

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.04.004

## 火星着陆探测降落伞减速技术途径

房冠辉 吕智慧 李健 戈嗣诚

(北京空间机电研究所,北京,100094)

**摘要:**火星有着与地球相似的自然环境,是深空探测的重要内容。降落伞减速是火星着陆探测的关键环节,但火星大气环境和地球差异很大,使火星降落伞减速着陆过程具有超声速和低动压的特点。选择较优的降落伞减速技术途径,可以降低任务资源消耗,以提高探测器进入减速着陆过程的可靠性。针对火星着陆探测中的关键环节,本文首先对美国航空航天局和欧洲太空局的火星着陆探测任务进行了介绍,然后在此基础上总结了火星降落伞设计的技术特点,最后根据中国首次火星探测的任务要求,对降落伞减速方案几个重点环节进行了研究分析。

**关键词:**火星;降落伞;减速;技术途径

**中图分类号:**V476

**文献标志码:**A

**文章编号:**1005-2615(2016)04-0469-05

## Parachute Deceleration Technical Approach to Mars Landing

*Fang Guanhui, Lu Zhihui, Li Jian, Ge Sicheng*

(Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing, 100094, China)

**Abstract:** The Mars is one of the most important parts of the deep space exploration, and it has the similar natural environment with the Earth. Parachute deceleration is the critical step of Mars landing exploration, however atmosphere environment has a big difference between the Mars and the Earth, which makes parachute experiencing supersonic and low dynamic pressure in Mars landing. Therefore, choosing a better technical approach to parachute deceleration can reduce resource consumption and improve landing reliability. For some critical steps of Mars landing, this paper introduces the Mars landing missions of National Aeronautics and Space Administration(NASA)and European Space Agency(ESA), and then summarizes the technical features of the parachute design. At last, according to the requirements of the first Mars exploration mission in China, several critical points of the parachute deceleration are analyzed.

**Key words:** Mars;parachute;deceleration;technical approach

火星是地球的近邻行星,其自然环境在太阳系内与地球最为接近。从 20 世纪 60 年代开始,人类已进行多次火星探测。探测目标围绕火星的生命问题展开,即过去是否存在过生命,现在是否还有

生命活动,将来是否适合人类的居住。根据形式的不同,火星探测可分为飞越、环绕及着陆探测,其中着陆探测是考察火星生命迹象最直接、最有效的方式。

**收稿日期:**2016-06-15;**修订日期:**2016-07-20

**通信作者:**房冠辉,男,高级工程师,E-mail:fangguanhui@126.com。

**引用格式:**房冠辉,吕智慧,李健,等.火星着陆探测降落伞减速技术途径[J].南京航空航天大学学报,2016,48(4):469-473. Fang Guanhui, Lu Zhihui, Li Jian, et al. Parachute deceleration technical approach to Mars landing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 469-473.

火星有很微妙的着陆环境,因为它有太多的大气,因而不能像月球着陆一样单独使用减速发动机进行减速着陆;但是它的大气又不够厚实,无法像地球一样仅依靠气动外形减速和降落伞减速实现安全着陆。火星进入、减速与着陆(Entry, descent and landing, EDL)必须要经历气动外形减速、降落伞减速、着陆前动力减速以及着陆缓冲几个阶段。

美国、前苏联和欧洲均已尝试对火星进行着陆探测,其中美国在火星着陆探测上最为成功,已圆满完成7次火星着陆探测;前苏联在20世纪也开展了多次火星着陆探测任务,但成功率较低,仅有一次部分成功,着陆23 s后便失去联系,前苏联解体后俄罗斯未开展过火星着陆探测;欧洲近些年对火星着陆探测兴趣浓厚,规划了多次火星着陆探测任务。

本文首先介绍了美国航空航天局(National aeronautics and space administration, NASA)和欧洲太空局(European space agency, ESA)的火星着陆探测任务,基于此对降落伞减速技术途径进行了归纳总结,并对中国首次火星探测降落伞减速技术方案进行了分析说明。

