过结合正常飞行与故障工况的半物理试验完成对EDL全过程的闭环验证^[15]。

3 系统组成与构型

根据天问一号飞行任务, 火星探测器由着陆巡视器和环绕器组成, 其中着陆巡视器包含进入舱和火星车两部分, 进入舱从构型上由大底、背罩、着陆平台组成。背罩通过4件火工锁与着陆平台连接, 大底通过4件火工锁与着陆平台连接, 着陆平台位于进入舱内部(图1)。

EDL功能由进入舱完成, 共涉及进入舱GNC、推进、数管、结构机构、着陆缓冲、伞系减速等11个分系统。关键系统组成及信息接口见图2。其中, 进入下降控制单元(EDCU)为EDL过程制导、导航与控制的核心。

数管负责完成着陆前信息管理: 获取环绕器转发的指令, 组帧向环绕器发送下行遥测。此外, 在配平翼展开、降落伞弹射、大底分离等关键环节接收EDCU指令驱动相应的火工品起爆。

轨道和姿态控制发动机包括7500 N变推力发动机、20台250 N+6台25 N姿控推力器; 为减小推进剂晃动影响, 采用4个金属膜片贮箱。为适应进入舱内部空间限制, 在探月工程7500 N变推力发动机产品基础上,

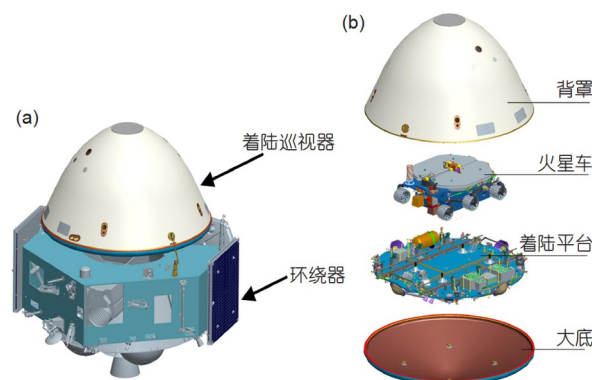


图1 (网络版彩图)系统组成。(a) 探测器组成; (b) 着陆巡视器组成

Figure 1 (Color online) System composition. (a) Composition of the probe; (b) composition of the lander and the rover.

将喷管截短并采用中室压双组元推进系统弥补推力损失。

EDL过程包括气动减速、降落伞减速、动力下降和着陆缓冲4个阶段。各阶段主要构型见图3~5。其中, 气动减速过程利用通过背罩对外连通的推力器进行姿态控制(图3(c)), 三个轴向配置了6台25 N推力器和6台250 N推力器。

4 关键环节设计方案

4.1 大气进入前

4.1.1 主要飞行过程

“天问一号”探测器在地火转移轨道上飞行202天, 期间经过4次中途修正和1次深空机动, 在近火点处实施第1次近火制动被火星捕获, 随后经过1次远火点平面机动和2次近火制动, 进入周期2天的环火停泊轨道。该轨道运行80天, 对着陆区地形地貌、尘暴进行详查, 评估预选着陆点安全性; 完成IMU标定、各产品状态确认。

通过地火转移各次中途修正、远火平面机动和近火制动、最后1次停泊段轨道维持、降轨动作逐渐逼近并最终实现大气进入点条件。

在首选进入窗口近火点前约6 h, 探测器实施降低近火点高度变轨(简称“降轨”), 由停泊轨道转为进入轨道; 大气进入点前约3 h, 环绕器与着陆巡视器分离; 着陆巡视器建立中继通信姿态, 巡航飞行至大气进入点; 大气进入点前约2.5 h, 环绕器自主升轨回到停泊轨道,

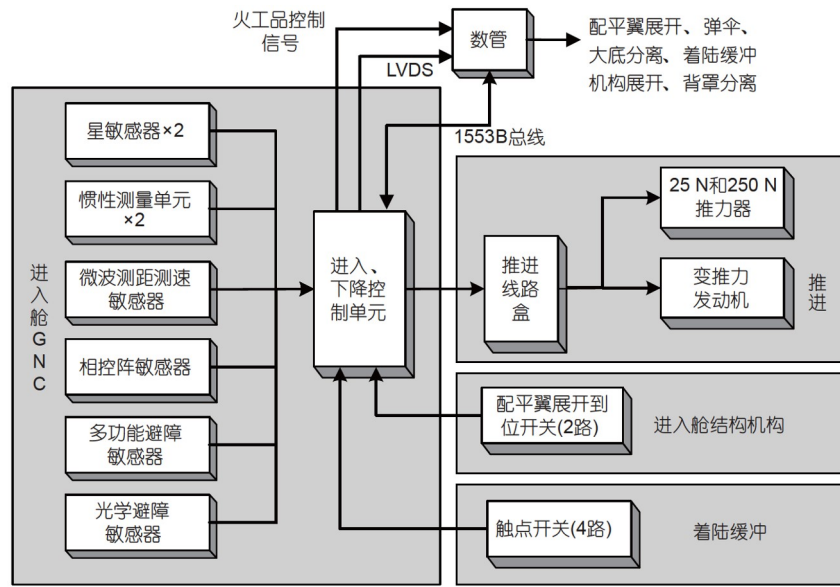


图 2 关键系统组成及信息接口

Figure 2 Key system composite and information interface.

