

# 火星精确着陆制导问题分析与展望

崔平远<sup>1,2</sup>, 胡海静<sup>1,2</sup>, 朱圣英<sup>1,2</sup>

(1. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081; 2. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

**摘要:** 美国火星科学实验室(MSL)任务成功将“好奇”号火星车着陆到火星表面,开创了火星精确着陆探测的新局面。以MSL着陆任务为典型代表,分析了目前火星着陆探测进入、下降和着陆(Entry, Descent and Landing, EDL)过程的制导方案及制导系统的发展趋势。以在火星高海拔、复杂地形区域定点着陆为潜在工程目标,归纳了火星EDL过程面临的制导主要问题。根据未来制导系统自主性和自适应性的技术需求及潜在工程任务制导面临的问题,提出了火星EDL制导方面需要解决的关键技术,并对其在未来工程中的应用潜力进行了展望。

**关键词:** 火星探测; 精确着陆; 制导方案; 火星科学实验室

**中图分类号:** V448.224 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2014)03-0245-09

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2014.03.001

## Analysis and Prospect of Guidance Aspects for Mars Precision Landing

CUI Ping-yuan<sup>1,2</sup>, HU Hai-jing<sup>1,2</sup>, ZHU Sheng-ying<sup>1,2</sup>

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, Beijing 100081, China)

**Abstract:** Mars Science Laboratory (MSL) has successfully landed Curiosity rover on Mars, and this creates a new situation for Mars precision landing. Taking the MSL mission for example, the guidance scheme and its development trend of entry, descent and landing on Mars are analyzed in this paper. In order to land Martian rovers on high elevation regions and hazardous regions, several primary problems that the guidance system is faced with are summarized. And based on the need of the autonomous and adaptive technique development and the problems that the guidance system is faced with, key techniques of guidance aspect for future Mars landing mission are presented, and also, the potential of the related techniques for applying to the practical engineering is prospected.

**Key words:** Mars exploration; Precise landing; Guidance scheme; Mars science laboratory

## 0 引言

2012年8月6日,美国火星科学实验室(Mars Science Laboratory, MSL)任务的“好奇”号火星车成功地在火星的盖尔环形山着陆,开始了人类迄今为止最重要的火星探测活动<sup>[1-2]</sup>。MSL任务首次采用了自主闭环进入制导技术,实际着陆位置位于预定着陆区域中心东北方向约2 km处,比之前成功实施的火星着陆任务数十到数百公里的着陆精度有了

很大的提高,开创了火星精确着陆的新局面,标志着美国在火星探测方面取得了突破性进展。

虽然“好奇”号达到了较高的着陆精度,但是由于火星与地球相比具有相对较小的大气密度-引力比,大气减速能力较差,因而,为了获得更长的减速时间,“好奇”号最终着陆区选择在低海拔地区(海拔-4.4 km)着陆,历次火星着陆任务着陆地点的海拔高度也均低于-1.3 km。然而,火星表面地形呈北低南高的不对称结构,北半球是占总面积30%

收稿日期:2013-03-04; 修回日期:2013-07-03

基金项目:国家重点基础研究发展计划(973计划)资助(2012CB720000);国家自然科学基金资助(61374216,61304248,61304226);高等学校博士学科点专项科研基金资助(20111101110001);北京理工大学创新团队

的年轻低洼平原,南半球则是遍布陨石坑的古老高地,具有更高的科学价值。为了对火星高海拔区域进行探测,着陆器需要具备在海拔 2 km 以上区域精确着陆的能力,对着陆器制导能力提出了更高的要求<sup>[3]</sup>。另外,目前火星着陆任务均选择在平坦地形区着陆,降低着陆器着陆过程的危险,然而,复杂地形区分布着各种地貌,更有利于获得丰富的科学数据,因而未来希望着陆器具备在预定的复杂地形中安全着陆的能力;同时,未来的多火星车协同任务和载人登陆火星任务对着陆精度也有非常高的要求<sup>[4]</sup>。为了保证以上潜在探测任务的成功实施,要求着陆器具备优于 0.1 km 的精确着陆能力<sup>[5-7]</sup>,因而,需要在进一步提高火星大气进入段自主导航精度的基础上<sup>[8]</sup>,深入研究影响着陆过程制导精度的主要因素与改进途径。对此,美国 2018 年火星着陆任务将在 MSL 导航方案基础上,重点围绕影响制导能力的各方面因素进行研究,期望进一步提高着陆性能<sup>[9]</sup>。

本文以 MSL 着陆任务为典型代表,分析了目前火星着陆进入、下降和着陆(Entry, Descent and Landing, EDL)过程的制导方案及制导系统的发展

趋势,以在火星高海拔、复杂地形区域定点着陆为潜在工程目标,归纳了火星 EDL 过程制导面临的主要问题。根据制导系统自主性和自适应性的技术需求及潜在工程任务面临的制导问题,提出了火星 EDL 制导方面需要解决的关键技术,并对其在未来工程中的应用潜力进行了展望。

