

# 火星着陆探测任务关键环节技术途径分析

饶炜, 孙泽洲, 孟林智, 王闯, 吉龙

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

**摘要:** 火星进入、下降与着陆技术 (entry, descent and landing, EDL) 是火星着陆探测最为关键的环节。火星与地球再入返回过程相比, 由于火星大气成分、物理性质与地球大气存在较大差别, 且具有较大不确定性, 使火星EDL过程历经时间短、状态变化快, 对减速性能要求高, 时序紧张。从工程实现角度分阶段开展了任务分析, 识别了火星EDL环节面临的问题和挑战, 提出了关键环节技术途径选择。

**关键词:** 火星; 着陆; 任务分析; 技术途径

**中图分类号:** V11

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2016)02-0121-08

**DOI:** 10.15982/j.issn.2095-7777.2016.02.004

**引用格式:** 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[J]. 深空探测学报, 2016, 3(2): 121-128.

**Reference format:** Rao W, Sun Z Z, Meng L Z, et al. Analysis and design for the Mars entry, descent and landing mission [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 121-128.

## 0 引言

航天科技是一个国家综合国力的重要标志, 以火星为代表的深空探测是世界航天发展的前沿。2018年前后, 中国将完成探月工程重大科技专项“绕”“落”“回”的发展目标, 具备“探索太空的脚步迈得更大、更远”的基础, 火星将是中国深空探测任务的新目标<sup>[1]</sup>。

火星探测距离远、环境复杂、技术难度高、风险大, 将在探月工程的基础上进一步突破一批新的核心技术, 对于推动我国航天技术跨越、促进科学技术发展具有重要的意义。

本文针对火星着陆探测任务, 主要梳理了任务技术难点与特点, 并对着陆过程各关键环节进行了技术途径选择与探讨。

## 1 国际火星着陆技术分析

迄今为止国际上共实施了43次火星探测活动, 在火星表面 (不含火星两个卫星) 着陆的任务15次; 美国8次中7次成功, 1次失败; 前苏联6次中5次失败, 1次部分成功; 欧空局1次失败。2016年3月发射的“ExoMars”探测器正在奔火途中。从任务完成情况可以看出, 火星着陆的风险性极大, 对航天器设计考验极为苛刻, 而着陆失败几乎都是发生在接近火星表面的EDL过程中。

在火星探测软着陆方面, 美国已经成功实现了7个

无人火星探测器软着陆。这些成功实施的火星进入探测器EDL关键参数如表1所示。

总结国际上已成功实施的7个无人火星进入探测器的减速着陆系统特点如下:

1) 迄今为止, 成功的火星着陆和巡视勘察探测器的发射质量都较大, 最小的也有约600 kg。欧洲的“猎兔犬-2”是国际上唯一实施的小型火星着陆器任务, 但着陆未成功;

2) 由于火星大气密度极低 (约为地球大气的1%), 在火星表面实现软着陆, 像地球卫星单靠气动减速方法来实现着陆是不现实的, 也是不经济的, 需通过自身气动外形、降落伞、减速制动等综合减速和缓冲方案来实现;

3) 由于火星大气稀薄, 探测器弹道系数较小, 一般小于 $100 \text{ kg/m}^2$ ;

4) 由于进入方式不同, 探测器进入火星大气速度在 $4.7\sim 7.3 \text{ km/s}$ 之间;

5) 火星着陆与巡视勘察任务的降落伞均采用基于“海盗”任务研制的“盘-缝-带”降落伞, 单级开伞减速; 开伞马赫数在 $1.1\sim 2.0$ 间, 动压在 $350\sim 750 \text{ Pa}$ 间;