## 1 火星降落伞减速特点

火星大气成分以 $\text{CO}_2$ 为主,体积占比95%,表面大气密度约为地球的1%( $1.08 \times 10^{-2} \text{ kg/m}^3$ ),表面大气压力约为地球的6%(600 Pa),重力加速度约为地球的3/8( $3.7 \text{ m/s}^2$ )<sup>[1]</sup>。由于火星大气稀薄,使得火星降落伞减速具有开伞条件特殊和减速时间短两个主要特点。

### 1.1 超声速低动压开伞

由于火星大气稀薄,仅依赖气动外形减速无法将探测器速度减至亚声速,降落伞需要在超声速、低动压条件下开伞进行减速。神舟飞船返回舱降落伞开伞马赫数为0.6,开伞动压约为8 000 Pa,嫦娥返回器开伞马赫数为0.45、开伞动压约为3 800 Pa,而火星降落伞开伞马赫数为1.7左右,开伞动压约为500 Pa。与地球任务相比,火星降落伞超声速、低动压开伞条件更加恶劣。在超声速飞行过程中,降落伞会出现“呼吸”和低频颤振现象,易引起缝合部的剥离及伞衣的损伤;在低动压条件下,伞衣内外压差建立困难,开伞变得更加困难。

### 1.2 减速时间短

由于火星大气稀薄,降落伞减速效率降低,降落伞减速过程留空时间短,与地球返回任务有较大差距。神舟飞船返回舱、嫦娥返回器降落伞减速过

程留空时间范围610~800 s,以火星漫游者为例降落伞开伞后留空时间仅为104 s<sup>[2]</sup>,在短暂的时间内,需要完成弹伞、抛防热大底、着陆支架展开/气囊充气以及雷达高度表测高等多个关键动作,需要更加准确、优化的强时序设计。

## 2 NASA 火星着陆探测技术及特点

### 2.1 NASA 火星着陆探测技术

NASA共实现7个探测器在火星表面软着陆<sup>[3]</sup>,分别是海盗号(Viking-1, Viking-2)、火星探路者(MPF)、火星漫游者(MER-A, MER-B)、凤凰号(Phoenix)和火星科学实验室(MSL),7次探测任务进入器外形相近(图1),均为140°的气动前锥,有较大的气动阻力。

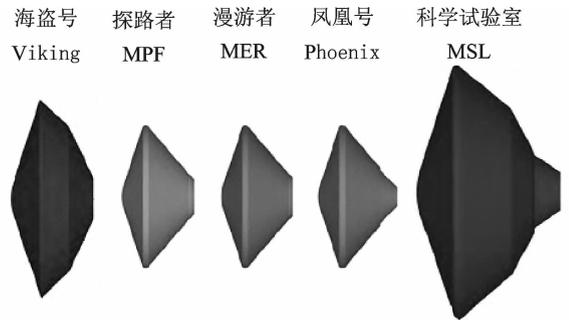


图1 美国航空航天局火星着陆探测器气动外形  
Fig.1 Detector aerodynamic shape of Mars landing in NASA

7次任务的进入和减速过程基本一致,即先后通过探测器的气动外形减速、降落伞超声速减速、有动力减速和着陆缓冲,图2为火星科学实验室探测器的EDL过程<sup>[4]</sup>。

