

第0章

绪论

0.1 深空探测的意义

自古以来,人类对茫茫宇宙的奥秘求知不止,探索不息。早在两千多年前,我国诗人屈原就在《天问》中对宇宙的各种“不解”发“问”。千百年来,人类对日月星空的好奇心和求知欲,推动天文、物理、力学等科学发展,推动航空、航天技术进步。随着科学技术的发展,人类不断了解太空、探索地球以外的物质世界,逐步形成了对宇宙的科学系统的认识,逐步掌握了探索太空的方法和技术。

深空探测是指人类发射探测器脱离地球引力场,进入宇宙空间的探测活动。深空探测的对象包括月球、行星及其卫星、太阳,以及行星际、恒星际的广漠空间(还有一种观点是将月球探测独立出来,不算作深空探测之列)。通过深空探测,人类可以进一步认识地球所处的空间环境,分析和预测可能发生的空间现象及其对地球的影响,可以研究宇宙、太阳系、生命的起源和演化,验证各种科学假设和理论。

深空探测在政治、文化、科学、技术等方面都有重要的意义。从政治角度看,深空探测能力是一个国家综合国力的象征,与国际力量的平衡、空间资源共享、国防应用等都有直接的联系。从文化的角度看,探测未知是人类的天性,人类在不断探索未知的过程中进化。从科学的角度看,人类尚不清楚自身的起源和进化,以及自身赖以生存的宇宙起源和进化两大最基本的问题,人类从未停止过对这两个问题的思考。从技术的角度看,深空探测的技术需求会带动相关技术的发展,整合一个国家的技术和工业体系。中国是历史悠久的文明大国,经过曲折的发展,正在重新崛起并走向辉煌,对人类进步、世界和平、全球资源的公平分配都应负有责任。

0.2 深空探测概况

1959年9月12日,苏联成功发射了“月球”2号(Luna-2)探测器,在月球表面着陆。此后,人类不断把目光放到太阳系的行星及其卫星等更遥远的太空,开启了深空探测的漫漫征程。迄今为止,人类已先后实现了对月球、拉格朗日点、各大行星及其卫星、小行星、彗星、太阳的探测。离地球最远的“旅行者”1号(Voyager-1)经过35年的太空飞行,已于2012年10月到达122 AU(astronomical unit,天文单位,等于太阳到地球的平均距离149 597 870.66 km)的遥远宇宙,一般认为已经飞出太阳系。

经过 20 世纪 80 年代短暂的低潮后(整个 80 年代只发射了 13 颗深空探测器),到 21 世纪初,航天界迎来了第二次深空探测热潮。美国宇航局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)^[1]、欧洲空间局(European Space Agency, ESA)^[2] 和日本宇宙航空研究开发机构(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)^[3] 等空间机构陆续提出了各自的深空探测计划,旨在占领空间高新技术战略制高点,从而在 21 世纪的空间资源争夺中保持优势。为此,它们正在研究和计划实施多种复杂的新型深空探测任务。由于技术进步和探测经验积累,当前的深空探测除在整体上追求更稳健和注重效率以外,还在多数新任务设计中采用更节省燃料的、更复杂的轨道方案、制导和控制策略,并采用新型推进技术(包括电推进、太阳帆推进等)^[4,5]。与此同时,我国也提出了以月球探测为突破口,开展深空探测活动的策略。相关科研单位也在积极开展火星探测和小行星探测理论研究和工程实施工作。

在人类 50 年的深空探测活动中已经取得了辉煌的成就,截至 2012 年 10 月,各国发射深空探测器和月球探测器共有 243 颗(见表 0.1),其中有些是一颗探测器探测不同的多个目标,有些探测器携带小探测器,但大部分为单一的探测器,其中 134 颗探测器成功完成任务、7 颗探测器部分成功、98 颗探测器失败。

表 0.1 深空探测飞行器发射情况

探 测 天 体	探测器颗数	发 射 时 间
太阳	21	1960—2009
水星	3	1973—2004
金星	46	1961—2010
月球	113	1958—2011
火星	45	1960—2011
木星	9	1972—2011
土星	4	1973—1997
天王星	1	1977
海王星	1	1977
冥王星	1	2006
小行星	6	1989—2006
彗星	14	1978—2005

0.3 深空探测动力学与控制新问题

早期的深空探测器轨道设计方法建立在二体问题和霍曼变轨理论的基础上,初步设计中采用脉冲推进模型。因此,无须求解动力学问题,只需用几何方法拼接开普勒轨道。由于开普勒轨道都是圆锥曲线,这种设计轨道的方法称为圆锥曲线拼接法。使用这种设计方法的两个前提条件是:

- (1) 探测器采用大推力轨控发动机,可以简化为脉冲推进模型;
- (2) 探测器在两个天体引力平衡点附近运动时间很短。

早期的深空探测恰好符合这两个条件。然而,第二次深空探测热潮和早期的有很大差别,更加强调方案和技术创新,并且关注的热点问题也更加多样化。主要表现为:①除了脉冲大推力的推进方式,还采用了多种连续小推力方式^[6],并且采用行星引力辅助技术^[7];②提出了多种新概念飞行器,如太阳帆、磁帆等^[8];③提出了多种新型的任务轨道,如拉格朗日点附近的周期轨道、悬浮轨道等^[9];④采用多种类型的导航技术,如大功率地面测控技术和自主导航技术;⑤探测目标的选择更加广泛,如近地小行星、柯伊伯带小天体等,对火星的探测也更加全面和细致。显然,采用连续小推力(例如电推进或者太阳帆推进)的航天器,不满足条件(1);近年来兴起的晕轨道(Halo轨道,英文 halo orbit)航天器,就是在两个天体的引力平衡点附近飞行,不满足条件(2)。这两类航天器的运行轨道是高度非开普勒轨道(highly non-Keplerian orbit)^[10],无法沿用圆锥曲线拼接法,在轨道设计时必须考虑 N 体系统的动力学特性、轨道稳定性以及轨道控制策略等。这些新型的推进方式和新型的任务轨道,可以有效地降低深空探测成本,拓展人类进行深空探测的范围,从而提升人类探测深空的能力。

基于这些新型轨道、新推进技术的深空探测任务蕴含着丰富的动力学与控制问题。如“起源”号(Genesis)任务中涉及非线性动力系统的不变流形(invariant manifold)^[11],已经发射的“黎明”号(Dawn)多颗天体的遍历探测任务涉及路径优化、连续小推力飞行器轨迹优化、多次引力辅助理论^[12]、小行星附近的轨道及轨道控制、深空光学自主导航技术等。这些动力学与控制问题正是第二次深空探测热潮中轨道设计的基础。

0.4 本书的内容

本书是作者近十年在深空探测动力学与控制方面研究成果的系统总结。为了方便读者阅读本书各个章节的专业内容,下面以综述的形式集中介绍一些共性基础,及其与本书重点研究问题的关系。

需要说明的是,书中频繁涉及“轨道”(orbit)和“轨迹”(trajectory)两个概念。NASA 对此的解释为^①: 轨迹通常是指具有明确的起止点的有限路径,一般与导弹、火箭等人工发射物体联系在一起;轨道通常是指一定程度上可以无限延伸或往复的路径,一般与卫星(包括人造地球卫星)、行星等自然天体联系在一起。但是这种区分也不是一成不变的,本书在相关之处总体上以 NASA 的解释为准进行区分,在有些地方也会兼顾中文的传统表达习惯。

0.4.1 脉冲推进和连续小推力轨道设计

在深空探测任务中,探测器的推进方式可分为脉冲推进、连续小推进和无燃料推进(太阳帆、磁帆等)三种。

脉冲推进是理论上最成熟、在航天器任务设计中最常用的推进模型。在轨道设计过程中,也经常使用脉冲推进做初步设计,以其结果作为初始值,迭代修正得到有限推力模型下的轨迹。脉冲推进模型在航天器轨道动力学的相关教科书中都可以查到,本书不再赘述。本书以脉冲推进模型下火星探测为例,系统地介绍行星探测轨道初步设计过程,包括直接转移轨道设计、通过二体模型求解兰伯特(Lambert)问题来确定发射窗口、在精确模型下进行参数修正、中途修正策略设计、目标行星的直接捕获策略优化等。

连续小推力发动机的比冲大,可以有效地提高有效载荷比重。目前,连续小推力发动机的种类有电推进、核推进等,在实际任务中得到应用的是电推进技术。美国、欧洲和日本在这方面的技术已经很成熟,已在实际飞行中使用。这种连续小推力推进器早在 1964 年就进行过在轨演示试验,一种离子电推进器在 NASA 的“太空电火箭试验”1 号(Space Electric Rocket Test-1, SERT-1)项目中实施^[13]。但真正在深空探测任务中应用连续小推力发动机还是近十几年的事,电离子推进技术的首次应用是 NASA 于 1998 年发射的“深空”1 号(Deep Space-1)^[14]。此外,还有 JAXA 于 2003 年发射

^① 见网站 <http://history.nasa.gov/conghand/traject.htm>(引用于 2012 年 12 月 26 日)。

的“隼鸟”号(Hayabusa),同年 ESA 发射的 SMART-1(Small Missions for Advanced Research in Technology-1),2007 年美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory,JPL)发射的 Dawn 探测器等。