6) 气动外形均采用“海盗”任务的 $70^\circ$ 半锥角的球锥外形, 尽可能获得高阻力系数, 提高减速效率, 进一步降低开伞风险。

7) 大部分火星进入探测器不具备“自主障碍检测

表1 成功的火星着陆EDL系统关键参数<sup>[12-13]</sup>

Table 1 Critical parameters of successful Mars EDL system

项目名称	海盗1号	海盗2号	探路者	勇气号	机遇号	凤凰号	科学实验室
进入速度/( $\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$ )	4.7	4.7	7.26	5.4	5.5	5.67	5.8
弹道系数/( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-2}$ )	64	64	63	94	94	70	146
进入质量/kg	992	992	584	827	832	600	3257
着陆质量/kg	590	590	360	539	539	364	900
离轨方式	火星环绕 轨道进入	火星环绕 轨道进入	双曲线 轨道进入	双曲线 轨道进入	双曲线 轨道进入	双曲线 轨道进入	双曲线 轨道进入
升力控制	有	有	无	无	无	无	有
进入导航	无	无	无	无	无	无	有
升阻比	0.18	0.18	0	0	0	0.06	0.24
总加热量/( $\text{J}\cdot\text{cm}^{-2}$ )	1 100	1 100	3 865	3 687	3 687	2 827	6 402
峰值热流/( $\text{W}\cdot\text{cm}^{-2}$ )	26	26	100	44	44	47	226
大底直径/m	3.51	3.51	2.65	2.65	2.65	2.65	4.5
降落伞直径/m	16	16	12.5	14	14	11.5	21.5
伞阻力系数	0.67	0.67	0.4	0.4	0.48	0.62	0.67
开伞点速度/Ma	1.1	1.1	1.57	1.77	1.77	1.6	1.75
开伞点动压/Pa	350	350	585	725	750	420	493
开伞点高度/km	5.79	5.79	9.4	7.4	7.4	13.3	12.1
着陆前制动方式	变推力发动机	变推力发动机	固体火箭	固体火箭	固体火箭	变推力发动机	变推力发动机
着陆垂直速度/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )	2.4	2.4	12.5	8	5.5	2.4	0.75
着陆水平速度/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )	<1	<1	<20	11.5	9	<1	<0.5
着陆缓冲方式	着陆腿	着陆腿	气囊	气囊	气囊	着陆腿	空中起重机
着陆点海拔高度/ (km, MOLA)	-3.5	-3.5	-2.5	-1.9	-1.4	-4.1	+1.44
着陆点椭圆范围精度/km	280 × 100	280 × 100	200 × 100	80 × 12	80 × 12	110 × 20	20 × 14

与规避”能力。截至目前，只有美国2011年发射的火星科学实验室采用“空中起重机”着陆方式，具备此项能力。

## 2 火星着陆任务技术难点

火星探测EDL技术是开展火星表面探测的关键技术之一。与我国已有的返回式卫星、神舟飞船相比，火星进入探测器的进入、降落与着陆过程有一定的相似性，但是由于火星大气层的成分、物理性质与地球的大气存在较大的差别，火星大气具有较大的不确定性，并时常有狂风、沙尘暴等，火星进入探测器在如此稀薄的大气里运动，使得整个EDL过程“历经时间短、状态变化快，减速要求高，任务风险大”。

火星探测EDL系统设计有其自身特点和要求，需重点解决以下技术难点：

### 1) 针对不确定火星环境的EDL系统设计

地球返回着陆是探测任务的结束，而火星进入着陆是探测任务的开始，对着陆可靠性和安全性理应要

求更高。为此，需准确识别关键的环节和设计的技术难点。

由于大气稀薄，火星进入探测器经气动外形减速、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、着陆缓冲机构等手段。整个EDL过程一般包括气动外形减速、降落伞减速、反推发动机动力减速和着陆缓冲4个阶段，需要合理的系统设计将4个阶段构成一个有机整体，合理分配系统指标和任务时序。

火星大气模型没有实测手段，与地球大气比，有更大的不确定性，国内也没有经过飞行验证的数据。此外，火星大气由于稀薄而不稳定（季节、夜昼、火星风暴），火星尘暴较地球更为严重。尘暴平均风速约50 m/s，最大风速约150 m/s，这些环境特性对降落伞稳定飞行和着陆稳定性设计有较大影响。

