

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.04.001

## 火星探测器减速着陆过程中若干问题的研究

荣伟 鲁媛媛 包进进 贾贺

(北京空间机电研究所,北京,100094)

**摘要:**围绕火星探测器减速着陆过程中涉及的开伞控制技术、降落伞拉直过程的绳帆现象、降落伞充气性能以及物伞系统动力学特性等关键技术问题进行了研究。通过对探测器进入轨道的分析,提出了一种以动压为控制目标的自适应开伞控制方法,并对其原理和实现方法进行了研究。采用降落伞拉直过程多刚体、多质点、多自由度动力学模型,对绳帆现象进行了数值仿真分析,发现开伞攻角是绳帆现象的主要成因,并提出了设计控制措施。采用降落伞轴向-径向动量守恒充气模型研究了大气密度对降落伞充气性能的影响,得到了大气密度对降落伞充气时间、充气距离、充气过程中伞衣面积变化及开伞载荷的影响规律或特点。利用物伞系统动力学模型,研究了物伞系统减速下降过程的动力学特性。本文研究内容对于中国火星探测器减速着陆系统的工程设计、试验及性能评估等均具有较好的参考价值。

**关键词:**火星探测;物伞系统;开伞控制;降落伞;绳帆;充气性能

**中图分类号:**V11; V445 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2016)04-0445-09

## Several Problems Relative with Descent and Landing Process of Mars Explorer

Rong Wei, Lu Yuanyuan, Bao Jinjin, Jia He

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

**Abstract:** Some key technologies of Mars explorer during the descent and landing process are studied in this paper, including the parachute deployment control technology, the parachute line sail phenomenon of deployment process, the parachute inflation performance, and the dynamics characteristics of parachute-payload system. By the entry trajectory analysis of Mars explorer, an adaptive parachute opening control method with a dynamic pressure as the control target is proposed, and its principle and realization method are studied. Using the multi-rigid-body, multi-degree-of-freedom and multi-particle dynamics model of parachute deployment process, the numerical simulation results on parachute line sail phenomenon are also analyzed. It is found that the main reason of line sail phenomenon is the attack angle of vehicle, and the design of control measures to avoid line sail phenomena is put forward. The influences of atmosphere density on parachute inflation performance are investigated by the parachute infla-

**收稿日期:**2016-05-10; **修订日期:**2016-07-01

**作者简介:**荣伟,男,北京空间机电研究所研究员,博士生导师。神舟号飞船系统副总设计师,探月工程三期回收分系统主任设计师,中国空间技术研究院第三届航天器返回技术专业学科带头人。主要研究方向为航天器回收着陆技术。先后参与、负责完成了神舟一号至神舟十号飞船回收着陆分系统的研制,负责完成了探月工程三期回收分系统的研制,发表学术论文 60 余篇。

**通信作者:**荣伟, E-mail: rongweixl@163.com。

**引用格式:**荣伟,鲁媛媛,包进进,等.火星探测器减速着陆过程中若干问题的研究[J].南京航空航天大学学报,2016,48(4):445-453. Rong Wei, Lu Yuanyuan, Bao Jinjin, et al. Several problems relative with descent and landing process of Mars explorer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 445-453.

tion model of axial-radial momentum conversation. The regularities and characteristics of the atmospheric density on parachute inflation time, inflation distance, canopy project area, and opening load are obtained. Based on the dynamic model of the parachute-payload system, the dynamics characteristics of the parachute-payload system during the descent process in the Martian environment are studied. These research results are importantly valuable for engineering design, test and evaluating performance of the descent and landing system of Mars explorer in China.

**Key words:** Mars exploration; parachute-payload system; parachute deployment control; parachute; line sail; inflation performance

由于火星是距离地球最近的一颗地外行星,它的大气和地表环境比起其他天体来说也更接近于人类居住的条件,因此探测火星一直是人类深空探测的热点之一。自从1960年10月10日前苏联发射第一颗火星探测器以来,火星就成为了人类发射探测器进行或准备进行探测最多的一颗外行星,特别是自20世纪90年代以来,基本上是每两年一次的发射窗口均有火星探测器发射,从未间断。目前中国的火星探测任务也已完成立项,并将于2021年同时实施火星环绕探测和火星表面着陆巡视探测。

火星探测减速着陆系统是进行火星表面环境、土壤化学分析以及有关火星物理等研究的一个关键系统,同时也是将来进行取样返回和载人探测、建立火星基地、向火星索取资源或移居、实现人类探测火星最终目的的基础。

由于火星上存在大气层,因此要实现火星探测器在火星表面的软着陆,就可以与航天器在地球上实现软着陆一样,充分利用其大气对探测器实现气动减速,并使其在火星表面安全着陆,这也是目前实现火星着陆时所采用的方法。虽然火星探测器从进入、减速到着陆在火星表面的时间不到半小时,但其着陆过程是整个任务中最复杂、最难的一个阶段。迄今为止,成功实现在火星表面软着陆的只有前苏联的“火星3号”、美国的“海盗1号”“海盗2号”“火星探路者”“勇气号”“机遇号”“凤凰号”和“火星科学实验室”。尽管其工作原理与航天器绕地球轨道返回和着陆的过程相似,然而火星探测减速着陆系统设计和工作过程均有其自身的特点和要求<sup>[1-3]</sup>。

