天问一号火星探测器伞系减速分系统设计与验证

李健^{1,2*}, 房冠辉^{1,2}, 吕智慧^{1,2}, 鲁媛媛^{1,2}, 王文强^{1,2}, 周传霞^{1,2}, 刘欢^{1,2}, 黄伟^{1,2}, 董捷³, 王闯³

1. 北京空间机电研究所, 北京 100094;

2. 航天科技集团航天进入减速与着陆技术重点实验室, 北京 100094;

3. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

* E-mail: lijian_bbmouth@163.com

收稿日期: 2021-10-26; 接受日期: 2021-12-28; 网络版发表日期: 2022-01-20

行星探测重大工程资助项目

摘要 火星探测器伞系减速的主要特点包括火星特殊的环境、特殊的任务需求以及特殊的开伞条件. 天问一号伞系减速分系统采用了直接弹伞的一级减速方案、超音速锯齿形盘缝带伞、低冲击高速弹伞筒, 以及被动分离的轻型多功能筒盖等技术方案, 以流固耦合仿真为代表的的多项仿真、以重载直升机空投试验、火箭平台的高空开伞试验为代表的大量的研制试验, 对减速方案进行了充分有效的验证. 2021年5月15日, 天问一号火星探测器成功着陆火星, 伞系减速分系统各项飞行数据与预期相符.

关键词 天问一号, 降落伞, 减速, 火星

1 引言

天问一号火星探测器是我国行星探测工程的首个任务, 主要的工程目标是通过一次飞行任务实施火星环绕探测和着陆巡视探测, 实现我国深空探测技术的跨域. 主要的科学目标是通过天地配合探测, 获取火星探测科学数据, 研究火星大气电离层及表面气候与环境、表面形貌与地质构造、土壤特征与水冰分布、物质组成、物理场与内部结构等科学问题.

火星探测器由环绕器和着陆巡视器组成, 如图1所示. 环绕器实现火星环绕探测. 着陆巡视器由进入舱和火星车组成, 进入舱包括背罩、着陆平台和大底, 如图

2所示. 进入舱负责实现火星进入、减速与着陆, 并释放火星车. 火星车负责实现火星巡视探测.

着陆巡视器由15个分系统组成, 伞系减速分系统隶属于着陆巡视器.

着陆巡视器火星大气减速着陆过程分为气动减速、伞系减速、动力减速、着陆缓冲四个步骤. 伞系减速是关键环节之一, 直接影响着陆任务的成败.

2020年7月23日, 天问一号火星探测器于海南文昌成功发射, 经历10个月的长期在轨飞行后, 2021年5月15日成功着陆火星, 并安全释放火星车, 着陆任务取得圆满成功.

本文介绍火星大气伞系减速任务的特点, 具体的

引用格式: 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

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, doi: 10.1360/SST-2021-0493

图 1 (网络版彩图) 天问一号火星探测器组成
Figure 1 (Color online) Composition of Tianwen-1 Mars probe.

图 2 (网络版彩图) 着陆巡视器组成示意图
Figure 2 (Color online) Composition of lander and rover.

设计状态, 在地球环境下模拟火星条件的验证策略与结果, 并介绍飞行结果。

2 任务特点与针对性设计措施

2.1 火星环境特殊

伞系减速分系统在火星物理环境下工作, 火星大气成分以 CO_2 为主, 表面大气密度约为地球的1%, 表面大气压力约为地球的6‰ (600 Pa), 重力加速度约为地球的 $\frac{3}{8}$ (3.71 m/s^2), 火星大气参数随季节、地理位置均变化较大, 存在尘暴等恶劣气象条件^[1,2]。目前国内对火星环境的了解程度仍然有限, 作为主要设计依据的各种大气参数存在较大的不确定性^[3]。

针对火星特殊环境, 在设计上主要考虑了以下两点。

(1) 最大包络原则: 从文献调研、国际合作、仿真预测等多个途径尽可能获取详细的火星环境数据, 并在综合分析的基础上, 给出火星环境参数的最大包络, 作为设计依据。

(2) 3σ 原则: 在降落伞面积、降落伞强度等关键指标设计时, 充分进行大气环境参数偏差影响分析, 保证在各种偏差条件下, 伞系减速的性能输出有 $\geq 99.7\%$ 的概率满足指标要求。