## 1 MSL 制导方案分析

以往火星着陆任务的主要目标是将火星车安全着陆到火星表面,对着陆精度要求较低,火星车功能也相对简单,重量较小。“好奇”号是迄今为止功能最强大的火星车<sup>[10]</sup>,重量高达 900 kg。为了将“好奇”号安全着陆到盖尔环形山地区,同时将着陆精度提高到 10 km 范围内,MSL 任务采用了目前工程上直径最大的防热罩和降落伞,同时采用了进入制导、动力下降以及空中吊车等新技术<sup>[11]</sup>,最终成功完成任务。历次火星着陆任务相关参数如表 1 所示。MSL 着陆过程主要分为大气进入段、超声速伞降段、动力下降段和空中吊车四个阶段,EDL 过程的关键事件如图 1 所示。本文主要介绍 MSL 各个阶段的制导方案,并分析未来制导系统的发展趋势。

表 1 历次火星着陆任务相关参数

Table 1 Related parameters of Mars landing missions

任务名称	海盗号 1/2	探路者号	勇气号/机遇号	凤凰号	好奇号
进入质量/kg	992	584	827	603	3 300
进入升力	重心偏置	无偏置	无偏置	无偏置	重心偏置
进入制导	无制导	无制导	无制导	无制导	Apollo 制导
防热罩直径/m	3.5	2.65	2.65	2.65	4.6
降落伞直径/m	16	12.5	14	11.5	19.7
着陆方式	缓冲发动机	气囊	气囊	缓冲发动机	空中吊车
有效载荷质量/kg	244	92	173	167	900
3 $\sigma$ 着陆椭圆/km	280 × 100	200 × 100	80 × 12	100 × 21	19.1 × 6.9
着陆海拔/km	-3.5/-3.5	-2.5	-1.9/-1.4	-4	-4.4

### (1) 进入段制导方案

MSL 进入段通过重心偏置的方式获得一定的攻角从而产生升力,通过姿态控制系统改变升力矢量完成进入制导。进入制导的目标是将着陆器从目标进入点状态减速到目标开伞点状态,同时满足进入过程的动压约束、过载约束、驻点热流密度约束以及开伞处动压约束和高度约束等工程约束。

为了完成上述目标,在 MSL 任务设计阶段,工

程人员通过参数优化得到满足任务需求的参考轨迹;进入过程中,主要通过采用解析的预测校正制导方法实现跟踪上述参考轨迹<sup>[12]</sup>。

MSL 进入火星大气前,通过地面深空网和星敏感器估计进入点状态,为惯性导航提供初值。进入大气后,GNC 系统通过惯性单元得到当前着陆器的速度、阻力加速度,并通过与当前期望的值相比,确定目标倾侧角,完成参考轨迹跟踪。横程误差如果

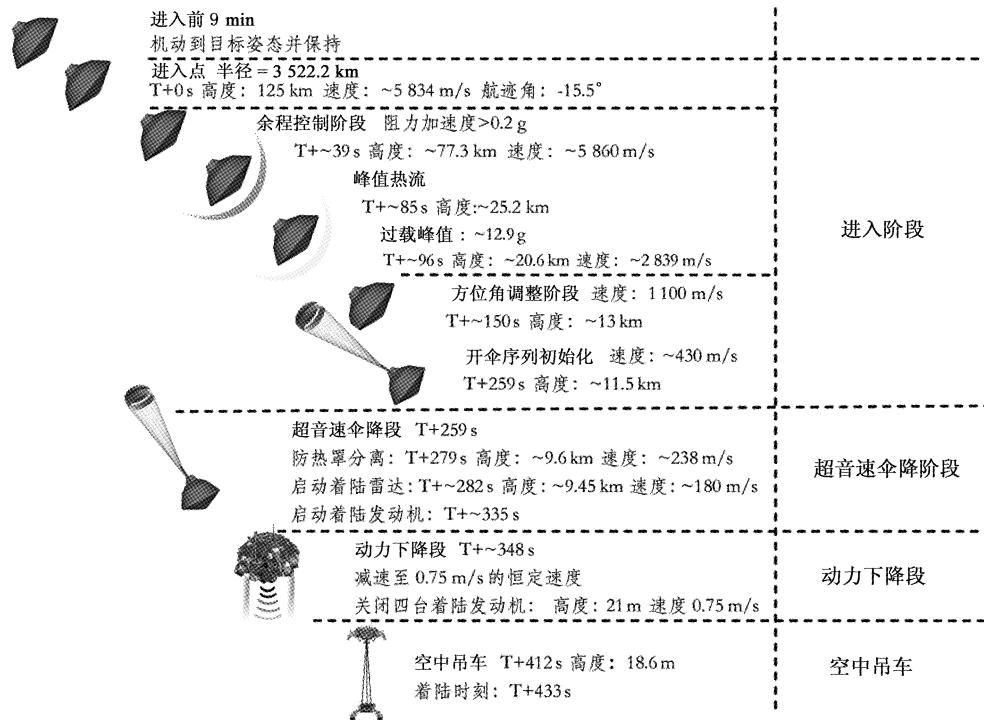


图1 MSL EDL 过程关键事件

Fig. 1 Timeline of MSL's EDL

超过预先设定的阈值门限,通过倾侧角反转,可以确保横程误差位于一定的范围内。当速度减小到 1 100 m/s 时,进入制导过程开始进入方位角调整阶段,控制着陆器飞向目标着陆区。

### (2) 动力下降段制导方案

下降平台经过伞降阶段减速到距离地面约 1.6 km ~ 2 km 时,动力下降段开始。动力下降过程采用多项式制导方法,主要目标为: 1) 将下降平台减速到空中吊车初始条件(高度 21 m, 垂直速度 0.75 m/s, 水平速度 0 m/s); 2) 使下降平台偏离原轨迹,避免抛掉的降落伞和后部外壳对“好奇”号产生干扰<sup>[13-14]</sup>。

