

月球软着陆动力下降制导控制技术综述与展望

李爽^{1,2}, 陶婷^{1,2}, 江秀强^{1,2}, 张树瑜³, 周杰³

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学 航天新技术实验室, 南京 210016;
3. 上海航天控制技术研究所, 上海 200233)

摘要:未来的月球着陆任务将着力于开发月球资源、建立月球基地,这些都离不开月球软着陆技术的支持;而要实现探测器在预选点安全精确地着陆,就离不开动力下降制导控制技术的支持。本文系统地总结了两种成功的月球软着陆及其制导方式,对已有的制导控制方案及其研究进展进行了详细的阐述和对比分析。以未来的月球采样返回和月球基地任务为潜在工程目标,对下一代的月球软着陆动力下降的制导控制及其所涉及的关键科学技术问题进行了比较全面的分析和展望。

关键词:月球软着陆; 动力下降; 制导控制

中图分类号: V448.23

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2015)02-0111-09

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2015.02.002

0 引言

月球作为地球的唯一天然卫星,人类对它进行探索的想法从未停止过。随着科学技术的进步,从20世纪50年代开始,人类就展开了轰轰烈烈的探月活动。

1959—1976年,美国和前苏联展开了以月球探测为中心的太空竞争,共发射了83个月球探测器,其中成功的有45个^[1]。1959年,前苏联发射的“月球1号”是人类历史上第一个近月飞行的月球探测器。“月球2号”首次采取了月面硬着陆,证实了月球无磁场和辐射带。1969年7月16日,“阿波罗11号”载着美国三位航天员成功地完成了人类历史上首次登月任务。1976—1993年,国际上没有进行过任何完全成功的月球探测活动,出现了人类探月高潮后的宁静期^[2]。1994年和1998年,美国成功发射了“克莱门汀号”(Clementine)^[3]和“月球勘探者号”(Lunar Prospector)^[4]月球探测器,对月球形貌、资源、水冰等进行了探测,获得了铁、钛、铀、钍、钾等有用元素的含量及其分布图^[1]。21世纪初,世界主要航天国家或组织纷纷提出了重返月球计划,美国、欧空局、俄罗斯、日本、印度等国家和地区先后宣布了新的月球探测计划^[1,5-9],掀起了继“阿波罗”计划后新一轮探月热潮,与初期的月球探测相比,技

术要求更高。为了成功将探测器、飞船和宇航员安全送上月球,在月面成功软着陆动力下降就成为整个任务中非常重要的阶段。

“软着陆”是指探测器在落向月面的过程中采用制动发动机进行减速,以使到达月面时的速度接近于零(一般为几米每秒),实现安全着陆。国外的月球探测起步较早,因此软着陆技术也比较成熟。苏联早在1966年就掌握了登月软着陆技术,美国也于1968年成功将“Suveyor 7号”软着陆,“嫦娥3号”任务的成功使我国成为世界上第三个掌握月球软着陆和月面巡视探测技术的国家,也为“嫦娥”工程后续任务及火星着陆探测工程的顺利实施打下了坚实的基础。一方面,由于在动力下降过程将消耗探测器总燃料的80%左右,为了使探测器安全到达月球表面,就需要对下降过程中的制导与控制技术有一定的要求,所以在考虑能耗最少和安全着陆的情况下,如何设计一种控制方案是非常关键的;另一方面,月球表面存在陨石坑、岩石和陡崖等危险地形,月球和地面基站之间存在通讯延迟,加之着陆的过程持续时间相对较短,采用传统的基于深空网的控制模式无法满足障碍规避实时性的要求,所以要求探测器有一定的自主避障能力,这对制导控制技术来说又是另一个挑战。本文对月球软着陆动力下降制导控制技术进行了比较深入的调研,为后续研究

收稿日期: 2014-10-14 修回日期: 2015-02-20

基金项目: 国家自然科学基金项目(61273051); 上海航天科技创新基金重点项目(SAST201213); 南京航空航天大学青年科技创新基金(理工类)(NS2014094)

提供一定的参考和借鉴。

1 过去成功的月球软着陆动力下降制导控制方案

1.1 月球软着陆方案简析

目前在工程上实现的月球软着陆的方式有两种：一种是沿月球轨道的直接软着陆^[10-11]；另一种是从环月停泊轨道经霍曼变轨后，在近月点开始进行制动减速，最终软着陆到月面^[12]。美苏太空竞赛时期所实施的探月工程，以实践证明了这两种方式的优缺点。由于第二种方案不受事先选定的着陆点的约束，可以在停泊轨道上对着陆要用到的仪器设备进行检查，也可以将与着陆无关的部分留在停泊轨道上，因此第二种方式相比第一种方式来说在着陆点的选择、燃料消耗和任务的安全性等方面有更大的优越性^[13]。由于这两种方式采用的飞行轨迹不一样，动力下降段的制导方案也就有很大差异。