2.2 任务需求的特殊性

伞系减速分系统的主要功能有两个: (1) 减速功能, 作为4级减速的中间一环, 伞系减速起到承上启下的作用, 要在着陆巡视器气动减速的基础上, 进一步减速至动力减速能够接受的速度; (2) 稳定与调姿功能, 伞系减速的过程, 不能给着陆巡视器造成过大的姿态扰动, 伞系减速的末段, 要使得着陆巡视器轴线方向尽可能与水平面垂直, 目的是为动力减速段雷达测高创造更好的条件。

天问一号火星探测器是我国首个火星探测器。在此之前, 人类总计有20次尝试着陆火星, 但只有9次完全成功(均为美国的探测器), 成功率仅为45%, 其中有2次以上失败与降落伞有关, 火星着陆任务本身具有极大的难度^[4]。

对我国而言, 拥有的仅是地球环境的大气减速经验。首次火星探测充满着未知、陌生与不确定性。这种首次探测性任务的风险, 深深地影响了伞系减速任

务的需求, 主要表现在如下几点。

(1) 对开伞条件要尽可能有大范围的适应能力, 即对于前期进入舱气动减速的结果要有尽可能大的适应裕度;

(2) 充分考虑大气等陌生环境的不确定性, 保证伞系减速末段的速度、姿态满足后期动力减速的需求, 并尽可能创造好的条件;

(3) 减速过程要迅速, 在充分考虑大气不确定性的前提下, 伞系减速的高度损失应尽可能小, 给后续动力减速提供较多的高度裕度。

总的来讲, 主要的需求是在环境存在较大不确定性的条件下, 作为四级减速的中间一环, 伞系减速分系统要有足够的可靠性和健壮性, 对上一级减速的结果有充足的适应裕度, 对下一级减速提供良好的交接条件。

针对任务需求的特殊性, 在设计上主要考虑了以下三点:

(1) 在减速方案选择上, 选择工作环节最少, 系统配置最简的一级降落伞减速方案, 缩短减速时间, 提高系统的可靠性;

(2) 在降落伞出伞方案选择上, 选择弹伞筒直接将降落伞弹射出舱的出伞方式, 适应宽范围的开伞速度和开伞动压, 提高系统健壮性;

(3) 在降落伞结构设计上, 保留充足的强度裕度, 适应开伞条件的不确定性, 提高系统的可靠性和健壮性。

2.3 开伞条件特殊

与地球降落伞相比, 开伞条件具有超音速、低密度、低动压的特点。图3为典型的地球返回任务降落伞的开伞条件范围与火星降落伞的开伞条件范围对比。

在超音速条件下, 前体的超音速尾流对降落伞产生强烈的气动干扰, 使得降落伞出现严重的高频抖动, 充气形状出现类似水母运动的高频呼吸现象。

前体的气动干扰, 使得降落伞阻力系数降低, 稳定性变差, 气动力大幅振荡, 不仅对降落伞自身的气动性能和结构可靠性造成巨大影响, 还对着陆巡视器的姿态产生复杂的影响。

在超音速条件下, 由于气流与降落伞之间的相对速度非常快, 所以降落伞的充气展开速度特别快。虽

图3 (网络版彩图)地球返回任务与火星进入任务开伞条件的差异

Figure 3 (Color online) Difference of parachute deployment conditions between Earth and Mars EDL mission.

然火星大气密度低, 迎面的动压低, 但是因为降落伞展开非常迅速, 使得降落伞的气动载荷增加非常快, 就像以很快的速度迎面撞击一堵墙一样。在降落伞专业里, 称这种开伞过程为无限质量开伞过程。不仅降落伞承受的载荷大, 而且在降落伞的不同位置应力的分布与地球降落伞也有很大不同。

针对特殊的开伞条件, 在设计上主要考虑了以下四点:

(1) 在降落伞选型上, 通过仿真与风洞试验, 优选超音速性能优良的锯齿形盘缝带伞型;

(2) 在开伞方式上, 选择火工品弹射出伞的方案, 在弹射后座力约束条件下, 尽量提高弹射速度, 使降落伞快速脱离前体尾流强干扰的区域;

(3) 在降落伞结构参数设计时, 在质量约束条件下, 尽量增加降落伞与前体的距离, 降低前体尾流对降落伞的影响程度;