近年来,作者针对火星大气环境的特点,围绕着火星探测器减速着陆系统中的一些关键技术环节进行了研究,内容涉及火星探测器减速着陆技术特点、减速着陆系统方案、开伞控制技术、降落伞弹射拉直过程动力学建模及特性、降落伞的充气过程数值模拟方法及其性能、物伞系统动力学建模与特

性分析等,取得了一些有意义的研究成果。本文总结了火星探测器减速着陆系统设计中的几个重要问题及其研究情况,包括火星探测器开伞控制技术、降落伞拉直过程的绳帆现象、降落伞充气性能、物伞系统动力学特性等。限于篇幅,本文只对这些问题的研究结果作概述性的介绍,具体的研究情况可查阅相关的参考文献。

## 1 开伞控制方法研究

### 1.1 问题及特点分析

降落伞的开伞作为航天器减速着陆系统工作中的第一步,选择一个合适的开伞时机是关系到减速着陆系统工作成败的一个重要环节,如何控制好开伞点的高度是减速着陆系统设计中的一个关键。如果开伞点太高,则有可能开伞动压太大,降落伞开伞后被冲破;若开伞点太低,则有可能减速着陆系统的工作程序还没完全完成,着陆器就已着陆,这些都是不允许发生的问题。因此,降落伞的开伞控制方法是航天器减速着陆系统中的一项关键技术,主要是开伞时机的设计和开伞控制方法。

由于火星上的大气密度非常稀薄,大气压力较低,只相当于地球表面压力的1%左右,因此,地球上回收航天器常采用的一些开伞控制方法是否还能适用?或者说采用怎样的开伞控制方法才能满足火星探测着陆系统的要求是火星探测减速着陆系统设计中首先必须考虑的问题。

### 1.2 开伞点选择分析

一般开伞时机的选择主要是根据任务的需求或航天器飞行弹道来确定的。本节以“火星探路者”进入器的相关参数和进入初始条件为参考<sup>[4-5]</sup>,对其进入轨道进行计算,即可得到整个进入段速度、动压、过载和马赫数随高度的变化关系,如图1~4所示。综合各进入轨道参数的结果分析可知,探测器在离火星表面10 km高度以上,其速度、动压、马赫数及过载均随高度的变化较大,而在10 km高度以下,各参数的变化才变得较平缓。因

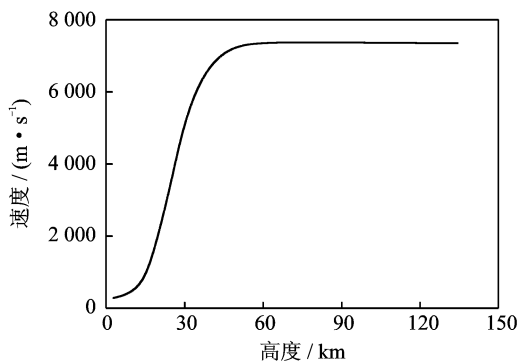


图 1 速度随高度的变化关系

Fig. 1 Variety of velocity with altitude

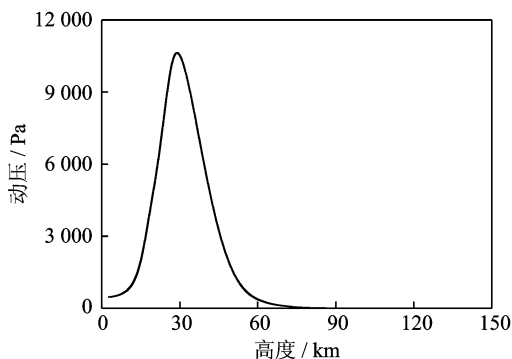


图 2 动压随高度的变化关系

Fig. 2 Variety of dynamic pressure with altitude

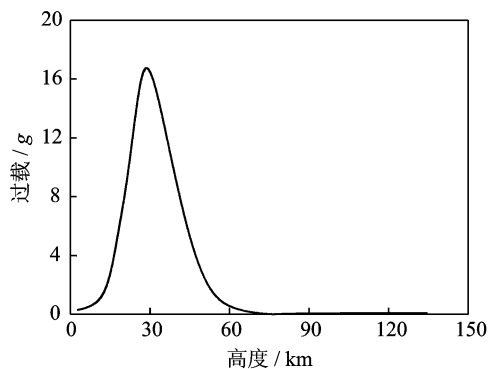


图 3 过载随高度的变化关系

Fig. 3 Variety of overload with altitude

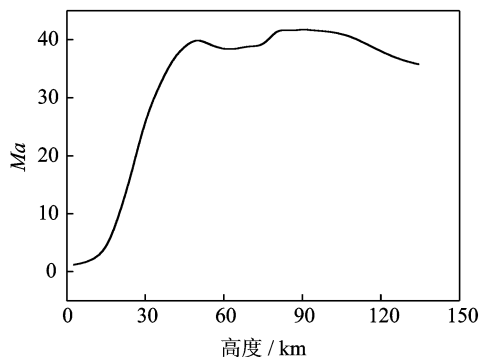


图 4 马赫数随高度的变化关系

Fig. 4 Variety of Mach number with altitude

此,为了避免因开伞控制部件的控制误差引起降落伞开伞条件出现较大的波动范围,降落伞的开伞点最好选择在 10 km 以下,有利于降落伞可靠地充气与展开工作。

根据物伞系统的运动方程可得,火星环境下物伞系统从降落伞开伞至其基本稳定下降所需高度为 3 000 m 左右;由于伞衣张满后稳定下降的平均速度仍有 70~80 m/s,为了确保着陆制动或缓冲有足够的时间,还需要留空高度约 2 000 m。因此,综合以上考虑,从开伞至着陆过程中完成各种工作所需的高度约为 5 000 m,即降落伞的开伞点应选择在离火星表面 5 000 m 以上,减速着陆系统的工作才比较可靠。

