

# 地外天体软着陆自主导航与控制技术研究进展

黄翔宇<sup>1,2</sup>, 徐超<sup>1,2</sup>, 郭敏文<sup>1,2</sup>

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100094; 2. 空间智能控制技术全国重点实验室, 北京 100094)

**摘要:** 软着陆探测是重要的地外天体探测方式, 制导、导航与控制 (Guidance, Navigation and Control, GNC) 是地外天体软着陆成功的关键。首先梳理了国内外月球、火星和小天体等地外天体软着陆任务发展现状; 在此基础上, 总结了地外天体软着陆任务典型 GNC 方案及自主导航与控制技术主要进展; 最后, 针对未来的地外天体精确定点软着陆任务, 提出了需要重点关注和发展的自主导航与控制关键技术, 为未来技术发展提供借鉴和参考。

**关键词:** 地外天体软着陆; 自主导航; 制导与控制; 研究进展

**中图分类号:** V448.2

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2024)01-0003-13

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230178

**引用格式:** 黄翔宇, 徐超, 郭敏文. 地外天体软着陆自主导航与控制技术研究进展[J]. 深空探测学报 (中英文), 2024, 11 (1): 3-15.

**Reference format:** HUANG X Y, XU C, GUO M W. Research progress of autonomous navigation and control technology for extraterrestrial soft landing[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11 (1): 3-15.

## 引言

地外天体软着陆是指地外天体表面的安全着陆过程, 即探测器利用一定装置, 改变飞行姿态和轨迹, 逐渐降低速度和高度, 最终以限定的速度和姿态安全着陆到地外天体表面的过程。

软着陆探测是重要的地外天体探测方式, 如①运送月球车、火星车等移动探测设备到达天体表面, 开展大范围的巡视科学探测; ②运送科学探测设备到达天体表面, 在预定区域进行直接探测或采集样本运回地球, 获取高价值科学成果; ③运送航天员登陆天体表面, 开展有人的地外天体全面科学探测; ④构建月球、火星科研站和基地, 乃至未来的火星移民, 软着陆都是至关重要的一环。

地外天体软着陆的关键是安全着陆, 安全着陆的主要要求<sup>[1-4]</sup>为: ①着陆状态安全, 是指要确保探测器接触天体表面时的运动状态安全, 如水平、垂直速度低于限定值, 避免探测器滑移和弹起; 转动角速度和姿态指向误差不大于限制值, 避免探测器倾倒。②大范围着陆区域安全, 是指要确保探测器进入预定的相对大范围安全着陆区, 该区域存在满足探测器着陆安全要求的地形区域, 区域大小即为着陆精度要求范围。③小范围落区地形安全, 是指要确保探测器落入小范

围地形安全区, 如地形坡度、凹凸起伏高度低于限定值。④着陆过程安全, 如弹伞、展配平翼、抛大底、展着陆缓冲机构、抛背罩-伞组合体等动作约束严格。

地外天体软着陆任务要求的着陆状态安全、大小范围落区安全和着陆过程安全, 都是由制导、导航和控制 (Guidance, Navigation and Control, GNC) 系统来实现的, GNC 是地外天体软着陆成功的关键。地外天体着陆过程时间短、测控时延大、飞行环境复杂、不确定性因素多, 任务实时性要求强, 尤其对于月球和火星等大天体, 着陆过程不可逆, 需要完全自主、容错和适应能力强的 GNC 系统。

本文首先梳理了国内外月球、火星和小天体等地外天体软着陆任务发展现状; 在此基础上, 总结了地外天体软着陆任务典型 GNC 方案及自主导航与控制技术主要进展; 最后, 针对未来的地外天体精确定点软着陆任务, 提出了需要重点关注和发展的自主导航与控制关键技术。

## 1 地外天体软着陆探测任务现状

已开展着陆探测的地外天体主要包括: 无大气层大天体 (如月球)、有大气层大天体 (如火星、金星) 和小天体 (如小行星、彗星)。本节重点总结了月球、火星和小天体着陆探测任务发展现状。

## 1.1 月球软着陆任务现状

月球探测任务一般分为2个阶段:第1阶段为1958—1976年,美、苏两国在冷战背景下开展了空间竞赛,美国实现了首次载人登月,苏联实现了首次无人月球采样返回。月球软着陆过程是载人登月和无人月球采样任务成功的关键环节。

对于苏联的月球探测任务,1966年2月3日,在经历11次软着陆任务失败后,“月球9号”(Luna 9)成功着陆月球风暴洋,成为首个实现月球软着陆的探测器<sup>[12]</sup>,其采用了反推发动机+抛出气囊包裹登月舱的着陆方式;同年12月24日,“月球13号”(Luna 13)采用同样方式软着陆在风暴洋地区。1969年7月13日,苏联发射了第1个用于月球无人自动取样的“月球15号”(Luna 15)探测器,采用了主发动机、2个小型发动机减速和着陆腿缓冲的着陆方式,但不幸在危海坠毁。1年后,“月球16号”(Luna 16)探测器实现了首次月面无人自动取样返回任务;后续的“月球20号、24号”(Luna 20、24)都实现了无人月球取样返回。1970年11月10日发射的“月球17号”(Luna 17),成功实现软着陆,并释放人类第1台月球车“月球车1号”(Lunokhod-1)到月球。1976年8月9日“月球24号”(Luna 24)发射,成为苏联实施的最后1次探月任务。

历经“徘徊者号”(Ranger)系列任务的多次失败后,美国推出了“勘测者号”<sup>[13]</sup>(Surveyor)月球着陆探测计划。“勘测者1号”(Surveyor 1)探测器采用了雷达测距测速、变推力发动机减速、减震着陆腿和蜂窝状脚垫缓冲的着陆方式,于1966年6月2日成功软着陆在风暴洋,实现了美国首次月球着陆。1968年1月7日发射的“勘测者7号”(Surveyor 7)成功实施了阿波罗登月前的最后1次无人月球着陆任务。“勘测者”计划共实施了7次任务,成功5次。

在无人月球探测任务的基础上,美国开启了“阿波罗”(Apollo)载人登月计划。“阿波罗11号”(Apollo 11)是第1个载人登月任务,于1969年7月16日发射,7月20日成功着陆在宁静海南部,实现了人类的第1次月球登陆,其采用了惯性导航与测距测速修正的自主导航、变推力发动机减速和人视觉避障、减震着陆腿和蜂窝状脚垫缓冲的着陆方式<sup>[14]</sup>。1969年7月至1972年12月,美国相继发射了“阿波罗11~17号”(Apollo 11~17)载人登月飞船,除“阿波罗13号”(Apollo 13)外,其余6次任务均获成功。“阿波罗17号”(Apollo 17)飞船成功着陆在金牛座利特洛峡谷,成为阿波罗计划中最后1次任务,也是至今最近1次人类登陆月球。

第2阶段为1994年至今,经了多年的沉寂,美国重新开启月球探测,1994年发射的克莱门汀探测器发现了月球可能存在水冰<sup>[15]</sup>,由此将月球探测活动推至新高潮。中国、欧洲航天局(European Space Agency, ESA)、俄罗斯、日本、印度、以色列和韩国等相继开展了月球探测活动。在此阶段,迄今为止,仅中国和印度分别成功实现了3次和1次月球软着陆。

2013年12月13日,“嫦娥三号”探测器成功软着陆月球虹湾地区,成为第2阶段中首次着陆月球的探测器;中国首次实现了地外天体软着陆和巡视探测,成为第3个着陆月球的国家;“嫦娥三号”首次设计实现了粗避障和精避障结合的接力避障着陆方式<sup>[1-3]</sup>。2019年1月3日,“嫦娥四号”探测器成功着陆月球<sup>[4]</sup>,实现了世界上首次月球背面软着陆和巡视探测。2020年12月1日,“嫦娥五号”探测器<sup>[5-6]</sup>着陆在月球正面的吕姆克山脉,完成月球样本采集后安全返回地球,实现了中国地外天体首次采样返回任务。

2019年2月21日,以色列太空探索组织SpaceIL的“创世纪号”(Beresheet)月球探测器发射成功,但在着陆过程中因故障引起主发动机关闭,着陆任务失败。

2019年9月7日,印度“月船2号”(Chandrayaan 2)着陆器实施了月球软着陆,但在距月面2.1 km处失联,任务失败。2023年8月23日,印度“月船3号”(Chandrayaan 3)着陆器成功着陆月面,着陆过程采用了避障和图像匹配技术。

“好客”(OMOTENASHI)探测器是日本首个计划在月球着陆的超小型探测器,设计了利用超小型固体火箭的下降减速和气囊缓冲的“半硬着陆”方案。于2022年11月16日发射升空,与火箭分离后姿态异常,帆板无法正常工作,任务失败。