(4) 在降落伞结构设计上, 选用新型高强材料, 通过结构优化提高连接环节的连接效率, 提高整体强度裕度。

3 设计状态简介

3.1 减速方案与系统组成

伞系减速分系统总的需求是减速能力强, 对开伞条件和环境的适应能力强, 可靠性、健壮性好。针对这些需求, 伞系减速方案的主要设计思路是: 组成尽

可能简单、工作环节尽可能少。

伞系减速分系统由降落伞组件、弹伞筒、筒盖三部分组成, 如图4所示, 各单机的功能如表1所示。

降落伞弹射开伞过程示意图如图5所示。

- (1) 弹伞筒启动;
- (2) 伞包固定绳崩断, 筒盖被伞包顶撞而分离, 伞包开始在伞舱内移动;
- (3) 伞包出伞舱, 活塞被捕获包捕获;
- (4) 吊带拉直, 伞包外封包解除, 伞绳被逐渐拉出伞包;
- (5) 筒盖减速伞逐渐拉出并开始充气工作, 伞绳全部拉出伞包, 内封包解除, 伞衣被逐渐拉出伞包, 伞衣底部开始充气;
- (6) 伞衣全部拉出伞包;
- (7) 伞衣完全充气。

伞系减速分系统的主要性能需求如表2所示。从表2看出, 降落伞要在16~4 km内, 具备开伞速度为 $Ma1.5\sim Ma2.3$, 动压为250~850 Pa的宽域适应能力, 在最小4 km高程和40 s时间内完成减速任务, 对伞系减速分系统提出了很高的要求。

3.2 布局

伞系减速分系统各产品位于着陆巡视器小端面, 如图6所示。

3.3 降落伞

对降落伞的主要需求是, 阻力面积大, 质量轻, 包装体积小, 强度高, 开伞载荷小, 稳定性好。

降落伞的阻力面积受三个需求制约: (1) 稳降速度需求; (2) 稳降姿态需求; (3) 抛大底时避免碰撞的安全性需求。从这三个需求出发, 得到降落伞的亚音速阻力平均阻力面积需大于 114 m^2 。

天问一号降落伞的伞型是锯齿形盘缝带伞, 是在传统盘缝带伞的基础上, 增加锯齿幅改进而来的, 锯齿形盘缝带伞与传统盘缝带伞的结构差别如图7所示。改进的目的是提高稳定性, 改善局部动态载荷下的应力。天问一号降落伞的基本参数与性能如表3所示。

天问一号降落伞是我国目前面积最大的超音速降落伞(图8)。为提高强度、降低质量, 大量使用了芳纶和芳纶三等高强重比的材料, 质量占比达到全伞的45%。为了减小体积, 采用了高密度包伞技术, 综合包

图4 (网络版彩图)伞系减速分系统组成示意图

Figure 4 (Color online) Composition of parachute deceleration subsystem.

表1 伞系减速分系统单机功能

Table 1 Composition and function of parachute deceleration subsystem

序号	产品名称	数量	主要功能
1	降落伞组件	1	(1) 减速: 将着陆巡视器的速度由 $Ma1.5\sim Ma2.3$, 在预定高度处减至 $\leq 95\text{ m/s}$ (2) 稳定: 为着陆巡视器在跨音速、亚音速阶段的提供一定的稳定性, 为后续着陆平台的动力减速创造条件
2	弹伞筒	1	(1) 容纳并保护降落伞, 并为降落伞提供出伞通道 (2) 点燃后产生高压气体, 提供降落伞弹射所需能量, 保证降落伞能够正常弹出
3	筒盖	1	保持着陆巡视器外形的完整, 避免进入过程中高温气流与降落伞直接接触

图 5 (网络版彩图)弹射开伞过程示意图
Figure 5 (Color online) Ejection and deployment of parachute.

表 2 伞系减速分系统的主要性能需求

Table 2 Performance requirements of parachute deceleration subsystem

序号	项目	需求值
1	开伞点前体质量 (kg)	≤ 1285
2	开伞点参数	开伞点前体速度 Ma
3		开伞点前体高度 (km)
4		开伞点前体动压 (Pa)
5	降落伞分离点参数	分离点前体质量 (kg) (分离前已经抛掉了防热大底, 弹出了降落伞, 消耗了部分推进剂)
6		分离点前体速度 (m/s)
7		着陆巡视器对称轴与当地水平面法线方向夹角 ($^{\circ}$)
8	约束条件	伞系减速分系统总质量 (kg)
9		开伞载荷 (kN)
10		弹射后座力 (kN)
11		最小减速高度 (km)
12		最小减速时间 (s)

装密度达到0.65 kg/L.