综合上述分析,火星探测器减速着陆系统的开伞点可以初步选择在火星表面 5~10 km 之间。在实际工程设计过程中,开伞点的详细设计还需要考虑到各种可能的进入轨道,包括标准进入轨道和各种偏差轨道,同时还要考虑到可供选择的控制方法和器件,确保在所有的设计偏差轨道范围内,开伞后的各个程序动作均能及时、可靠地完成<sup>[5]</sup>。

### 1.3 开伞控制方案的研究

根据控制参数的不同,航天器减速着陆系统中常用的开伞控制方法有:时间控制法、过载-时间控制法、静压高度控制法、雷达高度控制法以及动压控制法(或称自适应过载控制法)<sup>[4,6-8]</sup>。不同的开伞控制方法在各种偏差弹道下,实际开伞时的高度、速度、动压等开伞条件参数的散布范围不一样,即不同的开伞控制参数所导致的降落伞开伞可靠性并不同。

为了分析各种开伞控制方法在火星大气环境下的适应性,文献[9]考虑了大气密度、升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数、气动阻尼系数、进入角、进入滚动角速率、进入偏航角速率、进入俯仰角速率以及进入攻角及质心位置等 11 个随机因素的影响,分别采用不同的开伞控制方法对开伞时的高度、马赫数、动压和速度等参数范围进行了研究,结果表明:时间控制法、过载-时间控制法、静压高度控制法以及雷达高度控制法均难以完全满足降落伞的开伞条件,不太适合作为火星探测器减速着陆过程中的开伞控制方法;而以动压作为开伞控制参数的控制方法,能够较好地满足火星大气环境下的开伞要求。

### 1.4 动压开伞控制的实现研究

由于对火星大气环境的掌握程度有限,分布规律也不是很清楚,而且直接通过压力传感器来测量

探测器进入过程中的压力实现起来也相当困难。通过对进入弹道参数的分析,可知动压和过载之间其实存在着很好的对应关系。因此,可以通过过载的变化关系来间接反映动压的变化情况,这样就避免了直接获取动压所存在的技术问题,而且过载的获取简单、成熟。

在传统的过载-时间控制法中,当探测器在进入过程中的过载达到一定值后启动减速着陆系统,在事先装订的固定时间后开伞。由于火星大气环境的影响,在火星探测减速着陆过程中,难以找到一个固定的时间程序来满足不同的进入轨道。通过对进入弹道的分析,提出了一种以动压为控制目标的开伞控制方法——自适应过载控制法<sup>[4,8]</sup>,即通过获取不同进入轨道的过载变化规律,再根据其特点延迟相应的时间来启动开伞,从而达到不同进入轨道均以一定动压开伞的目的。具体实现的基本原理如图5所示。

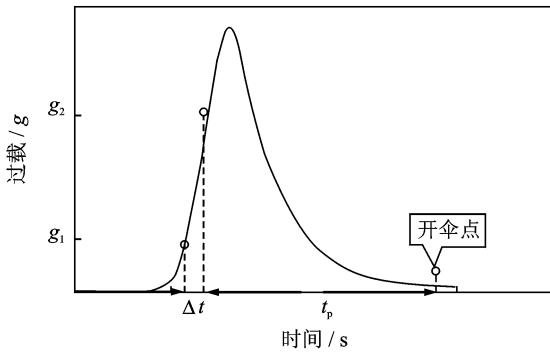


图5 动压开伞控制原理图

Fig. 5 Principle of parachute deployment control on dynamic pressure

如图5所示,设探测器进入过程中某一时间内其过载增大时的变化率为 $k$ ,即

$$k = \frac{\Delta g}{\Delta t} = \frac{g_2 - g_1}{t_2 - t_1} \quad (1)$$

式中: $g_1$ 为进入时刻 $t_1$ 时所对应的过载; $g_2$ 为进入时刻 $t_2$ 时所对应的过载。

当探测器的动压下降到目标动压时开伞,此时对于时刻 $t_2$ 延迟时间为 $t_p$ 。经分析,不同进入轨道其 $k$ 和 $t_p$ 是不同的,设

$$t_p = f(k) = f\left(\frac{g_2 - g_1}{t_2 - t_1}\right) = f\left(\frac{g_2 - g_1}{\Delta t}\right) \quad (2)$$

当 $\Delta t$ 和 $g_1$ 均事先设定时,则有

$$t_p = f(g_2) \quad (3)$$

(1) $\Delta t$ 和 $g_1$ 的确定

为了使 $k$ 能够较好地反映不同进入轨道的变化情况, $\Delta t$ 和 $g_1$ 的确定遵循以下原则:

① $\Delta t$ 时间内过载的变化最接近线性变化;

② $k$ 值也尽量取较大的值,有利于减小加速度计的误差对 $t_p$ 的影响。

在不同的进入轨道下,通过不同 $\Delta t$ 和 $g_1$ 的组合对 $\Delta t$ 时间内过载变化的线性相关性和 $k$ 值的影响比较,即可确定较优的 $\Delta t$ 和 $g_1$ 值。