支持器间UHF中继通信。

为提高可靠性, 在降轨前约2.5 h接通着陆巡视器推进气路和液路, 完成推进系统预增压, 在两器分离

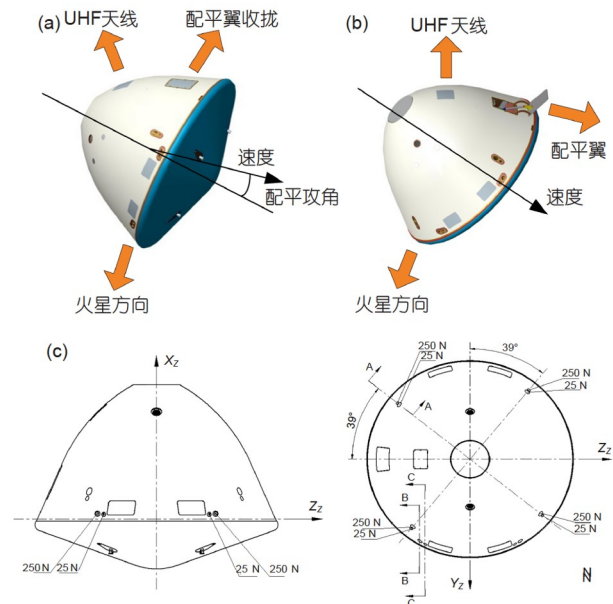


图 3 (网络版彩图)气动减速(进入)构型及飞行姿态. (a) 配平翼展开前; (b) 配平翼展开后; (c) 背罩推力器布局

Figure 3 (Color online) Entry configuration and flight attitude. (a) Configuration before trim-tab deployment; (b) configuration after trim-tab deployment; (c) backshell thrusters' configuration.

后至大气进入前采用落压模式; EDL阶段采用恒压模式, 保证推力器和发动机推力满足使用要求。

着陆巡视器与环绕器分离后, EDCU采集数管通过1553B总线转发的分离信号启动建立器间中继通信姿态并保持。从火星大气进入点前10 s开始自主由中继通信姿态调整至进入火星大气初始姿态, 稀薄大气阶段通过姿态控制保持目标配平攻角。

由于无法类似探月任务依靠地面测控提供大气进入点的轨道预报参数^[16], 着陆巡视器在降轨前(11 min)开始基于轨道预报数据和IMU测量结果自主导航递推至大气进入点。

4.1.2 地火转移段热控设计

针对地火转移太阳辐照大动态范围, 着陆巡视器外表面设计了一种低吸收、低发射涂层^[17]。其太阳吸收比为 0.19 ± 0.02 , 红外半球发射率在0.2~0.4范围。在整个飞行过程中该涂层性能稳定, 显示了较好的环境适应性, 保障了着陆巡视器内部设备的温度条件。

4.1.3 EDL前关键决策和处置

为保证安全实施降轨、两器分离和升轨, 对降轨、两器分离两个关键环节设置了判断与决策点。

在降轨前, 着陆巡视器完成自检、EDL状态设置,

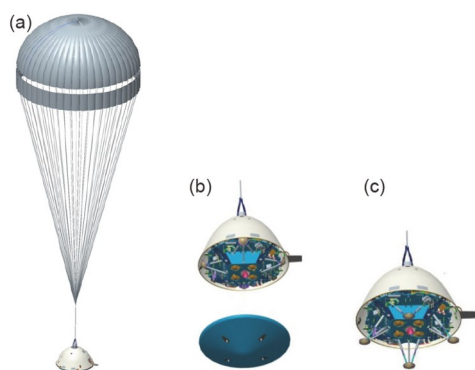


图4 (网络版彩图)降落伞减速构型. (a) 开伞后; (b) 大底分离; (c) 着陆腿展开

Figure 4 (Color online) Parachute descent configuration. (a) Parachute deployment; (b) heatshield separation; (c) leg deployments.



图5 (网络版彩图)动力下降和着陆缓冲构型

Figure 5 (Color online) Powered descent and landing buffering configuration.

环绕器完成轨控/两器分离状态设置后,由地面判断探测器是否满足降轨最低放行条件.若满足,正常自主执行降轨动作;若不满足,取消当圈的降轨并转入恢复程序.

执行降轨后,在两器分离前43 min(指令发送时间),地面经遥测数据判读满足“两器分离最低放行条件”后,发送允许两器分离指令,进而自主启动后续两器分离系列动作.存在以下2类情况取消两器分离,探测器继续执行升轨恢复至停泊轨道,地面上行指令恢复至巡航飞行状态.

(1) 若深空站测控跟踪出现异常,地面无法进行两器分离最低放行条件判定、无法正常发送允许分离指令;

(2) 在两器分离前43 min(指令发送时间),地面经数据判读确认不满足“两器分离最低放行条件”.

在故障处置结束后择机在备份进入窗口再次执行EDL前准备动作.

4.2 气动减速

4.2.1 进入方式

基于目前技术能力,火星大气进入方式主要有“弹道式”和“弹道-升力式”两种^[18].不同的进入方案将影响系统功能、配置、过载、防热、开伞高度、落点精度等诸多设计状态.探路者号、勇气号/机遇号、凤凰号/洞察号任务均为“弹道式”进入,火星科学实验室(MSL)任务和毅力号选择了“弹道-升力式”进入^[4],更好地保证了开伞高度和落点精度.

天问一号任务在进入方式对比分析时发现,大气、气动参数偏差增大至25%以上时,“弹道式”进入时开伞高度等关键指标已难以满足安全性要求;而对于“弹道-升力式”进入,安全性关键指标对大气与气动参数偏差并不十分敏感.为提高系统设计裕度和保证着陆任务安全性,最终进入方式选择了“弹道-升力式”方案.

4.2.2 气动外形设计

针对火星大气条件、进入方式及进入舱空间包络需求,在国际上首次创新性地设计了基于配平翼的“球锥大底+球锥后体”可变气动外形^[19].对比现有航天器再入大气外形设计,本任务采用的外形设计具有如下特点.

前体外形设计:对比球锥大底和球冠大底两种典型构型在高超声速状态下的阻力系数、质心配置性能和热流密度分布时发现,球锥大底外形的阻力系数更高、实现配平攻角需要的横向质心偏移量更小、静稳定性对纵向质心的敏感度更低,外形的升阻性能和稳定性更有优势.

后体外形设计:对比单锥、双锥、三锥、球锥等典型后体发现,球锥后体在结构承载效率、后体容积率、跨超声速区小攻角稳定性等方面优势明显.

配平翼设计:由于“弹道-升力式”进入存在的配平攻角会对开伞安全性产生“绳帆”影响^[20],需要在开伞前使得配平攻角回复至 0° 附近.MSL和毅力号是通过在开伞前弹出质量块调整横向质心实现攻角回零,但抛出质量代价较大(进入前初始质心偏置和开伞时恢复总计约300 kg)^[21].而天问一号着陆巡视器首次创新

提出了可展开配平翼布局方案,即在进入舱迎风侧壁加装一个翼板(图3(b))并在开伞前展开,通过翼板绕流带来的气动力矩变化,实现配平攻角回零,大幅降低了配平系统代价,整个配平翼系统的质量小于11 kg.