3.4 弹伞筒

对弹伞筒的主要需求是, 弹射速度高, 弹射后座力低.

弹伞筒结构主要由筒体、活塞、气体发生器组成, 如图9所示. 弹伞筒的工作原理类似于迫击炮, 工作过程示意图如图10所示.

为了提高弹伞筒的弹射速度, 一方面从降低弹射质量入手, 即进行降落伞结构减重设计; 一方面从结

图 6 (网络版彩图)伞系减速分系统各产品布局

Figure 6 (Color online) Layout of parachute deceleration subsystem.

图 7 (网络版彩图)传统盘缝带伞与锯齿形盘缝带伞

Figure 7 (Color online) Traditional DGB parachute and sawtooth DGB parachute.

构优化和改善气密性设计着手, 提高燃气做功能力。

为了降低弹射后座力, 主要的思路是减缓燃气压力建立的速度, 具体措施是选用产气量大但燃速慢的火工药剂, 为燃气容腔设置高压腔和低压腔, 高压腔上设置了节流孔限制高压燃气的流速。

弹伞筒的基本参数和性能如表4所示。

3.5 筒盖

筒盖集维持着陆巡视器气动外形、进入过程气动热防护、表面被动热控、结构连接、被动分离等多种

表 3 天问一号降落伞的基本参数与性能

Table 3 Basic parameters and performance of Tianwen-1 parachute

序号	项目	数值
1	伞型	锯齿形盘缝带伞
2	名义面积 (m^2)	200
3	亚音速平均阻力面积 (m^2)	114
4	伞系长度 (m)	41
5	质量 (kg)	39.5
6	包装后体积 (L)	60
7	开伞速度	$\leq Ma2.5$
8	最大使用载荷 (kN)	≤ 150
9	火星10 km高度最大摆角 ($^\circ$)	≤ 15

图 8 (网络版彩图)吊挂状态降落伞

Figure 8 (Color online) Parachute in suspended state.

功能于一体, 筒盖结构本身是以复合材料层合板为主体的多层复合结构, 工作原理如图11所示, 基本参数和性能如表5所示。

4 设计验证情况

4.1 仿真分析

伞系减速分系统研制过程中进行的仿真分析包括三类, 分别是弹射拉直过程仿真、开伞充气过程仿真以及物伞系统动力学仿真。

4.1.1 弹射拉直过程仿真

弹射拉直过程仿真的对象是伞包在前体尾流区运动并拉直伞系的过程。

弹射拉直过程仿真的目的, 是在考虑着陆巡视器

图 9 (网络版彩图)弹伞筒结构形式
Figure 9 (Color online) Composition of parachute motor.

图 10 (网络版彩图)弹伞筒弹射过程示意图
Figure 10 (Color online) Parachute motor ejection process.

攻角、姿态角的情况下, 获取降落伞弹射过程中伞衣、伞绳的空间位置和载荷数据, 用于评估弹射速度指标的合理性.

弹射拉直过程仿真采用了两种方法: 一种是基于多刚体动力学的分析方法^[5]; 一种是CFD与多刚体动

表 4 天问一号弹伞筒的基本参数与性能

Table 4 Parameters and performance of Tianwen-1 parachute motor

序号	项目	数值
1	弹射质量 (kg)	42
2	弹射速度 (m/s)	31~45
3	弹射后座力 (kN)	≤100
4	质量 (kg)	19
5	主体直径 (mm)	360
6	高度 (m)	835

图 11 (网络版彩图)筒盖工作原理示意图
Figure 11 (Color online) Working principle of motor cover.

表 5 筒盖的基本参数与性能

Table 5 Parameters and performance of motor cover

序号	项目	值
1	质量 (kg)	2
2	压差承受能力 (Pa)	5000
3	常温连接力 (kN)	≥2.7
4	200℃连接力 (kN)	1.5~8.5
5	主体直径 (mm)	360
6	贮存温度 (℃)	-120~+185

力学结合的单向耦合方法.

弹射拉直过程仿真采用单向耦合的方法委托国防

科技大学程文科团队实施. 仿真具体步骤是: 首先利用Fluent求解出不同马赫数、攻角、侧滑角下着陆巡视器、筒盖的气动系数; 然后利用Fluent计算巡视器的尾流, 并选择其中某时刻T1的流场; 之后利用插值公式以及工程计算公式, 计算T1时刻尾流场下着陆巡视器、弹伞筒盖、降落伞伞包等部分的气动参数, 并得出各部分的气动力; 最后建立整个降落伞弹射拉直系统的数学模型, 并采用多刚体动力学的方法对降落伞弹射拉直过程进行相关研究.