火星表面地形复杂，遍布岩石、斜坡、沟壑等障碍物，能否自主检测并规避这些潜在的障碍对于安全着陆火星而言是至关重要的。在工程应用中，最大的

困难是缺少相应仿真环境与数据，难以开展真实的试验，这些未知的环境因素均直接影响任务的安全着陆和系统设计。

#### 2) 气动外形设计

合适的气动外形是确保火星进入探测器安全通过高速高温飞行区，并最终实现火星软着陆的重要保障。根据现有火星探测器的数据，从进入火星大气开始，至降落伞开伞完成，探测器的速度由几千米每秒迅速减小到几百米每秒左右，这个阶段主要是依靠探测器自身的气动阻力进行减速。但是由于火星大气非常稀薄，相比地球上减速着陆，同样的有效载荷需要更大直径的外形结构和更好的隔热材料。

#### 3) 超音速降落伞及开伞控制

在火星减速四级手段中，超音速降落伞是技术难度最大的环节。由于火星的大气密度低，其透气性、稳定性及充气性能都会发生很大变化，另外，仅依靠探测器气动外形难以减速到亚声速条件，火星探测器使用降落伞需要在超声速、低高度下打开，存在开伞困难、开伞不稳定等问题。

由于火星大气成分、物理性质与地球的大气存在较大差别，火星探测器着陆减速系统的降落伞开伞条件、开伞控制方法都与地球上的回收与着陆不一样，相关技术工作难度大，研制周期长，如美国“海盗号”的降落伞研制花了10年时间。

#### 4) 进入制导及高精度避障控制

地火之间通讯时延最大约为20 min，而火星进入、降落及着陆的整个过程只持续6~8 min，因此火星进入探测器必须具备较强的设计余量和自适应能力。火星距离下测定轨精度较地球差，再入初始条件误差导致的散布相对较大，而散布精度是与落点安全问题密切相关。

#### 5) 地面试验验证问题

在国内返回卫星和载人飞船的基础上，气动减速和气动特性分析相关的理论和工具比较完备，目前的主要困难在于火星大气模型的特殊性/不确定性影响相关的理论分析和工程建模。

另外，由于火星环境与地球有较大的不同，有必要在地面开展相关环境模拟试验，火星探测用降落伞的研制试验与地球上回收航天器所用降落伞的研制试验存在着不同，无论是从试验方法、试验条件的模拟以及理论分析上都有较大差别，高空模拟试验虽然能够模拟大气的密度环境，但是开伞马赫数、动压无法同时模拟，试验验证难度大，这是研制过程中需要特别注意和重点考虑的问题。

## 3 火星EDL过程关键环节技术途径分析

### 3.1 EDL过程阶段划分

火星探测器的减速着陆过程基本分为4个阶段。

第1阶段：大气减速段，进入段又称为高超声速段，当探测器到达火星时，其相对火星速度在4~7 km/s之间，探测器依靠气动阻力将速度减小到2 Ma左右，消耗掉动能的99%。进入段大约从高度125 km处开始，到降落伞完全展开位置，是整个EDL过程气动环境最恶劣的阶段，期间经历峰值过载、动压并产生大量的气动热。

第2阶段：伞系减速段，当探测器速度降低到一定程度，到达一定高度时降落伞打开进一步消耗动能，由于降落伞受材料和结构的限制，对开伞高度和速度有一定约束，若开伞高度太低，探测器可能没有足够时间将速度减小至可接受的范围，若开伞高度太高，速度可能又不满足要求。通常，超音速伞要低于2 Ma打开，亚音速伞要低于0.9 Ma。当速度低于0.65 Ma时，隔热大底抛掉，发动机预热为着陆段做准备。

第3阶段：动力减速段，由于火星大气稀薄，经过气动外形和降落伞减速后，仍有约80 m/s的速度，此阶段通常采用固体和液体反推发动机进行动力减速。

第4阶段：着陆缓冲段，为确保安全着陆在火星表面，探测器相对火星的动能必须在触地前完全或几乎完全消除掉。针对火星地面环境，最后末级的动能缓冲通常有“气囊”和“着陆腿”方式，完成动力减速段后残余速度的缓冲吸能，确保探测器软着陆。