NASA七个探测器的飞行任务均采用弹伞筒弹出降落伞的一级超声速减速方案,降落伞的开伞马赫数范围为1.1~1.77,开伞动压范围为350~

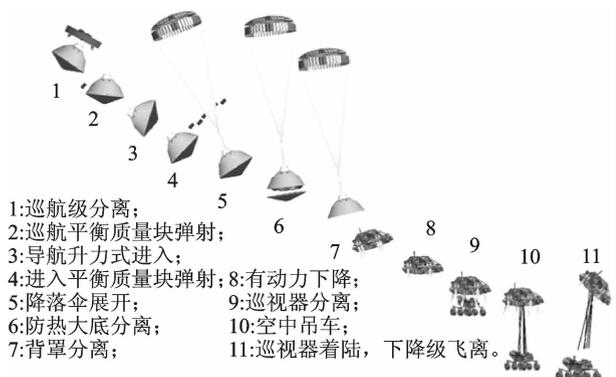


图2 “火星科学实验室”探测器 EDL 过程

Fig.2 EDL process of MSL detector

750 Pa。在降落伞减速后,“海盗号”和“凤凰号”探测器使用变推力发动机继续减速,着陆支架缓冲着陆;“探路者”和“漫游者”探测器使用固体发动机继

续减速,全向气囊缓冲着陆;“科学实验室”探测器使用变推力发动机继续减速,空中吊车方式着陆。具体技术参数如表1所示。

表1 NASA火星着陆任务EDL参数

Tab.1 EDL parameters of Mars landing missions in NASA

参数	海盗号(1号,2号)	探路者	漫游者 (机遇号、勇气号)	凤凰号	科学实验室
进入质量/kg	992	584	827/832	600	3257
进入器直径/m	3.5	2.65	2.65	2.65	4.5
盘缝带伞类型	Viking型	MPF型	MPF型	Viking型	Viking型
降落伞名义面积/m <sup>2</sup>	206	126.6	156	109.3	362
降落伞是否收口	否	否	否	否	否
盘带面积比	52.3 : 35.2	36.3 : 54.8	38.2 : 52.0	52.6 : 34.6	52.0 : 35.2
结构透气量/%	12.6	8.9	9.8	12.8	12.8
出伞方式	弹伞筒	弹伞筒	弹伞筒	弹伞筒	弹伞筒
开伞点速度/Ma	1.1	1.57	1.77	1.65	1.75
开伞动压/Pa	350	585	725/750	490	493.6
开伞高度/km	5.79	9.4	7.4	12.9	7.1
着陆前制动	变推力发动机	固体发动机	固体发动机	变推力发动机	变推力发动机
着陆前姿态控制	是	否	否	是	是
着陆缓冲	着陆支架	全向气囊	全向气囊	着陆支架	空中吊车

## 2.2 NASA火星着陆探测技术特点

由于火星为低动压开伞,主伞开伞载荷不大,为降低系统的复杂程度,提高任务可靠性,NASA在7次任务中均使用弹伞筒直接弹出降落伞的一级减速方案。在“海盗号”降落伞研制时期,NASA进行了降落伞选型研究,对盘缝带伞、十字伞和改进环帆伞进行了大量的风洞试验、高空开伞试验,并在亚、跨、超声速条件下对降落伞充气特性、阻力特性、稳定性能进行了全面考察,最终因盘缝带伞具有优良的超声速、低密度、低动压开伞及减速性能选定为火星降落伞,在此后的全部任务中也均使用盘缝带伞,但参数有所变化。

依据阻力性能和稳定性能,盘缝带伞可以分为Viking型盘缝带伞和MPF型盘缝带伞(图3)。Viking型盘缝带伞伞衣结构透气量在12.5%左右,伞衣盘带面积比在52:35左右,其特点是阻力性能好;MPF型盘缝带伞伞衣的结构透气量在9%~10%之间,伞衣盘带面积比在37:53左右,特点是稳定性好。美国火星着陆方案具体使用哪种盘缝带伞与下一级减速方案紧密关联(图4),如果下一级减速过程可以对水平姿态进行控制,保证着陆姿态,则对降落伞稳定性需求是次要的,对阻力性能需求是主要的,因此使用Viking型盘缝带伞,例如海盗号、凤凰号、科学实验室;如果下一级减速过程不能对水平姿态进行控制,则使用稳定性好的MPF型盘缝带伞,为着陆创造良好条件,例如探路者、漫游者。

