

# 火星 EDL 导航、制导与控制技术综述与展望

李 爽, 彭玉明, 陆宇平

(南京航空航天大学航天学院, 南京 210016)

**摘 要:** 以成功着陆火星探测器的导航、制导与控制系统为典型代表, 系统地总结了火星 EDL 导航、制导与控制技术的历史与现状, 对各种已有技术的优缺点进行了对比分析, 并以未来的火星采样返回、载人登陆和火星基地任务为潜在工程应用目标, 对下一代高精度火星 EDL 导航、制导与控制技术进行了比较全面的分析和展望。

**关键词:** 火星 EDL; 导航、制导与控制; 综述与展望

**中图分类号:** V448.2

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1000-1328(2010)03-0621-07

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2010.03.001

## 0 引言

随着人类社会经济的不断发展和空间技术的不断进步, 人类通过探索太阳系其它星球从而加深对地球了解和认识的愿望越来越强烈。作为距离地球最近的行星之一, 火星在很多方面都与地球相似, 已经成为人类进行深空探测的首选目标星体。1962 年前苏联发射了第一个火星探测器“火星 1 号”, 1971 年前苏联发射的“火星 3 号”成为第一个到达火星表面的探测器。其后, 美国、欧洲、日本相继发射了多个火星探测器, 比如“海盗号”、“火星探路者号”、“希望号”、“火星快车”、“勇气号”、“机遇号”和“凤凰号”等。人类对火星的探测活动已经成为近年来深空探测的最大热点<sup>[1]</sup>。

四十多年来, 前苏联、美国、欧洲和日本先后共计进行了 38 次火星探测活动, 其中 2/3 的任务以失败告终。进入、下降和着陆 (Entry, Descent, Landing, EDL) 过程是整个火星探测任务最为重要的阶段之一, 而其中所涉及的导航、制导与控制又是 EDL 的难点所在, 直接决定着整个探测任务的成败。在已经进行的 16 次火星着陆探测中, 成功着陆的仅有 6 次, 着陆成功率不足四成。火星多变的地理环境 (比如阵风, 沙尘暴等) 和火星大气密度的不确定性是成功着陆火星最大的障碍所在。截至目前, 绝大多数的火星进入、下降和着陆过程采用的是惯性航位推算技术, 且不对轨迹进行控制, 通过外包气囊

来缓冲着陆时所造成的冲击。传统火星着陆所采用的惯性航位推算受到惯性器件偏差和漂移的影响, 导航精度不高, 而不对着陆轨迹控制就无法消除着陆偏差 (着陆误差椭圆 300 km~100 km), 通过气囊缓冲着陆对有效载荷的质量和尺寸都提出了一定的要求。当前的火星 EDL 导航、制导与控制技术无法满足未来载人火星登陆或者采样返回任务中对着陆精度和着陆安全性的需求, 因此, 有必要发展新一代的火星 EDL 导航、制导与控制技术。

本文以历史上成功着陆火星探测器的导航、制导与控制系统为典型代表, 系统地总结了火星 EDL 导航、制导与控制技术的历史与现状, 对各种已有技术的优缺点进行了对比分析, 并以未来的火星无人采样返回、载人登陆和火星基地任务为潜在工程应用目标, 对下一代高精度火星 EDL 导航、制导与控制技术进行了比较全面的分析和展望。

## 1 火星 EDL 简介

一般认为, 火星的大气高度在 125km 左右, 火星 EDL 过程从探测器到达上述高度开始, 依次经历进入段 (Entry Phase)、下降段 (Descent Phase) 和着陆段 (Landing Phase), 完整的火星 EDL 过程如图 1 所示。

火星大气状况存在较大的不确定性因素, 如气候多变、时常有狂风、沙尘暴等, 再加上恶劣的气动加热环境对探测器是一个巨大的考验。火星 EDL 面临的主要困难体现在以下五个方面: (1) 火星大