### 3.2 进入方式选择

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”2种。不同的进入方案直接影响进入探测器系统功能、配置、过载、隔热、开伞高度、落点精度等诸多方面设计状态。

1) 弹道式：进入火星大气层后只产生阻力不产生升力，升阻比为0。

2) 弹道-升力式：在弹道式进入基础上，通过配置质心方法，探测器进入火星大气层产生一定的升力，升阻比一般不超过0.5，如图1所示。

调研分析目前国际上成功的7次火星着陆任务：“探路者”（MPF）、“漫游者”（MER）和“凤凰号”（Phoenix）均采用了“弹道式”进入方式。“海盗号”（Viking）和“科学实验室”（MSL）采用了“弹道-升力式”进入，但两者有本质区别。“海盗号”进入过程没有制导，对升力的大小和方向不加以控制和利用，其

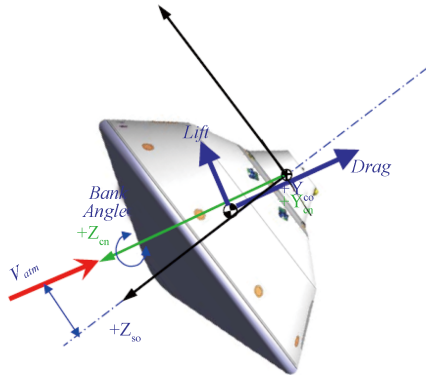


图1 弹道-升力式进入示意

Fig. 1 Illustration of guided trajectory

采用升力式构型是由于作为美国首次火星着陆任务，基于降低任务风险，使进入轨迹平缓，降低热流密度峰值等提高生存能力，但代价是着陆精度降低。“科学实验室”是国际上首个采用“弹道-升力式”进入和控制的火星探测器，通过控制倾侧角实现了较高着陆精度（与设计落点偏差仅2.4 km<sup>[4]</sup>）。相比其它火星进入探测器，其弹道跟踪精度和开伞点精度更高，减速高度更低。

针对不同的进入方式，工程考虑要素主要包括系统配置、气动特性、热环境、开伞条件和方案鲁棒性等等，表2为不同进入方式的主要要素比对。

表2 不同进入方式对比

Table 2 Compare of different entry methods

项目	弹道式进入	弹道-升力式进入
外形结构	简单	质心不配置在进入器中心轴线，相对复杂
着陆精度	落点散布大：进入轨道由离轨姿态确定，不能进行调整，使得进入探测器着陆点有很大的散布	落点散布小：在进入段可通过滚动控制改变升力的方向，使得进入探测器有一定的机动飞行能力，减小进入探测器的落点散布
气动特性	标称阻力系数较大	阻力系数略小，但有一定升阻比可提高减速效率和控制航程
热环境	-	相对弹道式进入，总加热量增大约25%
开伞高度	较低	具备更高开伞高度，可提高3 km以上
开伞动压	-	开伞动压散布区间小，有利于开伞
系统配置	配置简单，重量轻	需增加制导控制系统配置，相对复杂
大气环境偏差适应性	较敏感，对大气密度误差要求严	有较强适应能力：同条件下，在大气密度偏差增大25%情况下，仍能满足开伞要求
气动参数偏差适应性	较敏感，对气动参数误差要求严	较强适应能力：同条件下，在气动密度偏差增大25%情况下，仍能满足开伞要求

综合上述，弹道式进入方式系统组成和系统配置相对简单，但散布比较大，对于火星环境的不确定适应能力较弱；“弹道-升力式”在保证着陆精度有优势，对导航初值偏差、大气密度偏差、气动参数偏差有更好的适应能力，有利于系统方案的鲁棒性。基于我国在神舟飞船、“嫦娥5号”飞行试验器等任务实施已有的技术基础，火星着陆探测任务可采用“弹道-升力式”进入方式。