2022年12月11日,日本私营企业iSpace研发的“白兔-R”(HAKUTO-R)登月舱发射成功,但在实施月球着陆过程中与地面失去联系,任务失败。

2023年8月11日,俄罗斯发射了“月球25号”探测器,计划着陆月球南极附近,但在进入着陆准备轨道时,由于发动机点火时间超计划时长、降轨速度增量过大,导致探测器撞向月球,任务失败。

2024年1月8日,美国航天机器人技术公司开发的“游隼号”(Peregrine Lunar Lander)月球着陆器发射成功;但随后的第2天,该公司通报:“游隼号”着陆器入轨后遭遇推进系统故障,泄漏了较多推进剂,已无着陆月球机会。

迄今为止,世界范围内共实施了45次月球软着陆任务,包括苏联21次<sup>[16-17]</sup>、美国15次,中国3次、印度

2次、日本2次、俄罗斯和以色列各1次, 成功22次, 成功率49%, 可见, 月球软着陆任务难度大、风险高。

## 1.2 火星软着陆任务现状

火星探测任务一般分为2个阶段: 第1阶段为1960—1976年, 苏联最先开展火星着陆探测, 但几乎未收获真正的成功; 美国成功实现了“海盗1号”(Viking 1)和“海盗2号”(Viking 2)的火星着陆。

1962年, 苏联相继发射了多个探测器, 用于火星着陆探测, “火星3号”(Mars 3)成为首个着陆火星的探测器, 其它任务均失败。1971年5月9日发射的“火星2号”(Mars 2)探测器, 分为轨道器和着陆器, 采用的着陆方式为: 进入火星轨道后, 着陆器在预定时间与轨道器分离, 进入大气层弹道式减速, 降落伞和发动机减速, 最终着陆器内泡沫缓冲落火, 但因降落伞未打开坠毁。同年5月28日发射“火星3号”(Mars 3)遭遇沙尘暴, 着陆后仅工作几十秒就失去联系。

1975年, 美国先后发射了“海盗1号”和“海盗2号”。1976年7月“海盗1号”在火星表面成功软着陆, 成为首个在火星着陆并工作的探测器; 同年“海盗2号”也成功着陆。“海盗1号”和“海盗2号”探测器<sup>[18-19]</sup>都是由着陆器和轨道器组成, 进入火星环绕轨道后, 轨道器观测着陆区; 在合适的时机, 着陆器与轨道器分离, 进入大气层后经过全升力向上减速、降落伞和发动机减速、着陆腿缓冲实现了软着陆。

第2阶段为1988年至今, 苏联的“火卫1”(Phobos 1)和“火卫2”(Phobos 2)探测器和俄罗斯的“火星96号”均告失败; 美国成功实施了一系列火星着陆探测任务, 走在前列; 欧洲航天局、中国、日本、印度和阿联酋等新加入到火星探测的行列; 除了美国, 仅中国成功实现火星着陆探测。

1996年12月发射的火星探路者<sup>[20]</sup>, 首次采用了由地火转移直接进入火星大气层的着陆方式: 先大气进入弹道式减速, 再伞、发动机和气囊减速。气囊着陆后弹跳, 直至平稳后放气; 探测器像花瓣一样展开, 释放出旅居者火星车。2004年, 采用该着陆方式的火星探测漫游者成功着陆火星, 并释放了勇气号和机遇号火星车。

1999年1月发射的火星极区着陆器, 计划着陆火星南极地区, 设计了大气进入弹道+伞+发动机减速和腿缓冲的着陆方式, 但不幸于1999年12月在进入火星轨道期间失去与地面的通讯, 任务失败。采用类似着陆方式的“凤凰号”(Phoenix)探测器<sup>[21]</sup>和“洞察号”(Mars InSight)探测器成功着陆火星。

2011年11月发射的“好奇号”(Curiosity)探测

器, 于2012年8月着陆火星, 首次采用了火星大气进入制导和“空中吊车”悬停助降系统, 显著提高了火星着陆精度(2.2 km × 0.4 km)和着陆稳定性(水平速度0.18 m/s, 垂向速度0.3 m/s)<sup>[22-23]</sup>。

2020年7月发射的“毅力号”(Perseverance)探测器, 为了实现陨石坑的着陆, 在继承“好奇号”着陆方式的基础上, 增加了地图匹配导航算法和航程触发弹伞方案, 于2021年2月着陆火星Jezero陨石坑, 并首次在火星表面试验了机智号无人飞机<sup>[24-26]</sup>。

ESA 2003年6月发射的“火星快车号”(Mars Express)探测器, 成功进入火星环绕轨道, 但搭载的“猎兔犬2号”(Beagle 2)着陆器在着陆过程中失去联络, 火星着陆任务失败; ESA 2016年3月发射的EXOMARS2016, 携带的Schiaparelli着陆舱在着陆过程中提前关闭发动机, 最终撞击到火星表面, 着陆任务再次失败<sup>[27]</sup>。

中国2020年7月发射的“天问一号”探测器, 包含环绕器和着陆巡视器(进入舱和火星车), 于2021年2月10日进入火星环绕轨道, 经3个月环绕探测, 采用了大气进入制导+伞+发动机减速和腿缓冲的着陆方式, 于5月15日7时18分着陆巡视器成功着陆火星, 首次任务就实现了高精度着陆(精度3.1 km × 0.2 km)<sup>[11]</sup>。

迄今为止, 世界范围内共实施了22次火星软着陆任务, 包括苏联8次<sup>[28-29]</sup>、美国10次、ESA2次、俄罗斯和中国各1次, 成功10次, 成功率45%, 可见, 火星软着陆任务难度更大、风险更高。

## 1.3 小天体着陆任务现状

迄今已实施的小天体探测任务共有16次, 其中美国“近地小行星交会”(Near Earth Asteroid RendezvoHs, NEAR)任务、日本的“隼鸟号”(Hayabusa、Hayabusa 2)任务、ESA“罗塞塔号”(Rosetta)任务和美国“欧西里斯号”(OSIRIS-REx)任务成功实现了小天体表面软着陆。

美国1996年2月17日发射的NEAR小行星探测器, 先后飞越了Mathilde和Eros小行星, 之后又与Eros小行星会合, 并于2001年2月12日着陆此小行星, 成为第1个着陆小行星的探测器<sup>[30-31]</sup>。

日本2003年5月9日发射“隼鸟号”探测器<sup>[32]</sup>, 于2005年11月成功接触小行星丝川(Itokawa), 并采样起飞, 后历经诸多困难, 终于在2010年6月14日将样品带回地球, 首次实现了小行星采样返回任务。

日本2014年12月3日发射的“隼鸟2号”(Hayabusa 2)探测器, 2018年6月抵达小行星1999JU3“龙宫”, 2019年4月采用接触撤离(Touch and Go)方式采集了

样本,并于2020年12月6日成功返回地球。

2014年11月12日,ESA的“罗塞塔”探测器<sup>[33]</sup>向67P彗星的彗核投放了“菲莱”(Philae)着陆器,“菲莱”成为首个着陆彗星的探测器。

美国2016年9月8日发射的“冥王号”(OSIRIS-Rex)小行星探测器<sup>[34]</sup>,于2018年12月与贝努(Bennu)会合,2020年10月21日利用接触撤离(Touch and Go)方式实现了小行星采样,2021年5月10日离开小行星,2023年9月24日携带样本的返回舱成功抵达地球。

当前,中国的“天问二号”小天体探测器正在研制中,计划2025年发射,探测器将对近地小行星2016HO3开展伴飞附着探测并取样返回,还将前往主带彗星311P开展伴飞探测。

迄今为止,世界范围内共实施了5次小天体着陆任务<sup>[35-36]</sup>,包括美国2次、日本2次和ESA 1次,基本成功5次,成功率100%。

## 2 软着陆自主导航与控制技术现状

### 2.1 典型软着陆过程及GNC方案

#### 2.1.1 月球软着陆过程及GNC方案

在月球探测任务第1阶段,早期采用从地月转移轨道直接减速飞向月球表面的着陆方式,相对月面速度大,着陆风险高。探测器配置了星光导航设备、雷达(或高度表)、计算机、制动发动机和推力器等;先采用重力转弯+标称轨迹制导大推力快减速,再小推力减速到匀速下降,直到月面关机或到设定高度关机,自由落体到月面。

后期着陆方式改进为:从环月轨道近月点(如15 km高)开始逐步减速到达月球表面,一般分为主减速、接近和缓速下降等任务段,降低了任务风险,提高了成功率。探测器配置了惯性测量单元、测距测速传感器、计算机、变推力或组合发动机和推力器等;设计了惯性导航辅以测距测速修正或替换的自主导航方案;主减速段采用优化推进剂消耗的多项式制导,接近段采用多项式制导,缓速下降段采用PID控制;姿态控制采用相平面。