(2) $t_p$ 和 $g_2$ 之间的关系

根据所确定的 $\Delta t$ 和 $g_1$ 值,以目标动压作为开伞点控制参数,通过对不同进入轨道的弹道参数分析即可得到相应的 $t_p$ 和 $g_2$ 参数值,进而拟合得到 $t_p$ 和 $g_2$ 之间的关系。

这种自适应过载开伞控制方法最终通过可编程程序控制器的方法来实现:根据各种进入轨道的计算分析,确定好开伞时间 $t_p$ 与过载 $g_2$ 间的关系;通过设定过载值 $g_1$ 来启动减速着陆系统的程序控制器,并由程序控制器来获取一定时间后的过载值 $g_2$ 数据;然后根据实测的过载值 $g_2$ ,通过事先所设定的开伞时间 $t_p$ 与过载 $g_2$ 间的关系最终确定实际开伞的时间,并由程序控制器发出开伞指令<sup>[4]</sup>。

## 2 降落伞拉直过程的绳帆现象研究

### 2.1 问题及特点分析

美国在火星探测用降落伞研制过程中多次出现过降落伞开伞失败的情况,为保证开伞可靠性对火星探测器开伞攻角给出了明确的要求,甚至为了确保开伞攻角满足要求,不惜实施增加系统重量等一系列设计措施<sup>[7-9]</sup>。由于绳帆现象对降落伞的拉直开伞过程较为不利,容易引起抽鞭、假顶和非对称充气等后果,严重时进而可能导致降落伞系统的工作失效<sup>[10-12]</sup>。因此,研究火星环境下降落伞的拉直过程的动力学特性,开伞时相关的初始条件或参数对降落伞拉直过程的影响,特别是开伞攻角是否直接影响到降落伞的拉直开伞等问题非常必要。

### 2.2 研究结果与分析

采用质量阻尼弹簧模型建立了降落伞拉直过程的多刚体、多质点、多自由度的动力学模型,并以“海盗号”第一次气球发射(BLDT AV-1)的试验条件为基准,研究了火星环境下弹伞速度、开伞攻角、开伞马赫数等开伞前初始参数对拉直过程绳帆现象的影响<sup>[13-15]</sup>。为了定量研究绳帆现象的严重程度,即拉直过程中伞绳/伞衣的弯曲程度,使用了最大偏离距离这一概念<sup>[16]</sup>,结果如图6~9所示,可以总结出如下规律:

(1)弹伞速度越大,降落伞拉直过程中的绳帆现象的弯曲程度越小(图6)。因此,在条件允许的

情况下,增大弹伞速度,可以避免或降低绳帆现象的发生。

(2)随着攻角增大,伞绳最大偏离距离越来越大,即绳帆现象越来越严重(图 7)。可见,开伞攻角对火星探测器降落伞拉直过程的动力学特性存在着非常大的影响,这应是“海盗号”“火星科学实验室”等火星探测器对开伞前进入器攻角具有严格要求的原因之一,是火星探测器降落伞减速着陆系统设计中需要特别考虑的因素。

(3)开伞马赫数越大,伞绳最大偏离距离越大,绳帆现象越严重(图 8)。这也是火星探测器减速着陆系统设计中开伞点选择时需要考虑的因素之一。

(4)当开伞攻角不为 0°时,最大偏离距离随着开伞马赫数的增大而增大,且攻角越大,其增大的程度越大(图 9)。这表明,开伞攻角对降落伞拉直过程中的绳帆现象起着决定性的影响,直接决定了有无绳帆现象。

(5)通过归一化处理方法分析了各开伞初始参数的灵敏度,结果表明,对绳帆现象影响最大的是开伞攻角,其次是开伞马赫数、弹伞速度。

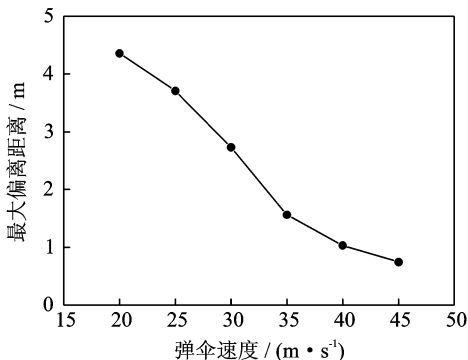


图 6 伞绳最大偏离距离随弹伞速度的变化曲线  
Fig. 6 Variety of the maximum deviation distance of suspension line with bag ejection velocity

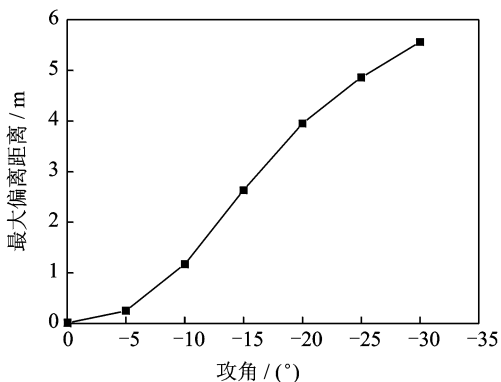


图 7 伞绳最大偏离距离离开伞攻角的变化曲线  
Fig. 7 Variety of the maximum deviation distance of suspension line with attack angle