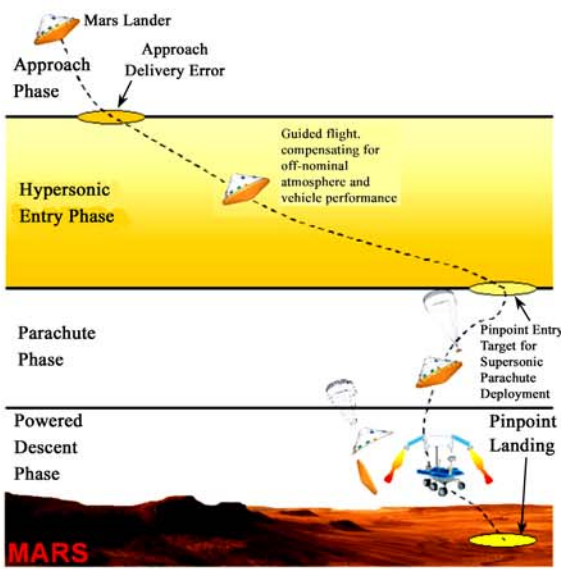


图 1 火星 EDL 过程示意图

Fig. 1 Sketch of Mars EDL sequence

气稀薄,密度约为地球的 1%,其表面气压仅是地球的 0.7%<sup>[1]</sup>,使得整个 EDL 历经时间短、状态变化快,对减速性能要求高、时间紧迫。(2)地火之间的通讯延迟大概在 10 分钟左右,而整个 EDL 过程只持续 6~8 分钟,因此着陆探测器必须具有自主导航制导与控制的能力<sup>[2]</sup>。(3)火星环境复杂多变,目前了解的情况有限导致不确定性因素多,对可靠性要求非常高,这就要求着陆器的导航、制导与控制系统具有一定的自适应能力。(4)探测器上数据处理和存储能力有限,制约了一些复杂精确导航制导与

控制算法的应用<sup>[3]</sup>。(5)缺少相应的仿真环境与数据,无法进行较为真实的实验,只能依靠事先的预测与假设<sup>[4]</sup>。

## 2 火星 EDL 导航、制导与控制历史回顾

到目前为止,已经有 6 个探测器成功着陆火星并开展后续的探测活动,分别是“海盗 1 号(Viking 1)”、“海盗 2 号(Viking 2)”、“火星探路者号(MPF)”、“火星探测漫游者-A(勇气号, MER-A)”、“火星探测漫游者-B(机遇号, MER-B)”和“凤凰号(Phoenix)”。表一对上述任务的 EDL 相关参数、着陆控制方式和着陆误差椭圆进行了对比分析<sup>[1,5-8]</sup>。

在进入段(Entry Phase),除了“海盗号”的构形采用了升力体设计,其他任务均采用的是无升力的弹道式进入;包括“海盗号”在内所有的任务都采用无闭环制导控制系统、不对再入轨迹进行任何控制。“海盗号”和“凤凰号”有主动姿态控制系统,其它探测器则没有。由于火星苛刻的气动环境因素限制,传统火星再入可用的导航敏感器只有惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)。在初始状态存在较大不确定性、陀螺加速度计漂移量未知、外部气动环境剧烈变化的情况下,基于 IMU 的航位推算导航精度低,加之没有闭环轨迹控制,再入轨迹偏离预定轨迹后无法及时进行修正。为了满足工程任务对着陆精度的要求(误差椭圆要小于一定数值),再入点探测器的高精度状态估计必须在 EDL 开始之前通过深空网上传至探测器。