前苏联于 1966 年 1 月发射的“月球 9 号”首次

实现了月球软着陆^[14-15]，4 个月后，美国成功发射了“Suveyor 1 号”，这两次成功的软着陆任务采用的都是第一种方式。这种方式着陆于月面的过程比较简单，就是一段直接下降减速着陆的轨迹，只需保证到达月面时探测器依然能正常工作。1969—1972 年间，美国的“阿波罗”系列采用的是第二种方式，其着陆于月面的过程可以大致分为制动段、接近段和最终着陆段三个阶段^[16-19]。2013 年 12 月，中国发射的“嫦娥 3 号”探测器采用也是第二种方式，但为保证精确安全着陆，其软着陆过程分为着陆准备段、主减速段、快速调整段、接近段、悬停段、避障段和缓速下降段 7 个阶段^[20-22]。以“嫦娥 3 号”为例，动力下降过程如图 1 所示。对比“阿波罗”系列飞船和“嫦娥 3 号”，可以看出它们下降着陆过程存在很多共同点，但值得一提的是“阿波罗”飞船是宇航员人工手控避障，而“嫦娥 3 号”在人类星际着陆任务中首次采用了自主避障技术^[17,21,23]。

早期的探月任务，虽然任务次数多，但几乎没有

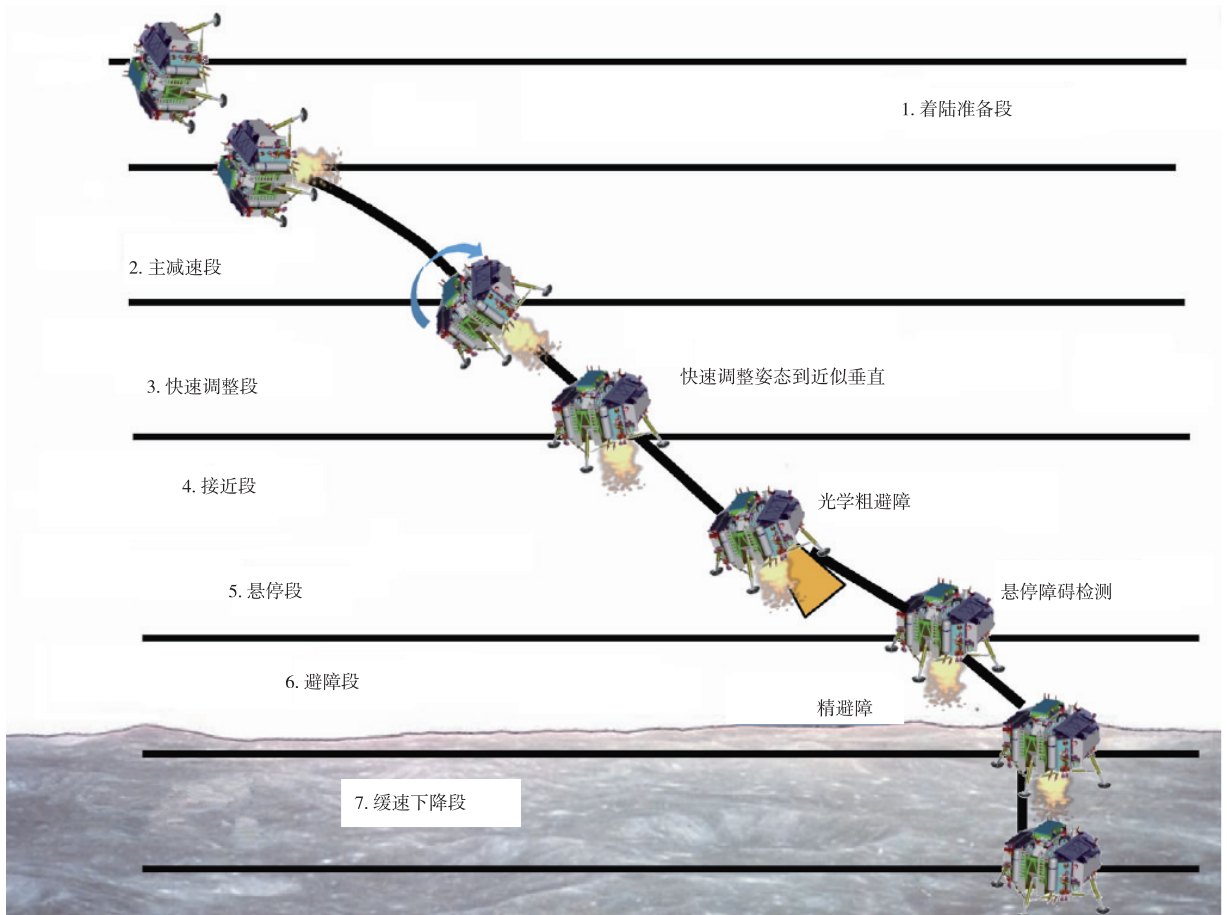


图 1 “嫦娥 3 号”动力下降过程示意图
Fig. 1 Sketch of CE-3 powered descent process

考虑着陆区的科学价值而只以安全达到为目标,制导方式也相对简单。进入 21 世纪,为开发空间资源,需要任务的实施能够带来更多的科学回报,对制导控制技术的要求也会越来越高。

1.2 成功的动力下降制导控制方案

迄今为止,人类已经成功完成了 20 次月球软着

陆任务,分别是美国 11 次,苏联 8 次,中国 1 次。由于月球特殊的地理环境和着陆任务的特殊要求,要让探测器着陆成功,制导和控制就显得非常重要。部分有代表性的成功的月球软着陆任务及其制导的情况如表 1 所示。