在月球探测任务第2阶段,中国“嫦娥”系列着陆器配置了星敏、惯性测量单元、测距测速传感器、成像传感器和激光三维成像传感器、计算机及图像处理单元、变推力发动机及多组推力器,设计了包括主减速、快速调整、接近、悬停、避障和缓速下降等任务段的月球软着陆过程(如图1所示),首次实现了图像粗避障+三维精避障的软着陆自主接力避障,设计了

自适应动力显式制导+内外环制导,显著提高了月球软着陆的安全性<sup>[1-6]</sup>。

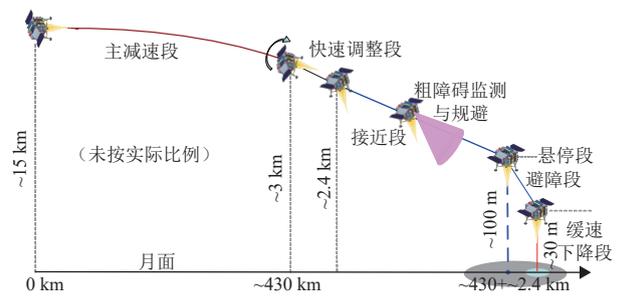


图1 “嫦娥”系列月球软着陆过程示意图

Fig. 1 Illustration of soft landing process for Chang'e series lunar mission

针对未来月球高精度定点着陆任务的需求,国内外都在开展基于序列图像的融合自主导航方法和方案研究<sup>[37-41]</sup>,预期目标为优于100 m、甚至10 m的着陆精度。

#### 2.1.2 火星软着陆过程及GNC方案

在火星探测任务第1阶段,典型的进入下降着陆方式为:弹道式(“火星2、3号”)或无制导的全升力向上式(“海盗1、2号”)大气减速+伞降和发动机减速+着陆腿缓冲,对落区地形和着陆状态要求高。着陆器配置了惯性测量单元、测距测速传感器,采用了惯性导航辅以测距测速修正或替换的自主导航、标称轨迹跟踪动力减速制导等方案;其着陆精度较低,如海盗号280 km × 100 km。

在火星探测任务第2阶段,发展了3种典型的进入下降着陆方式。第1种为:弹道式大气减速+伞降和发动机减速+气囊缓冲;探路者、勇气号和机遇号等任务采用了这种方式,其对复杂地形适应性强,但由于气囊的大小约束也限制了着陆质量;其着陆精度不高,如“勇气号”和“机遇号”着陆精度指标150 km × 19 km。

第2种为“好奇号”采用的进入下降着陆方式:升力制导大气减速+伞降减速+空中吊车助降系统,显著提高了着陆精度(指标19 km × 7 km)和速度、姿态等着陆状态控制精度;“毅力号”在大气减速段、伞降段分别增加了航程触发弹伞和图像匹配导航方案,进一步提高了着陆精度(指标8 km × 7 km)。

第3种为“天问一号”采用的进入下降着陆方式:升力制导大气减速+伞降减速+动力减速+悬停成像+避障机动+缓速下降+着陆腿缓冲(如图2所示),首次实现了火星着陆在轨自主接力避障,提高了落区地形安全,实现的着陆精度(3.1 km × 0.2 km)与“好奇号”的实际着陆精度(2.2 km × 0.4 km)相当。美国的

“凤凰号”和“洞察号”探测器采用了类似的进入下降着陆方式,不同的是这两个探测器在大气减速段采用的是弹道式进入、没有升力,在动力下降段也没有避障机动设计。

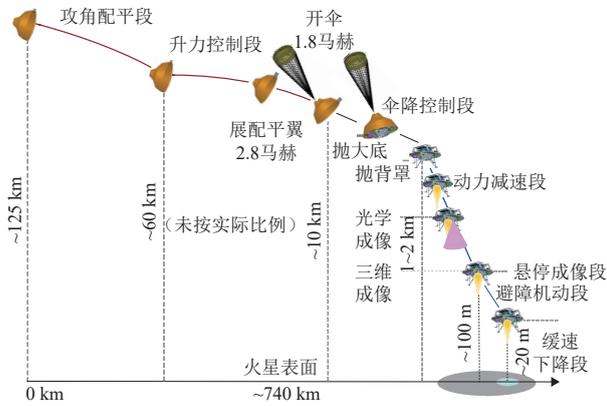


图 2 “天问一号”火星进入下降着陆过程示意图

Fig. 2 Illustration of Entry, Descent, and Landing process for Tianwen-1 Mars mission

### 2.1.3 小天体附着过程及GNC方案

对于小天体附着任务,探测器主要配置惯性测量单元、星敏、多种类型相机和多种测距雷达等传感器以及推力器、动量轮等执行机构。

小天体附着过程一般分为抵近、伴飞/停靠、下降附着等任务段(如图3所示)。抵近段任务为控制探测器逐步转移进入伴飞轨道或到达停靠点;基于抵近段前初步确定小天体自转、三维模型等信息,采用图像、测距和惯性测量融合导航估计探测器相对小天体的轨道,利用标称轨迹跟踪或CW制导控制探测器状态满足伴飞/停靠的入口条件。伴飞/停靠段任务为相对小天体的伴飞或位置保持控制;利用对小天体的高密度

成像、相对距离以及飞行非引力加速度等测量,完成高精度的小天体自转轴参数辨识、三维地形库、导航陆标库和引力场构建。下降附着段任务为从伴飞轨道或停靠点下降至小天体表面安全采样点的飞行控制,一般可细分为向检测悬停点转移、向最终检测点转移、向匹配点转移、垂直下降附着等子阶段;基于构建的高分辨率三维地形和导航陆标库,采用图像匹配、安全落点识别以及六自由度控制等算法实现探测器精确到达设定采样点。

日本“隼鸟号”和美国“冥王号”小行星附着采样任务均采用了触碰采样的方案。日本“隼鸟号”任务附着过程分为接近段和最终下降段,在接近段由地面进行精确的导航解算和控制,当探测器下降到约30 m高度时转为最终下降段,在该阶段探测器采用了基于人工陆标光学图像和多波束激光测距的自主导航技术、姿态和轨迹的6自由度控制技术,最终实现了小行星表面触碰采样<sup>[42]</sup>。美国“冥王号”探测器在小行星附着过程中主要依赖于基于自然陆标光学图像测量的自主导航,虽然其也配备了激光雷达传感器,但并不直接用于导航,仅用于自主障碍检测,也采用了6自由度控制技术<sup>[43]</sup>。

## 2.2 软着陆自主导航与障碍识别技术

### 1) 多子样优化惯性导航技术

捷联惯性导航系统具有体积小、重量轻、成本低和可靠性高等特点,已成为地外天体着陆过程的主要导航手段。地外天体软着陆过程存在探测器本体线振动与角振动强、动态范围大等特点,捷联惯导的姿态解算中会引起圆锥误差,速度解算中会引起划桨误差,位置解算中会引起涡卷误差。从原理上说,如果惯导测量和计算的周期足够小,则能很大程度上减小甚至消除这些计算误差。但是受限于星载计算机、惯性测量单元等的性能约束,极大提高采样和计算频率的方法在工程上难以实现。近年来,惯性导航领域出现了很多动态补偿算法,能够对这些误差进行一定程度的补偿。考虑到在这些误差中,圆锥误差对捷联惯导精度的影响最为严重,划桨误差次之,涡卷误差最轻,因此,在软着陆捷联惯导算法中,一般采用多子样优化姿态圆锥补偿和速度划桨补偿的惯性导航算法<sup>[44]</sup>。

### 2) 惯导+测距测速信息融合导航技术

由于惯性测量单元(陀螺仪和加速度计)测量数据噪声在导航连续计算中的不断积累,导航误差随时间增大,因此,软着陆惯性导航需要引入外部测量信息进行修正。已广泛使用的地外天体着陆自主导航方法是基于惯性导航配以测距测速修正或替换的导航方