弹射拉直过程仿真结果表明, 弹射分离速度越大, 拉出时间越短, “绳帆”现象越弱, 越有利于降落伞的弹射拉出以及后续展开.

4.1.2 开伞充气仿真

开伞充气仿真的对象包括降落伞的充气展开过程以及稳定充气状态.

仿真的内容包括研究性质和工程性质. 研究性质的仿真用于仿真建模方法的研究^[6]以及透气量等结构设计参数的研究等^[7]. 工程性质的仿真用于模拟火星真实开伞条件, 在考虑着陆巡视器攻角、俯仰角速率、滚转角速率的情况下, 获取降落伞开伞充气过程中伞衣充气形状变化、载荷分布等数据.

开伞充气仿真采用的方法, 包括CFD气动仿真^[6]、基于任意拉格朗日-欧拉方法的流固耦合方法^[8]以及基于格子玻尔兹曼方法的流固耦合仿真.

基于格子玻尔兹曼方法的流固耦合仿真采用的是

国际合作模式, 委托NUMECA公司实施. 主要仿真结果(图12)如下:

- (1) 前体产生明显的脱体激波, 以及延伸较远的尾流, 由于前体的存在, 降落伞的开伞载荷降低约5%;
- (2) 前体攻角的存在, 使得尾流与降落伞间的角度发生变化, 导致降落伞摆动略增;
- (3) 前体滚转角的存在, 对降落伞的气动特性影响可忽略.

4.1.3 物伞系统动力学仿真

物伞系统动力学仿真的目的是, 在考虑各种偏差条件情况下, 获取伞系减速分系统工作过程中的运动学和动力学特性, 评估分系统的功能和性能.

仿真的方法为六自由度动力学仿真, 并进行蒙特卡罗打靶分析.

为进行六自由度动力仿真, 建立了降落伞的动力学模型, 包括质量模型、气动力模型、拉直过程模型、充气过程模型等.

4.2 研制试验

4.2.1 研制试验项目

伞系减速分系统的设计验证主要是通过研制试验进行的, 研制试验的目的是通过“试验-分析-改进”的过程, 消除产品设计方案与工艺方案的缺陷, 不断完善和优化产品设计, 提高产品的可靠性, 全面验证产品功能、性能、裕度、可靠性、环境适应性等, 最终确定

图 12 (网络版彩图)开伞充气过程仿真结果(马赫数云图)

Figure 12 (Color online) Simulation results of parachute inflation (Mach number cloud map).

产品的状态。

在任务剖面分析、环境剖面分析、产品特性分析的基础上, 经充分的论证, 形成的研制试验项目清单如表6所示, 主要包括功能性能试验、环境适应性试验、设计验证试验、拉偏试验等。

为降低试验风险, 研制试验的顺序为材料级、零部件级、部组件级、单机级、分系统级, 先易后难、

表 6 主要的研制试验项目清单

Table 6 List of main development and test items

产品	试验项目	
降落伞组件	材料级环境适应性试验	温度适应性试验
		湿热环境适应性试验
		盐雾环境适应性试验
		辐照试验
	材料级力学性能试验	材料耐压性能试验
		材料疲劳试验
	部件强度试验	/
	组件试验	高塔投放试验
		伞系扭转试验
		高压包伞试验
弹伞筒	气动性能试验	亚跨音速风洞试验
	药剂环境适应性试验	药剂高温贮存寿命试验
	功能/性能试验	药量摸索与结构改进试验
		药壳定容测压试验
	拉偏试验	药量裕度试验
		力学环境裕度试验
		高低温性能试验
		加压点火试验
	筒体设计验证试验	结构强度试验
	功能/性能试验	分离力试验
筒盖	环境适应性试验	盐雾试验
		温度试验
		湿热试验
		力学环境摸底试验
分系统	设计验证试验	结构强度试验
	质量特性测量	
	贮存试验	
	地面弹伞试验	
	降落伞强度空投试验	
	火箭平台高空开伞试验	
	全尺寸降落伞高空开伞试验	