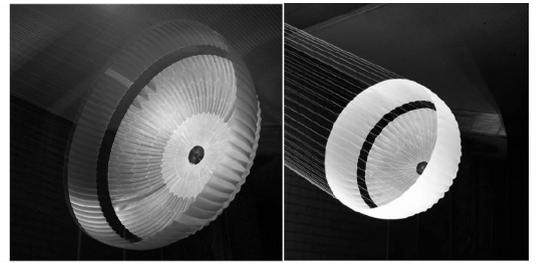


图3 Viking型盘缝带伞及MPF型盘缝带伞

Fig.3 Viking type and MPF type of disk-gap-band parachute

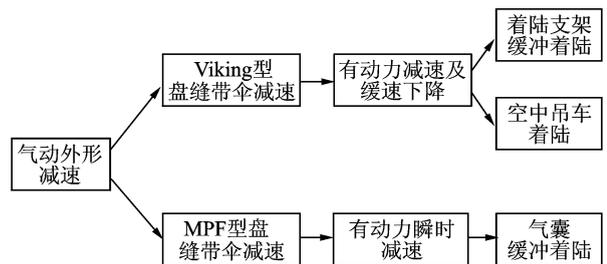


图4 美国盘缝带伞选型技术途径

Fig.4 Selection technology approach to disk-gap-band parachute in NASA

## 3 ESA火星着陆探测

ESA共有3个火星着陆探测项目,即火星快车项目、ExoMars 2016项目和ExoMars 2018项目,3个项目有较大的差异性。

### 3.1 火星快车项目

火星快车探测器由环绕器和着陆器组成,于2003年6月2日发射,着陆器于2003年12月20

日进入火星,着陆器与环绕器分离不久后便失去联系。2015年,由NASA火星勘测轨道器拍摄的高清遥感图像表明着陆器已在火星表面完成了部分太阳翼的展开,主伞和减速伞在着陆器附近,说明着陆器经历了完整的EDL程序<sup>[5]</sup>。

火星快车着陆器进入质量为60 kg,以弹道方式进入火星大气层,先后经历气动外形减速、减速伞超声速减速、主伞亚声速减速和着陆气囊缓冲等工作环节(图5)。与NASA火星探测器EDL过程不同,ESA火星快车着陆器的EDL过程取消了动力减速阶段,降落伞直接减速到气囊缓冲所需要的初始速度,对降落伞的减速能力提出了更高的要求,仅靠单级降落伞已不能完成减速功能,因此火星快车着陆器采用了减速伞+主伞的两级减速方案。减速伞使用了超声速阻力性能优良的盘缝带伞,名义面积为8 m<sup>2</sup>,由弹伞筒弹射开伞,将着陆器速度由1.5 Ma 减速至约0.4 Ma,盘缝带伞继承了ESA“惠更斯”探测器任务设计参数,结构透气量为22.4%。主伞使用了低速及亚声速阻力性能优良的环帆伞,名义面积是78.84 m<sup>2</sup>,用于将着陆器减速至16 m/s<sup>[6]</sup>。

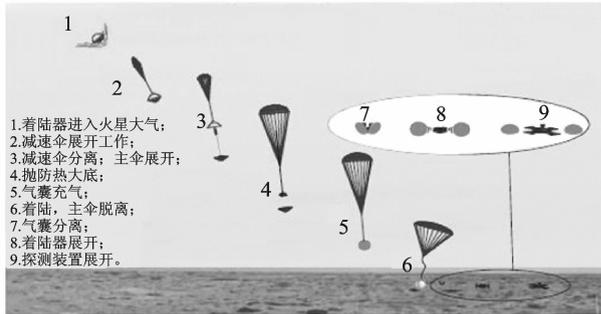


图5 “火星快车”着陆器EDL过程

Fig. 5 EDL process of “Mars Express” landing probe

### 3.2 ExoMars 项目

ESA最新的火星探测计划ExoMars分为ExoMars 2016和ExoMars 2018项目。ExoMars 2016主要进行环绕探测,释放一个着陆验证器进行EDL技术验证,为ExoMars 2018项目提供技术储备。前期ExoMars 2016任务中采用与火星快车项目相似的两级降落伞减速方案,在研制过程中减速方案发生了较大调整,采用与NASA火星探测相近的一级降落伞减速方案(图6)<sup>[7]</sup>,降落伞为惠更斯型盘缝带伞,名义面积为113 m<sup>2</sup>,最大开伞马赫数为2.1,由弹伞筒直接弹出开伞<sup>[8]</sup>。ExoMars 2016已经成功发射,预计2016年10月份到达火星。ExoMars 2018将进行着陆巡视探测,着陆器质量约为1 800 kg,主要由俄罗斯研制,目前降落伞减速方案是采用两级减速,计划已经推迟至