### 3.3 气动外形选择

从进入火星大气开始，至降落伞开伞完成，探测器的速度由几千米每秒迅速减小到几百米每秒，这个阶段主要是依靠探测器自身的气动阻力进行减速。火星探测器气动外形方案的确定是探测器隔热系统设计、进入轨道设计以及减速着陆系统设计的基础，是减速着陆系统方案设计前须要解决的问题。

由于火星大气非常稀薄，火星进入探测器减速具有较高的设计难度，合适的气动外形是确保火星进入探测器安全通过高速高温飞行区，并最终实现火星软

着陆的重要保障，火星进入探测器外形设计需重点考虑以下几个方面：

1) 减速效率须具有高效的气动减速性能，进入探测器的阻力特性是其外形设计的首要考虑因素，以便探测器在进入过程中能够迅速有效地减速；减速后能创造合适的开伞条件；

2) 具有较好的减速装置质量比；

3) 减速过载/气动加热：具有低效的气动加热性能，从而减轻隔热系统设计的负担，必须具有足够的静稳定性以及良好的动稳定性，确保进入火星大气过程中，能够维持小攻角，避免出现倒向稳定。

目前国外火星着陆外形方案一般采用半锥角较大的球锥形，半锥角一般设计成70°，弹道系数一般均小于100 kg/m<sup>2</sup>，这是借鉴了“海盗号”成功的经验，之后“探路者”“漫游者”“凤凰号”和“科学实验室”等都是采用这种气动外形，如图2所示。对于火星的进入段，选取半锥角为70°球锥形较合适，后体部分根据具体任务需求进行设计和优化。

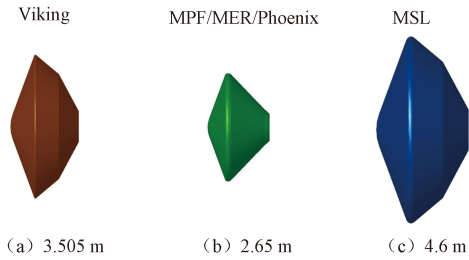
图 2 70° 半锥角气动外形<sup>[9]</sup>

Fig. 2 Viking-heritage 70° sphere-cone aeroshell

### 3.4 伞系减速设计

已成功的无人火星探测减速着陆系统方案中，都包含着一个超音速伞减速的部分。具体作用就是使用超音速伞开伞减速，减小进入探测器的速度至亚音速段，设计要素主要包括气动阻力和稳定性。

由于火星表面大气密度较低，在此种环境下工作的降落伞，其织物的透气量可以忽略不计，因此为了

保证降落伞工作的稳定性，降落伞必须设计成一定结构透气量的伞形，这是火星探测用降落伞的显著特点。火星进入探测器的降落伞开伞环境有超音速、低密度、低动压的特点，同时火星频繁的大气活动，如尘暴等气象现象也可能对降落伞造成恶劣的开伞环境。相比于地球回收用降落伞，火星进入探测器的降落伞在工作过程中面临开伞困难、开伞不稳定、阻力系数下降等问题。因此，在伞型选择过程中，需要对各种伞型在超音速条件下开伞及工作性能进行考察。

在“海盗号”降落伞研制时期，美国进行了火星降落伞选型研究：针对盘缝带伞、十字伞和改进的环帆伞3种伞型，进行了大量的风洞试验、高空开伞试验，在亚、跨、超音速条件下对降落伞充气特性、阻力特性、稳定性能进行了考察、对比和验证，3种伞型结构示意图如图3所示。



图 3 盘-缝-带伞、十字伞、环帆伞示意图

Fig. 3 D-G-B parachute、cross parachute、ringsail parachute

早在1960–1970年，美国进行了大量的风洞试验、空投试验，对盘-缝-带伞、十字伞和改进的环帆伞3种伞型在超音速、跨音速、亚音速条件下的充气特性、阻力特性、稳定性能进行了观察、对比和验证。从试验结果及数据<sup>[14-19]</sup>来看，十字型伞虽然具有最大阻力系数，但随着开伞速度的增大，十字型伞呈现出较大的振动现象，稳定性较差，而改进的环帆伞和盘缝带伞在1.6 Ma范围内都能较好地工作，因此在其后试验中只继续考察改进的环帆伞和盘缝带伞。图4所示为近年来美国的研究成果，对比了环帆伞和盘缝带伞的阻