表 1 过去成功火星任务 EDL 总结

Table 1 Past successful Mars EDL summary

| 探测器                  | Viking 1 | MPF  | MER-A    | Phoenix |
|----------------------|----------|------|----------|---------|
| 质量/kg                | 992      | 584  | 827      | 600     |
| 直径/m                 | 3.5      | 2.65 | 2.65     | 2.65    |
| 弹道系数                 | 64       | 63   | 94       | 65      |
| 升阻比                  | 0.18     | 0    | 0        | 0       |
| 攻角/deg               | -11      | 0    | 0        | 0       |
| 降落伞直径/m              | 16       | 12.5 | 14       | 11.7    |
| 降落伞打开高度/km           | 5.79     | 9.4  | 7.4      | 9.8     |
| 降落伞打开马赫数             | 1.1      | 1.57 | 1.77     | 1.2     |
| 水平速度敏感器              | 多普勒雷达    | 无    | 下降图像/IMU | 多普勒雷达   |
| 着陆方式                 | 缓冲发动机    | 气囊缓冲 | 气囊缓冲     | 缓冲发动机   |
| 姿态控制                 | RCS      | 无    | 无        | RCS     |
| 着陆海拔高度/km            | -3.5     | -2.5 | -1.9     | -4.0    |
| 3 $\sigma$ 着陆椭圆长轴/km | 280      | 200  | 80       | 100     |
| 3 $\sigma$ 着陆椭圆短轴/km | 100      | 100  | 12       | 21      |

目前,下降段(Descent Phase)使用的是盘-缝-带超音速伞,这种结构超音速稳定性较好,但减速效果欠佳。受到伞的材料和结构的限制,开伞时刻要求马赫数不能太大,以现有的技术水平要求开伞时刻的马赫数不超过 2.5,这就会导致探测器的滞空时间比较短,加之容易受到阵风的影响和没有机动能力,进而导致着陆椭圆误差半径比较大<sup>[9]</sup>。“海盗号”和“凤凰号”携带了多普勒雷达用于敏感姿态和水平速度,而“火星探路者”和“火星探测漫游者”由于质量限制没有携带多普勒雷达,但“火星探测漫游者”上装备了光学导航相机,通过对下降图像处理从而对水平速度进行估计。“海盗号”和“凤凰号”是采用动力下降着陆,在最后的着陆过程中需要进行姿态控制,最后的着陆速度接近于零,而“火星探路者”和“火星探测漫游者”采用的是减速火箭与气囊相结合的方式来缓冲着陆时产生的冲击,不需要姿态控制<sup>[1]</sup>。上述火星任务中着陆器都不具有障碍检测与规避能力,从而导致着陆的安全性能很差,而且着陆探测器的质量偏小,着陆点海拔偏低,着陆误差很大(在几百公里的量级),并且着陆过程受外部环境影响比较大,无法满足未来采样返回、载人登陆和火星基地等任务对着陆精度和安全性的需求。

### 3 火星 EDL 导航、制导与控制未来展望

NASA 计划在 2011 年秋季发射的“火星科学实验室”(Mars Science Laboratory, MSL)在继承已有技术的基础上,采用了一些新技术和新方法<sup>[10-11]</sup>。另外, NASA、ESA 未来的火星探测计划包括的采样返回及载人登陆任务都要求更大质量的着陆器、着陆海拔也更高,并且要求具备精确着陆和自主障碍规避能力<sup>[12-14]</sup>。为了满足上述任务的“苛刻”要求,高精度的 EDL 自主导航、制导与控制技术是必不可少的。

针对目前火星 EDL 导航、制导与控制中存在的问题以及未来的发展趋势,本文系统地总结了可能的解决途径,主要包括以下七个方面:

(1) 发展新型非线性估计算法来提高探测器状态估计的精度。传统的火星 EDL 所采用的航位推算,通过对 IMU 的输出角速度和加速度信息进行积分得到姿态、位置和速度状态量,由于受惯性器件漂移和偏差的影响较大、且误差随时间积累,在没有外部量修正的情况下很难得到较为精确的状态估计

量。为解决这一难题,可以把 IMU 测量输出当作外部测量信息来修正通过动力学模型递推到的预测状态量<sup>[3,15]</sup>。这种方法可以有效地解决传统的航位推算误差随时间积累传播的问题,但是需要精确的数学模型。EDL 过程中火星地理环境参数的准确性是影响模型精确与否的关键因素之一。针对这些参数的不确定性,可利用多模自适应或神经网络进行参数估计,提高参数估计的准确性<sup>[15]</sup>。目前工程上应用的导航滤波器大都是扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF),但 EKF 的线性化处理在系统非线性比较强时会带来比较大的误差,而粒子滤波(Particle Filter, PF)和无味卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)由于没有线性化的过程,很好的避免了这个问题,因此,估计精度得到了很大的提高<sup>[3,16]</sup>。但是 PF、UKF 相比 EKF 计算负担较重,当前的研究重点应该放在如何减小算法复杂度、提高运算效率,以使用于工程实践应用。