为了实现上述目标,首先,下降平台在降落伞分离时刻,计算一条多项式轨迹(起点为当前状态,终点高度为 100 m, 水平速度为 0 m/s, 竖直速度为 20 m/s),并偏离原轨迹平面,避免了降落伞对下降平台的干扰;此后,下降平台匀速下降,为传感器提供平稳的环境,提高状态估计精度;最后,下降平台以常值加速度减速到空中吊车的起始状态<sup>[15]</sup>。

### (3) 着陆段制导方案

空中吊车的着陆方式使 MSL 初步具备了大载

荷的着陆能力。下降平台用三根绳缆和一根电缆与“好奇”号相连,通过释放绳缆将“好奇”号着陆到火星表面,根据电缆传输的信号对“好奇”号的状态进行判断,确认“好奇”号的状态稳定后,绳缆和通信电缆即被割断,下降平台打开全部发动机,飞离“好奇”号。经过以上的制导过程,“好奇”号成功着陆在盖尔环形山内部,防热罩最先撞击火星表面,紧接着降落伞和后端壳体坠落,然后“好奇”号实现火星表面软着陆,最后空中吊车坠毁,主要部件分布情况如图 2 所示。

目前进入段采用的解析预测校正进入制导方式对进入点状态误差有严格的要求,否则进入点状态误差经过进入段的误差传播可能引起较大的着陆误差<sup>[16]</sup>;而且,目前制导系统无法克服大气的不确定性和扰动性。因而,为了提高任务的适应能力与适应范围,消除进入点状态误差和大气环境对精度影响,未来制导系统需要具备自主能力与自适应能力。另外,目前制导方案以成功着陆火星为唯一目标,因而会保留控制余量用于应对意外情况。随着对火星了解的深入以及技术的成熟,未来制导方案需要进一步研究控制能力的分配,既能实现安

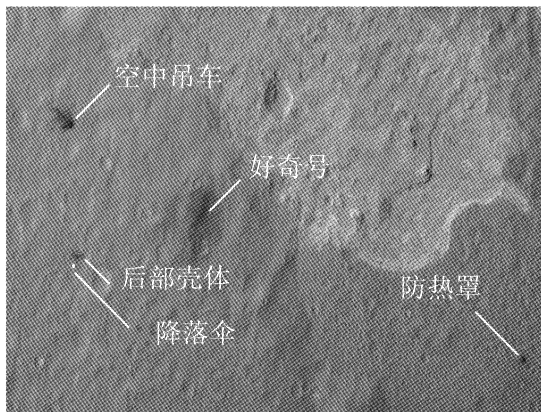


图 2 主要部件的着陆位置

Fig. 2 Landing positions of the main parts

全着陆又能消除各种扰动和不确定性的影响,从而实现安全精确着陆的目的。

## 2 火星着陆制导面临的主要问题

为了实现未来在火星高海拔、复杂地形区域精确着陆,需要对影响制导能力的各方面因素进行深入的分析,对此,本文针对火星独特的环境,归纳了火星精确着陆面临的制导问题。

### 2.1 火星大气稀薄且不确定性大

火星本身的物理特性决定了火星的进入过程面临各种难题。当着陆器到达火星时,其相对火星的速度介于  $4 \sim 7 \text{ km/s}$  之间,在进入段依靠气动阻力将速度减小到 2 马赫左右,大约需要消耗掉最初动能的 99%。与地球相比,火星具有稀薄的大气(仅约为地球大气密度的 1%,如图 3 所示)和相对高的引力,导致相同升阻比的着陆器自由下降到距离表面同一高度时,火星的终端速度比地球高几倍<sup>[17]</sup>(如图 4、图 5 所示),因此消耗 99% 的动能意味着更长的减速时间和更低的开伞点,从而导致火星高海拔地区的探测非常困难。

另外,与地球相比,对火星大气的了解仍比较有限。NASA 马歇尔航天飞行中心根据已有的探测数据开发了 Mars-GRAM 大气模型,可用于俘获以及 EDL 等阶段的系统设计、性能分析,利用 Mars-GRAM 描述的着陆区域的大气密度变化情况如图 6 所示<sup>[18-19]</sup>,随着高度的降低,火星表面大气密度不确定性逐渐降低,由进入点附近的 80% 以上逐渐减少到 5% 左右。为了适应火星大气的不确定性,要