表 1 成功实施月球软着陆任务的典型代表^[10,15-19,21,23-25]

Table 1 Typical representatives of successful lunar soft landing missions^[10,15-19,21,23-25]

探测器	月球 9 号	勘测者 1 号	阿波罗 11 号	嫦娥 3 号
发射日期	1966.01.31	1966.05.30	1969.07.16	2013.12.02
任务要求	成功软着陆	成功软着陆	载人登月返回	精确软着陆
着陆轨道	垂直着月轨道	垂直着月轨道	月球卫星轨道	月球卫星轨道
制动开始高度/km	75	83	15.2	15
制动结束高度/m	5	4	0	2
制导方式	建立月球垂线法	重力转弯	标称轨道制导	显式制导
着陆速度/(m·s ⁻¹)	4~7	3~5	<1	<3.8
着陆地点	风暴洋	风暴洋	静海西南角	虹湾

早期月球着陆任务选择的都是比较平坦容易到达的地区,它们的制导方法相对简单,主要控制方案是在探测器达到月球附近时,主发动机抵消下降速度,满足下降初始条件后,保持探测器垂直姿态实施软着陆^[26]。前苏联的“月球 9 号”是从低高度地球停泊轨道转移到直奔月着陆轨道,它制动段采用的是“建立月球垂线法”^[14,24],在距离月面 75 km 的高度时启动制动发动机^[10]。美国 Suveyor 1 虽然采用的是击中月球轨道,但是它制动段采用的是重力转弯制导^[24],它的主要原理就是推力矢量在下降过程中与探测器瞬时速度矢量方向相反,能保证其垂直降落于月面^[25]。除了前苏联的“月球 9 号”“月球 13 号”和美国的“Suveyor 1”采用第一种制导方式着陆外,后续的其他着陆任务采用的均是第二种制导方式,未来的月球着陆任务采用第二种方式是一种必然的趋势。

美国的“阿波罗”系列飞船采用的是标称轨道制导方法进行软着陆,预先设定一条理想轨道,然后控制飞船沿着这个理想的轨迹飞行。在制动段和接近段,均采用多项式制导,根据实时测得的飞船的位置矢量和速度矢量的信息修正理想的制导律^[19],这个多项式制导律是跟剩余时间、当前时刻位置和速度、期望位置速度加速度有关的函数,而在避障和最终着陆段采用的是宇航员人工控制方式。

中国的“嫦娥 3 号”采用了常推力能耗次优显式制导、4 次多项式制导等制导方式,完成了 7 个任务阶段的制导^[20]。主减速段使用的是基于线性正切

制导律的自适应显式制导方法,为了将主减速段末端状态与接近段的初始状态衔接上,完成姿态从水平到接近垂直的过渡和发动机从最大推力到低推力的过渡,快速调整段采用推力大小和方向线性变化的制导律,接近段采用四次多项式制导律,为保证对月姿态和速度的相对稳定,后续 3 个阶段都采用外环 PID 与内环位置速度相平面控制相结合的制导方式实现了悬停、精避障和缓速下降的安全着陆过程^[21]。

2 动力下降制导控制的研究进展

前苏联的“月球 9 号”采用的月球垂线法就是在到达制动点之前将探测器姿态和速度调整到与月面基本垂直,推力方向尽可能沿速度方向并指向月心。该方法的着陆点是在进入地月转移轨道之前就选择好的,因此极易因地形不熟而降落到危险区造成任务失败,而且探测器需要较高的入轨精度和精确的中途轨道修正。这种方式无法在降落过程中重新选择着陆点,不适合未来采样返回和月球基地等任务。

美国的“Suveyor 1”采用的重力转弯制导,它在距月球 1 600 km 的地方就开始进行轨道修正,导航测量需要依靠深空测控网。该方法的控制结构简单、计算量小、飞行轨迹是次优的,比较适合低成本的无人着陆任务,但仅靠重力转弯无法直接引导探测器到达预定着陆点,会造成较大着陆误差^[27]。有很多学者对它进行了改进^[12,28-40]。为实现高精度的定点着陆,Feng T Y 和 Wasynczuk C A(1968)提出

将比例导引、对数减速、重力转弯下降制导结合起来,用比例导引去引导姿态最终趋于垂直,对数减速是为了降低飞行器动能实现软着陆^[31]。Citron (1964)研究同时调节推力大小和推力与速度方向的方法改进了重力转弯制导过程,并引入轨迹跟踪方法,设计了线性反馈制导律去跟踪预定的软着陆轨迹^[35]。此外,McInnes C R (1995)设计了非线性反馈控制律去跟踪预定的软着陆轨迹^[32]。Cheng R K 等(1966)也设计了线性反馈制导律去跟踪预定的着陆轨迹,实现了重力转弯过程的闭环制导^[40]。王大轶(2000)以燃料最优为性能指标,基于极大值原理,设计了重力转弯软着陆最优开关制导律,证明了最优制导律中不存在奇异状态,且在软着陆过程中至多进行一次开关切换^[12],他还采用反馈线性化方法,对高度和速度分别设计了跟踪制导控制律^[27]。朱建丰(2007)基于模糊变结构控制理论,设计了用于重力转弯的模糊变结构制导律^[29]。