(2) 发展新型组合导航方法来提高相对导航的精度。可以利用火星轨道上潜在或已有的导航信标资源,比如提议中火星导航网络或在火星任务轨道上运行的轨道器,通过星间测量与通讯进行组合导航<sup>[17-21]</sup>。截至目前,基于惯性测量的航位推算是火星进入段采用的唯一导航方式,导航误差随时间积累传播,迫切需要外部测量来修正漂移和偏差,IMU 加星间无线电测量组合导航不失为一种很好的选择<sup>[19-21]</sup>。当着陆器的挡热板抛掉以后,可以通过雷达高度计、光学相机、激光雷达等导航敏感器得到高度、图像、速度等信息,如何利用这些测量信息得到更加精确的相对导航信息就成为当前火星 EDL 导航制导与控制领域研究的热点之一。光学导航相机、激光雷达、IMU 的导航测量都包含了位置、速度和姿态等信息,通过多传感器信息融合技术可以综合利用各种有用导航测量信息来提高导航精度<sup>[22]</sup>。近年来,导航相机以其重量轻、能耗小等特点在航空航天领域得到广泛的应用,它不但可以提供着陆区域地貌信息,还可以通过适当的图像处理得到位置、速度、姿态等信息进行视觉导航<sup>[23]</sup>。根据得到信息的不同可以把图像处理大致分为三种:第一种是用实时得到的下降图像与事先已知的火星表面地形情况比较,运用地形匹配算法来确定探测器的位置信息<sup>[24]</sup>。第二种是跟踪某些特征点来确

定水平运动速度信息<sup>[25]</sup>。第三种是根据图像中某几个特征点的相对位置确定姿态信息<sup>[26-27]</sup>。作为光学/视觉导航关键技术的图像处理算法一般都存在计算量大的缺点,这就制约了光学/视觉导航的广泛应用。视觉辅助惯性导航综合了视觉与惯性导航的优点,同时克服了单一导航方式中存在的不足,从而提高了相对导航精度与可靠性<sup>[26]</sup>。

(3) 通过轨迹制导与控制实现对进入状态的实时修正。下一代的火星探测器基本上沿用了“海盗号”的升力体构型设计理念,即通过质心偏离压心一小段距离使得探测器以一定的攻角飞行(配平攻角),通过产生的升力对进入轨迹进行一定的控制与修正。虽然“海盗号”采用了升力体的构型设计,但是并没有对轨迹进行实时控制,只是为了取得更好的减速效果。通过控制滚转角实现对轨迹的控制,可以减小着陆点散布误差,提高着陆安全性。火星 EDL 轨迹制导与控制方法很多,大体上可以分为两大类<sup>[28-35]</sup>:一类是跟踪参考轨迹,即根据预先已知的数据设计一条参考轨迹,然后控制探测器跟踪参考轨迹。另一类是基于状态预测的轨迹修正,即根据当前状态和动力学模型预测终端的状态值,并与终端状态的期望值比较作差、从而修正当前轨迹。参考轨迹跟踪的优点是简单、容易实现,缺点在于它是基于线性化的方法,在真实轨迹与参考轨迹相差较大时,线性化假设不成立,从而导致制导控制误差增大。另外,参考轨迹跟踪方法只有一条固定的参考轨迹,在空气动力学和大气密度参数有较大变化时控制系统无法达到有效控制的目的。基于状态预测的轨迹修正方法的优点在于当探测器状态、大气参数变化时它可以改变原有预定轨迹进而减小误差,对控制系统要求低,具有一定的环境适应能力,但它的缺点也是很明显的,此方法必须要依靠准确的动力学模型和大气模型来预测探测器终端的状态。就目前对火星地理环境的了解状况以及探测器上的数据处理能力,第一类方法更适合短期内的火星 EDL 任务,但第二种方法更有发展潜力,是下一代火星 EDL 任务中进入轨迹制导与控制的首选方案。