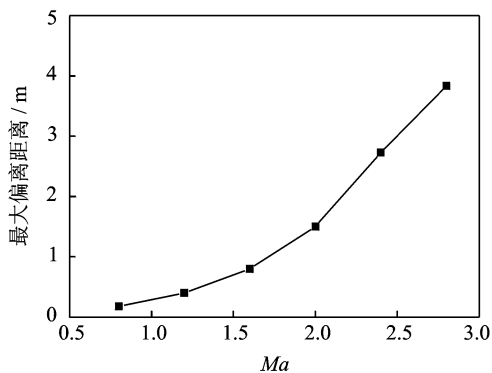


图 8 伞绳最大偏离距离随马赫数的变化曲线  
Fig. 8 Variety of the maximum deviation distance of suspension line with Mach number

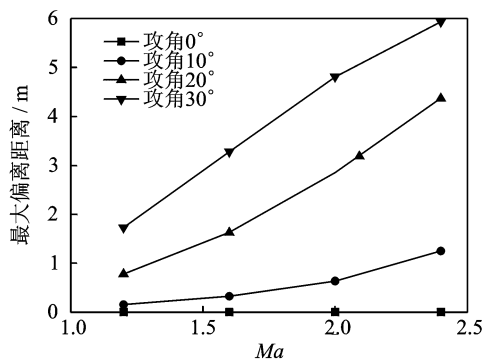


图 9 最大偏离距离随攻角及马赫数的变化  
Fig. 9 Variety of the maximum deviation distance of suspension line with Mach number and attack angle

综上,为了尽量避免或降低火星探测器降落伞拉直过程中绳帆现象的发生,应将开伞前进入器的攻角严格限定在较小范围内,同时尽量选择较大的降落伞弹射速度。

### 3 降落伞充气性能研究

#### 3.1 问题及特点分析

火星表面的大气密度约为 0.015 kg/m<sup>3</sup>,在离火星表面 10 km 高度处其大气密度约为 0.006 5 kg/m<sup>3</sup>,而在离地球表面 10 km 高度处的大气密度约为 0.413 kg/m<sup>3</sup>,即火星上的大气密度要比地球的小两个数量级左右。因此,火星上稀薄的大气环境对降落伞充气性能的影响是开展火星探测器减速着陆系统设计时必须了解和掌握的,也是火星探测器减速着陆系统工程设计中的关键内容。

此外,由于地球大气成份与火星上的不同,综合试验很难开展。对于物伞系统在火星大气环境下工作性能的评定,还需要通过理论分析或仿真来

综合考虑。然而目前回收着陆系统开伞过程的一些参数(如充气时间、充气距离和伞衣阻力面积变化等)一般采用经验公式来处理,这些经验公式对于火星大气环境是否仍然适用,也是火星探测减速着陆系统工作性能评定中必须要考虑的问题。

### 3.2 研究结果与分析

通过对有关降落伞充气过程的一些常用研究方法的比较分析,采用降落伞轴向-径向动量守恒充气模型,以美国名义直径为 12.2 m(40 ft)的盘缝-带伞及其试验条件<sup>[17-18]</sup>为基准,研究了火星大气密度对降落伞充气特性的影响<sup>[19-21]</sup>。

#### 3.2.1 大气密度对充气时间和充气距离的影响

目前降落伞充气时间、充气距离采用式(4,5)来描述<sup>[22]</sup>,没有体现出大气密度对充气时间和充气距离的影响。

$$t_f = \frac{KD_0}{V_s^n} \quad (4)$$

$$S_f = \alpha D_0 \quad (5)$$

式中: $t_f$ ,  $S_f$  分别为充气时间和充气距离; $K$ ,  $\alpha$  分别为对应的比例常数; $D_0$  为降落伞直径; $V_s$  为开伞

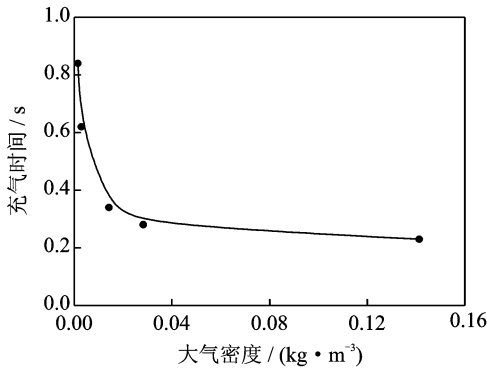


图 10 充气时间与大气密度之间的关系

Fig. 10 Variety of inflation time with atmospheric density

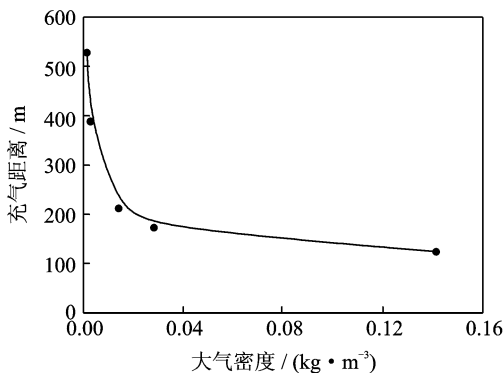


图 11 充气距离与大气密度之间的关系

Fig. 11 Variety of inflation distance with atmospheric density

速度; $n$  为充气时间指数。

降落伞的充气时间及充气距离随大气密度的变化情况分别如图 10,11 所示。从中可以看出,降落伞的充气时间及充气距离在大气密度较大时,对大气密度不太敏感,这一规律与现有经验公式相吻合。但在大气密度减小到一定程度后,如达到接近火星表面的大气密度水平(约为  $0.015 \text{ kg/m}^3$ )时,充气时间或充气距离则随着大气密度的减小急剧增大。因此,在火星如此稀薄的大气环境中,现有经验公式(式(4,5))不再适用。