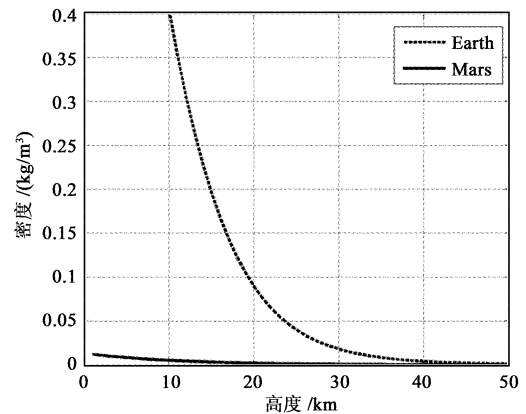


图 3 地球、火星大气密度

Fig. 3 Atmosphere density of Earth and Mars

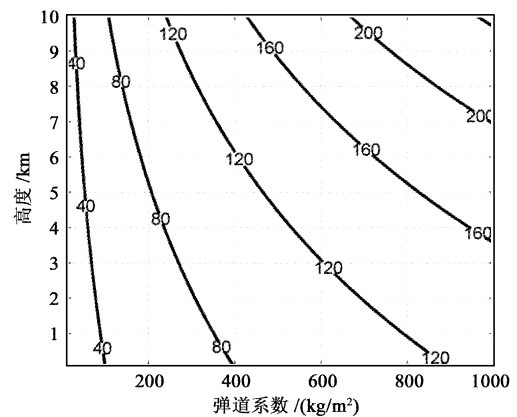


图 4 地球终端速度

Fig. 4 Terminal speed of Earth

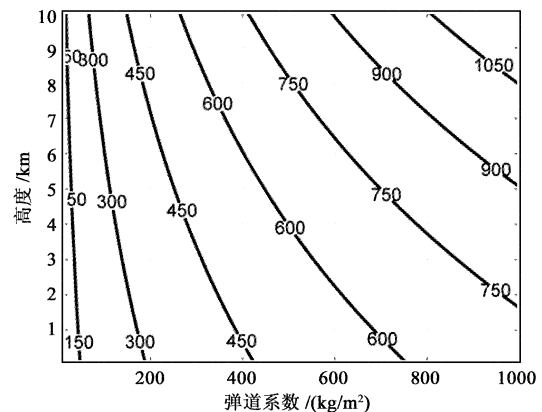


图 5 火星终端速度

Fig. 5 Terminal speed of Mars

求制导系统具有较强的鲁棒性<sup>[20]</sup>。

### 2.2 进入段控制能力弱

与空天飞机等大升阻比飞行器不同的是,小升阻比着陆器的弱控制能力对制导系统的约束较大。

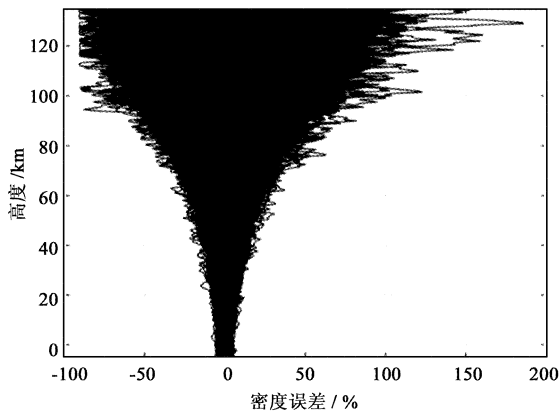


图6 火星大气密度误差随高度的变化

Fig. 6 Density error variation of Mars atmosphere with altitude changing

着陆器的任务是将火星车着陆到火星表面,同时满足着陆精度和海拔高度要求。为实现上述目标,必须利用气动升力消除进入点状态误差和大气密度误差的影响<sup>[21]</sup>。由于火星大气密度不确定性大,而且风的扰动对着陆误差也具有较大的影响,因而仅通过控制倾侧角一个控制量来消除风的扰动和大气密度不确定性的影响,使着陆器同时满足开伞点纵程、横程及高度约束,其控制能力明显不足。

着陆器进入段主要是通过跟踪参考加速度曲线获得期望的倾侧角;当横程误差达到设定阈值时,通过反转倾侧角满足横程的约束。由于火星大气进入过程持续时间短,限制了闭环制导系统倾侧角反转的次数,加大了横程误差。

### 2.3 着陆过程环境恶劣

在火星大气进入过程中,由于防热罩的遮挡造成光学导航仪器无法使用,同时由于高速进入的电离造成多频段无线电信号无法传播,直接导致了测量信息有限,只能利用惯性测量单元通过航位递推进行状态估计,导航精度低<sup>[22]</sup>。同时,进入过程的各种约束如果不能严格满足,可能导致着陆器结构损坏等严重后果,而且火星着陆器进入速度很大,气动热问题更为严重。

降落伞下降段目前还不具备制导能力。由于降落伞下降过程中速度仍较大、且受风的影响显著,将引发着陆器姿态剧烈变化,为着陆器的实时高精度状态估计带来了难题,也对后续着陆制导的精度带来很大的影响。另外,着陆器携带的燃料有限,需要

研究如何在动力下降过程中减少燃料消耗。

### 2.4 火星表面地形复杂

为了获得更多有价值的科学数据,未来需要着陆器在遍布岩石、山脊及不连续地貌等复杂地形区域进行着陆探测。另外火星距离地球遥远,天文观测难以获得详细的地表形态,同时已实施的探测任务得到的数据有限,导致目前缺乏高质量的火星表面地形表征数据。因而,为了实现在火星复杂表面安全、精确地着陆,需要实时对测量数据进行处理,同时利用火星表面特殊地形提供导航信息<sup>[23]</sup>,也需要对着陆区障碍地形和着陆点进行实时检测、评估,完成轨迹规划和制导。

多项式制导方法曾在阿波罗登月和MSL动力下降过程中成功应用。对于载人登月任务,宇航员能够实时进行障碍识别并进行规避,从而可以保证着陆器安全地在月球表面着陆<sup>[24]</sup>。然而,对于无人火星探测任务,多项式制导方法无法满足在复杂地形区域安全着陆的要求,因而,未来的制导系统需要采用具备自主障碍规避能力的制导方法。