力系数随马赫数的变化，该曲线综合了风洞试验、高空开伞、飞行试验的结果<sup>[20-22]</sup>。

总体来讲，改进的环帆伞和盘缝带伞的基本性能相近，“海盗号”进入型号研制后，选取了盘缝带伞作为火星降落伞的伞型，在此后的7次成功任务中也均继承使用了盘缝带伞，针对未来火星探测任务，国外也设计了盘帆伞，目前正处于预研阶段。环帆伞和盘缝带伞基本性能对比情况见表3所示。综合比较来看，盘-缝-带伞在超音速、低密度开伞条件及工作环境中稳定性好，可作为火星着陆探测任务首选。

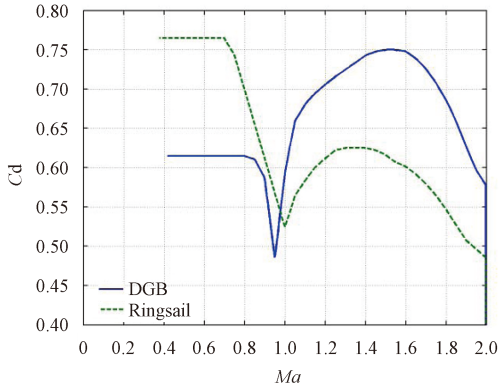


图4 环帆伞和盘缝带伞阻力系数随马赫数的变化

Fig. 4 Resistance parameter changing with Mach number of DGB、Ringsail parachute

表3 不同类型降落伞对比

Table 3 Compare of Different Parachute

	环帆伞	盘缝带伞
阻力性能	亚音速: 高 超音速: 低	亚音速: 低 超音速: 高
降落伞摆角	相同量级: 约为15°	相同量级: 约为15°
动载系数	约为1.2	约为1.4
充气速度	相同量级	相同量级
工艺实现	复杂	简单

### 3.5 防热系统设计

防热技术是火星进入减速着陆技术重要的一环,能够防止进入探测器被高速气流产生的气动热损伤,确保结构安全。通常防热结构的质量占整个进入质量的10%~20%,因此须合理选择防热方案,恰当处理防热结构与承载结构的关系,提高整个系统性能。

烧蚀防热是进入式航天器防热结构中重要的防热形式,它是以防热材料热解、熔化、蒸发和对边界层的质量注入为主要散热机理。典型的烧蚀材料包括石棉-酚醛、玻璃-酚醛、高硅氧-酚醛等无机复合材料。

烧蚀防热结构的工作不受热流密度的限制,适应流场变化能力强。随着烧蚀材料的低密度化,烧蚀防热结构的质量面密度减小。因此,烧蚀防热结构特别适合一次性进入航天器使用。烧蚀防热方案的优点是许用温度高、结构质量轻、工艺性好,缺点是不能重复使用。

我国返回式卫星回收、飞船返回舱等型号的防热方案都采用烧蚀防热方式,其防热技术可用于火星进入探测器进入时的防热结构设计。火星的大气密度远低于地球,因此从防热角度分析,其环境参数优于地球,设计难度相对较低,可采用烧蚀防热方案。

### 3.6 缓冲系统设计

由于火星大气比较稀薄,一般火星探测进入探测器经降落伞和动力减速后,仍需采用缓冲装置进行缓冲着陆,需考虑着陆环境要求、初始速度、缓冲末速度、最大许可过载、缓冲过程姿态和稳定性、缓冲系统可靠性等。可选方案包括气囊缓冲、着陆腿缓冲、压溃缓冲3种方式。

1) 气囊缓冲:其优点是占用探测器的空间小;对着陆点的环境要求低,适应性强;缓冲性能可靠,缓冲效率高;缺点是气囊系统重量比例较大,并且随着着陆规模的增加,实施难度更大,缓冲结束后需要扶正展开才能工作。此种方式适用于着陆质量小于300 kg、包络直径小于1.5 m的较小着陆规模任务;对着陆初始条件和着陆后姿态要求不严格。