当在故障情况下配平翼未展开到位时,还设计了通过250 N推力器直接控制进入舱攻角回零的安全备份措施^[22].

4.2.3 防热设计

天问一号根据火星进入过程中低热流状态和CO₂介质特点,按照湍流预示条件开展防热设计.

大底选用嫦娥五号返回器侧壁防热材料^[23],以蜂窝增强低密度防热材料FG4作为大面积防热层,连续纤维增强烧蚀防热材料SPQ9和SPQ10用于局部埋件防热,整体防热采用等厚度设计.

背罩选用新研防热涂层TR37C,根据气动加热环境不同采用渐变厚度.背罩与大底的缝隙部位采用石英材质的柔性隔热垫进行热密封.

4.2.4 关键气动力热问题及影响

火星EDL过程涉及复杂的气动力热问题,主要包括气动噪声与脉动压力影响、姿控喷流的力/热效应以及配平翼气动载荷与气弹效应.

(1) 气动噪声与脉动压力

在亚跨超声速段,由于大钝头体流场分离会在舱体结构产生脉动压力,倍频程声压级在中心频率31.5 Hz频段最大达到约120 dB.通过对比分析,没有超出基于其他力学载荷环境制定的结构和敏感单机随机振动试验条件.

(2) 姿控喷流的力/热效应

根据计算流体力学(CFD)分析结果,超声速下各推力器各工况工作时引起的推力降低均不显著;250 N俯仰/偏航发动机、25 N/250 N滚转发动机在亚跨超声速各工况下喷流效率推力正常,而25 N俯仰/偏航方向推力器推力降低至20%以下.因此在控制策略设计上,在Ma3以下禁止使用25 N俯仰/偏航推力器.

不同工况下喷流干扰热环境数值模拟显示,背罩热环境会受到推力器喷流干扰而热流升高.特别是滚转推力器对背罩表面热环境干扰量和干扰区域较大.背罩大范围防热涂层TR37C材料无法耐受局部喷流干扰热流极限,因此推力器周边替换为TR-42A材料改善

温度条件.

(3) 配平翼气动载荷与气弹效应

考虑配平翼静气弹效应时,其气动载荷比刚体假设下的载荷平均增大20%.配平翼抖振气动阻尼在跨超声速下很低,结构振动因得不到足够的衰减,将逐渐发展成极限环振荡,其引起的动态载荷相对只考虑静气弹性,配平翼载荷增加55%.因此对翼板易破坏部位进行了加强设计,以保证结构强度.

4.2.5 气动减速制导控制

由于火星大气、气动等参数不确定性大,难以在星上建立精确动力学模型进行终端状态预测,因此参考MSL的成功经验^[5],气动减速制导选用基于标称轨迹的解析预测校正制导方法^[24],在满足开伞状态多种约束条件下实现较高的着陆精度.

进入后当阻力加速度达到0.2g时启动升力制导.当速度小于1700 m/s后,对倾侧角进行限幅以提高开伞高度.

在满足“弹道-升力式”进入制导控制能力(倾侧角参考剖面)基础上,根据开伞高度最高需求,在进入走廊内选取最优的标称进入角为-11.6°,最大允许偏差0.3°,满足最大过载、最大热流和总吸热量的约束条件.

4.2.6 开伞条件及触发方法

开伞环节设计上需要考虑开伞高度、开伞马赫数、开伞动压和开伞攻角条件.其中开伞高度直接影响降落伞减速和动力减速任务能否安全完成,开伞马赫数、开伞动压影响降落伞适应能力、背罩结构承载、开伞前舱体稳定性.开伞攻角直接影响降落伞开伞充气对称性和绳帆影响.其中,由于开伞高度无法直接测量,只能依靠惯性测量单元进行外推,偏差较大,目前开伞触发条件普遍基于动压或马赫数.美国毅力号以改善落点精度为目标尝试了基于距离触发的开伞策略^[25](<https://mars.nasa.gov/mars2020/mission/technology/#Range-Trigger>).

天问一号着陆巡视器采用“弹道-升力”进入方式,飞行时序上会先到达马赫数允许上限^[24],因此开伞触发可以选择马赫数作为判断条件.根据各项参数拉偏后的全系统打靶结果,在轨最终选择了Ma1.8,同时满足了开伞高度、马赫数和动压要求,以Ma1.8条件开

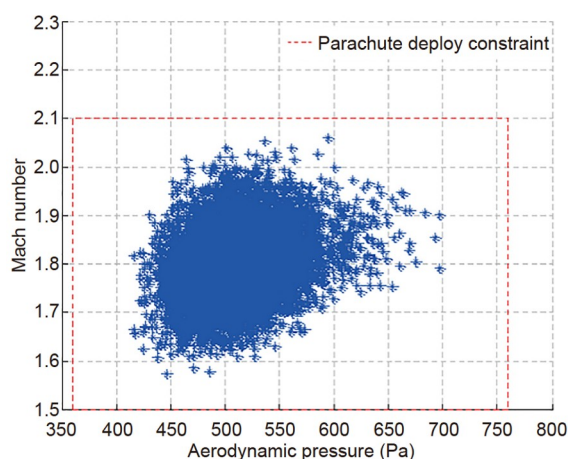


图6 (网络版彩图)马赫数-动压散布^[26]

Figure 6 (Color online) Mach number-aerodynamic pressure distributions^[26].