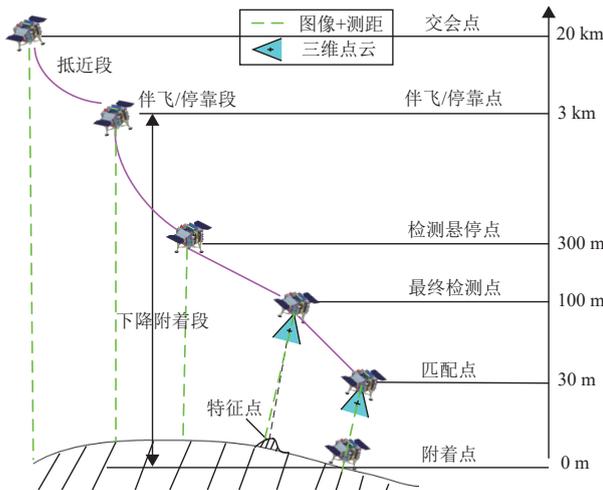


图 3 典型的小天体附着过程示意图

Fig. 3 Illustration of typical landing process for small celestial bodies

法,已在“嫦娥”工程<sup>[45-46]</sup>、“阿波罗登月”<sup>[14]</sup>和“月球计划”<sup>[12]</sup>等月球着陆任务以及火星着陆任务<sup>[7-8,23]</sup>中得到成功应用。特别针对火星着陆的气动、伞降及抛大底、背罩等动作引起的大冲击环境,提出了高动态自适应着陆导航方法,设计了适应高动态的惯导算法、基于波束引入信息的变阈值引入修正算法,解决了引入修正前的惯导误差大、测距测速野值引入修正风险大等问题,提高了导航的容错性和精度。针对伞降喘振过程超高动态导致的多陀螺饱和、导航基准丢失问题,首次提出了地外天体着陆导航基准快速重构方法,从根源上消除了导航基准丢失、着陆失败的风险,显著提高了极端工况下的任务成功率<sup>[7,47]</sup>。

### 3) 地形图像匹配导航技术

尽管测距测速传感器提供了精度较高的速度和斜距信息,能够有效地抑制惯性导航在速度和高度方向上不断积累的误差,但是,单纯的测距测速信息无法提供完备的水平位置误差修正信息,水平位置估计精度有限(一般为千米量级),难以满足精确定点着陆任务的需要。

为了实现地外天体精确定点着陆,需要引入能够提供水平位置信息的其它测量数据,如天体表面图像。地外天体表面分布着大量形状各异的陨石坑、岩石和纹理等,这为利用天体表面地形特征进行导航提供了可能。2003年,喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)的研究人员提出了基于天体表面图像特征的自主导航方案<sup>[48]</sup>,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)将其定位为深空探测重点研究的关键技术之一,是未来深空探测软着陆的重要导航方式。研究人员已在基于天体表面图像特征的着陆自主导航方面开展了大量研究和部分飞行试验工作。NEAR小行星探测器在接近着陆过程中,地面导航引入了Eros小行星表面标志性特征(如陨石坑等)图像信息来提高导航精度<sup>[49]</sup>。“隼鸟号”探测器采用了基于人造路标图像的下降过程相对导航方案<sup>[50]</sup>。NASA首个小行星采样探测器“冥王号”构建了详细的贝努小行星模型,在接近下降到贝努的过程中,采用了基于小行星自然特征陆标跟踪的导航方案<sup>[51]</sup>。火星探测漫游者(MER)在着陆任务中采用了仅基于下降图像特征点跟踪的水平速度估计算法,估计的水平速度并没有与惯性导航信息融合<sup>[52]</sup>。“毅力号”火星着陆任务设计了相对地图的定位算法,通过匹配下降获取的多幅图像和事先存储的火星着陆区地图(包括粗陆标匹配和精陆标匹配),得到可用的多个导航陆标,将其与惯性导航测量信息融

合,实现水平位置的高精度估计<sup>[24-26]</sup>。“月船3号”月球着陆任务也采用了图像匹配导航技术,利用着陆过程在轨获取的月面图像与星载预先存储的月面图像进行匹配定位导航,提高了导航精度。

### 4) 自主障碍识别与规避技术

已有的月球、火星、小行星等天体地形测绘表明,即使天体表面相对平坦的地区也大都遍布着大小不一的岩石和陨石坑,这会给软着陆带来较大风险。只有着陆器具有发现和识别障碍并进行机动避障的能力,才能保证软着陆的高安全和高可靠。2013年12月14日,“嫦娥三号”月球着陆任务世界上首次实现了利用机器视觉的地外天体软着陆自主避障,提出了一种软着陆接力避障方案,设计了基于岩石和坑光学图像特征的粗障碍识别与安全落区选取算法、基于三维地形数据的精障碍识别与安全落区选取算法以及大范围粗避障、小范围精避障和着陆位置保持等控制算法<sup>[2-3,53]</sup>。“嫦娥四号、五号”月球着陆任务继承了此自主避障方案<sup>[4-6]</sup>，“嫦娥四号”实现了首次月背崎岖地形软着陆，“嫦娥五号”实现了月球探测任务第2阶段的首次月球采样返回。“天问一号”火星着陆任务在此方案基础上,增加了伞-背罩组合体与地形障碍一体化规避、双目视觉障碍识别<sup>[7-8,54-55]</sup>。“毅力号”火星着陆任务采用了先验地形地貌信息+下降图像匹配的避障方案<sup>[24-26,56]</sup>。

## 2.3 软着陆制导技术

针对有大气天体和无大气天体的着陆任务需求,主要发展了大气进入制导和动力飞行制导等方法。

### 1) 大气进入制导技术

大气进入制导方法主要分为标称轨迹跟踪制导(包括离线和在线生成标称轨迹)、预测校正制导(包括解析预测校正和数值预测校正)和大气进入组合制导,大气进入制导优缺点情况如表1所示。

表1 大气进入制导方法优缺点情况

Table 1 Overview of Advantages and Disadvantages of Atmospheric Entry Guidance Methods

制导方法	优点	缺点
离线标称轨迹跟踪制导	算法简单,技术成熟,对星载计算机要求低。	对初始状态和参数误差敏感、鲁棒性差,精度有限。
在线生成标称轨迹跟踪制导	一定程度上降低了初始误差的影响,制导精度和鲁棒性有所提升。	在线生成轨迹算法需简单、收敛性好,精度和多约束满足能力受限。
解析预测校正制导	利用解析模型近似预测终端状态,简化了计算,对初始状态误差不敏感。	简化模型和理论假设影响制导精度,且适用飞行环境范围受限。
数值预测校正制导	对初始状态和参数不确定具有较强的鲁棒性,精度较高。	对星载计算机要求高,对过程约束满足性差。
大气进入组合制导	兼顾了标准轨迹和预测校正制导的优点,提高了鲁棒性和精度。	仍缺乏对多种终端约束和过程约束的满足能力。

限于星载计算机等资源约束, 早期的大气进入任务采用了离线标准轨迹跟踪制导方法<sup>[57-58]</sup>, 如美国的“水星号”(Mercury)、航天飞机和“阿波罗”飞船以及中国的“神舟飞船”系列<sup>[59]</sup>等返回地球任务。轨迹跟踪制导方法根据任务需要设计了不同反馈量来确定倾侧角指令, 如“神舟飞船”系列采用了轴向过载、高度变化率、航程和航程变换率等反馈量。

随着星载计算机计算能力的不断提高, 预测校正制导方法得到工程应用。美国的“猎户座”(Orion)飞船、“好奇号”和“毅力号”火星着陆器<sup>[9,23,25]</sup>采用了基于标称轨迹的解析预测校正制导。在此制导基础上, “天问一号”设计了大气进入自适应轨迹规划与制导<sup>[11]</sup>, 增加了航迹补偿和在线轨迹规划功能。针对制约数值预测制导工程应用的计算机时间开销大、对导航误差敏感等问题, 胡军等<sup>[60]</sup>提出了一种外环数值预测校正+内环标称轨迹跟踪的大气进入组合制导方案, 外环在较慢的周期上执行预测校正, 对期望标称轨迹进行修正; 内环则在较快的周期上执行标称轨迹跟踪制导。中国的“嫦娥五号”飞行试验器、返回器和新飞船、“神舟12号”及后续“神舟飞船”系列都采用了这种大气进入组合制导。

## 2) 着陆动力飞行制导技术

针对着陆任务的动力飞行制导可以分为解析形式制导和数值优化制导。解析形式制导主要包括标称轨迹跟踪制导、重力转弯制导、多项式制导、终端位置速度双零反馈制导和常推力动力显式制导。

标称轨迹跟踪制导计算量小, 实现简单, 适合短期应用, 但受初始条件和环境模型的偏差影响大, 一般采用在线生产标称轨迹的方式。重力转弯制导对测量要求低、计算简单, 但因开环控制, 速度接近零时, 高度不一定满足需求, 过高或过低, 因此, 一般与标称轨迹跟踪制导结合使用。如“海盗号”火星着陆任务的动力下降过程采用了标称轨迹跟踪+重力转弯制导<sup>[18]</sup>。

多项式制导假定加速度为时间的 $N$  ( $N \geq 2$ ) 次函数, 根据当前位置、速度以及目标位置、速度和加速度等解算出满足约束的加速度函数参数, 根此确定加速度指令<sup>[61-62]</sup>。其产生的指令推力是连续变化的(变推力发动机实现), 飞行轨迹受终端参数影响, 推力大小不受约束。因此, 使用多项式制导时需要针对初始条件对终端状态参数(如加速度)的取值进行精心的设计, 良好的设计可以使得发动机推力输出符合实际发动机的能力(发挥最大推力效率), 也可以做到推进剂消耗接近最优。Apollo优化的多项式制导, 使得