## 3 火星着陆制导的关键技术

未来制导系统自主性与自适应性的需求需要制导技术的进一步发展,同时,火星独特的环境以及着陆器自身的弱控制能力对未来火星高海拔、复杂地形区域的定点着陆任务带来了诸多新的问题,也需要对制导技术进行深入研究。根据上述技术需求,本文对火星精确着陆制导方面需要解决的关键技术进行了梳理,并对其在未来工程中的应用潜力进行了展望。

### 3.1 最佳进入点与着陆点的选择

由于大气进入过程不确定性的存在,着陆器实际开伞点位于以目标着陆点为中心的着陆误差椭圆内,而且经过伞降过程着陆误差椭圆会一定程度的增大。因此,需要通过推力发动机消除上述过程引起的着陆误差,准确到达着陆点。通过选择最佳大气进入点和着陆点可以最大程度地利用进入段生成的气动力,达到提高开伞高度和减少开伞误差的目的,对火星着陆任务的分析与设计十分重要。为了选择最佳进入点与着陆点,需要对如下两类飞行轨迹进行研究:1)由给定进入点、至着陆器能够到达

的着陆点的轨迹集合,即可达集;2) 在控制约束的情况下,着陆器由进入点能够到达给定着陆点的轨迹集合,即可控集<sup>[25]</sup>。

从工程角度来看,工程人员在任务设计阶段需要预先确定目标考察点,然后通过优化得到所有满足工程约束的飞行轨迹,并根据开伞点处的高度和动压、进入过程的最大热流密度和总热量以及着陆误差等对所有飞行轨迹进行评估,确定最佳进入点。另外,根据预测的大气进入点,通过优化可以得到着陆器所能达到的所有飞行轨迹,并对飞行轨迹进行评估,确定最佳着陆点。实际工程中在线计算最佳进入点和着陆点的能力对提高着陆器的性能有重要意义,然而求解可达集与可控集计算量大,计算效率低。对于大升阻比飞行器,文献[26]利用拟平衡滑翔条件给出了上述问题快速求解的思路,但是对于不满足拟平衡滑翔条件的火星着陆器,有必要研究如何提高计算效率。

### 3.2 自主大气进入制导技术

自主大气进入制导技术是着陆器能够不依赖地面,自主完成进入大气前的准备工作以及进入制导过程,从而具备更强的自主性与自适应性,提高任务的适应能力及应急能力。通过研究大气进入轨迹快速规划方法<sup>[27]</sup>和大气进入预测制导方法<sup>[28]</sup>,有望实现上述目标。

大气进入轨迹快速规划是通过优化轨迹的特点进行分析,寻找快速求解的方法,生成可行的规划轨迹<sup>[29-31]</sup>。火星大气进入轨迹末端存在纵程、横程和高度三个终端约束,并且彼此相互耦合<sup>[32]</sup>,同时,只有倾侧角一个控制变量,调整控制量的同时必然引起三个末端状态的变化,而且小升阻比着陆器控制能力有限,容易出现饱和情况。因此,如何充分考虑火星进入动力学以及各种约束,快速实现终端状态的解耦,生成可行的、易跟踪的火星进入轨迹,是火星大气进入轨迹规划的主要工作。

预测制导技术是在每个制导周期根据当前状态以及动力学模型预测终端状态,并与终端状态的期望值比较,进而得到控制量进行轨迹修正<sup>[33-34]</sup>。预测制导无需存储参考轨迹,因而,能够提高着陆器的适应能力、应对着陆过程中的紧急情况,同时有利于避免跟踪过程中由于大气模型不确定性引起的控制

饱和问题,从而比跟踪制导方法达到更高的开伞精度<sup>[35]</sup>。但是,目前预测制导方法较难处理进入过程中存在的约束问题,同时存在计算量大的缺点<sup>[36-37]</sup>。随着计算机处理数据能力的提高,预测制导技术有望在未来火星着陆任务中得到应用。

### 3.3 最优动力下降制导技术

着陆器重量、体积等限制导致了其携带的燃料有限,而动力下降段消耗了绝大部分燃料<sup>[36]</sup>,同时,燃料消耗的研究表明,如果轨迹中存在较长距离的水平移动(2 km ~ 4 km),Apollo 多项式轨迹比最优轨迹消耗的燃料增加显著<sup>[38]</sup>,因而,采用最优轨迹可以避免不必要的燃料消耗,剩余更多的燃料用于提高着陆精度和制导系统的鲁棒性。

通常情况下燃料最优的发动机推力曲线为 bang-bang 控制形式<sup>[4]</sup>,在无外界干扰的情况下,发动机推力能够完成跟踪。然而,通过 Mars-GRAM 大气模型发现,火星大气存在较大的不确定性与扰动,必须采用反馈控制形式消除不确定性和扰动对着陆器的影响。但对于 bang-bang 控制形式的推力曲线,反馈控制量很有可能超出发动机最大推力值,从而引起控制系统饱和,带来较大的跟踪误差。另外,抛伞点的状态误差较大,需要后续制导过程预留一定控制能力消除初始状态误差的影响。为了解决上述问题,文献[40]提出了一种采用燃料/灵敏度加权的制导方法。该方法通过优化燃料消耗指标和系统对扰动参数的敏感度函数,能够使生成的最优轨迹既节省燃料又对参数扰动有一定的鲁棒性。

为了提高动力下降段的自主性,着陆器需要具备在线生成最优轨迹的能力。由于轨迹优化通常比较耗时,因而如何快速求解最优下降轨迹,同时具备对环境扰动的鲁棒性,是在任务设计时需要重点考虑的<sup>[41-42]</sup>。