(4) 对探测器的飞行状态及相关参数进行实时测量,如攻角、侧滑角、马赫数、温度等。“海盗号”上曾经使用过动压传感器,虽然状态精度没有得到显著提高,但是却大大增加了控制系统的鲁棒性<sup>[22]</sup>。

计划在 2012 年着陆的“火星科学实验室”上也使用了一套镶嵌在挡热板里的温度压力传感器用于收集 EDL 过程中的相关数据<sup>[36-37]</sup>。通过这些测量数据可以进一步精确火星的大气模型,减少不确定性,并最终实现攻角、侧滑角、马赫数、动压、温度等信息的实时测量,进而有效地提高制导与控制的精度。

(5) 发展新型超音速减速伞(器),实现下降段的轨迹控制,减小环境等不利因素的影响。随着未来着陆探测器质量的不断增大,传统的圆形降落伞由于受到材料和结构的限制导致开伞马赫数低,且没有机动能力,不能满足未来精确着陆的需要,迫切需要研究新型超音速减速伞<sup>[38]</sup>。新型翼伞可以提供适当的机动能力,配合水平反冲发动机,通过制导与控制实现探测器的可控下降<sup>[10-11]</sup>。另外一种全新的减速方式——膨胀减速器,通过气囊膨胀增大阻力系数达到减速效果。这种方法可以在 5 马赫时打开,随着材料与相关学科的发展,该技术将来还有可能在超高音速阶段使用<sup>[39]</sup>。与传统的降落伞相比,膨胀减速器空气动力学性能稳定,不会出现降落伞的摆动现象,对探测器和有效载荷的冲击小,超音速减速效果好、滞空时间长,可以保证探测器更早的抛掉挡热板,从而提供更多的导航测量信息,同时膨胀减速器的可控性好,便于进行姿态与轨迹控制。其缺点在于质量比减速伞大,不适合质量比较小的探测器。结合降落伞亚音速减速性能好的特点,在火星 EDL 过程中可以采用超音速膨胀减速/亚音速降落伞相组合的方式<sup>[40-41]</sup>。火星大气稀薄,依靠空气动力学减速效果有限,可以考虑用制动火箭替代减速伞,不但可以提高减速性能,同时还可以实现可控下降,该技术目前仍处于验证阶段<sup>[42]</sup>。传统上最后的着陆段一般都采用制动火箭减速或气囊缓冲,该着陆方式缺点是着陆器重量大、系统复杂、可靠性低<sup>[43]</sup>。一种新颖的热气球减速着陆系统不但可以实现软着陆,还可以进行多次机动、着陆到其它感兴趣的地点。与动力减速着陆相比,此热气球着陆系统导致探测器的质量很大,但其总造价比较低廉,目前这套系统已经在俄罗斯的探测器上进行了试验<sup>[44]</sup>。

(6) 探测器必须具备自主障碍检测与规避(Autonomous Hazard Detection and Avoidance, AHDA)能力。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<sup>[45-47]</sup>。AHDA 的关键技术包括两方面内容,一是从各种导航敏感器的测量信息中识别出障碍区和安全区,并选定安全着陆点,二是自主制导探测器机动到选定的安全着陆点,同时还需要考虑燃耗最优的约束以及外部环境的不利影响。图 2 给出了火星探测器自主障碍检测与规

避的基本体系结构图,这是一个集障碍检测与规避、导航、制导与控制为一体的综合系统。截至目前,所有已经发射的火星探测器都还不具备自主障碍检测与规避的能力。NASA 的“火星科学实验室”拟采用一种叫做“空中起重机(skycrane)”的着陆方式,初步具备了自主障碍检测与规避的能力<sup>[10-11]</sup>。