2) 着陆腿缓冲:通常是在着陆架内部安装有缓冲器,在着陆过程中通过缓冲器的压缩变形而吸收冲击能量。着陆缓冲速度一般不超过5 m/s,对着陆姿态和着陆面的平整度有一定要求。其优点是着陆缓冲装置重量较小,可通过悬停避障选择着陆点,着陆稳定性好、不会产生翻滚,通过缓冲器的设计,可以避免着陆过程的反弹;缺点是需要有姿态控制系统控制着陆姿态。我国成功实施的“嫦娥3号”月球软着陆任务采用此种方式。

3) 压溃缓冲:压溃缓冲方式由蜂窝结构、泡沫结构等构成,可将进入探测器防热大底内部充满,从而在着陆过程中产生压缩,吸收冲击能量。优点是结构简单,重量轻巧;缺点是吸收大的冲击能量需要很长压缩行程。

从技术成熟度、环境适应能力、着陆姿态及对巡视任务的影响、后续任务衔接性等角度综合考虑,缓冲方案可采用着陆缓冲机构方式。

## 4 结束语

火星EDL阶段是着陆任务中最为关键的阶段,决定着整个火星着陆探测任务的成败。其过程涉及多个关键环节,面临诸多技术难点。本文仅从主要设计要素方面进行了分析比对,开展了相关关键环节的技术途径初选和探讨,在工程任务实施中需充分借鉴国外成功经验和失败教训,结合各方面约束条件开展系统设计、优化各个环节衔接和指标匹配,并开展充分的仿真分析与地面试验验证。

### 参 考 文 献

- 报, 2014, 1 (1) : 1-17.
- Wu W R, Yu D Y. Development of deep space exploration and its future key technology[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1 (1) : 1-17.
- [2] Manning R M, Adler M A. Landing on Mars[C]//AIAA Space 2005 Conference. Long Beach: AIAA, 2005.
- [3] Braun R D, Manning R M. Mars exploration entry, descent and landing challenges[C]//2006 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2006.
- [4] Prakash R, Burkhart P D, Chen A, et al. Mars science laboratory entry, descent and landing system overview[C]// IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2008, 1-18.
- [5] Rivellini T P. Challenges of landing on Mars[M]. Washington D. C.: National Academy of Engineering, Frontiers in Engineering, 2004.
- [6] Chen A, Beck R, Brugarolas P, et al. Entry system design and performance summary for the Mars science laboratory mission[C]//AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting, American Astronautical. [S. l]: AIAA, 2013, 413-422.
- [7] Anon. Entry data analysis for viking landers 1 and 2 final report, NASA-TN-3770218, NASA-CR-159388[R]. Denver: CO Martin Marietta Corp., 1976.
- [8] Braun R D, Powell R W, Englund W C, et al. Mars pathfinder six-degree-of-freedom entry analysis[J] Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32 (6) : 670-676.
- [9] Desai P, Schoenenberger M, Cheatwood F M. Mars exploration rover six-degree-of-freedom entry trajectory analysis[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43 (5) : 1019-1025.
- [10] Desai P N, Prince J L, Queen E M, et al. Entry, descent, and landing performance of the mars phoenix lander[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. USA: AIAA, 2008.
- [11] Edquist K T, Dyakonov A A, Wright M J, et al. Aerothermodynamic design of the Mars science laboratory heatshield[C]//The 41st AIAA Thermophysics Conference. San Antonio, Texas: AIAA, 2009.
- [12] Willcockson W. Mars pathfinder entry heatshield design and flight experience[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36 (3) : 74-379.
- [13] Kipp D, Martin M S, Essmiller J, et al. Mars science laboratory entry, descent, and landing triggers[C] IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2007.
- [14] Dickinson D, Schlemmer J, Hicks F, et al. Balloon launched decelerator test program, post-flight test report, BLDT Vehicle AV-1, CR-112176[R]. [S. l]: NASA, 1972.
- [15] Preisser J S, Grow R B. High-altitude flight test of a reefed 12.2-meter-diameter disk-gap-band parachute with deployment at a Mach number of 2.58, TN D-6469[R]. [S. l]: NASA, 1971.
- [16] Eckstrom C V, Branscome D R. High-altitude flight test of a disk-gap-band parachute deployed behind a bluff body at a Mach number of 2.69, TM X-2671[R]. [S. l]: NASA, 1972.
- [17] Moog R D, Michel F C. Balloon launched viking decelerator test program summary report, CR-112288 [R]. [S. l]: NASA, 1973.
- [18] Henning A B, Lundstrom R R. Flight test of an erectable spacecraft used for decelerator testing at simulated mars entry conditions, NASA TN D-6910[R]. [S. l]: NASA, 1972.
- [19] Lundstrom R R, Jumes L, Raper R J. et al. Flight tests of viking parachute system in three mach number regimes TN D-7692[R]. [S. l]: NASA, 1974.
- [20] Bendura R J, Huckins III E K, Coltrane L C. Performance of a 19.7-meter-diameter disk-gap-band parachute in a simulated Martian environment, NASA TM X-1499[R]. [S. l]: NASA, 1968.
- [21] Eckstrom C V. High-altitude flight test of a 40-foot-diameter (12.2-meter) ringsail parachute at a deployment Mach number of 2.95, TN D-5796[R]. [S. l]: NASA, 1970.
- [22] Whitlock C H, Poole L R, Talay T A. Postflight simulation of parachute deployment dynamics of viking qualification flight tests TN D-7415[R]. [S. l]: NASA, 1973.