逐步开展试验。

这些研制试验中, 最具代表性的是以验证降落伞强度为主要目的的直升机空投试验, 以及以模拟超音速低密度的火星实际开伞条件为主要特点的高空开伞试验。

4.2.2 降落伞强度空投试验

降落伞强度空投试验^[9]的难点是, 在低空稠密大气条件下, 模拟无限质量的开伞条件。无限质量开伞是降落伞专业术语, 有限质量开伞和无限质量开伞的不同点如表7所示。由于无限质量开伞和有限质量开伞时, 伞衣最大应力出现在伞衣的不同位置, 因此, 要验证降落伞的强度, 就必须创造无限质量开伞条件。

降落伞在开伞过程中, 回收体的动压变化量是判断是否是无限质量开伞条件的重要指标。开伞过程中回收体的动压变化量大, 则更靠近有限质量开伞条件; 动压变化量小, 则更靠近无限质量开伞条件。创造无限质量开伞条件, 就要从控制动压变化量着手。具体讲, 就是通过增大空投试验中投放模型的总量, 来实现近似的无限质量开伞条件。综合比较后, 取天问一号降落伞强度试验空投模型质量为6000 kg, 是实际着陆巡视器质量的4.7倍。

为实现6000 kg空投模型的空中投放, 选用的载机是米-26重型直升机, 直升机悬挂空投模型的状态如图13所示。

火星飞行任务预计最大使用载荷为133 kN, 空投试验中实测降落伞载荷如表8所示, 均大于该值。

4.2.3 高空开伞试验

高空开伞试验^[9,10]是在地球环境下能够实现的最接近火星实际开伞条件的试验方法。其试验目的, 就是尽可能真实地模拟火星开伞条件, 实现分系统功能和性能的验证, 获取试验数据, 作为评估降落伞未来在火星条件下性能表现的依据。

高空开伞试验的方案, 基本有两类: 一类是利用高空气球作为运载平台的试验方案; 一类是利用火箭作为运载平台的试验方案。天问一号伞系减速分系统选择了技术风险更低的火箭平台的高空开伞试验方案。

地球环境无法完全真实模拟火星实际条件, 为了使试验结果有效, 必须仅针对最关键的参数进行模拟。表9对与开伞有关的10个参数的重要性进行了排序, 其

表 7 无限质量开伞与有限质量开伞

Table 7 Infinite inflation and finite inflation

项目	无限质量开伞	有限质量开伞
	载荷大	载荷小
开伞载荷	最大载荷一般出现在伞衣底边张满时 开伞载荷由全部伞衣承担, 最大应力出现在顶孔和伞衣底边附近	最大载荷一般出现在伞衣充气过程的中间状态 开伞载荷主要由局部伞衣承担, 最大应力出现在顶孔和上部伞衣
前体速度 (动压)	在开伞过程中, 降落伞的阻力对前体的运动产生的影响较小, 开伞过程中前体速度变化量小	在开伞过程中, 降落伞的阻力对前体的运动产生显著影响, 开伞过程中前体速度变化量大

图 13 (网络版彩图)降落伞强度空投试验使用的米-26直升机
Figure 13 (Color online) Parachute strength airdrop test using Mi-26.

表 8 降落伞强度空投试验结果

Table 8 Parachute strength airdrop test results

序号	最大开伞载荷 (kN)	验证安全系数	试验结果
1	150	1.13	降落伞完好
2	149	1.12	降落伞完好
3	179.3	1.35	降落伞完好
4	188	1.41	降落伞完好
5	174.7	1.31	降落伞完好
6	194.6	1.46	降落伞完好
7	179.3	1.35	降落伞完好
8	176.5	1.33	降落伞完好

中最重要的3个参数是马赫数、动压、总攻角, 在试验条件设置时是优先保证这3个参数的真实模拟。

高空开伞试验共进行了2个阶段: 第1阶段为缩比降落伞的高空开伞试验, 共实施5次, 主要用于试验技术验证和减速方案验证; 第2阶段为全尺寸降落伞的高

表 9 开伞条件分析

Table 9 Test condition of parachute deployment

重要性排序	参数	火星条件	高空开伞试验条件	说明
1	马赫数	1.5~2.3	1.7~2.5	偏严拉偏
2	开伞动压 (Pa)	250~850	185~766	低动压偏严拉偏
3	总攻角 (°)	0~10	0~13	偏严拉偏
4	质量 (kg)	1285	1285	一致
5	雷诺数	2×10^6	2×10^6	一致
6	开伞速度 (m/s)	330~510	670~800	偏严拉偏
7	着陆巡视器气动特性	大钝头体	无法模拟	仿真补偿
8	着陆巡视器姿态	姿态角、角速度	无法模拟	仿真补偿
9	重力加速度 (kg m/s^2)	3.73	9.81	仿真补偿
10	大气密度	ρ	$0.25 \sim 0.4\rho$	偏严拉偏