发动机推力输出符合实际发动机的能力, 做到推进剂消耗接近最优。Apollo软着陆主减速过程<sup>[63]</sup>和“嫦娥”系列软着陆任务的粗避障制导都应用多项式制导<sup>[2]</sup>。

终端位置速度双零反馈制导, 在均匀引力场假设下, 终端约束是探测器相对着陆目标的位置和速度都为零, 性能指标为控制加速度矢量模的平方从当前到终端的积分(或加上终端时间的加权)最小, 利用极小值原理, 求解两点边值问题, 得到指令加速度的解析表达式<sup>[64]</sup>。由于制导指令为变推力, 为了实现推进剂消耗的优化, 需要根据主发动机最大效率和变推力范围等约束开展优化设计。

常推力动力显式制导, 在均匀引力场假设下, 根据极大值原理, 推进剂消耗最优的常推力方向可以表达为时间的线性函数, 基于终端位置和速度约束, 利用当前导航位置和速度, 可以解算出推力方向的解析表达式<sup>[65]</sup>。“嫦娥三号”任务针对探测器质量、发动机推力和比冲等制导参数存在的不确定性, 提出了一种常推力自适应动力显式制导方法(如图4所示)。自适应主要体现在: ①参数自适应, 利用在轨测量估计发动机比冲、初始推重比等制导参数; ②目标自适应, 通过预测校正方式调整制导目标位置和速度, 使得预测的快速调整段末端状态不断收敛到接近段要求的初始状态。通过参数和目标的自适应, 实现了动力下降的最优制导<sup>[3]</sup>。

针对着陆过程发展的数值优化制导<sup>[66]</sup>主要包括凸优化制导、谱优化制导、动态规划和优化预测校正等。目前, 限于星载计算机能力和资源的约束, 数值优化制导在地外天体软着陆过程还没有得到实际应用。

## 2.4 软着陆控制技术

对于软着陆动力飞行任务, 仅依靠主发动机来减速和机动, 主发动机推进剂的秒耗量大, 探测器质心变化快, 加上主发动机安装偏斜, 会对探测器产生较大的时变干扰力矩; 软着陆要求减速快, 制导律给出的目标变化迅速, 不同任务段的制导目标姿态也变化大, 且陀螺量程约束严格, 需要解决时变大干扰力矩、角速度受限条件下的快速高精度跟踪姿态控制问题。软着陆探测器的推进剂一般为液体, 且装填量非常大; 受限于重量的约束, 若推进剂储箱内未安装液体防晃装置, 则各种姿态机动和平移都可能激发液体晃动, 还需要解决着陆过程中时变液体晃动特性下的姿态控制问题。

### 1) 相平面姿态控制技术

相平面姿态控制的优点是方法直观, 可以根据工

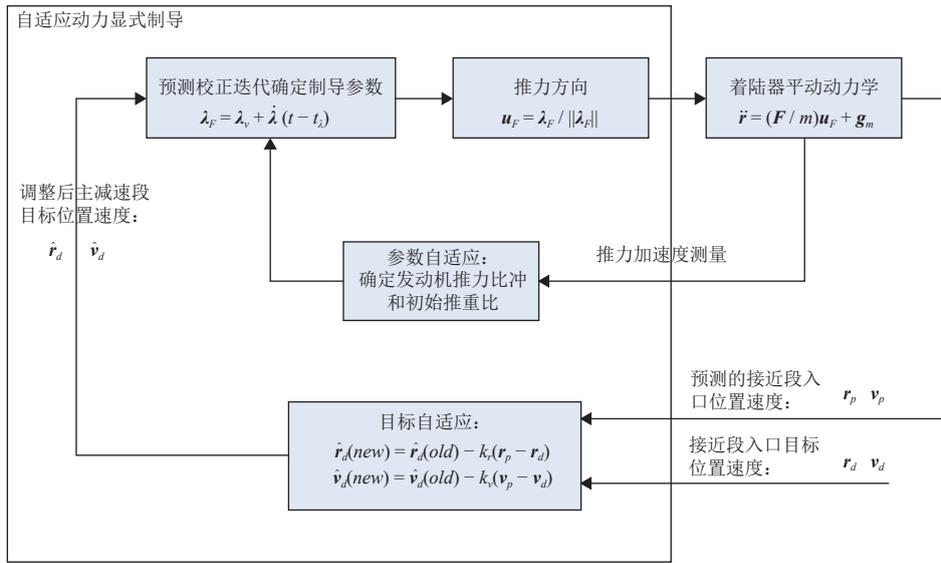


图4 “嫦娥三号”常推力自适应显式制导框图

Fig. 4 Diagram of constant thrust adaptive explicit guidance scheme for Chang'e-3 mission

程约束对相平面进行灵活的分区, 同时获得快速控制性能。美国的“阿波罗飞船”月球着陆姿态控制<sup>[67]</sup>、“好奇号”和“毅力号”等火星着陆姿态控制<sup>[68]</sup>都采用了相平面姿态控制方式。但是, 对于存在干扰或挠性的系统, 相平面姿态控制难以获得高精度控制, 还缺乏通用的闭环控制系统稳定性分析手段。

## 2) 分区四元数姿态控制技术

针对“嫦娥三号”探测器月球软着陆过程制导目标姿态变化大、干扰力矩大且变化快, 以及着陆器姿态角速度受限等特点, “嫦娥三号”提出一种分区四元数姿态控制技术<sup>[69]</sup>。将姿态控制相平面分为角度控制区、标称角速度控制区和限制角速度控制区, 角度控制区: 相平面原点附近的区域, 采用姿态角偏差的PID控制律; 标称角速度控制区: 姿态偏差大于设定阈值, 按照设定的目标角速度, 采用角速度偏差的PI控制; 限制角速度控制区: 角速度大于设定阈值, 根据角速度偏差和角加速度计算喷气脉宽, 避免陀螺饱和; 能够根据姿态误差实现角速度跟踪控制和姿态稳定控制的切换, 保证了姿态误差按照最短路径方向减少, 实现了姿态的快速机动和高精度控制。

## 3) 时变干扰下的鲁棒姿态控制技术

“嫦娥五号”为了抑制下降过程姿态和平动机动引起的液体晃动, 设计了基于双观测器的晃动干扰力矩的瞬时值和平均值的估计器, 并根据干扰变化情况对控制器进行重构, 大幅增强了控制系统对着陆过程大幅液体晃动的抗干扰能力<sup>[5,70]</sup>。

“天问一号”在分区四元数姿态控制方法的基础上, 针对火星下降过程中制导对探测器轴线指向(主

发动机推力方向)的优先级要求往往高于绕轴线转动方向的特点, 提出了推力方向与滚动姿态解耦与分区姿态规划方法, 实现了动力减速过程推力方向的快速跟踪控制和轨迹的高效高精度控制; 针对动力减速过程中存在的快时变大干扰力矩、着陆平台惯量小导致的控制系统时延影响大等问题, “天问一号”提出了基于干扰力矩快速辨识和实时前馈补偿的姿态控制方法, 实现了快时变大干扰下的鲁棒快速跟踪控制, 提高了火星表面着陆的速度和姿态控制精度<sup>[7,71]</sup>。

## 4) 大气进入姿态控制技术

大气进入姿态控制一般为: 俯仰和偏航方向采用带死区的阻尼控制, 倾侧角采用PD跟踪控制方式<sup>[84]</sup>。如“神舟飞船”和“嫦娥五号”返回地球的大气进入过程都采用这种姿态控制方式。由于大气进入探测器构型约束严格, 理想的推力器安装布局(与速度坐标系一致)有时不易实现, 导致大气进入飞行过程中出现探测器3个方向推力控制力矩与速度坐标系不能完全对应的问题, 针对此问题, “天问一号”提出了一种基于脉宽调制的大气进入姿态控制方法<sup>[72]</sup>, 通过三轴姿态控制量的计算、限幅、坐标系转换和脉宽调制等手段, 实现三轴姿态特别是倾侧角的精确控制。

## 3 未来地外天体软着陆自主导航与控制关键技术

随着地外天体探测活动的深入, 天体表面的一些特殊位置(如陨石坑内外、火山口附近)成为科学家关注和研究的重点。这些位置附近地形崎岖、缺少高分辨率先验信息, 适宜探测器安全着陆的范围很小

(10~100 m); 为了精准到达这些小范围落区, 未来地外天体探测任务提出了高精度定点着陆要求。精确定点着陆的目标点是指事先指定的、在启动着陆前就确定好的, 而不是下降过程中由探测器自主确定或更新的。另外, 对于地外天体载人登陆任务, 为了保证人员的安全, 很可能要求探测器落在事先选定的小范围安全着陆区内。对于建立地外天体基地来说, 更是要求探测器降落在基地附近某个特定的范围内, 以降低人员、物资在天体表面运输的成本。综上, 未来地外探测任务要求定点着陆精度要优于 100 m、甚至 10 m。为了实现地外天体表面未知、崎岖地形场景下的精确定点着陆任务, 需要解决高精度自主感知与导航、多约束自主轨迹规划与制导优化、自适应姿态控制和自主故障诊断与重构等关键技术问题。