#### 作者简介:

饶 炜 (1971—), 男, 研究员, 主要研究方向: 月球及深空探测总体设计技术。

通信地址: 北京市5142信箱112分箱 (100094)

电话: (010) 68745804

E-mail: rauwei@163.com

孟林智 (1980—), 男, 研究员, 主要研究方向: 月球及深空探测总体设计技术, 本文通信作者。

通信地址: 北京市5142信箱112分箱 (100094)

电话: (010) 68746879

E-mail: 13661078229@163.com

## Analysis and Design for the Mars Entry, Descent and Landing Mission

RAO Wei, SUN Zezhou, MENG LinZhi, WANG Chuang, JI Long

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Entry, Descent and Landing (EDL) is the most pivotal phase for Mars landing exploration. Compared to the Earth reentry, EDL process of Mars has some similitudes. However, the composition and physical characteristics of Mars atmosphere have much discrepancy with earth atmosphere, and it has quite great uncertainty. As a result, this makes the Mars EDL process quite short and changeable, which requires high deceleration ability and makes a tough scheduling. With consideration of project realization, the problems and challenges of Mars EDL process are identified, also the technical solutions of the pivotal phase are proposed.

**Key words:** Mars; landing; mission analysis; technical solutions

[责任编辑: 宋宏]

---

(上接第120页)

## Analysis of Key Technologies for Unmanned Mars Sample Return Mission

MENG Linzhi<sup>1</sup>, DONG Jie<sup>1</sup>, XU Yingqiao<sup>1</sup>, WANG Shuo<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China; 2. China Academy of Technology Beijing 100094, China)

**Abstract:** Unmanned Mars sample return mission is of great significance to obtain scientific results and improve engineering ability. The mission period is longer and technical risk is higher compared with several foreign Mars landing and roving missions. The top-level system design is determined by the mission flight mode. The rendezvous capture and sample transfer process should be completed near the Mars orbit. Therefore, two probes with different functions are required: one is used to perform Mars capture, sample storage and Mars-Earth transfer, the other to complete EDL process, Mars surface ascent and sample delivery. Such key issues as EDL mode, Mars ascent vehicle, Mars orbit rendezvous and capture, sample transfer, earth entry vehicle, system scales, rocket selection, etc. are analyzed in this paper. The main technical difficulty and solution approaches are discussed.

**Key words:** Mars; sample return; scheme planning; mission analysis

[责任编辑: 杨晓燕]