#### 3.2.2 大气密度对伞衣张开速度的影响

图 12 是几个不同大气密度状态下的伞衣投影面积随时间的变化曲线。可以看出,当大气密度较小时,降落伞初始张开非常缓慢,然后再快速张开;而在大气密度较大时,伞衣一开始就张开得比较快。根据图 12 中的阻力面积变化曲线,发现在火星稀薄大气环境中,伞衣阻力面积为充气时间的 4 次多项式关系,这和美国高空开伞试验所得到的规律相同<sup>[23]</sup>。因此,目前开伞载荷计算一般将伞衣阻力面积假设为时间的 2~3 次多项式关系<sup>[24]</sup>,这在火星稀薄的大气环境中将不再适用。

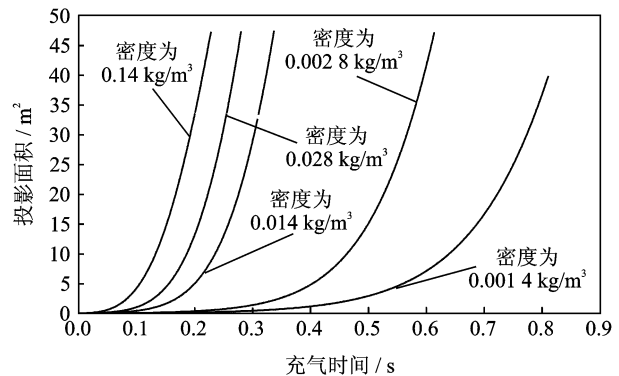


图 12 伞衣投影面积变化与大气密度之间的关系

Fig. 12 Variety of canopy project area with atmospheric density

#### 3.2.3 大气密度对开伞载荷的影响

在火星稀薄的大气环境中,降落伞最大开伞载荷基本出现在伞衣充满时刻,随着大气密度的增大,最大开伞载荷出现时刻由伞衣充满时刻逐渐过渡到伞衣充满之前。即在火星大气环境下,降落伞的充气过程属于“无限质量”开伞状态。因此,在火星探测用降落伞的研制过程中,空投试验必须注意降落伞应处于“无限质量”条件下充气才能确保降落伞的受力状态与实际相符。

同时,由于火星大气稀薄,大气的阻尼作用减

小,伞衣张满后一般存在着较长时间的载荷波动。这是进行火星探测用降落伞结构设计时需要注意的地方,如伞绳、径向带宜采用连续结构,减少缝合部位,并对降落伞的伞衣底边、伞绳与径向带连接处等部位采用局部加强等设计措施,确保降落伞的结构强度。

## 4 物伞系统动力学特性研究

### 4.1 问题及特点分析

物伞系统减速下降过程中的动力学特性是降落伞减速系统设计及评定其工作性能的基础。然而由于降落伞开伞过程的一些参数(如充气时间、充气距离、伞衣阻力面积变化等)在火星大气环境中已不再适用。因此,在火星环境下物伞系统动力学模型中,采用了降落伞轴向-径向动量守恒充气模型所获取的火星环境下的降落伞充气性能,并以“火星探路者”物伞系统的相关参数和开伞初始条件为参考<sup>[25-27]</sup>,对火星探测器减速着陆过程中的物伞系统动力学特性进行了研究<sup>[13]</sup>。

### 4.2 研究结果与分析

图 13,14 是采用物伞系统动力学模型获得的开伞后物伞系统运动速度随时间和高度的变化曲线。从中可知,火星大气环境下物伞系统从降落伞开伞至其基本稳定下降所需的时间约为 30 s,高度损失将近 3 000 m,这比地球上物伞系统的稳定时间长,高度损失大。图 15(a)是进入器摆角变化曲线,进入器的摆角从最初的 70°左右稳定在 10°左右所需时间约为 60 s,稳定时间要长于地球环境,这对于着陆器上对地测量有角度要求的敏感器来说是不利的。同时结合图 13 和图 15(a)可知,进入器姿态稳定时间比速度稳定时间要晚 30 s 左右。这些是火星探测器减速着陆系统进行开伞点设计和时序设计时需要考虑的情况。

根据图 15 可以发现,随着开伞攻角(绝对值)