伞时仿真的动压和马赫数散布情况见图6。开伞攻角则通过4.2.2节介绍的展开配平翼方式予以保证。

4.3 降落伞减速

在降落伞充气展开后, 着陆巡视器将根据触发逻辑依次执行大底分离、着陆缓冲机构展开、微波雷达启动测量等动作。

4.3.1 降落伞系统设计

降落伞减速方式通常分为一级减速和二级减速两种。美国的着陆任务均采用一级减速; 欧空局ExoMars 2022任务(原计划2018年发射, 目前发射时间未定)考虑采用一级减速方案时降落伞规模较大, 选择了两级减速方案^[27], 但整个开伞过程较为复杂, 在2020年高空开伞试验初期发生伞衣出伞包时破损的情况。

天问一号任务为提高安全性, 采用了成熟的一级减速方案, 选用类似MSL任务的“盘-缝-带”减速伞和弹射出伞方案。综合降落伞和背罩结构载荷承受能力、动力下降减速能力, 确定了降落伞名义面积(200 m²), 确保了降落伞减速和动力减速两个阶段关键系统指标满足要求。

在伞降阶段, 降落伞下方悬吊进入舱(前体), 来流经过进入舱后产生的尾流会对降落伞工作性能产生影响, 在接近1倍音速时阻力性能有明显降低, 通常通过设计拖曳比^[28]来减少前体尾流影响。天问一号任务降落伞在进行大量的流固耦合仿真分析、风洞试验和高

空开伞试验后, 拖曳比最终选定为10。

4.3.2 降落伞动态特性

根据国内外火星着陆任务仿真、地面试验和在轨飞行结果, 在超音速开伞初期会出现降落伞喘振现象^[29], 即降落伞投影面积高频振动。其主要影响是带来背罩结构载荷增大, 进入舱角速度波动剧烈。图7显示了天问一号高空开伞试验某一工况(Ma 2.48, 动压766 Pa)时开伞下开伞力随时间变化情况, 在 Ma 1.4以上开伞力波动逐渐增大。根据蒙特卡罗随机打靶结果, 以 Ma 2.0开伞时, 开伞过程角速度峰值达到600°/s以上。

ExoMars 2016着陆器设计时未充分考虑开伞初期动态特性, 陀螺发生饱和, 造成导航异常过早关闭减速发动机, 导致着陆器坠毁^[13]。此外, 自主故障处置能力欠缺, 没有系统重构措施以保证着陆安全。

天问一号任务设计了基于微波雷达数据重新确定姿态基准的自主策略以应对IMU饱和, 并实现在轨成功应用。其基本方法为: 如舱体角速度过大致陀螺饱和和无法导航, 首先采用速率阻尼降低角速度, 而后综合微波雷达波束测量结果, 计算相对火星地平的姿态信息(图8)以重建导航初值^[30]。该方法可以获取相对当地水平方向(两个轴)的姿态角信息, 作为备份导航策略已可以满足安全着陆任务要求。

4.3.3 大底分离

大底分离是在开伞后至背罩分离前执行, 完成大底分离并与进入舱处于安全距离后, 微波雷达才能开

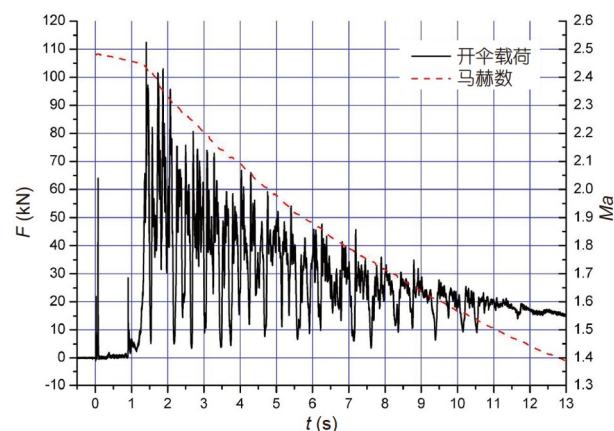


图7 (网络版彩图)喘振引起的开伞力波动示意图

Figure 7 (Color online) Opening force arising from area oscillations.

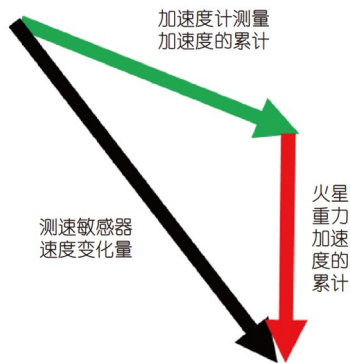


图 8 (网络版彩图)备份导航基本原理

Figure 8 (Color online) The fundamental principle of backup navigation.

始测量相对火面距离和速度。大底分离需要满足以下条件^[6]。

(1) 保证分离安全性

分离机构需创造初始分离速度,同时分离时角速度控制在一定范围,避免近场流场特性使大底回流与进入舱碰撞;降落伞-进入舱组合体与大底间有足够的弹道系数差保证远场正向分离状态。

(2) 保证微波雷达测量有效性

大底分离后至背罩分离前,考虑进入舱上利用微波测量数据修正IMU的计算收敛过程,需保证微波雷达相对火面测量有足够时间;同时雷达开始测量时间不宜过早,以防止大底与进入舱距离较近时,雷达波束投射至大底损坏产品或返回错误测距数据,影响正常导航^[31]。

天问一号任务在分离大底时采用了相对较大的分离速度(约5 m/s);同时在飞行马赫数低于0.8时,进入舱角速度将降低至100°/s以下、分离后降落伞-进入舱组合体与大底的弹道系数差可满足正向分离。在设计大底分离触发条件时,为防止IMU饱和影响导航结果,通过打靶分析将马赫数小于0.8转换为开伞后的最大允许速度增量 ΔV ;采用“以 ΔV 触发”、“时间区间”相结合的方式触发大底分离,实现了伞降动态环境下的安全分离,保证了微波雷达对远场快速分离和测量时间的要求。

4.4 动力下降

4.4.1 背罩分离与背罩规避

天问一号任务背罩分离触发基于距火星表面高度

和速度综合判定。分离时初始高度范围为1~2 km,降落伞稳降速度小于95 m/s,以满足后续动力减速高程安全性要求。

为防止分离后着陆平台与背罩再次碰撞,首次采用“背罩规避+光学相机粗避障”综合确定安全着陆区的方法:若背罩分离时刻水平速度 ≥ 25 m/s,则不执行背罩规避机动控制,等待进入舱到达预定约800 m高度利用光学相机识别安全点执行粗避障^[32,33];否则,执行背罩规避机动控制,结合光学相机粗避障成像综合确定安全着陆区,具体区域选择方法如下。