2020年发射。

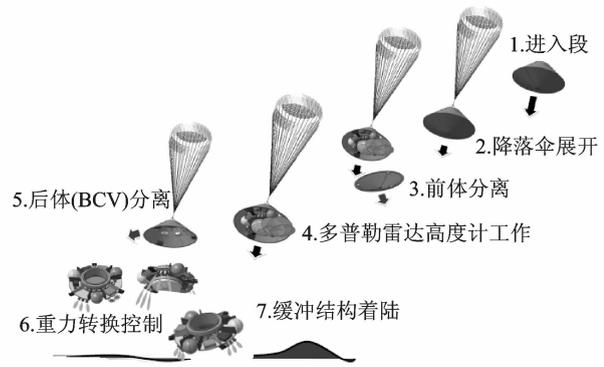


图6 “ExoMars 2016”任务EDL过程

Fig. 6 EDL process of “ExoMars 2016” mission

### 3.3 ESA火星探测降落伞技术特点

ESA在火星着陆探测任务中尝试过多种降落伞减速技术途径,包括两级减速方案及单级减速方案,在技术上与NASA火星探测有一定相同之处,均采用盘缝带伞进行第一级的超声速减速。在“火星快车”项目中,通过系统全局考虑及优化设计,着陆前工作环节较少,因此使两级降落伞减速方案变为可行,最终采用了盘缝带伞超声速减速、环帆伞亚声速减速,气囊缓冲着陆的低成本方案;ExoMars 2016项目中,由于着陆前的工作环节较多,两级减速留空时间裕度小,存在一定技术风险,因此最终采用一级盘缝带伞减速方案;ExoMars 2018任务目前技术方案为两级降落伞减速,将会依据ExoMars 2016任务的完成情况确定最终的技术方案。

## 4 中国火星探测降落伞减速技术

中国将于2020年开展首次火星环绕探测和着陆巡视探测,降落伞减速方案、出伞方案及伞型选择是首先要关注的内容。

### 4.1 降落伞减速方案

火星着陆探测降落伞可选的减速方案包括一级减速及两级减速,两种方案对比分析情况见表2。两级减速方案的优势是开伞载荷小、空间利用率高,但在重量方面没有优势,需要增加主伞开伞控制环节,留空时间很难满足后续工作需求,主伞开伞动压过低,开伞也存在风险,在研制途径上需要额外开展主伞研究工作,研制周期及经费均会有所增加。

一级减速方案的优势是系统简单、工作环节少、留空时间长、开伞载荷和空间需求可接受。从系统复杂程度考虑,一级减速方案环节少,可靠度高;从探测器EDL过程对时间需求考虑,拥有较长的留空时间可以为后续程序提供更大的裕度,因此

降落伞减速方案确定为一级减速方案。

表2 减速方案对比

Tab. 2 Comparison of deceleration options

对比项目	两级减速方案	一级减速方案
标称开伞载荷/kN	37.0	112.9
标称主伞	120	507
开伞动压/Pa		
标称开伞高度/km	减速伞:8 主伞:2	8
标称开伞至0 km 时间/s	59	77
系统质量/kg	57	58
系统空间需求	需求较低	需求较高
开伞控制	减速伞开伞+主伞开伞	主伞开伞
系统复杂性	较复杂	较简单

#### 4.2 降落伞出伞方案

降落伞一级减速方案的出伞方式有引导伞气动阻力开伞方案及弹伞筒动力开伞方案,两种出伞方案对比分析情况见表3。引导伞气动阻力开伞方案优点是弹射力小,空间利用率较高,但是主伞拉直过程的一致性较差、开伞环节复杂,主伞开伞过程中有摩擦受损的风险。弹伞筒动力开伞方案的优点是降落伞拉直过程一致性好,工作环节少,弹射力及空间需求可接受,能为降落伞提供足够的初始速度,保证降落伞迅速通过尾流区并达到拉直状态。从降落伞拉直过程可靠度考虑,弹伞筒动力开伞方案伞衣拉出相对速度小,拉直过程一致性好,因此出伞方案确定为弹伞筒动力开伞方案。