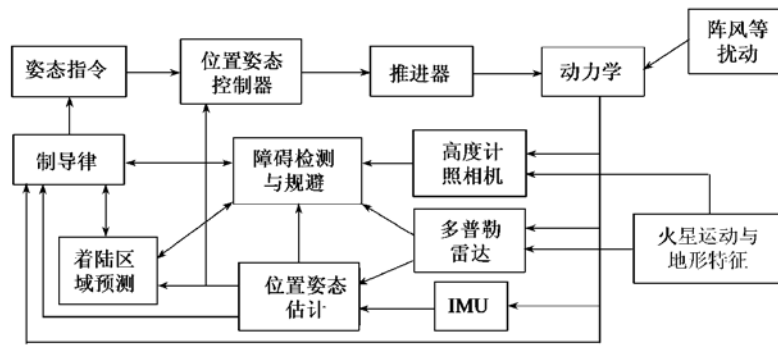


图 2 自主障碍检测与规避体系结构

Fig.2 Architecture of autonomous hazard detection and avoidance

(7) 应用自适应控制、神经网络等智能控制方法提高探测器控制系统的性能。轨迹控制、姿态控制、发动机控制等控制问题贯穿整个 EDL 过程,控制系统性能的好坏直接关系到整个探测任务能否成功<sup>[48]</sup>。在火星 EDL 的三个阶段(尤其是进入段),探测器状态参数动态变化快,加之动力学环境复杂多变,导致各种参数的数值发生较大变化,高精度 EDL 要求系统必须响应迅速、误差小、鲁棒性强,同时满足燃耗最优、路径最优等限制条件,传统的控制方法已经无法满足这些“苛刻”要求<sup>[49-50]</sup>。而自适应控制、神经网络控制能在存在外部干扰的情况下较好地达到预期控制目标,具有较好的环境适应能力和一定的智能性,是该问题未来可能的解决途径<sup>[51-52]</sup>。

综上所述,随着探测器上数据处理与存储能力的不断提高以及火星探测任务的不断深入,火星 EDL 导航、制导与控制技术势必朝着更精确、更可靠、更复杂、更智能的方向发展。

#### 4 结束语

EDL 阶段是整个火星任务最为关键的阶段,决定着整个火星探测器任务的成败。而其中所涉及的导航、制导与控制技术又是火星 EDL 核心技术之一,对成功着陆火星起着不可替代的作用。本文就

历史和当前的火星 EDL 导航、制导与控制技术进行了系统的回顾与总结,对未来的高精度火星 EDL 导航、制导与控制技术进行了全面的展望和分析。

我国已经掌握了人造地球卫星和载人飞船的返回技术,这对于进行火星 EDL 导航、制导与控制方面的研究工作具有一定的帮助。但火星大气与地理环境和地球相比有很大不同,高精度火星进入、下降、着陆的导航、制导与控制还面临许多技术难题,比如,气动减速技术、超声速开伞技术、高精度导航技术、自主障碍检测与规避技术等。因此,很有必要结合我国的实际情况和已经具备的技术能力,对火星 EDL 所涉及的导航、制导与控制技术进行系统、深入的研究,为我国未来的火星探测任务提供必要的技术储备。

#### 参考文献:

- [ 1 ] Braun R, Manning R. Mars exploration entry, descent, and landing challenges[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007,44(2):310-323.
- [ 2 ] 高滨. 火星探测器着陆技术[J]. 航天返回与遥感, 2009, 30(2):1-9. [GAO Bin. Mars exploration entry, descent and landing technologies[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2009, 30(1):1-9(in Chinese). ]
- [ 3 ] Levesque J F. Advanced navigation and guidance for high-precision planetary landing on Mars[D]. Quebec: Sherbrooke, 2006.
- [ 4 ] Striipe S A, Way D W, Dwyer A M, Balaram J. Mars science labo-