空开伞试验, 共实施4次, 主要用于火星飞行状态降落伞的全面验证。

高空开伞试验使用的火箭为航天科技集团有限公司航天动力技术研究院的天鹰系列探空火箭, 如图14所示。高空开伞试验的飞行程序如图15所示。主要的飞行结果如图16和表10所示。

5 飞行结果

2021年5月15日1时许, 天问一号由停泊轨道转入火星进入轨道。3 h后, 环绕器与着陆巡视器分离, 着陆巡视器独自奔赴火星。3 h后, 着陆巡视器进入火星大气, 开始气动减速。4 min后, 火星降落伞弹出, 充气展开, 开始伞系减速。4 min后, 降落伞完成减速使命, 与着陆平台分离, 着陆平台进入动力减速阶段。1 min后, 着陆平台平稳着陆在火星表面。

天问一号降落伞的实际充气状态如图17所示, 充

图 14 (网络版彩图) 探空火箭发射准备状态
Figure 14 (Color online) Sounding rocket launch readiness.

图 15 (网络版彩图) 高空开伞试验飞行程序示意图
Figure 15 (Color online) High altitude parachute test flight procedure.

图 16 高空开伞试验中降落伞的开伞过程
Figure 16 Parachute opening process in high altitude parachute test.

表 10 高空开伞试验结果
Table 10 Results of high altitude parachute test

试验项目	试验序号	开伞高度 (km)	开伞速度 (m/s)	开伞速度 (Ma)	开伞动压 (Pa)	开伞攻角 ($^{\circ}$)	降落伞载荷(kN)
缩比降落伞高空开伞试验	1	36.00	397.1	1.3	622	0.39	13.89
	2	35.22	516.7	1.71	1162	0	24.55
	3	37.32	400.5	1.3	513	9.43	11.83
	4	45.99	777.1	2.36	587	9	10.26
	5	45.66	761.8	2.32	585	8.85	12.12
全尺寸降落伞高空开伞试验	1	44.15	693.5	2.13	541	0.49	80.3
	2	44.13	692.3	2.12	544	10.08	90.18
	3	54.29	763.0	2.36	185	10.29	32.25
	4	44.25	809.4	2.48	766	12.91	102.98

气状态良好。
弹伞后进入舱的高度与速度变化如图18所示。弹

伞时刻，进入舱相对火面的高度为14.9 km左右，速度为 $Ma1.8$ (400 m/s左右)，开伞动压460 Pa; 19.5 s后，速

图 17 (网络版彩图)天问一号火星实拍降落伞充气状态影像

Figure 17 (Color online) Tianwen-1 parachute inflation in Mars.

度降低到 $Ma0.5$ (112 m/s左右), 高度降低到12.7 km左右, 抛掉防热大底; 167 s, 降落伞携带背罩与着陆平台分离, 此时高度为1.5 km, 速度为 $Ma0.25$ (60 m/s左右), 满足伞系减速分系统性能指标要求。

根据开伞过程冲击数据判断, 降落伞从弹射至第一次充满的时间为1.52 s, 降落伞最大开伞过载为8.6g (图19), 开伞力为 (98 ± 7.5) kN。

由图18可知, 降落伞分离时, 进入舱处于稳定下降阶段, 降落伞低速段的阻力系数可由式(1)获得:

$$C_D = \frac{2mg_m}{\rho V^2 S}, \quad (1)$$

式中, m 为进入舱质量, 取为1000 kg; g_m 为火星表面重力加速度, 为 3.73 kg m/s^2 ; S 为降落伞名义面积, 为 200 m^2 ; ρ 为火星大气密度, 取为 0.0185 kg/m^3 ; V 为进入舱稳降速度, 取为60 m/s, 则天问一号降落伞低速时的阻力系数为 0.56 ± 0.05 , 与设计值相符。

伞系减速分系统圆满的完成了减速任务, 为后续动力减速创造了良好条件。

图 18 (网络版彩图)进入舱高度与马赫数

Figure 18 (Color online) Altitude and Mach number of lander.

图 19 (网络版彩图)开伞过程过载

Figure 19 (Color online) Overload of lander.