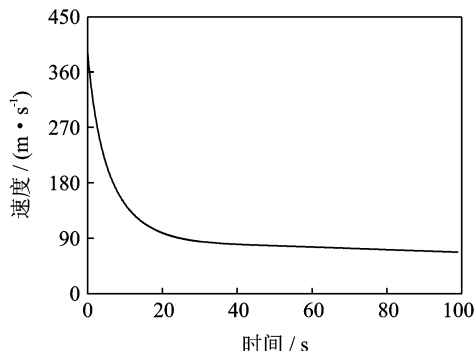


图 13 物伞系统运动速度随时间的变化关系  
Fig. 13 Variety of velocity with time

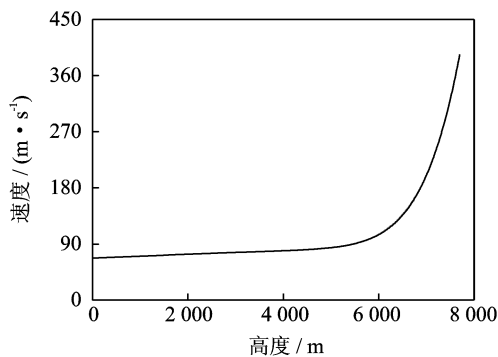
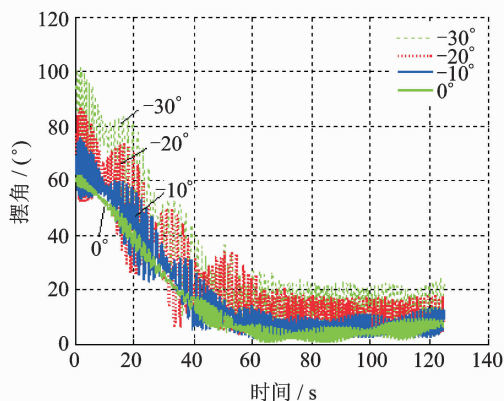
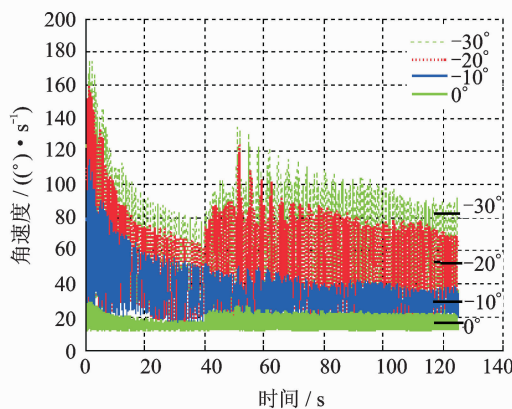


图 14 速度与高度间的关系  
Fig. 14 Variety of velocity with altitude



(a) Angular



(b) Angular velocity

图 15 不同攻角时进入器姿态变化

Fig. 15 Attitude angle of vehicle in different attack angles

的增大,进入器摆角的均值、摆动幅度、最大角速度、角速度的均值及其数值振荡幅度均显著增大。由此可见,开伞攻角对火星探测器物伞系统减速下降过程运动稳定性的影响非常大。即随着开伞攻角的增大,物伞系统的不稳定性增加,进而对物伞系统在减速下降过程中的一些敏感装置的工作产生影响。因此,为了使物伞系统在减速下降阶段姿态稳定,应尽量降低开伞前进入器的攻角。

## 5 结 论

针对火星大气环境的特点,围绕火星探测器减速着陆过程中涉及到的开伞控制技术、降落伞拉直过程的绳帆现象、降落伞充气性能、物伞系统动力学特性等关键技术问题进行了分析。主要有如下结论:

(1)火星探测器减速着陆系统的开伞点一般应选择火星表面5~10 km之间;对于弹道式进入探测器常用的时间控制法、过载-时间控制法、静压高度控制法均难以完全满足降落伞的开伞条件,因此提出了以动压为控制目标的自适应开伞控制方法,并研究了该开伞控制法的原理和实现方法,结果表明该控制方法可行。

(2)开伞攻角、开伞马赫数和弹伞速度均对火星探测器降落伞拉直过程的动力学特性存在着较大的影响,其中开伞攻角对绳帆现象的影响最大,其次是开伞马赫数、弹伞速度。为避免或降低火星探测器降落伞拉直过程中绳帆现象的发生,应将开伞前进入器的攻角严格限定在较小范围内,同时尽量选择较大的降落伞弹射速度。

(3)目前有关降落伞充气性能(如充气时间、充气距离、伞衣阻力面积变化)的一些经验关系式对于火星这种稀薄大气环境将不再适用。在火星稀薄的大气环境下,降落伞的充气时间、充气距离随大气密度的减小将急剧增大;伞衣阻力面积为充气过程中时间的4次多项式关系;降落伞充气过程的最大开伞载荷基本出现在伞衣充满时刻,且存在较长时间的载荷波动。对降落伞设计宜采用连续结构,减少缝合部位,确保降落伞的结构强度。

(4)火星大气环境下,物伞系统的速度和姿态稳定所需的时间均比在地球环境下长,高度损失大,下降过程中系统摆角及摆动幅度较大。同时,随着开伞攻角增加,物伞系统的不稳定性增加。这些情况均是火星探测着陆系统开伞点设计和时序设计时需要特别注意的问题。

### 参考文献:

- [1] 荣伟,陈国良.火星探测器减速着陆技术特点[J].航天返回与遥感,2010,31(4):1-6.  
Rong Wei, Chen Guoliang. The characters of deceleration and landing technology on mars explorer[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2010, 31(4):1-6.
- [2] 荣伟,雷江利,姜毅,等.火星探测器减速着陆技术

方案概述[C]//中国空间技术研究院科技委返回与回收专业组2009年学术交流.北京:[s.n.],2009.

Rong Wei, Lei Jiangli, Jiang Yi, et al. General description of the technical scheme for deceleration and landing technology on mars explore[C]//The Reentry and Recovery Professional Organization Symposium of CAST Scientific and Technological Commission. Beijing:[s.n.],2009.