### 3.1 高精度自主感知与导航技术

地外天体表面地貌原始自然、地形复杂多样(可能分布着陨石坑、沙丘、丘陵、湖泊和火山口等多种自然地貌), 属于典型的开放非结构化环境。对于地外天体着陆任务, 着陆飞行场景、光照等变化大, 实现复杂非结构化环境下的高精度自主感知与导航面临技术挑战。

地外天体着陆任务要求实现对探测器飞行状态和落区信息的完备和高精度测量, 原有采用多种类型敏感器的测量方式存在空间和时间测量基准不统一、体积重量和功耗大等问题, 需要解决复杂飞行场景数据的微型共基准一体化高精度获取问题。

地外天体表面地形复杂多样, 且形态各异, 难以用描述符号表征, 着陆飞行过程航程远, 导致需要的天体表面区域三维地形数据庞大, 需要解决星载计算机存储和计算能力约束下的导航陆标特征信息稀疏表征问题。

地外天体着陆过程探测器高度和姿态变化范围大, 地形地貌复杂、光照变化大, 导致获取的天体表面陆标图像尺度、视点和阴影等变化大, 需要解决多尺度多视点天体表面图像的陆标特征自适应稳定提取与识别及鲁棒匹配问题。

地外天体表面复杂、高分辨率地形地貌未知, 确知的陆标少, 直接实现位姿估计难; 高动态着陆过程飞行环境对自主导航实时性要求严格, 精确定点着陆对导航精度要求高, 需要重点解决全状态估计的高品质测量信息选取、先验知识欠缺下的多源融合导航最优估计等问题。

地外天体表面地貌原始自然、地形复杂多样且未知, 探测器面临开放非结构化的着陆区地形环境, 为

保证安全, 除了能重点识别坑、凸起、陡坡和断层等已知的典型障碍, 还要能辨别未知类型的障碍, 需要解决复杂未知障碍图像的语义分割及轻量化求解等问题。

### 3.2 多约束自主轨迹规划与制导优化技术

地外天体精确定点着陆任务要求探测器具备观测几何、推进剂消耗量、飞行时间等约束下的减速下降、大范围转移和规避机动等能力。地外着陆过程天体引力及可能的气动力作用显著, 天体引力需要高阶引力场模型表征, 气动力是飞行速度和高度等快变量的非线性函数, 飞行动力学模型呈现强非线性特征。轨迹规划与制导优化主要面临如下约束条件: 轨迹起点和终端边界条件约束, 敏感器光轴指向、测距测速波束方向等观测几何和羽流影响范围等约束, 规避落区地形障碍和抛离的飞行体(如伞-背罩组合体)等的飞行路径约束, 最大推力、最小推力和可能的变推力范围等控制能力约束。地外天体着陆过程主要面临如下环境干扰: 大部分地外天体的引力模型精度有限、不确定性大, 大气飞行环境下大气密度、风和温度等不确定带来的气动力干扰变化大。地外天体着陆过程动力学模型复杂、飞行轨迹约束条件多、环境干扰不确定性大, 在星载计算机存储和计算能力限制下, 实现复杂多约束下的自主轨迹规划与制导优化面临技术挑战。

地外天体着陆动力学模型非线性强, 非线性动力学模型的等价/近似简化变换是实现轨迹规划和制导优化的关键环节。需要在已有的局部逼近和全局逼近方法基础上, 开展着陆动力学模型的简化变换技术研究, 在逼近精度、解算效率、收敛条件等方面提升轨迹规划和制导优化方法的综合性能。着陆飞行轨迹面临的复杂约束显著影响着轨迹规划和制导优化问题的可行域和收敛性, 进而影响问题的求算效率; 已有的凸优化方法在收敛性、快速性等方面具有显著优势, 但在复杂约束条件下获得普适等效凸化模型是制约其应用的技术瓶颈, 需要在凸优化方法的基础上, 研究复杂约束条件下的轨迹规划和制导优化快速求解技术<sup>[73]</sup>。

### 3.3 自适应姿态控制技术

地外天体着陆任务要求的目标姿态变化快、机动时间短, 需要实现探测器姿态的快速机动和快速稳定控制。在地外天体着陆飞行过程中, 探测器受到的时变干扰力矩大, 推进剂消耗量大, 液体晃动易激发; 测器姿态动力学模型高度非线性、十分复杂, 受探测器推进剂消耗、推力方向偏斜、液体晃动和气动力作用等变化影响, 姿态动力学模型和外部干扰不确定性

强。但已有的姿态控制方法对模型的依赖程度还比较高,需要解决地外天体着陆姿态快速机动快速稳定控制的自适应问题,以提高对模型、外扰不确定性的适应性,增强对不同质量特性和飞行环境的鲁棒性。

对于小天体附着探测任务,由于小天体引力弱,传统刚性着陆器在小天体附着过程中易倾覆反弹,一种柔性附着概念<sup>[74]</sup>被提出,采用柔性结构增大接触面积、吸收附着末端动能,提高小天体附着任务可靠性。但柔性着陆器动力学特性复杂、敏感器和执行机构多节点分布,着陆过程存在柔性变形、节点间运动状态强耦合,需要解决多节点耦合状态的协同估计和控制问题。

### 3.4 自主智能故障诊断与重构技术

地外天体软着陆GNC系统任务关键、功能和结构复杂,易发生故障事件,且故障后果严重,着陆任务的实时性要求高,需要实现GNC系统的自主故障诊断与重构。但地外天体着陆过程任务环节多、不可逆、复杂多变,飞行环境不断变化,探测器参数和状态也不断变化(如推进剂消耗带来的质量特性变化、液体推进剂晃动变化、快速轨迹和姿态机动变化等),这些特点给GNC系统实现自主故障诊断与重构带来很大的技术挑战。

目前的航天器故障诊断与重构技术主要还是单一方法的应用。无论是基于模型的方法,还是基于数据或知识的方法,都有特定的局限性,如基于模型的方法要求被诊断对象具有比较准确的数学模型,基于数据的方法需要充足的历史数据,基于知识的方法存在知识获取瓶颈<sup>[75]</sup>。面对地外天体软着陆任务的强自主需求,已有的自主故障诊断与重构技术还存在较大差距。亟需针对地外天体着陆器自身、任务飞行环境的变化及其影响,综合应用各类方法,结合深度学习、强化学习和迁移学习等人工智能方法,考虑星载计算机存储和计算能力都极其受限的约束,突破地外天体着陆GNC系统的自主智能故障诊断与重构及轻量化求解技术。

## 4 结束语

软着陆探测是重要的地外天体探测方式,GNC是地外天体软着陆成功的关键。过去的半个多世纪,在不断发展的地外天体探测任务需求牵引下,以及自动化、仪器仪表和计算机科学等学科发展的推动下,月球、火星和小天体等地外天体软着陆导航、制导与控制技术实现了从简单控制到自主GNC的跨越式发展,在惯性融合测距测速及图像导航、自主障碍识别与规

避、动力自适应制导、大气进入制导、多约束姿态控制等方面取得了重大技术突破。本文在综述地外天体软着陆探测任务现状的基础上,总结了地外天体软着陆任务典型GNC方案及自主导航与控制技术主要进展,进而针对未来的地外天体精确定点软着陆任务,提出了需要重点关注和发展的4项自主导航与控制关键技术。

当前,中国发布了载人登月、月球科研站建设和火星采样返回等任务计划;美国发布了“阿尔忒弥斯”载人登月、火星采样返回等计划;俄罗斯发布了包含月球基地建设的载人登月计划;印度发布了月球采样返回计划。软着陆过程依然是这一系列计划任务成功实施的关键环节,随着任务的实施,必将带动地外天体软着陆自主GNC技术取得新的更大突破。