在背罩分离前距火面6 km高度时,记录进入舱位置A,背罩分离后记录进入舱位置B。利用光学相机对着陆区成像,其中L1线-L2线划定区域为易碰撞区域,在L1线-L2线外侧(距A1ABB1平面200 m外)选取粗避障的安全区域(图9)^[34]。其中,A1,B1为位置A和位置B在火面的投影。

天问一号任务在探月工程中采用的激光三维敏感器自主精避障技术^[32,33]基础上,利用光学双目成像技术对激光成像进行了备份^[34]:在激光三维成像敏感器未获取安全点时切换至光学相机成像再次计算安全点;同时新增了在发生平移避障推力器故障、EDCU计算机复位、7500 N发动机无推力情况下的自主应急处置功能,进一步提高了精避障任务的可靠性。

4.5 着陆缓冲

天问一号任务受构型布局等约束限制,无法类似探月任务配置伽马相机敏感器,因此无法在接触火星表面前实现发动机关机^[32],只能选择基于着陆缓冲机

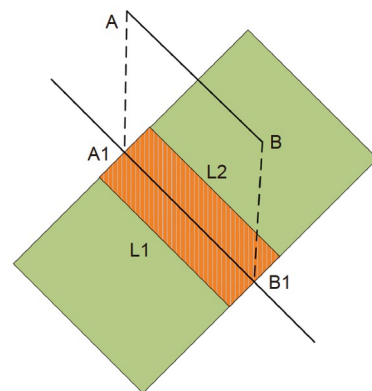


图 9 (网络版彩图)背罩规避区域

Figure 9 (Color online) Backshell avoidance area.

构的接触火面关机方式^[35]。综合判断“触火开关触发数量”、“触火过程反推加速度”、“接触火面计时”三种信息实现在轨安全关机。其中针对反推加速度的判断阈值,地面开展了不同触火条件和土壤特性的触火安全性仿真分析^[36],并经过外场试验器完成触火工况验证,获取了有效的星上判断参数。

4.6 大动态条件下的安全性设计

针对EDL阶段特殊的动力学环境,结合高精度动力学和羽流分析模型,确定了在弹伞、大底分离、背罩分离、触火关机关键动作停止姿态控制的策略,在有效抑制喷气伴生力热效应前提下实现了关键环节姿态安全控制;此外,设计了数管与GNC异构触发弹伞、大底分离、背罩分离等动作火工品起爆,动作期间继电器与推进阀门状态强制保持、动作后定时状态恢复的三阶段保障方法,实现了EDL复杂力学环境下设备连续稳定工作。

4.7 着陆区选择

根据国际火星探测任务对着陆点的选取情况^[37-39],如何实现火星安全着陆和保证火面工作条件是着陆点选择的重要考虑因素,通常都是在保证着陆安全的前提下进一步寻找满足科学目标的着陆点。

火星地表环境多样复杂,决策火星着陆点选择的工程约束多,很大程度上依赖于对火星表面地形图像、高程数据等信息的掌握。在天问一号任务发射之前覆盖火面大范围区域的高分辨率数据极为有限,如何在探测器发射前基于这些数据确定候选着陆区是任务顶层设计的主要难点之一。

在天问一号工程研制初期,首先基于对火星地理环境的基础认知和初步的环境数据,根据轨道可达性、影响EDL减速着陆的地形高程、火星车工作所需的能源和温度、可能的沙尘覆盖情况等几个主要约束确定了可行的大范围着陆区域^[40]。

进一步搜集大范围着陆区中已有的各类图像和高程数据开展坡度分析,利用红外图像数据(基于海盗号红外热成像仪探测结果)进行石块丰度分析。以坡度为主要评价因素,并以石块丰度小于10%为约束,得到可行的候选着陆区域。对这些可行的着陆区,进一步确认是否满足沙尘覆盖、水平风速、微波后向散射条件,如不满足则剔除。

再考虑着陆任务安全性,以石块丰度按由小到大排序。在排序靠前的区域中,根据椭圆停泊轨道运动特性,首选着陆窗口选择的近火点火心纬度应较备选着陆窗口近火点的火心纬度更低。最终在探测器发射前选择的首选和备选着陆区如下:首选着陆区中心点为110.318°E, 24.748°N;备选着陆区中心点为131.626°E, 26.467°N;着陆椭圆范围为 ± 50 km(南北向) $\times \pm 20$ km(东西向)。

5 地面验证

针对EDL全过程各环节,天问一号任务从工作环境出发,设计了“单机-分系统-系统”不同层次的专项试验和仿真分析验证项目。通过试验与仿真的有机结合和互补,保证了EDL过程验证的充分性。

5.1 不同阶段的专项验证

(1) 气动减速段

利用数值模拟方法分析开展气动外形设计与优化、静态和动稳定性分析、分离环节、喷流效率等特殊气动问题分析。通过静态气动力测量、自由振动稳定性测量、大底分离测力、防热烧蚀试验等单机级风洞试验,以及空气和CO₂气氛环境对比试验,获取了火星环境下进入舱气动和防热性能参数。

(2) 降落伞减速段

针对降落伞弹射、开伞、大底分离、背罩分离等特殊动态环境,开展了流场等效的大底/背罩分离地面试验^[41]、降落伞高空开伞试验、IMU动态导航试验、外场挂飞试验等不同层次的专项试验;同时利用流固耦合仿真方法对降落伞弹射、拉直、充气全过程降落伞性能进行全面分析,利用试验数据对进入舱各安装界面进行动响应分析,最终建立了降落伞动力学模型、优化了大底/背罩分离条件、完善了伞降段导航与控制策略、制定了各单机试验条件。

(3) 动力减速段

开展了100 m以下悬停至着陆专项试验、推进系统试车、敏感器挂飞试验、扬尘对敏感器影响试验以及背罩规避等动力学仿真分析,对火星环境下GNC敏感器单机性能与系统避障功能、GNC与推进接口与协同能力进行了充分摸底与验证。