### 3.4 障碍规避控制技术

复杂地形着陆区域由于分布着各种地貌,有利于获得丰富的科学数据,因此未来着陆器需要具备在预定的复杂地形中安全着陆的能力,即障碍规避的能力<sup>[43-44]</sup>。

根据自身是否向外辐射能量,障碍检测传感器分为被动式和主动式两类,分别以光学相机和激光雷达为代表。光学相机对光照有较高要求,而且图

像处理计算量较大,因而仅利用图像信息难以满足障碍规避过程的实时性。通过激光扫描雷达可以直接获得着陆区域高分辨率的三维数字高程图,且不受光照条件的影响,能够弥补光学设备的不足。但是扫描雷达的视角范围较小,得到的信息不全面,因而未来障碍规避过程中光学相机和扫描雷达的信息融合具有更好的应用前景<sup>[45]</sup>。

目前着陆轨迹大多是通过多项式求解着陆器当前状态和着陆点的两点边值问题获得。这种方法算法简单、计算时间少,但是规划的轨迹仅利用了着陆点信息,不能保证着陆器在规避的过程中不与障碍发生碰撞。为了解决上述问题,文献[46]通过构造障碍地形的危险势函数和着陆器当前的势能函数,并根据李雅普诺夫稳定性原理推导控制律,可以降低着陆轨迹的碰撞概率。另外,文献[47]提出了多着陆点备用方法,通过任务设计时备选多个着陆点,根据地形检测评估结果,实现在线选择最佳着陆点。

### 3.5 超声速反推技术

目前,火星着陆 EDL 系统主要继承了海盗号进入系统,由超声速盘-缝-带降落伞、70°锥体气动外形和亚音速动力下降三部分组成。虽然上述技术的进一步发展能够一定程度上提高着陆器的着陆能力,但是随着未来任务越来越复杂、着陆器质量越来越大,防热罩直径约束和火星稀薄的大气将会导致着陆器无法减速到开伞条件。由于盘-缝-带降落伞在高马赫数情况下开伞会产生不稳定现象,限制了着陆能力的进一步提高。对此,NASA 的 EDL 系统分析组提出了依靠反推火箭反推力和气动阻力进行减速的超声速反推技术<sup>[48-49]</sup>。

根据反推火箭喷嘴的分布,可将着陆器分为中心喷嘴分布构型与外围喷嘴分布构型<sup>[50]</sup>,如图7所示。采用中心喷嘴反推构型相对较为简单,然而,喷气能够减弱气动阻力的效果,影响了该构型的减速效果。外围多喷嘴构型在减速能力占有一定优势,但是目前已有的实验数据较少,需要对各种外围喷嘴分布构型进行比较,分析最佳喷嘴分布构型<sup>[51-52]</sup>。

超声速反推技术已经取得了初步的研究成果,在减速能力方面比以往 EDL 系统将会有较大优势,有望大幅度提高 EDL 系统的着陆性能,达到未来着陆任务的海拔与精度要求。目前需要进行的主要研

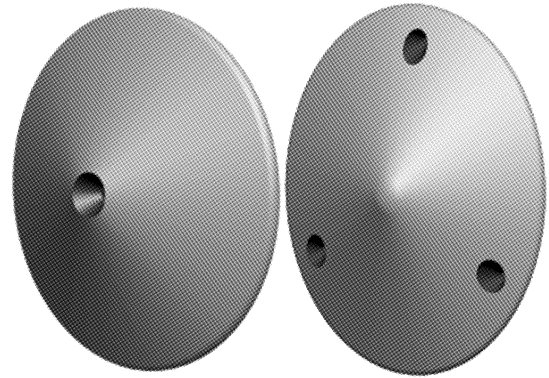


图7 中心与外围喷嘴反推构型

Fig. 7 A central and peripheral retro-propulsion configuration

究工作有:1) 超声速气流、反推气流与不同着陆器外形的空气动力作用;2) 反推气流的气动热对着陆器的影响;3) 对复杂流体动力学计算结果的校验。

## 4 结束语

EDL 阶段对火星着陆探测任务的成功非常关键,其中制导技术是实现精确着陆的重要保障。本文分析了 MSL 任务 EDL 阶段采用的制导方案及其未来发展趋势,并根据潜在火星着陆任务的要求归纳了制导面临的主要问题,提出了 EDL 制导需要解决的关键技术。

目前,火星着陆制导技术已经在实际工程中得到了应用,与以往无制导着陆任务相比,制导技术的应用大幅度提高了着陆精度,是实现火星精确着陆探测的重要基础。近年来,我国在深空探测领域已经取得了显著成果,完成了月球、L2 点和图塔蒂斯小行星等探测任务,火星探测成为我国未来深空探测计划的一项重要内容。但是由于火星环境的特殊性,实现火星精确着陆制导依然面临诸多难题,因而,有必要开展火星着陆制导技术的前期研究,为我国未来火星着陆探测任务的实施提供必要的技术储备。

## 参 考 文 献

- [1] Golombek M, Grant J, Kipp D, et al. Selection of the Mars Science Laboratory landing site [J]. *Space Science Reviews*, 2012, 170(1-4): 641-737.
- [2] Grant J A, Golombek M P, Grotzinger J P, et al. The science process for selecting the landing site for the 2011 Mars Science Laboratory [J]. *Planetary and Space Science*, 2011, 59(11): 1114-1127.