- [3] 贾贺,荣伟.火星探测器减速着陆技术分析[J].航天返回与遥感,2010,31(3):6-14.  
Jia He, Rong Wei. Mars exploration deceleration landing technology analysis[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2010, 31(3):6-14.
- [4] 荣伟.火星探测器减速着陆技术研究[D].北京:中国空间技术研究院,2008.  
Rong Wei. The study of deceleration and landing technologies on Mars explorer[D]. Beijing: China Academy of Space Technology, 2008.
- [5] 荣伟,贾贺,陈旭.火星探测减速着陆系统开伞点选择初步探讨[J].深空探测研究,2010,8(4):7-10.  
Rongwei, Jia He, Chen Xu. The primary studies on the parachute deployment point selection of deceleration landing system for Mars exploration[J]. Deep Space Exploration, 2010, 8(4):7-10.
- [6] 王希季.航天器进入与返回技术(下)[M].北京:宇航出版社,1991.  
Wang Xiji. Entry and recovery technology of Spacecraft (Part 2)[M]. Beijing: Astronautics Publishing House,1991.
- [7] 荣伟.载人飞船回收着陆分系统可靠性安全性设计与验证[J].航天器环境工程,2009,26(5):466-469.  
Rong Wei. The design and validation of the reliability and safety on the recovery and landing subsystem of manned spaceship[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009,26(5):466-469.
- [8] 荣伟,陈旭,陈国良.火星探测减速着陆系统开伞控制方法研究[J].航天返回与遥感,2007,28(4):6-11.  
Rong Wei, Chen Xu, Chen Guoliang. The control method study on the parachute deployment for the Mars exploration landing system[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2007, 28(4):6-11.
- [9] 包进进.火星探测器减速着陆过程仿真及特性研究[D].北京:中国空间技术研究院,2011.  
Bao Jinjin. Simulation and characteristic analysis of deceleration and landing process on Mars explorer[D]. Beijing: China Academy of Space Technology, 2011.



- [10] Johnson D W. Testing of a new recovery parachute system for the F111 aircraft crew escape module: An update[R]. DE89007139, 1989.
- [11] Peterson C W. High performance parachutes [J]. *Scientific Americans*, 262:108-116.
- [12] 王海涛, 秦子增, 宋旭民, 等. 大型降落伞拉直过程中的抽打现象分析[J]. *国防科学技术大学学报*, 2010, 32(5):34-38.  
Wang Haitao, Qin Zizeng, Song Xumin, et al. Analysis of the phenomenon of bull whipping in the deployment process of large parachute[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2010, 32(5):34-38.
- [13] 鲁媛媛. 火星环境下降落伞拉直过程及物伞系统动力学特性研究[D]. 北京: 中国空间技术研究院, 2015.  
Lu Yuanyuan. Research on parachute deployment process and parachute-payload system dynamic characteristics on Mars[D]. Beijing: China Academy of Space Technology, 2015.
- [14] 鲁媛媛, 荣伟, 吴世通. 火星环境下降落伞拉直过程的动力学建模[J]. *航天返回与遥感*, 2014, 35(1):29-36.  
Lu Yuanyuan, Rong Wei, Wu Shitong. Dynamic modeling of parachute deployment in mars environment[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2014, 35(1):29-36.
- [15] 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[J]. *宇航学报*, 2014, 35(11):1238-1244.  
Lu Yuanyuan, Rong Wei, Wu Shitong. Study on line sail during Mars probe parachute deployment [J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(11):1238-1244.
- [16] 张青斌. 载人飞船降落伞回收系统动力学研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2003.  
Zhang Qingbin. Research on the dynamics of the parachute recovery system of manned spacecraft [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2003.
- [17] Murrow H N, Eckstrom C V. Low and high-altitude tests of parachutes designed for use in low-density atmospheres[R]. AIAA Paper 70-1164, 1970.
- [18] Whitlock C H, Bendura R J. Inflation and performance of three parachute configuration from supersonic flight tests in a low-density environment[R]. NASA TN D-5296, 1969.
- [19] 荣伟, 陈旭, 陈国良. 大气密度对降落伞充气性能的影响[J]. *航天返回与遥感*, 2006, 27(3):11-16.  
Rong Wei, Chen Xu, Chen Guoliang. The effect of atmospheric density on parachute inflation performances[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2006, 27(3):11-16.
- [20] 荣伟. 火星大气对降落伞充气特性影响的初步探讨[C]//中国宇航学会返回与再入专业委员会 2010 年学术交流会. 成都:[s. n.], 2010.  
Rong Wei. The primary studies on the effect of Martian atmosphere on parachute inflation performances [C]//The Reentry and Recovery Professional Symposium of Chinese Society of Astronautics. Chengdu: [s. n.], 2010.
- [21] 荣伟, 陈旭, 陈国良. 低密度大气中降落伞开伞动载的研究[J]. *航天返回与遥感*, 2006, 27(4):7-11.  
Rong Wei, Chen Xu, Chen Guoliang. The study of the parachute opening load in low atmospheric density [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2006, 27(4):7-11.
- [22] 尤因 E G. 回收系统设计指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 1988.  
Ewing E G. Parachute recovery system design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1988.
- [23] Fallon E J. System design overview of the mars pathfinder parachute decelerator subsystem [R]. AIAA Paper 97-1511, 1997.
- [24] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997.  
Wang Lirong. Theory and application of parachute [M]. Beijing: Astronautics Publishing House, 1997.
- [25] Desai P N, Schofield J T, Lisano M E. Flight reconstruction of the mars pathfinder disk-gap-band parachute drag coefficients[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(4):672-676.
- [26] Witkowski A. Mars pathfinder parachute system performance[R]. AIAA Paper 99-1701, 1999.
- [27] Spencer D A, Thurman S W. Mars pathfinder atmospheric entry reconstruction [R]. AAS 98-146, 1998.