## 参 考 文 献

- [1] 张洪华,关轶峰,黄翔宇,等.嫦娥三号着陆器动力下降的制导导航与控制[J].中国科学:技术科学,2014,44(4):377-384.  
ZHANG H H, GUAN Y F, HUANG X Y, et al. Guidance navigation and control for Chang'E-3 powered descent[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, 44(4): 377-384.
- [2] 张洪华,梁俊,黄翔宇,等.嫦娥三号自主避障软着陆控制技术[J].中国科学:技术科学,2014,44(6):559-568.  
ZHANG H H, LIANG J, HUANG X Y, et al. Autonomous hazard avoidance control for Chang'E-3 soft landing[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, 44(6): 559-568.
- [3] 黄翔宇,张洪华,王大轶,等.“嫦娥三号”探测器软着陆自主导航与制导技术[J].深空探测学报(中英文),2014,1(1):52-59.  
HUANG X Y, ZHANG H H, WANG D Y, et al. Autonomous Navigation and Guidance for Change-3 Soft Landing[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2014, 1(1): 52-59.
- [4] 张洪华,关轶峰,程铭,等.嫦娥四号着陆器制导导航与控制系统[J].中国科学:技术科学,2019,49(12):1418-1428.  
ZHANG H H, GUAN Y F, CHENG M, et al. Guidance navigation and control for Chang'E-4 lander[J]. *Sci Sin Tech*, 2019, 49(12): 1418-1428.
- [5] 张洪华,李骥,于萍,等.嫦娥五号月面起飞上升制导导航与控制技术[J].中国科学:技术科学,2021,51(8):921-937.  
ZHANG H H, LI J, YU P, et al. Guidance navigation and control technology for the lunar ascent vehicle of the Chang'e-5 mission[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2021, 51(8): 921-937.
- [6] 于萍,张洪华,李骥,等.嫦娥五号着陆上升组合体GNC系统设计与实现[J].中国科学:技术科学,2021,51(7):763-777.  
YU P, ZHANG H H, LI J, et al. Design and implementation of GNC system of lander and ascender module of Chang'e-5 spacecraft[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2021, 51(7): 763-777.
- [7] HUANG X Y, LI M D, WANG X Y, et al. The Tianwen-1 Guidance, Navigation, and Control for Mars Entry, Descent, and Landing[J]. *Space Science & Technology*, 2021(4): 1-13.
- [8] 赵宇,王晓磊,黄翔宇,等.天问一号火星软着陆制导、导航与控制系统[J].空间控制技术与应用,2021,47(5):48-57.

- ZHAO Y, WANG X L, HUANG X Y, et al. Tianwen-1 lander guidance navigation and control system for Mars soft landing[J]. *Aerospace Control and Application*, 2021, 47(5): 48 - 57.
- [9] GAVIN F M, LYNN E C. Entry guidance for the 2011 Mars Science Laboratory mission[C]//*Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Portland, Oregon: AIAA, 2011.
- [10] HUANG X Y, XU C, HU J C, et al. Powered-descent landing GNC system design and flight results for Tianwen-1 mission[J]. *Astrodynamics*, 2022, 6(1): 3-16.
- [11] GUO M W, HUANG X Y, LI M D, et al. Adaptive entry guidance for the Tianwen-1 mission[J]. *Astrodynamics*, 2022(6): 17-26.
- [12] JOHN O. Luna 9: the first soft landing on the Moon[J]. *The Journal of Electronic Defense*, 2003(3): 60-61.
- [13] SAM W T. Surveyor spacecraft automatic landing system[C]//*Proceedings of 27th Annual AAS Guidance and Control Conference*. Breckenridge, Colorado: AAS, 2004.
- [14] DRAPER C S, WRIGLEY W, BATTIN R H, et al. Apollo guidance and navigation[J]. *Space Navigation Guidance and Control*, 1965, 1: 1-22.
- [15] NOZETTE S, LICHTENBERG C L, SPUDIS P, et al. The clementine bistatic radar experiment[J]. *Science*, 1994, 274: 1495-1498.
- [16] 吴伟仁, 王大轶, 宁晓琳. 深空探测器自主导航原理与技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.
- [17] 侯建文, 阳光, 满超, 等. 深空探测: 月球探测[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- [18] ROBERT N I. Guidance and control system design of the Viking planetary lander[J]. *Journal of Guidance and Control*, 1978, 1(3): 189-196.
- [19] LEE B G, PORTER J D. Design and Implementation of Viking Mission[C]//*Proceedings of AIAA 13<sup>th</sup> annual meeting and technical display incorporating the forum on the future of air transportation*. Washington, D. C.: AIAA, 1977.
- [20] SAM W T, VINCENT M P. Guidance and navigation for the Mars Pathfinder mission[J]. *Acta Astronautica*, 1995, 35: 545-554.
- [21] JILL L P, PRASUN N D, ERIC M Q, et al. Entry, Descent, and Landing operations analysis for the Mars Phoenix lander[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, 48(5): 778-783.
- [22] WAY D W. Preliminary assessment of the mars science laboratory entry, descent, and landing simulation[C]//*Proceedings of 2013 IEEE Aerospace Conference*. [S. l.]: IEEE, 2013.
- [23] MIGUEL S M, GAVIN F M, PAUL B B, et al. In-flight experience of the Mars Science Laboratory Guidance, Navigation, and Control system for Entry, Descent, and Landing[J]. *CEAS Space Journal*, 2015, 7: 119-142.
- [24] PAUL B, JORDI C, DAVID W W, et al. Mars 2020 perseverance EDL GNC safe target selection reconstruction: 20230005646[R]. USA: Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration, 2021.
- [25] PAUL B. Mars 2020 perseverance Entry Descent and Landing Guidance Navigation and Control: 20230005550[R]. USA: Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration, 2021.
- [26] ANDREW J, SETH A, JOHNNY C, et al. The lander vision system for Mars 2020 Entry Descent and Landing[C]//*Proceedings of 2017 Annual Guidance and Control Conference*. Breckenridge, CO: [s. n.], 2017.
- [27] TONI T N. EXOMARS 2016 - schiaparelli anomaly inquiry: DG-I/2017/546/TTN[R]. France: European Space Agency, 2017.
- [28] 大卫·M·哈兰德. 火星全书[M]. 郑永春, 刘哈译. 北京: 北京联合出版公司, 2019.
- [29] 侯建文, 阳光, 周杰, 等. 深空探测: 火星探测[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016: 38-427, 736-537.
- [30] ROBERT W F, DAVID W D, JIM V M. NEAR mission overview and trajectory design[C]//*Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Conference*. Halifax, Nova Scotia: AIAA, 1995.
- [31] PROCKTER L, MURCHIE S, CHENG A. The NEAR shoemaker mission to asteroid 433 Eros[J]. *Acta Astronautica*, 2002, 51(1-9): 491-500.
- [32] JUN'ICHIRO K, KUNINORI U, AKIRA F. The MUSES-C mission for the sample and return—its technology development status and readiness[J]. *Acta Astronautica*, 2003, 52: 117-123.
- [33] ULAMECA S, ESPINASSEB S, FEUERBACHERA B, et al. Rosetta lander—philae: implications of an alternative mission[J]. *Acta Astronautica* 2006, 58: 435- 441.
- [34] JONATHAN G E, ALLAN C. The OSIRIS-REx asteroid sample return: mission operations design[C]// *Proceedings of SpaceOps 2014 Conference*. Pasadena: [s. n.], 2014.
- [35] 侯建文, 阳光, 曹涛, 等. 深空探测: 小天体探测[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016: 52-228.
- [36] 王大轶, 黄翔宇, 魏春岭. 基于光学成像测量的深空探测自主控制原理与技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012: 1-32.
- [37] ANDREW E J, JAMES F M. Overview of terrain relative navigation approaches for precise lunar landing[C]//*Proceedings of 2008 IEEE Aerospace Conference*. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2008.
- [38] DEWEY A. Passive optical terrain relative navigation using APLNav[C]//*Proceedings of 2008 IEEE Aerospace Conference*. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2008.
- [39] 吴伟仁, 王大轶, 李骥, 等. 月球软着陆避障段定点着陆导航方法研究[J]. *中国科学: 信息科学*, 2011, 41(9): 1054-1063.
- WU W R, WANG D Y, LI J, et al. Research of the pinpoint landing navigation method in the hazard avoidance phase of lunar landing[J]. *Scientia Sinica Informationis*, 2011, 41(9): 1054-1063.
- [40] 张晓文, 李骥, 黄翔宇, 等. 基于路标图像的天体定点着陆信息融合导航方法[J]. *空间控制技术与应用*, 2014, 40(6): 10-15.
- ZHANG X W, LI J, HUANG X Y, et al. Information-fusion-integrated navigation for celestial body pinpoint landing based on landmark image[J]. *Aerospace Control and Application*, 2014, 40(6): 10-15.
- [41] 崔平远, 冯军华, 朱圣英, 等. 基于三维地形匹配的月球软着陆导航方法研究[J]. *宇航学报*, 2011, 32(3): 470-476.
- CUI P Y, FENG J H, ZHU S Y, et al. 3D terrain feature matching based navigation for lunar soft landing[J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(3): 470-476.
- [42] OGAWA N, TERUI F, MIMASU Y, et al. Image-based autonomous navigation of Hayabusa2 using artificial landmarks: The design and brief in-flight results of the first landing on asteroid Ryugu[J]. *Astrodynamics*, 2020, 4: 89-103.
- [43] WILLIAMS B, ANTREASIAN P, CARRANZA E, et al. OSIRIS-REx flight dynamics and navigation design[J]. *Space Science Reviews*, 2018, 214: 1-43.
- [44] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2014: 56-120.
- [45] 王大轶, 黄翔宇, 关轶峰, 等. 基于IMU配以测量修正的月球软着陆