- [ 3 ] Manrique J B. Advances in spacecraft atmospheric entry guidance [ D ]. Irvine: University of California, Irvine, 2010.
- [ 4 ] Acikmese B, Ploen S R. Convex programming approach to powered descent guidance for Mars landing [ J ]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2007, 30(5): 1353 – 1366.
- [ 5 ] Wolf A A, Tooley J, Ploen S, et al. Performance trades for Mars pinpoint landing [ C ]. 2006 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana, March 4 – 11, 2006.
- [ 6 ] Steinfeldt B A, Grant M J, Matz D A, et al. Guidance, navigation, and control system performance trades for Mars pinpoint landing [ J ]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, 47(1): 188 – 198.
- [ 7 ] Braun R D, Manning R M. Mars exploration entry, descent and landing challenges [ J ]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(2): 310 – 323.
- [ 8 ] 崔平远, 于正淩, 朱圣英. 火星进入段自主导航技术研究现状与展望 [ J ]. *宇航学报*, 2013, 34(4): 447 – 456. [ Cui Ping-yuan, Yu Zheng-shi, Zhu Sheng-ying. Research progress and prospect of autonomous navigation techniques for Mars entry phase [ J ]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(4): 447 – 456. ]
- [ 9 ] Garcia-Llana E, Ivanov M C, Winski R G, et al. Mars Science Laboratory entry guidance improvements study for the Mars 2018 mission [ C ]. 2012 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, Montana, March 3 – 10, 2012.
- [ 10 ] Grotzinger J P, Crisp J, Vasavada A R, et al. Mars Science Laboratory mission and science investigation [ J ]. *Space Science Reviews*, 2012, 170(1 – 4): 5 – 56.
- [ 11 ] Ivanov M C, Blood E M, Cook B T, et al. Entry, descent and landing systems analysis study: phase 2 report on Mars Science Laboratory improvement [ R ]. United States: National Aeronautics and Space Administration, 2011.
- [ 12 ] Mendeck G F, Craig L E. Entry guidance for the 2011 Mars Science Laboratory mission [ C ]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Portland, Oregon, Aug 8 – 11, 2011.
- [ 13 ] Way D W, Powell R W, Chen A, et al. Mars Science Laboratory: entry, descent, and landing system performance [ C ]. 2007 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana, March 3 – 10, 2007.
- [ 14 ] Mitcheltree R, Steltzner A, Chen A, et al. Mars Science Laboratory entry descent and landing system verification and validation program [ C ]. IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana, March 4 – 11, 2006.
- [ 15 ] Striipe S A, Way D W, Dwyer A M, et al. Mars science laboratory simulations for entry, descent, and landing [ J ]. *Journal of spacecraft and rockets*, 2006, 43(2): 311 – 323.
- [ 16 ] 任高峰, 朱圣英. 火星着陆任务落点误差快速分析方法 [ J ]. *哈尔滨工业大学学报*, 2012, 44(7): 14 – 20. [ Ren Gao-feng, Zhu Sheng-ying. A new landing site uncertainty analysis method for mars entry mission [ J ]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2012, 44(7): 14 – 20. ]
- [ 17 ] Lafleur J M, Cerimele C J. Mars entry bank profile design for terminal state optimization [ J ]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, 48(6): 1012 – 1024.
- [ 18 ] Justus C G, Duvall A L, Johnson, D L, Mars Global Reference Atmospheric Model ( Mars-GRAM ) and database for mission design [ C ]. International Workshop: Mars Atmosphere Modeling and Observations, Granada, Spain, January 13 – 15, 2003.
- [ 19 ] Ashwin R V, Chen A, Barnes J R, et al. Assessment of environments for Mars Science Laboratory entry, descent, and surface operations [ J ]. *Space Science Reviews*, 2012, 170(1 – 4): 793 – 835.
- [ 20 ] Prince J L, Desai P N, Queen E M, et al. Mars Phoenix entry, descent, and landing simulation design and modeling analysis [ J ]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, 48(5): 756 – 764.
- [ 21 ] Shen Z J, Lu P. Onboard generation of three – dimensional constrained entry trajectories [ J ]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2003, 26(1): 111 – 121.
- [ 22 ] Levesque J F, de Lafontaine J. Innovative navigation schemes for state and parameter estimation during mars entry [ J ]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2007, 30(1): 169 – 184.
- [ 23 ] Cheng Y, Ansar A. Landmark based position estimation for pinpoint landing on Mars [ C ]. 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation ( ICRA ). Barcelona, Spain, April 18 – 22, 2005.
- [ 24 ] 孙军伟, 崔平远. 月球软着陆多项式制导控制方法 [ J ]. *宇航学报*, 2008, 28(5): 1171 – 1174. [ Sun Jun-wei, Cui Ping-yuan. Polynomial guidance law for lunar soft landing [ J ]. *Journal of Astronautics*, 2008, 28(5): 1171 – 1174. ]
- [ 25 ] Manrique J B, Mease K D. Reachable and controllable sets for planetary entry and landing [ J ]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2010, 33(3): 641 – 654.
- [ 26 ] Lu P, Xue S B. Rapid generation of accurate entry landing footprints [ J ]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2010, 33(3): 756 – 767.
- [ 27 ] 任高峰, 崔平远, 崔祜涛, 等. 一种新型火星定点着陆轨迹快速优化方法 [ J ]. *宇航学报*, 2013, 34(4): 464 – 472. [ Ren Gao-feng, Cui Ping-yuan, Cui Hu-tao, et al. A new method of rapid trajectory optimization for Mars pin-point landing [ J ]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(4): 464 – 472. ]
- [ 28 ] 陈刚, 董龙雷, 闫桂荣, 等. 航天器再入制导方法研究现状与发展评述 [ J ]. *飞行力学*, 2008, 26(1): 1 – 4. [ Chen Gang, Dong Long-lei, Yan Gui-rong, et al. Recent status and development review of spacecraft reentry guidance methods [ J ]. *Flight Dynamics*, 2008, 26(1): 1 – 4. ]
- [ 29 ] Leavitt J A, Mease K D. Feasible trajectory generation for atmospheric entry guidance [ J ]. *Journal of Guidance Control and*