(4) 着陆缓冲段

通过在模拟火壤条件下的着陆缓冲机构组合缓冲试验、整器冲击试验、验证器触地关机试验、着陆稳定性打靶分析与试验, 对着陆缓冲机构、着陆稳定性、触火关机策略进行了全面验证。

5.2 全系统验证

由于上述专项验证无法实现全系统、全时序、大量工况的验证覆盖, 在天问一号任务研制过程中综合大气环境、气动、传感器、降落伞、发动机等关键要素参数, 建立了高置信度的全系统动力学数字仿真分析平台, 对EDL过程中配平翼展开、弹伞和开伞、大底分离、背罩分离、触火关机等关键动作, 开展了数十万次的打靶计算, 实现了覆盖正常时序、进入条件与环境/气动参数拉偏、产品故障等不同工况下的全面分析和验证。

在此基础上建立了半物理测试系统, 引入GNC和数管计算机、传感器、推进计算机等核心电子产品, 将动力学模型计算结果转换为GNC敏感器、计算机的激励信号开展系统闭环测试, 针对典型的飞行工况完成了正常与故障通信时序下的系统级验证。

6 主要在轨飞行结果

6.1 大气进入前

天问一号探测器在停泊轨道开展了预选着陆区的高分辨率成像探测, 生成了分辨率5 m的三维地形模型, 图像范围为60 km×150 km。以 3σ 打靶落点散布范围(22 km×56 km椭圆), 以坡度小于8°、石块丰度小于10%、撞击坑面积占比小于10%为评价指标对成像区域进行搜索, 结果表明原定着陆区仍满足安全要求。为最大程度保障着陆安全性, 最终在轨选择了风险指数最低的区域, 中心点位置微调至(109.931°E, 25.119°N)。

2021年5月15日1:16:54, “天问一号”探测器在停泊轨道实施降轨。降轨后, 探测器自主建立了两器分离姿态并对地通信。地面判断探测器状态正常, 满足执行两器分离条件后, 上注允许两器分离指令。分离前正常完成了着陆巡视器转内电工作、两器供电接口分离, 5月15日4:18:54, 着陆巡视器与环绕器机械分离; 着陆巡视器历经约3 h飞行后, 到达火星EDL过程大气进入点。5月15日4:52:54环绕器开始执行升轨机动恢复至停泊轨道支持EDL阶段器间中继通信。

6.2 着陆巡视器进入下降与着陆

从大气进入开始至着陆, 整个EDL过程飞行时间共537 s, 其中气动减速段279 s、伞降减速段168 s和动力减速段90 s。EDL过程遥测状态正常, 气动减速过程中未发生“黑障”带来的遥测中断现象, 与地面仿真预示结论一致; 支持两器分离至着陆过程使用的锂氟化碳电池组最大放电深度为27%, 满足小于80%的指标要求。

6.2.1 气动减速段

(1) 气动热条件

根据进入过程测温传感器数据, 距大底表面1 mm处防热结构最高温度在465℃~870℃之间; 背罩1 mm深度处最高温度在123℃~229℃之间。进入舱迎风侧表面流动基本处于层流状态; 而大底和背罩背风面热流峰值与湍流预测曲线接近, 即背风面表面流动在主要的气动加热区已经转换。温度和热流条件与预示结果一致。

(2) 配平翼展开

当气动减速至2.8马赫数时, 发出了配平翼展开指令; 配平翼展开后, 着陆巡视器总攻角迅速减小至0°附近(图10), 为降落伞打开创造了有利的条件。

6.2.2 降落伞减速段

(1) 弹伞和开伞

当马赫数小于1.8(高度约为13 km、动压361.4 Pa)时, 降落伞打开指令发出, 进入伞降减速段; 降落伞充气状态良好, 降落伞最大开伞过载为8.6g(图11), 开伞力

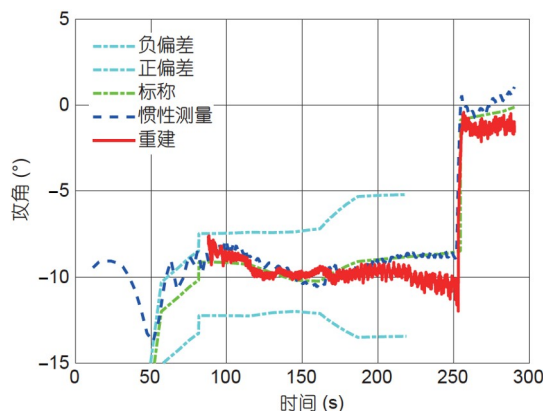


图 10 (网络版彩图) 气动减速段飞行攻角^[42]

Figure 10 (Color online) Flight attack angle in aerodynamic deceleration phase^[42].

为 98 ± 7.5 kN. 亚音速稳降时的阻力系数为 0.56 ± 0.05 , 与设计值相符.

(2) 大底分离

开伞后20 s, 马赫数降至0.5左右, 发出了抛大底指令. 抛大底后10 s着陆缓冲机构展开.

(3) 背罩分离

当高度降至约1.3 km、速度约61 m/s时, 降落伞-背罩组合体与着陆平台分离, 分离动作正常完成.

6.2.3 动力减速和着陆缓冲段

动力减速初期, 着陆平台基于光学成像传感器给出了安全着陆点, 并执行了背罩规避机动. 根据着陆后图像辨识结果, 最终着陆平台与降落伞-背罩组合体相对距离约350 m; 在100 m悬停阶段, 着陆平台基于避障传感器确定了最终安全着陆点, 转入避障机动段, 向东运动了6.2 m, 向北运动了4 m后, 到达最终着陆点上方; 缓速下降段着陆平台以约1.5 m/s垂向速度缓速下降, 遥测显示4个触火传感器同时有效, 关闭主发动机, 最终实现安全软着陆至火星乌托邦平原南部的目标着陆区: 接触火面时水平速度小于0.16 m/s, 姿态误差小于 0.1° , 落点精度为 $3.1 \text{ km} \times 0.2 \text{ km}$. 各项指标均满足任务要求.