“阿波罗”飞船采用标称轨迹制导方式、二次多项式制导律,它建立在加速度关于时间的二次多项式前提下,飞船计算机将真实飞行参数和事先存储的理想参数进行对比,生成相应的制导指令去跟踪理想轨迹^[41-44]。规划的轨迹一般是一条燃料最优轨迹,但“阿波罗”登月考虑了宇航员承受的过载,着陆段目测和手动控制等因素,它的标称轨道不是燃料最优的。Liu X L 和 Duan G R (2007)利用 H_∞ 控制方法设计了鲁棒性和抗干扰性较好的反馈制导律去跟踪标称轨迹^[44]。王大轶等(1999)以极大值原理原理得出的最优着陆轨迹为基础,给出了一种基于人工神经网络的非线性最优控制策略,设计了非线性闭环制导控制律,使着陆器按照一条最优的轨迹飞行,这种方法基本上实现了对最优轨迹的复现跟踪^[41]。标称轨迹制导的精度跟初始测量有一定的关系,标称轨迹的起始状态与实际工程中的状态必然存在测量误差,这是无法避免的;而且标称轨迹制导在具有大干扰偏差的情况下控制效果更差,为跟踪标称轨迹,燃料可能会消耗更多。当实际轨道和标称轨道存在小偏差时,可以采用在标称轨道附近一阶泰勒展开方法对轨道约束函数求解计算控制量,具有一定的准确性,这也是摄动制导的基本思想。

“嫦娥 3 号”采用显式制导,从动力下降开始探测器根据传感器得到实时状态和终端状态,按照控制泛函显式表达式实时计算得出控制指令,是完全

自主的制导控制过程^[45-52]。显式制导即使受到大干扰,也能保证末端精度,为满足实时性要求,对星载计算机性能要求较高。这种方法有良好的自主性、鲁棒性和实时性,美国正在研制的新一代月球着陆器 CLL (common lunar lander) 和日本的 SELENE 项目都计划采用显式制导进行软着陆^[53]。刘浩敏(2007)以燃料最优为出发点,设计了多项式开环最优制导律,通过加速度矢量间的几何关系得到控制量推力方向角的显式表达式,该制导律只与剩余时间、当前和末端状态有关^[45]。Guo J 和 Han C (2009)在着陆地形便于着陆和重力加速度是常值的前提下,基于庞特里雅金极大值原理设计了类似的多项式制导律^[51]。显式制导律虽然是根据最优控制理论推出来的,但是由于使用了大量的假设和存在扰动偏差,燃料消耗未必是最优的。

为了实现安全着陆,近年来在动力下降末段引入自主避障制导已经成为实现星际安全着陆的研究热点。在障碍检测系统选定安全着陆点以后,制导控制系统必须提供推力、姿态命令来引导着陆器从当期位置平稳转移到选定的安全目标点,直至安全着陆为止^[52,54-55]。这方面主要包括如下三类:1)多项式制导,它可以根据当前(初始)状态和末端(目标)状态确定探测器加速度变化规律,然后用多项式拟合出一条加速度变化曲线,通过位置、速度、加速度等状态计算出多项式系数,把轨迹规划问题转化成两点边界值问题。根据计算出的加速度函数生成一条参考轨迹,控制探测器跟踪参考轨迹。多项式制导方法简单可靠,计算量小,实时性好,适用于配置有连续推力的探测器,对控制系统要求较高,是一种燃料次优的制导律^[52,54-55]。2)基于李雅普诺夫稳定理论的势函数制导控制方法,该方法所选取的三维空间中每一点的李雅普诺夫函数为障碍在该点所产生的危险势函数与驱动着陆器移动所需要的能量函数之和,该函数可以表示成着陆器位置和速度的函数。随着李雅普诺夫函数值的不断减小,探测器可以沿着一条安全性与燃料最省的折衷轨迹到达安全着陆点,其燃料取决于能量函数的权重系数,适用于配置有连续推力的探测器^[52,56]。Uchiyama K (2007)以障碍函数为性能指标,在控制量存在约束的情况下设计了状态反馈闭环制导律,实现了垂直软着陆^[57]。“嫦娥 3 号”任务在此基础上进一步发展出了 PID 避障制导控制律实现了精避障和安全着陆^[58]。3)基于序列二次规划算法的燃料最优障

碍规避方法,它是 JAXA 以“月亮女神-B”工程为背景提出的一种适用于仅配置固定推力发动机的探测器的避障制导方法;其基本原理是把探测器的障碍规避过程分成侧向加速、侧向减速、自由降落等几个阶段,然后利用序列二次规划算法设计一条以能耗最优为指标的障碍规避轨迹,并通过姿态控制实现标称轨迹的跟踪^[59]。国内也有学者研究了采用改进常推力重力转弯制导的方式来使探测器具备一定的避障机动能力^[60]。这类方法最主要的特点是利用常推力发动机即可实现探测器在三维空间的机动,硬件实现较为容易,但是比较容易受到推力误差和角度测量误差的影响,机动误差较大,制导精度也比多项式制导差。