- ratory simulations for entry, descent, and landing[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(2):311–323.
- [5] Withers P, Smith M D. Atmospheric entry profiles from the mars exploration rovers spirit and opportunity[J]. *Icarus*, 2006, 185:133–142.
- [6] Spencer D A, Braun R D. Mars pathfinder atmospheric entry-trajectory design and dispersion analysis[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996, 33(5):670–676.
- [7] Braun R D, Powell R W, Engelund W C, et al. Mars pathfinder six-degree-of-freedom entry analysis[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1995, 32(6):993–1000.
- [8] Desai P N, 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.
- [9] Binge B K A. Computational intelligence approach to the mars precision landing problem[D]. Raleigh, North Carolina: North Carolina State University, 2008.
- [10] Steltzner A, Kipp D, Chen A, et al. Mars science laboratory: entry, descent, and landing system[C]//2006 IEEE Aerospace Conference, 2006:1–15.
- [11] Way D W, Powell R W, Chen A, et al. Mars science laboratory: entry, descent, and landing system performance[C]// 2007 IEEE Aerospace Conference, 2007:1–19.
- [12] Cheng C C. Development of advanced entry, descent, and landing technologies for future Mars missions[C]// 2006 IEEE Aerospace Conference, 2006:1–8.
- [13] Guizzo G P, et al. Mars and Moon exploration passing through the european precision landing GNC test facility[J]. *Acta Astronautica*, 2007, 63:74–90.
- [14] Alain P, Christian P. Validation and verification approach for european safe precision landing guidance, navigation and control (GNC) technologies[R]. European Space Agency (ESA), 2008.
- [15] Zanetti R. Advanced navigation algorithms for precision landing[D]. Austin: The University of Texas at Austin, 2007.
- [16] Heyne M C. Spacecraft precision entry navigation using an adaptive sigma point kalman filter bank[D]. Austin: The University of Texas at Austin, 2007.
- [17] Lightsey E G, Mogensen A E, Burkhart P, Daniel E, Todd A, Duncan, C. Real-time navigation for mars missions using the mars network[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(3):519–533.
- [18] Hastrup R C, Bell D J, Cesarone R J, et al. Mars network for enabling low-cost missions[J]. *Acta Astronautica*, 2003, 52:227–235.
- [19] Burkhart P D, Ely T, Duncan C, Lightsey E G, Campbell T, Mogensen A. Expected EDL navigation performance with spacecraft to spacecraft radiometric data[C]// 2005 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2005:1060–1074.
- [20] Burkhart P D, Ely T, Duncan C, Lightsey E G, Campbell T, Mogensen A. Real-time EDL navigation performance using spacecraft to spacecraft radiometric data[C]// 2006 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2006:3806–3818.
- [21] Levesque J F, Lafontaine J d. Innovative navigation schemes for state and parameter estimation during mars entry[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(1):169–184.
- [22] Dubois-Matra O. Development of multisensor fusion techniques with gating networks applied to reentry vehicles[D]. Austin: The University of Texas at Austin, 2003.
- [23] Johnson A, Willson R, Goguen J, et al. Field testing of the mars exploration rovers descent image motion estimation system[C]// Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2005:4463–4469.
- [24] Mourikis A I, Trawny N, Roumeliotis S I, et al. Vision-aided inertial navigation for spacecraft entry, descent, and landing[J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2009, 25(2):264–280.
- [25] Yang C, Adnan A. Landmark based position estimation for pinpoint landing on mars[C]// Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2005:4470–4475.
- [26] Li S, Cui P Y, Cui H T. Vision-aided inertial navigation for pinpoint planetary landing[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11:499–506.
- [27] Jie M, Huang X L, Yin H, et al. A precise vision-based navigation method for autonomous soft landing of lunar explorer[C]// Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, 2007:1138–1142.
- [28] Kozynchenko A I. Predictive guidance algorithms for maximal down-range maneuverability with application to low-lift re-entry[J]. *Acta Astronautica*, 2009, 64(7–8):770–777.
- [29] Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(4):1067–1075.
- [30] Joshi A, Sivan K. Predictor-corrector reentry guidance algorithm with path constraints for atmospheric entry vehicles[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(5):1307–1318.
- [31] Saraf A, Leavitt J A, Chen D T, Mease K D. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2004, 41(6):986–996.
- [32] Leavitt J, Mease K. Feasible trajectory generation for atmospheric entry guidance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(2):473–481.
- [33] Kuang-Yang Tu, Munir M S, Mease K D, Bayard D S. Drag-based predictive tracking guidance for mars precision landing[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(4):620–628.
- [34] 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.
- [35] Kluever C A. Entry guidance performance for mars precision landing[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(6):