表3 开伞方案对比

Tab. 3 Comparison of opening parachute options

对比项目	引导伞气动阻力开伞方案	弹伞筒动力开伞方案
系统质量/kg	56.5	58.0
弹射力/kN	30	80
系统空间需求	需求较低	需求较高
伞衣拉出		
相对速度/(m·s <sup>-1</sup> )	40~120	30~40

#### 4.3 降落伞伞型方案

环帆伞和盘缝带伞都可以用作火星降落伞,两种伞型对比分析情况见表4。环帆伞具有超声速阻力低、亚声速阻力高的特点,盘缝带伞具有超声速阻力高、亚声速阻力低的特点,但在重量、摆角、动载系数等方面基本相同。国内具有丰富的亚音

表4 伞型方案对比

Tab. 4 Comparison of parachute types

对比项目	环帆伞	盘缝带伞
阻力性能	亚声速:高 超声速:低	亚声速:低 超声速:高
降落伞摆角/(°)	相同量级:≈15	相同量级:≈15
开伞动载系数	≈1.2	≈1.4
充气速度	相同量级	相同量级
质量/kg	38	38

速环帆伞研制经验,对超声速环帆伞性能并没有经验。国外完全成功的任务均使用盘缝带伞,盘缝带伞具有多次成功的飞行试验经历,风险较低,因此最终确定伞型为盘缝带伞。

## 5 结 论

通过对 NASA 及 ESA 火星着陆探测任务分析与总结,可以总结出火星降落伞减速技术途径有以下特点:

(1)降落伞必须在超声速条件下开伞减速,NASA 及 ESA 均采用盘缝带伞进行超声速减速;

(2)在技术方案上,NASA 均采用降落伞一级减速方案;ESA 对两级减速方案及一级减速方案均有应用;

(3)NASA 在多次任务中盘缝带伞的参数根据 EDL 方案的不同有所调整,ESA 在任务中盘缝带伞完全继承惠更斯探测器的盘缝带伞。

根据中国火星探测器对降落伞的要求并借鉴国外成功经验,可以确定中国火星探测任务中降落伞减速方案为一级减速,出伞方案为弹伞筒动力开伞,伞型为盘缝带伞。

#### 参考文献:

- [1] Alexander M. Mars transportation environment definition document [R]. NASA TM-2001-210935, 2001.
- [2] Desai P N, Knocke P C. Mars exploration rovers entry, descent, and landing trajectory analysis [R]. AIAA Paper 2004-5092, 2004.
- [3] Braun R D, Manning R M. Mars exploration entry, descent, and landing challenges[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 310-323.
- [4] Kipp D, Martin M S, Essmiller J. Mars science laboratory entry, descent, and landing triggers [C] // 2007 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2007: 19-28.
- [5] ESA. Beagle-2 lander found on mars [EB/OL]. [http://www.esa.int/Our\\_Activities/Space\\_Science/Mars\\_Express/Beagle-2\\_lander\\_found\\_on\\_Mars\\_2015-01\[2016-07\]](http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Science/Mars_Express/Beagle-2_lander_found_on_Mars_2015-01[2016-07]).
- [6] Underwood J C, Bown D, Phil N W. An entry, descent and landing system for the Beagle2 Mars mission [R]. AIAA Paper 2001-2052, 2001.
- [7] 贾贺, 荣伟. ExoMars 2016 火星探测计划进入、减速、着陆的验证任务分析[J]. 航天器工程, 2013, 22(4): 109-115.
- [8] Jia He, Rong Wei. The EDL analysis of ExoMars 2016 task[J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(4): 109-115.
- [9] Saunders A, Underwood J C. ExoMars EDM Parachute system: Update on design and verification [R]. AIAA Paper 2013-1278, 2013.