- Dynamics, 2007, 30(2): 473 - 481.
- [30] 谢愈, 刘鲁华, 汤国建, 等. 多约束条件下高超声速滑翔飞行器轨迹优化[J]. 宇航学报, 2011(12): 2499 - 2504. [Xie Yu, Liu Lu-hua, Tang Guo-jian, et al. Trajectory optimization for hypersonic glide vehicle with multi-constraints[J]. Journal of Astronautics, 2011(12): 2499 - 2504.]
- [31] Li H F, Zhang R, Li Z Y, et al. New method to enforce inequality constraints of entry trajectories[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(5): 1662 - 1667.
- [32] Benito J, Mease K D. Entry trajectory planning for higher elevation landing [C]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Mackinac Island, Michigan, August 19 - 23, 2007.
- [33] Kluever C A. Entry guidance performance for Mars precision landing[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2008, 31(6): 1537 - 1544.
- [34] Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2008, 31(4): 1067 - 1075.
- [35] Tu K Y, Munir M S, Mease K D, et al. Drag-based predictive tracking guidance for Mars precision landing [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2000, 23(4): 620 - 628.
- [36] 胡军. 载人飞船全系数自适应再入升力控制[J]. 宇航学报, 1998, 19(1): 8 - 12. [Hu Jun. All coefficients adaptive reentry lifting control of manned spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 1998, 19(1): 8 - 12.]
- [37] Joshi A, Sivan K, Amma S S. Predictor-corrector reentry guidance algorithm with path constraints for atmospheric entry vehicles[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(5): 1307 - 1318.
- [38] Topcu U, Casoliva J, Mease K D. Minimum-fuel powered descent for Mars pinpoint landing[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 324 - 331.
- [39] Sostaric R R, Rea J R. Powered descent guidance methods for the moon and mars[C]. 2005 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California, August 28 - 31, 2005.
- [40] Shen H, Seywald H, Powell R W. Desensitizing the minimum-fuel powered descent for mars pinpoint landing[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(1): 108 - 115.
- [41] Blackmore L, Acikmese B, Scharf D P. Minimum-landing-error powered-descent guidance for Mars landing using convex optimization [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(4): 1161 - 1171.
- [42] Acikmese B, Ploen S R. Convex programming approach to powered descent guidance for Mars landing [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(5): 1353 - 1366.
- [43] Amzajerdian F, Petway L, Hines G, et al. Doppler lidar sensor for precision landing on the Moon and Mars [C]. 2012 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, Montana, March 3 - 10, 2012.
- [44] Johnson A E, Klumpp A R, Collier J B, et al. Lidar-based hazard avoidance for safe landing on Mars [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2002, 25(6): 1091 - 1099.
- [45] 于正混, 朱圣英, 崔平远. 行星表面非规则陨石坑检测与识别方法[J]. 宇航学报, 2013, 34(3): 320 - 326. [Yu Zheng-shi, Zhu Sheng-ying, Cui Ping-yuan. Detection and recognition method for irregular craters on planetary surface[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(3): 320 - 326.]
- [46] Hu H J, Cui P Y, Zhu S Y. The coupling control of orbit and attitude for hazard avoidance based on modified reference model [C]. 64th International Astronautical Congress. Beijing, China, September 23 - 27, 2013.
- [47] Grant M J, Steinfeldt B A, Braun R D, et al. Smart Divert: A new Mars robotic entry, descent, and landing architecture[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(3): 385 - 393.
- [48] Edquist K T, Dyakonov A A, Korzun A M, et al. Development of supersonic retro-propulsion for future mars entry, descent, and landing systems[C]. 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, Chicago, United States, June 28 - July 1, 2010.
- [49] Palaszewski B, Bencic T. Mars entry, descent, and landing: supersonic retro propulsion experiments[C]. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Denver, United States, August 2 - 5, 2009.
- [50] Korzun A M, Braun R D, Cruz J R. Survey of supersonic retropropulsion technology for mars entry, descent, and landing[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(5): 929 - 937.
- [51] Bakhtian N M, Aftosmis M J. Parametric study of peripheral nozzle configurations for supersonic retropropulsion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(6): 935 - 950.
- [52] Korzun A M, Braun R D. Performance characterization of supersonic retropropulsion for high-mass mars entry systems[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(5): 836 - 848.

#### 作者简介:

崔平远(1961 -),男,教授,博士生导师,主要从事飞行器自主导航与控制、深空探测器自主技术与轨道设计、智能信息处理与自主导航。

通信地址:北京市海淀区中关村南大街5号,北京理工大学宇航学院(100081)

电话:(010)68918611

E-mail:cuipy@bit.edu.cn

(编辑:张宇平)