- 自主导航研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1544-1549.
- WANG D Y, HUANG X Y, GUAN Y F, et al. Research on the autonomous navigation based on measurement-updated imu for lunar soft landing[J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(6): 1544-1549.
- [46] 张洪华, 李骥, 关轶峰, 等. 嫦娥三号着陆器动力下降的自主导航[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(12): 1686-1694.
- ZHANG H H, LI J, GUAN Y F, et al. Autonomous navigation for powered descent phase of Chang'E-3 lunar lander[J]. *Control Theory and Technology*, 2014, 31(12): 1686-1694.
- [47] 李茂登, 黄翔宇, 徐超, 等. 天问一号火星探测器EDL过程自主导航技术[J]. 宇航学报, 2022, 43(1): 11-19.
- LI M D, HUANG X Y, XU C, et al. Autonomous navigation technology of Tianwen-1 Mars probe during EDL process[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(1): 11-20.
- [48] MILLER J K, CHENG Y. Autonomous landmark tracking orbit determination strategy[C]//*Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*. Big Sky, MT, USA: AAS/AIAA, 2003.
- [49] CHENG Y, MILLER J K. Autonomous landmark based spacecraft navigation system: AAS 03-223[R]. USA: NASA Technical Report, 2003.
- [50] KUBOTAA T, HASHIMOTOA T, SAWAI S, et al. An autonomous navigation and guidance system for MUSES-C asteroid landing[J]. *Acta Astronautica*, 2003, 52: 125-131.
- [51] RYAN O, ALEXANDER M, COURTNEY M, et al. The application of optical based feature tracking to OSIRIS-Rex asteroid sample collection[C]//*Proceedings of AAS Guidance, Navigation, and Control Conference*. [S. l.]: AAS, 2015.
- [52] CHENG Y, GOGUEN J, JOHNSON A. The Mars Exploration Rovers Descent Image Motion Estimation System[J]. *IEEE Intelligent Systems*, 2004, 19(3): 13-21.
- [53] 王大轶, 李骥, 黄翔宇, 等. 月球软着陆过程高精度自主导航避障方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2014, 1(1): 44-51.
- WANG D Y, LI J, HUANG X Y, et al. A pinpoint autonomous for navigation and hazard avoidance method lunar soft landing[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2014, 1(1): 44-51.
- [54] 华宝成, 李涛, 刘洋, 等. 天问一号着陆器双目视觉避障技术[J]. 宇航学报, 2022, 43(1): 56-63.
- HUA B C, LI T, LIU Y, et al. Evaluation for stereo vision hazard avoidance technology of Tianwen 1 lander[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(1): 56-63.
- [55] 刘旺旺, 李茂登, 李涛, 等. 天问一号探测器火星着陆自主避障技术设计与验证[J]. 宇航学报, 2022, 43(1): 46-55.
- LIU W W, LI M D, LI T, et al. Design and qualification of hazard detection and avoidance system for Tianwen 1 Mars landing mission[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(1): 46-55.
- [56] JOHNSON A E, AARON S B, ANSARI H, et al. Mars 2020 lander vision system flight performance[C]//*Proceedings of AIAA SciTech 2022 Forum*, San Diego, CA: AIAA, 2022.
- [57] GRAVES C A, HARPOLD J C. Shuttle entry guidance[C]//*Proceedings of AAS 25<sup>th</sup> Anniversary Conference*. Houston, Texas: AAS, 1978.
- [58] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
- [59] 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 J. All coefficients adaptive reentry lifting control of manned spacecraft[J]. *Journal of Astronautics*, 1998, 19(1): 8-12.
- [60] 胡军, 张钊. 载人登月飞行器高速返回再入制导技术研究[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(12): 1678-1685.
- HU J, ZHANG Z. A study on the reentry guidance for a manned lunar return vehicle[J]. *Control Theory and Technology*, 2014, 31(12): 1678-1685.
- [61] LU P. Augmented Apollo powered descent guidance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2019, 42(3): 447-457.
- [62] SOSTARIC R, REA J. Powered descent guidance methods for the Moon and Mars[C]//*Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. [S. l.]: AIAA, 2007.
- [63] KLUMPP A R. Apollo Lunar descent guidance[J]. *Automatica*, 1974, 10(2): 133-146.
- [64] D'SOUZA C S. An Optimal guidance law for planetary landing[C]//*Proceedings of Guidance, Navigation, and Control Conference*. [S. l.]: AIAA, 1997.
- [65] MCHENRY R L, BRAND T J, LONG A D, et al. Space shuttle ascent guidance, navigation, and control[J]. *The Journal of the Astronautical Science*, 1979, 27(1): 1-38.
- [66] SAGLIANO M, MOOIJ E. Optimal drag-energy entry guidance via pseudospectral convex optimization[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 117: 1-16.
- [67] JOHNSON M C. A Parameterized approach to the design of lunar lander attitude controllers[C]//*Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Keystone, Colorado: AIAA, 2006.
- [68] BRUGAROLAS P B, MARTIN A M S, WONG W C. Entry attitude controller for the Mars science laboratory[C]//*Proceedings of 2007 IEEE aerospace conference*. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2007.
- [69] 张洪华, 关轶峰, 胡锦涛, 等. 分区四元数姿态控制[J]. 自动化学报, 2015, 41(7): 1341-1349.
- ZHANG H H, GUAN Y F, HU J C, et al. A novel attitude control strategy based on quaternion partition[J]. *ACTA AUTOMATICA SINICA*, 2015, 41(7): 1341-1349.
- [70] ZHANG H H, LI J, WANG Z G, et al. Guidance navigation and control for Chang'E-5 powered descent[J]. *Space: Science & Technology*, 2021, 2021: 9823609.
- [71] HU J C, HUANG X Y, LI M D, et al. Entry vehicle control system design for the Tianwen-1 mission[J]. *Astrodynamics*, 2022(6): 27-37.
- [72] 杨嘉墀. 航天器轨道动力学与控制(下)[M]. 北京: 宇航出版社, 2001.
- [73] 崔平远, 龙嘉腾, 朱圣英, 等. 行星着陆轨迹优化技术研究进展[J]. 宇航学报, 2021, 42(6): 677-686.
- CUI P Y, LONG J T, ZHU S Y, et al. Research progress of planetary landing trajectory optimization techniques[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(6): 677-686.
- [74] 崔平远, 陆晓萱, 朱圣英, 等. 小天体柔性附着状态协同估计方法[J]. 宇航学报, 2022, 43(9): 1219-1226.
- CUI P Y, LU X X, ZHU S Y, et al. Cooperative state estimation method for small celestial body flexible landing[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(9): 1219-1226.
- [75] 沈毅, 李利亮, 王振华. 航天器故障诊断与容错控制技术综述[J]. 宇航学报, 2020, 41(6): 647-656.
- SHEN Y, LI L L, WANG Z H. A Review of fault diagnosis and fault tolerant control techniques for spacecraft[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(6): 647-656.

作者简介:

黄翔宇(1976-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向: 深空探测  
航天器自主导航、制导与控制技术。

通信地址: 北京市海淀区友谊路104号院139分箱(100094)

电话: (010)68115442

E-mail: huangxyhit@sina.com

## Research Progress of Autonomous Navigation and Control Technology for Extraterrestrial Soft Landing

HUANG Xiangyu<sup>1,2</sup>, XU Chao<sup>1,2</sup>, GUO Minwen<sup>1,2</sup>

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China;

2. National Key Laboratory of Space Intelligent Control, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Soft landing exploration is an important method for exploring extraterrestrial objects, and guidance, navigation and control (GNC) is the key to successful soft landing of extraterrestrial objects. Firstly, the development status of soft-landing missions of foreign and domestic celestial bodies such as Moon, Mars, and small celestial bodies was reviewed. On this basis, the typical GNC schemes for soft landing missions of extraterrestrial objects and the main progress of autonomous navigation and control technology were summarized. Finally, the key technologies for autonomous navigation and control that require special attention and development were proposed for future pinpoint soft-landing missions of extraterrestrial objects, in order to provide the experience and reference for future technological development.

**Keywords:** extraterrestrial soft landing; autonomous navigation; guidance and control; research progress

### Highlights:

- Development status of soft-landing missions of extraterrestrial objects such as Moon, Mars, and small celestial bodies.
- Typical GNC solutions for soft-landing missions of extraterrestrial celestial bodies and progress in autonomous navigation and control technology.
- Key technologies for autonomous navigation and control that need to be focused on and developed for pinpoint soft-landing missions of future extraterrestrial objects.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]