- 1537–1544.
- [36] Gazarik M J, Wright M J, Little A, et al. Overview of the MEDLI project[C]// 2008 IEEE Aerospace Conference, 2008:1–12.
- [37] Hampton V A. Mars entry atmospheric data system (MEADS) requirements and design for mars science laboratory (MSL)[C]// 6th International Planetary Probe Workshop, 2008.
- [38] Queen E M, Raiszadeh B. Mars science laboratory parachute simulation model[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(2):374–377.
- [39] Clark I G, Hutchings A L, Tanner C L, Braun R D. Supersonic inflatable aerodynamic decelerators for use on future robotic missions to mars[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, 46(2):340–352.
- [40] Witkowski A, Brown G. Mars deployable decelerator's capability roadmap summary[C]// 2006 IEEE Aerospace Conference, 2006:1–15.
- [41] Allouisa E, Ellery A, Welch C S. Entry descent and landing systems for small planetary missions: Parametric comparison of parachutes and inflatable systems for the proposed vanguard mars mission[J]. *Acta Astronautica*, 2006, 59:911–922.
- [42] Korzun A M, Cruz J R, Braun R D. A survey of supersonic retropropulsion technology for mars entry, descent, and landing[C]// 2008 IEEE Aerospace Conference, 2008:1–15.
- [43] Blamont J, Jones J A. A new method for landing on mars[J]. *Acta Astronautica*, 2002, 51(10):723–726.
- [44] Vorontsov V. Designing of deployment sequence for braking and drift systems in atmosphere of mars and venus[J]. *Acta Astronautica*, 2006, 59:216–219.
- [45] Johnson A E, Klumpp A R, Collier J B, Wolf A A. Lidar-based hazard avoidance for safe landing on mars[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2002, 25(6):1091–1099.
- [46] Brandon M J, Ayanna H. An imaging technique for safe spacecraft landing and autonomous hazard avoidance[C]// 2nd IEEE International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology, 2006:349–356.
- [47] Wong E C, Singh G, Masciarelli J P. Guidance and control design for hazard avoidance and safe landing on mars[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(2):378–384.
- [48] Calhoun P C, Queen E M. Entry vehicle control system design for the mars science laboratory[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(2):324–329.
- [49] Singh G, SanMartin A M, Wong E C. Guidance and control design for powered descent and landing on mars[C]// 2007 IEEE Aerospace Conference, 2007:1–8.
- [50] Najson F, Mease K D. Computationally inexpensive guidance algorithm for fuel-efficient terminal descent[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(4):955–964.
- [51] Kranzusch K M. Abort determination with non-adaptive neural networks for the mars precision landers[J]. *Acta Astronautica*, 2008, 62:79–90.
- [52] Restrepo C, Valasek J. Structured adaptive model inversion controller for mars atmospheric flight[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(4):937–957.

作者简介:李爽(1978–),男,工学博士,副教授,主要研究方向为航天器动力学与控制、星际任务的设计与分析。  
通信地址:南京市御道街29号,南京航空航天大学航天学院(210016)  
电话:(025)84892805  
E-mail:lishuang@nuaa.edu.cn

## Review and Prospect of Mars EDL Navigation Guidance and Control Technologies

LI Shuang, PENG Yu-ming, LU Yu-ping

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** This paper systematically summarized the history and current state-of-art of Mars EDL navigation guidance and control technologies, which was based on the navigation guidance and control system of successful landing Mars probe as typical representative. The advantages and disadvantages of the various existing technologies were contrastively analyzed. Supposing future Mars sample return, manned landing and Mars base mission as potential project application goals, a more comprehensive analysis and outlook for the next generation high-precision Mars EDL navigation guidance and control technologies were conducted.

**Key words:** Mars EDL; Navigation guidance and control; Review and prospect