6 总结

天问一号火星探测器是我国第一个火星探测器, 面对火星陌生环境以及任务特点, 伞系减速分系统以可靠性和健壮性为目标, 设计了系统最简、工作环节最少、具备优良的环境适应能力的减速方案, 并进行了充分有效的仿真与试验验证, 实际火星飞行结果符合预期。天问一号伞系减速分系统取得的成果, 将继续服务于我国深空探测后续任务。

参考文献

- 1 Justus C G, Braun R D. Atmospheric Environments for Entry, Descent and Landing (EDL). In: 5th International Planetary Probes Workshop and

Short Course, 2007

- 2 Justus C G, James B F, Bougher S W, et al. MARS-GRAM 2000: A Mars atmospheric model for engineering applications. *Adv Space Res*, 2002, 29: 193–202
- 3 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]
- 4 Malaya K B M, Ramesh N A. A study on Mars probe failures. AIAA 2021-1158
- 5 Lu Y Y, Rong W, Wu S T. Impact analysis of attack angle on dynamics characteristic of Mars probe parachute deployment (in Chinese). *Spacecr Recov Remote Sens*, 2017, 38: 24–30 [鲁媛媛, 荣伟, 吴世通. 攻角对火星降落伞拉直过程的影响分析. *航天返回与遥感*, 2017, 38: 24–30]
- 6 Wang Q, Cao Y H. Study on the simulation of the inflating process of disk-gap-band parachute in supersonic flow (in Chinese). *Spacecr Recov Remote Sens*, 2018, 39: 35–44 [王祁, 曹义华. 盘缝带伞超声速充气过程仿真研究. *航天返回与遥感*, 2018, 39: 35–44]
- 7 Jia H, Jiang L L, Xue X P, et al. Numerical simulation of aerodynamic interaction of supersonic porosity parachutes (in Chinese). *Spacecr Recov Remote Sens*, 2019, 40: 26–34 [贾贺, 姜璐璐, 薛晓鹏, 等. 超声速透气降落伞系统的气动干扰数值模拟研究. *航天返回与遥感*, 2019, 40: 26–34]
- 8 Fang S X, Huang W, Rong W. Study on the detailed structure of disk-gap-band parachute simulation (in Chinese). *Spacecr Recov Remote Sens*, 2017, 38: 17–26 [方世兴, 黄伟, 荣伟. 盘缝带伞细化结构的仿真影响研究. *航天返回与遥感*, 2017, 38: 17–26]
- 9 Gao S Y, Li J. Review of the development of the parachute for Tianwen-1 Mars probe (in Chinese). *Aerosp China*, 2021, 6: 32–38 [高树义, 李健. “天问”一号火星探测器降落伞研制回顾. *中国航天*, 2021, 6: 32–38]
- 10 Wang L W, Fang G H, Li J, et al. The experiments of parachute deployment at supersonic and low dynamic pressure condition (in Chinese). *Spacecr Recov Remote Sens*, 2020, 3: 1–9 [王立武, 房冠辉, 李健, 等. 降落伞超声速低动压高空开伞试验. *航天返回与遥感*, 2020, 3: 1–9]

Design and verification of parachute deceleration subsystem of Tianwen-1 Mars probe

LI Jian^{1,2}, FANG GuanHui^{1,2}, LÜ ZhiHui^{1,2}, LU YuanYuan^{1,2}, WANG WenQiang^{1,2}, ZHOU ChuanXia^{1,2}, LIU Huan^{1,2}, HUANG Wei^{1,2}, DONG Jie³ & WANG Chuang³

¹ Beijing Institute of Space Machinery and Electricity, Beijing 100094, China;

² Laboratory of Aerospace Entry Descent and Landing Technology, China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100094, China;

³ Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

The main parameters of the parachute deceleration system for the Mars probe include the special environment, mission requirements, and parachute opening conditions. The parachute deceleration subsystem of the Tianwen-1 Mars probe includes one parachute for deceleration, one motor deployment system, and one passive separation apex cap. The parachute deceleration subsystem has been fully and effectively verified by fluid-structure interaction (FSI) simulations, airdrop tests, and high-altitude parachute opening tests. On May 15, 2021, Tianwen-1 successfully landed on Mars, and all flight data of the parachute deceleration subsystem were in line with expectations.

Tianwen-1, parachute, deceleration, Mars

doi: [10.1360/SST-2021-0493](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0493)