从上述制导方法可以看出,它们都是建立在一定假设条件下,而且为减少计算量,增加实时性,忽略了很多因素,还有很多值得研究和重视的问题,比如:1)没有考虑引力加速度的变化,将其设定为常值;对于燃料消耗较大的主制动段,很明显是存在误差的,虽然其值相对于制动加速度来说较小,但随时间累积造成的影响还是较大。2)月球引力场很不均匀,但在研究探测器动力下降段制导时,不规则引力场对轨道摄动的影响一般是忽略的;需要依靠大量观测数据对任务区的重力场进行精确建模分析,研究相应的应对措施。3)没有将轨道控制和姿态控制结合起来研究,轨道控制依赖于发动机推力,在这个过程中往往会引起姿态的变化和扰动,而有些因素可能会导致姿态控制和轨道控制的耦合(如,发动机的安装误差和推力矢量误差)。除此之外,在月球动力下降过程中会有各种随机干扰的存在,这些干扰可能来自月球环境也可能来自探测器本身,都会在一定程度上影响着陆的精度和安全。

3 月球动力下降制导控制的未来展望

3.1 已有方案的对比

根据上文对历次月球着陆任务所用制导控制方法的描述,表 2 给出了相应的着陆精度的对比。从表 2 中可以看出,早期(20 世纪六七十年代)由于技术水平所限,有人驾驶(人在回路)比无人月球软着陆探测器的着陆精度几乎高出数十倍。但是,近年来随着航天技术的巨大进步,“嫦娥 3 号”无人月球软着陆探测器的着陆精度已经能够达到甚至超过“阿波罗”系列的人在回路的制导控制系统的精度。凸显出在具有连续可变推力配置条件下,动力下降

过程中采用多个阶段有针对性地设计不同的制导控制方法相互组合拼接得到的整体制导控制品质的巨大优势。因此,“嫦娥 3 号”探测器所采用的动力下降制导控制方式将为未来月球乃至星际软着陆制导控制的进一步研究和发展提供重要的参考方向。

表 2 过去成功的月球软着陆误差总结^[61-74]

Table 2 Past successful lunar soft landing error summary^[61-74]

月球软着陆探测器	是否载人	发射日期	着陆误差/km
阿波罗 11 号	是	1969.07.16	约 6.6
阿波罗 12 号	是	1969.11.14	约 0.16
阿波罗 14 号	是	1971.01.31	约 0.34
阿波罗 15 号	是	1971.07.26	约 0.55
阿波罗 16 号	是	1972.04.16	约 0.28
阿波罗 17 号	是	1972.12.07	约 0.40
勘测者 1 号	否	1966.05.30	约 18.96
勘测者 3 号	否	1967.04.17	约 2.76
勘测者 5 号	否	1967.09.08	约几
勘测者 6 号	否	1967.11.07	
勘测者 7 号	否	1968.01.07	
月球 9 号	否	1966.01.31	
月球 13 号	否	1966.12.21	
月球 16 号	否	1970.09.12	
月球 17 号	否	1970.11.10	约几~几十
月球 20 号	否	1972.02.14	
月球 21 号	否	1973.01.08	
月球 24 号	否	1976.08.09	
嫦娥 3 号	否	2013.12.02	约 0.1

3.2 未来有待进一步研究的关键问题

任务目标和规划的不同,很大程度上决定制导方案的选择。对已有方法的分析和进展总结可以看出,制导方案各有优缺点,因此可以在方案设计时,根据各阶段的起始和终端状态约束和性能指标,选择最佳制导方式,分段使用到一个工程任务中去。为满足月球定点采样返回、建立月球基地、开发月球资源的需要,上述各种方案难以满足新的任务要求,需要进一步的改进完善,还有很多关键问题亟待突破。1)考虑到航天领域高风险的特点而一般运用成熟的技术,因此可以综合分析动力下降过程各个阶段飞行特点和工程任务约束,将多种成功可靠的制导方案结合起来,取长补短,优势互补,提出新的组合方案;2)为了让探测器的动力学模型尽可能精确,需要根据环月卫星获取的探测数据对任务区的引力场进行精确建模,同时对探测器的各个关键部件参数进行在轨精确标定;3)进一步研究探测器姿态控制和轨道控制的耦合情况,分析其对月球动力下降过程的影响,提出应对策略;4)为增加着陆安全性,

需要在制导控制系统中设计完善的自主障碍检测与规避方案;5)结合着陆精度和安全性考虑,研究适用于载人月球着陆器的高精度高可靠的制导控制系统;6)发展适于星际着陆避障的新型多用途、小型化、低功率、高可靠性的自主障碍检测敏感器;7)进一步研究开发计算量小、实时性好、可靠性好的自主障碍检测方法;8)以未来的月球、火星和小行星精确安全着陆为工程目标,发展更通用的自主避障制导控制系统和方法。

4 结束语

为开发月球资源和以月球为基地发射星际探测器,必然需要月球软着陆技术,而如何将探测器、飞船和人安全地送到月球表面指定的着陆点,制导控制技术尤为重要。动力下降制导控制作为月球软着陆的关键技术,直接决定着整个任务的成败。本文回顾了月球软着陆动力下降基本方式,对成功的月球软着陆任务制导控制方案进行了系统的总结,综述了动力下降制导控制的研究进展,以未来月球定点采样返回和月球基地为工程背景,对现有技术存在的问题进行了分析,对未来动力下降制导控制技术需要进一步研究的问题进行了展望,为后续对月球和火星软着陆制导方法的研究提供一定的参考。