7 结论

针对火星进入、下降与着陆过程的技术特点与难

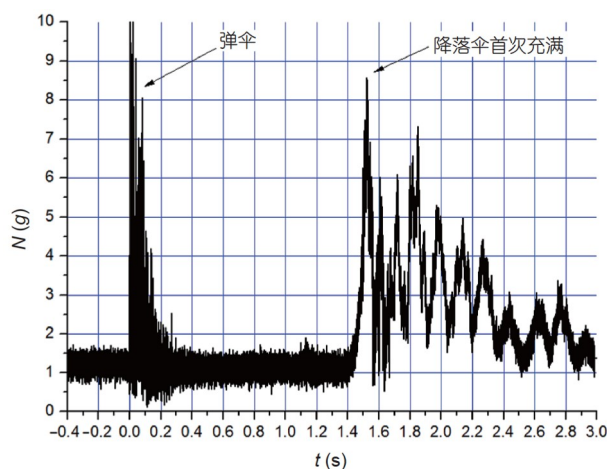


图 11 (网络版彩图)弹伞后进入舱过载^[43]

Figure 11 (Color online) Entry module overload after mortaring the parachute [43].

点, 天问一号任务在飞程序、热控、气动外形与力/热条件、制导导航与控制、降落伞、EDL各阶段转换策略等方面开展了针对性设计, 并通过仿真和试验进行了验证. 在轨飞行结果表明, 器上设备按照设计状态完成了各环节动作, 验证了系统设计的正确性, 基于配平翼的“弹道-升力式”气动减速控制、着陆/进入质量比、气动力预测、落点精度等EDL综合技术水平达到国际先进水平, 其设计与验证经验可以为后续火星着陆任务提供参考与借鉴.

参考文献

- Ye P J, Sun Z Z, Rao W, et al. Mission overview and key technologies of the first Mars probe of China. *Sci China Tech Sci*, 2017, 60: 649–657
- Prince J L, Desai P N, Queen E M, et al. Entry, descent, and landing operations analysis for the Mars Phoenix lander. *J Spacecraft Rockets*, 2011, 48: 778–783
- Adams D S. Phoenix Mars scout landing risk assessment. In: IEEE Aerospace Conference. Big Sky, 2008
- Martin M S, Mendeck G F, Brugarolas P B, et al. In-flight experience of the Mars Science Laboratory guidance, navigation, and control system for entry, descent, and landing. *CEAS Space J*, 2015, 7: 119–142
- Schoenenberger M, Dyakonov A, Buning P, et al. Aerodynamic challenges for the Mars Science Laboratory entry descent and landing. In: Proceedings of the 4th AIAA CFD Drag Prediction Workshop. San Antonio, 2009
- Kipp D, Martin M S, Essmiller J, et al. Mars Science Laboratory entry, descent, and landing triggers. In: IEEE Aerospace Conference. Big Sky, 2007
- Way D W, Dutta S, Zumwalt C H, et al. Assessment of the Mars 2020 entry, descent and landing simulation. In: AIAA SciTech Forum. San Diego, 2022
- NASA. Mars perseverance press kit. Technical Report. 2021
- NASA. Mars 2020 Perseverance Launch Press Kit. Technical Report. 2020

- 10 Cai Z B, Qu S J. Space environment characteristics and key points in space environmental protection design for Mars probe mission (in Chinese). *Spacecr Environ Eng*, 2019, 36: 542–548 [蔡震波, 曲少杰. 火星探测器全任务期空间环境特征与防护要点. *航天器环境工程*, 2019, 36: 542–548]
- 11 Golombek M P, Cook R A, Moore H J, et al. Selection of the Mars Pathfinder landing site. *J Geophys Res*, 1997, 102: 3967–3988
- 12 Grover M R, Cichy B D, Desai P N. Overview of the Phoenix entry, descent and landing system architecture. In: *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*. Honolulu, 2008
- 13 Bonetti D, De Zaiacomo G, Blanco G, et al. ExoMars 2016: Schiaparelli coasting, entry and descent post flight mission analysis. *Acta Astronaut*, 2018, 149: 93–105
- 14 Dong J, Rao W, Wang C, et al. Environmental characteristics and impact analysis of Mars landing mission (in Chinese). *Aerosp China*, 2021, 6: 39–43 [董捷, 饶炜, 王闯, 等. 火星着陆任务环境特点及影响分析. *中国航天*, 2021, 6: 39–43]
- 15 Kornfeld R P, Prakash R, Devereaux A S, et al. Verification and validation of the Mars Science Laboratory/Curiosity rover entry, descent, and landing system. *J Spacecr Rockets*, 2014, 51: 1251–1269
- 16 Zhang H H, Guan Y F, Huang X Y, et al. Guidance navigation and control for Chang'E-3 powered descent (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2014, 44: 377–384 [张洪华, 关轶峰, 黄翔宇, 等. 嫦娥三号着陆器动力下降的制导导航与控制. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44: 377–384]
- 17 Yu D Y, Qiu J W, Xiang Y C. Research status and development trend of thermal control materials in deep space extreme thermal environment (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2021, 8: 447–453 [于登云, 邱家稳, 向艳超. 深空极端热环境下热控材料研究现状与发展趋势. *深空探测学报*, 2021, 8: 447–453]
- 18 Rao W, Sun Z Z, Meng L Z, et al. Analysis and design for the Mars entry, descent and landing mission (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2016, 3: 121–128 [饶炜, 孙泽洲, 孟林智, 等. 火星着陆探测任务关键环节技术途径分析. *深空探测学报*, 2016, 3: 121–128]
- 19 Li Q, Rao W, Cheng X, et al. Aerodynamic design, analysis, and validation techniques for the Tianwen-1 entry module. *Astrodynamics*, 2022, 6: 39–52
- 20 Lu Y Y, Rong W, Wu S T. Study on line sail during Mars probe parachute deployment (in Chinese). *J Astronaut*, 2014, 35: 1238–1244 [鲁媛媛, 荣伟, 吴世通. 火星探测器降落伞拉直过程中的“绳帆”现象研究. *宇航学报*, 2014, 35: 1238–1244]
- 21 Steltzner A D, Miguel San Martin A, Rivellini T P, et al. Mars Science Laboratory entry, descent, and landing system development challenges. *J Spacecr Rockets*, 2014, 51: 994–1003
- 22 Hu J, Huang X, Li M, et al. Entry vehicle control system design for the Tianwen-1 mission. *Astrodynamics*, 2022, 6: 27–37
- 23 Dong Y Z, Liu F, Yang C H, et al. Design and verification of the TPS of the circumlunar free return and reentry flight vehicle for the 3rd phase of Chinese lunar exploration program (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 151–159 [董彦之, 刘峰, 杨昌昊, 等. 探月工程三期月地高速再入返回飞行器防热系统设计与验证. *中国科学: 技术科学*, 2015, 45: 151–159]
- 24 Guo M, Huang X, Li M, et al. Adaptive entry guidance for the Tianwen-1 mission. *Astrodynamics*, 2022, 6: 17–26
- 25 Dutta S, Way D W. Comparison of the effects of velocity and range triggers on trajectory dispersions for the Mars 2020 mission. In: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Grapevine, 2017
- 26 Xu C, Huang X, Guo M, et al. End-to-end Mars entry, descent, and landing modeling and simulations for Tianwen-1 guidance, navigation, and control system. *Astrodynamics*, 2022, 6: 53–67
- 27 Musetti B, Vinai B, Allasio A, et al. The ExoMars 2018 mission. In: *Proceedings of the 65th International Astronautical Congress (IAC)*. Toronto, 2017
- 28 Yu L. *Aerodynamic Deceleration Technology* (in Chinese). Beijing: Science Press, 2018 [余莉. 气动减速技术. 北京: 科学出版社, 2018]
- 29 Steltzner A, Kipp D, Chen A, et al. Mars Science Laboratory entry, descent, and landing system. In: *Proceedings of the IEEE Aerospace Conference*. Montana, 2006
- 30 Dong J, Rao W, Sun Z Z. Analysis of dynamic characteristics and research on coping strategy in Martian parachute descent phase. In: *Global Space Exploration Conference (GLEX 2021)*. St. Petersburg, 2021
- 31 Belz J E, Chen C, Cichy B. Phoenix landing radar heatshield anomaly. *J Spacecr Rockets*, 2011, 48: 772–777
- 32 Yu D Y. *Technology of Lunar Soft Lander* (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2016 [于登云. 月球软着陆探测器技术. 北京: 国防工业出版社, 2016]
- 33 Wang L, Liu Y, Hua B C, et al. Evaluation for Chang'e-5 visual autonomous hazard avoidance landing method (in Chinese). *J Astronaut*, 2021, 42: 975–981 [王立, 刘洋, 华宝成, 等. 嫦娥五号探测器自主着陆视觉避障方法与评价. *宇航学报*, 2021, 42: 975–981]