参 考 文 献

- [1] 欧阳自远. 月球探测的进展与中国的月球探测[J]. 地质科技情报, 2004, 23(4): 1-5. [Ouyang Z Y. International lunar exploration progress and Chinese lunar exploration [J]. Geological Science and Technology Information, 2004, 23(4): 1-5.]
- [2] 邓连印, 崔乃刚. 月球探测发展历程及启示[J]. 哈尔滨工业大学学报: 社会科学版, 2008, 10(3): 14-19. [Deng L Y, Cui N G. The development and enlightenment of lunar exploration [J]. Journal of Harbin Institute of Technology (Social Sciences Edition), 2008, 10(3): 14-19.]
- [3] Chory M A, Hoffman D P, LeMay J L. Satellite autonomous navigation-status and history [C]//Position Location and Navigation Symposium. [S. l.]: [s. n.], 1986: 110-121.
- [4] Chory M A, Hoffman D P, Major C S, et al. Autonomous navigation-where we are in 1984 [C]// Proceedings of the AIAA Guidance and Navigation Symposium. [S. l.]: AIAA, 1984: 27-36.
- [5] Mendell W W, Heydorn R P. Lunar precursor missions for human exploration of Mars-III: studies of system reliability and maintenance [J]. Acta Astronautica, 2004 (55): 773-780.
- [6] K Takashi K, Yoji K, Yasuharu K, et al. Small light-weight rover "Micro 5" for lunar exploration[J]. Acta Astronautica, 2003(52): 447-453.
- [7] Elfving A, Stagnaro L, Winton A. SMART-1: key technologies and autonomy implementations [J]. Acta Astronautica, 2003(52): 475-486.
- [8] Foing B H, Racca G D, Marini A, et al. SMART-1: mission to the moon: technology and science goals[J]. Advances in Space Research, 2003, 1(11): 2323-2333.
- [9] Ouyang Z Y. Scientific objectives of Chinese lunar exploration project and development strategy[J]. Advance in Earth Sciences, 2004, 19(3): 351-359.
- [10] 郝晓宁, 曾国强, 任莹, 等. 月球探测器轨道设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001. [Xi X N, Zeng G Q, Ren X, et al. Design of lunar probe trajectory [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001.]
- [11] 林胜勇. 月球探测器轨道设计和计算[D]. 西安: 西北工业大学, 2005. [Lin S Y. Design and computation of lunar probe trajectory [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005.]
- [12] 王大铁, 李铁寿, 严辉, 等. 月球引力转弯软着陆的制导控制研究[J]. 中国空间科学技术, 2000(5): 17-23. [Wang D Y, Li T S, Yan H, et al. Guidance control for lunar gravity-turn descent[J]. Chinese Space Science and Technology, 2000 (5): 17-23.]
- [13] 王大铁. 月球软着陆的制导控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2000. [Wang D Y. Guidance control of lunar soft landing [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2000.]
- [14] 王劫, 崔乃刚, 刘瞰. 通过“建立月球垂线”实现月球软着陆方法研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2000(4): 45-47. [Wang J, Cui N G, Liu D. Study on lunar soft landing by the method of establishment of the lunar perpendicular [J]. Missiles and Space Vehicles, 2000(4): 45-47.]
- [15] Bennett F V. Apollo experience report mission planning for lunar module descent and ascent[R]. National Aeronautics and Space Administration, NASA-TN-D-6846, 1972.
- [16] Moesser T J. Guidance and navigation linear covariance analysis for lunar powered descent [D]. Utah State University, 2010.
- [17] Klumpp A R. Apollo lunar descent guidance [J]. Automatica, 1974(10): 133-146.
- [18] Boere M. Optimization of descent trajectories for lunar base settlement [D]. Delft: Delft University of Technology, 2010.
- [19] Parsley J. Near-optimal feedback guidance for an accurate lunar landing[D]. University of Alabama, 2012.
- [20] 孙泽州, 贾阳, 张焱. 嫦娥三号探测器技术进步与推动[J]. 中国科学: 技术科学, 2013, 43(11): 1186-1192. [Sun Z Z, Jia Y, Zhang H. Technological advancements and promotion roles of Chang'e-3 lunar probe mission[J]. Sci Sin Tech,