- 34 Huang X, Xu C, Hu J, et al. Powered-descent landing GNC system design and flight results for Tianwen-1 mission. *Astrodynamics*, 2022, 6: 3–16
- 35 Luo M, Yang J Z, Han F S, et al. Design and test verification of energy absorption material in the soft landing gear for Tianwen-1 Mars probe (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2021, 8: 472–477 [罗敏, 杨建中, 韩福生, 等. “天问一号”着陆缓冲机构吸能材料设计分析与试验验证. *深空探测学报*, 2021, 8: 472–477]
- 36 Dong Y, Wang C J, Wu H Y, et al. Soft landing stability of lander in mode of shutdown at touchdown (in Chinese). *J Beijing Univ Aeronaut Astronaut*, 2019, 45: 317–324 [董洋, 王春洁, 吴宏宇, 等. 触地关机模式下的着陆器软着陆稳定性研究. *北京航空航天大学学报*, 2019, 45: 317–324]
- 37 Golombek M, Kipp D, Warner N, et al. Selection of the InSight landing site. *Space Sci Rev*, 2017, 211: 5–95
- 38 Golombek M, Grant J, Kipp D, et al. Selection of the Mars Science Laboratory landing site. *Space Sci Rev*, 2012, 170: 641–737
- 39 Vago J L, Lorenzoni L, Calantropio F, et al. Selecting a landing site for the ExoMars 2018 mission. *Sol Syst Res*, 2015, 49: 538–542
- 40 Dong J, Sun Z Z, Rao W, et al. Mission profile and design challenges for Mars landing exploration. In: *Proceedings of the 2017 International Symposium on Planetary Remote Sensing and Mapping*. Hong Kong, 2017
- 41 Sun Z Z. *Technologies for deep space exploration*. Beijing and Singapore: Beijing Institute of Technology Press and Springer Nature Singapore Pte Ltd., 2020
- 42 Wei H, Rao W, Chen G, et al. Tianwen-1 Mars entry vehicle trajectory and atmosphere reconstruction preliminary analysis. *Astrodynamics*, 2022, 6: 81–91
- 43 Li J, Fang G H, Lü Z H, et al. Design and verification of parachute deceleration subsystem of Tianwen-1 Mars probe (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2022, 52: 264–277 [李健, 房冠辉, 吕智慧, 等. 天问一号火星探测器伞系减速分系统设计与验证. *中国科学: 技术科学*, 2022, 52: 264–277]

Design and implementation of the Mars entry, descent, and landing system for the Tianwen-1 mission

RAO Wei¹, SUN ZeZhou¹, DONG Jie¹, WANG Chuang¹, CHEN Gang² & LIU GuoQiang¹

¹ *Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;*

² *Lunar Exploration and Aerospace Engineering Center, Beijing 100190, China*

First, the technical characteristics and difficulties in system design and ground verification are analyzed, considering the particularity of the mission type and the working environment in the process of Mars entry, descent, and landing (EDL). The system composition and main configuration involved in the Tianwen-1 probe's EDL are then introduced. The EDL stage's design schemes (including flight before atmosphere entry, aerodynamic deceleration, parachute deceleration, power deceleration, and landing buffer) and the selection process of the landing sites, ground simulations, and test verification conditions are discussed. Finally, the actual in-flight results are presented, and the effectiveness of the system design is verified.

Tianwen-1, Mars, entry, descent and landing

doi: [10.1360/SST-2021-0548](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0548)