- 2013,43(11):1186-1192.]
- [21] 张洪华,关铁峰,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]. Sci Sin Tech, 2014,44(4):377-384.]
- [22] 孙泽州,张焯,贾阳.嫦娥三号探测器地面验证技术[J].中国科学:技术科学,2014,44(4):369-376. [Sun Z Z, Zhang H, Jia Y, et al. Ground validation technologies for Chang'E-3 lunar spacecraft[J]. Sci Sin Tech, 2014(44):369-376.]
- [23] 沈祖炜.阿波罗登月舱最终下降及着陆综述[J].航天返回与遥感,2008,29(1):11-14. [Shen Z W. The survey of Apollo LM during the descent to the lunar surface[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2008,29(1):11-14.]
- [24] 和兴锁,林胜勇,张亚峰.月球探测器直接软着陆最优轨道设计[J].宇航学报,2007,28(2):409-413. [He X S, Lin S Y, Zhang Y F. Optimal design of direct soft-landing trajectory of lunar prospector[J]. Journal of Astronautics, 2007,28(2):409-413.]
- [25] Sostaric R R, Rea J R. Powered descent guidance methods for the moon and mars[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. [S. l.]: AIAA,2005.
- [26] 褚桂伯,张焯.月球探测器技术[M].北京:中国科学技术出版社,2007. [Chu G B, Zhang H. Lunar probe technology[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007.]
- [27] Mizuno T, Saito H, Ichikawa M. Communication system and operation for lunar probes under lunar surface[J]. IEEE Transactions On Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(1):151-162.
- [28] 王大铁,李铁寿,马兴瑞.月球探测器重力转弯软着陆的最优制导[J].自动化学报,2002,28(3):385-390. [Wang D Y, Li T S, Ma X R. Optimal guidance for lunar gravity-turn descent[J]. ACTA Automatica Sinica, 2002, 28(3):385-390.]
- [29] 朱建丰,徐世杰.月球重力转弯软着陆的模糊变结构控制[J].北京航空航天大学学报,2007,33(5):539-543. [Zhu J F, Xu S J. Fuzzy variable structure control for lunar gravity-turn landing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007,33(5):539-543.]
- [30] Jungmann J A. The exact analytic solution of the lunar landing problem[J]. AAS Sciences and Technology Seiries, 1967(11):381-397.
- [31] Feng T Y, Wasynczuk C A. Terminal guidance for soft and accurate lunar landing for unmanned spacecraft[J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1968,5(6):644-648.
- [32] Mcinnes C R. Nonlinear transformation methods for gravity-turn descent [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1995,19(1):241-248.
- [33] 江秀强,谭飞.深空软着陆制导控制的建模与仿真[J].四川理工学院学报:自然科学版,2010,23(5):608-612. [Jiang X Q, Tan F. Modeling and simulation on the guidance and control in deep-space soft landing[J]. Journal of Sichuan University of Science & Engineering (Natural Science Edition), 2010,23(5):608-612.]
- [34] Wang J, Cui N G, Liu D. Study on lunar soft landing by the method of establishment of the lunar perpendicular [J]. Missiles and Space Vehicles, 2000,4:45-47.
- [35] Citron S J, Dunin S E, Messinger H F. A terminal guidance technique for lunar landing[J]. AIAA Journal, 1964,2(3):503-509.
- [36] Kian Y, Ernst M. Analysis of parking orbits and transfer trajectories for mission design of cis-lunar space stations[J]. Acta Astronautica, 2004,55:759-771.
- [37] Siegfried W H. Lunar base development missions[J]. Acta Astronautica, 1999,44:755-767.
- [38] Nagarajan N, Seetharama M, Kasturirangan K. Modified kalman filter based autonomous orbit determination using horizon scanner measurements [J]. Acta Astronautica, 1996,38(10):769-782.
- [39] Knezevic Z, Milani A. Orbit maintenance of a lunar polar orbiter[J]. Planet and Space Science, 1998, 46(11):1605-1611.
- [40] Cheng R K, Meredith C M. Design considerations for surveyor guidance[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966,11:1569-1576.
- [41] 王大铁,李铁寿,严辉,等.月球软着陆的神经元最优制导控制方法[J].系统工程与电子技术,1999,21(12):31-36. [Wang D Y, Li T S, Yan H, et al. Neuro-optimal guidance law for lunar soft landing [J]. Systems Engineering and Electronics, 1999,21(12):31-36.]
- [42] 江秀强.基于IMU/LIDAR的月面软着陆自主导航方法[J].导弹与航天运载技术,2013(4):56-60. [Jiang X Q. Autonomous navigation based on inertial measurement unit and light detection and ranging for lunar soft landing[J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(4):56-60.]
- [43] Bennett F V. Lunar descent and ascent trajectories[C]// AIAA 8th Aerospace Sciences Meeting. [S. l.]:AIAA,1970.
- [44] Liu X L, Duan G R. Nonlinear optimal control for the soft landing of lunar landers[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4):920-925.
- [45] 刘浩敏.月球软着陆主制动段制导与控制方法研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007. [Liu H M. Research on guidance and control for softlanding on lunar at main braking phase [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007.]
- [46] Zeng G Q, Xi X N, Ren X. A study on the optimal low-thrust orbit maneuver of lunar satellite [J]. Acta Astronomica Sinica, 2000,41(30):289-299.
- [47] Tuckness D G. Future lunar landing navigation schemes, with emphasis on precision landings[J]. Navigation, 1994, 41(2):215-228.
- [48] Souza C N. An optimal guidance law for planetary landing [C]//Proceedings of AIAA GNC Conference. [S. l.]:

- AIAA, 1997.
- [49] Ueno S, Yamaguchi Y. Near minimum fuel guidance law of a lunar landing Module [C]//Proceedings of 14th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. [S. l.]:[s. n.],1998: 377 - 382.
- [50] Finzi A E, Gilardi G, Alippi S, et al. Automatic optimum moon landing [C]//Proceedings of 48th International Astronautical Congress, IAF2972. [S. l.]:[s. n.],1997.
- [51] Guo J, Han C. Design of guidance laws for lunar pinpoint soft landing [C]//AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. [S. l.]: AIAA, 2009:2133 - 2145.
- [52] 李爽,彭玉明,刘宇飞. 星际着陆自主障碍检测与规避技术[J]. 航空学报,2010,31(8):1584 - 1592. [Li S, Peng Y M, Liu Y F. Autonomous obstacle detection and avoidance for planetary landing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010,31(8):1584 - 1592.]
- [53] 陈忠贵. 小型月球探测器系统总体技术研究报告[R]. 863 项目研究报告,1998:5 - 29. [Chen Z G. The overall technical research report of the small lunar probe system [R]. Research report of 863 project, 1998:5 - 29.]
- [54] Parreira B, Vasconcelos J F, Montaña J, et al. Hazard detection and avoidance in ESA lunar lander: concept and performance[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference. [S. l.]: AIAA,2013.
- [55] Epp C D, Smith T B. Autonomous precision landing and hazard detection and avoidance technology (ALHAT)[C]//IEEE Aerospace Conference. [S. l.]: IEEE, 2007.
- [56] Li S, Peng Y M. Autonomous hazard detection and avoidance for safe planetary landing [C]//61st International Astronautical Congress. [S. l.]:[s. n.], 2010.
- [57] Uchiyama K. Guidance law for lunar lander with input constraint [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2007.
- [58] 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,2014,1(1):52 - 59. [Huang X Y, Zhang H H, Wang D Y, et al. Autonomous navigation and guidance for Chang'e-3 soft landing [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014,1(1):52 - 59.]
- [59] Hamada Y, Ninomiya T, Katayama Y, et al. Feasibility study for precise lunar landing using SELENE-B lander configuration[R]. JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-05-013E, 2005.
- [60] 蔡艳芳. 月球探测器软着陆制导控制方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2006. [Cai Y F. A study of the guidance and control strategy in lunar soft-landing [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.]
- [61] NASA Manned Spacecraft Center. Apollo 11 mission report [R]. NASA TM-X-62633, 1969.
- [62] NASA Johnson Space Center. Apollo 12 mission report[R]. NASA TM-X-74200, 1970.
- [63] NASA Manned Spacecraft Center. Apollo 14 mission report [R]. NASA TM-X-74240, 1971.
- [64] NASA Manned Spacecraft Center. Apollo 15 mission report [R]. NASA TM-X-68394, 1971.
- [65] NASA Manned Spacecraft Center. Apollo 16 mission report [R]. NASA TM-X-68635, 1972.
- [66] NASA Johnson Space Center. Apollo 17 mission report[R]. NASA TM-X-69292, 1973.
- [67] Davies M E, Colvin T R. Lunar coordinates in the regions of the Apollo landers[J]. Journal of Geophysical Research, 2000,105(E8):20277-20280.
- [68] NASA Lunar and Planetary Program Division. Surveyor program results[R]. NASA SP-184, 1969.
- [69] Ribarich J J. Surveyor spacecraft landing accuracy [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1968,5(7):768 - 773.
- [70] Siddiqi A A. Challenge to Apollo: the Soviet Union and the space race 1945~1974[R]. NASA SP-2000-4408, 2000.
- [71] Shkuratov Y, Kaydash V, Sysolyatina X, et al. Lunar surface traces of engine jets of Soviet sample return probes: the enigma of the luna-23 and luna-24 landing sites [J]. Planetary and Space Science, 2013,75:28 - 36.
- [72] Brady T, Paschall S. The challenge of safe lunar landing [C]//IEEE Aerospace Conference, [S. l.]:[s. n.] 2010.
- [73] Liu Z Q, Di K C, Peng M, et al. High precision landing site mapping and rover localization for Chang'e-3 mission [J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2015, 58(1):1 - 11.
- [74] Huang Y, Chang S Q, Li P J, et al. Orbit determination of Chang'e-3 and positioning of the lander and the rover [J]. Chinese Science Bulletin, 2014,59:3858 - 3867.

作者简介:

李爽(1978—),男,工学博士,教授,飞行器设计专业,主要研究方向:航天器动力学与控制、深空探测和航天技术新概念。电话:(025)84896039
E-mail:lishuang@nuaa.edu.cn

陶婷(1993—),女,飞行器设计专业硕士研究生,主要研究方向:月球软着陆动力下降制导。

Review and Prospect of the Powered Descent Guidance and Control Technologies for Lunar Soft Landing

LI Shuang^{1,2}, TAO Ting^{1,2}, JIANG Xiuqiang^{1,2}, ZHANG Shuyu³, ZHOU Jie³

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Space New Technology Laboratory, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 200233, China)

Abstract: Future lunar landing missions substantially focus on lunar resources and moon base, which lead to high-precision requirements for landing on the moon. And to achieve safe pin-point landing at a pre-selected landing site, the powered descent guidance and control technologies are of great importance for these missions. First, in this paper, two successful lunar soft landing scenarios and corresponding guidance modes are summarized systematically. Second, the existing lunar soft-landing guidance schemes and state-of-art are specifically described and comparatively analyzed. Finally, taking future sample return and moon base missions for potential project goals, a comprehensive analysis and prospect for next generation powered descent guidance and control technologies and the related core scientific and technological problems for lunar soft landing are conducted.

Key words: lunar soft landing; powered descent; guidance and control

[责任编辑:宋宏]