对于连续小推力推进模型,传统的脉冲推进模型下的轨道设计方法不再适应,需要研究更加具有针对性的轨道设计方法。由于连续推力作用下的动力学方程一般没有解析解,小推力模型下的轨道设计通常被转化为一个轨迹优化问题,即满足任务需求的同时,优化任务所消耗的燃料、任务时间或者其他性能指标,这是近期深空探测研究的热点之一。

小推力模型下轨迹优化方法通常可分为三类:直接法、间接法和混合法。直接法是将连续的最优控制离散成参数优化问题,然后再用非线性规划的方法来求解^[15,16]。直接法的优点在于操作简单,不需要猜测协态变量初值,并且优化解的收敛域要比间接法宽;缺点在于优化变量通常较多,计算量大,往往容易陷入局部最优解。间接法是基于变分原理,即庞特里亚金(Pontryagin)极大值(极小值)原理,将控制变量受约束的最优控制问题转化为满足一阶最优必要条件的两点边值问题(two-point boundary-value problem,TPBVP),通过求解 TPBVP 得到原问题的最优控制^[17,18]。间接法的优点在于求得解的最优性和精度通常比直接法要好,并且求得的解满足最优性一阶必要条件;但是间接法对协态变量的初值比较敏感,对初值精度要求很高,优化解的收敛域小。混合法也利用了协态方程,引入了协态变量,根据 Pontryagin 极大值原理通过协态变量确定最优控制律,但是并不直接求解 TPBVP,而是将状态方程及协态方程离散成参数优化问题,之后通过构造非线性规划问题来求解^[19]。混合法对初值的依赖性不如间接法那么高,降低了对协态变量初值的敏感程度,因此在计算精度和计算效率上都有很大优势;但是,混合法需要对最优策略做事先的设定。

本书将重点讨论直接法中的伪谱法,以及间接法中的同伦方法。伪谱法是直接法中的一种配点法,它是将连续小推力的轨迹优化问题离散为非线性规划问题来解,不要求解打靶方程,降低了对协态变量初值的敏感程度。伪谱法与普通配点法的最大区别在于,伪谱法基于非均匀伪谱网格的微分矩阵来获得数值微分,从而实现对导数项的近似,最终能够高效地求解,这也是近期伪谱法备受关注的的重要原因^[20,21]。本书介绍作者所在团队近年来在应用伪谱法求解连续小推力轨迹优化问题上取得的一些进展^[22,23],例如,构造了伪谱法求解小推力轨迹优化问题的基本形式,将原问题离散成非线性规划参数优化问题,推导了一阶必要条件——Karush-Kuhn-Tucker(KKT)条件;结合伪谱法乘子等价映射和同伦方法,构造了

伪谱-同伦混合方法,解决了同伦方法初始化困难的问题;研究了含时变内点约束的轨迹优化问题,建立并证明了相应的乘子等价映射。

同伦方法是主要应用于间接法中的一种方法。同伦方法可简单解释为:对于所求的较难的问题,构造一个与之相关联的较易求解的问题;首先求解较易问题,然后通过迭代的方法逐步逼近较难求解的问题。2002年法国航天中心(Centre National d'Etudes Spatiales, CNES)的 Bertrand 和法国国家科学研究院(Centre National de la Recherche Scientifique, CNRS)的 Epenoy 共同提出了一种用于小推力轨迹优化的平滑技术^[24],这种技术实际上就是 2004 年 Haberkorn 等研究的同伦方法^[25]。同伦方法的提出拓宽了最优解的收敛域,降低了间接法求解最优控制问题的难度。作者团队的蒋方华博士给出了一种协态变量初值归一化的方式,用离子群算法很容易搜到全局最优解,相比于随机猜测初值,在很大程度上提高了计算效率;提出了一种开关函数检测方法,能够较精确地对开关函数变化剧烈的区间进行积分;考虑了轨道设计中,途中需要用到引力辅助这样的复杂内点约束问题,推导了引力辅助作为内点约束的解析的一阶必要条件。

0.4.2 深空探测自主导航技术

深空探测器飞行距离远、时间长、环境未知因素多,传统上依靠地面测控的航天器导航与控制方法在实时性、成本和资源上受到限制,很难满足深空探测一些特殊任务对高精度导航与控制的需要。自主导航技术能减少操作的复杂性,增强探测器的自主生存能力,并为姿态控制、机动规划和轨道控制等方面的自主能力提供支持,从而扩展探测器的空间应用潜力^[26]。为此,深空探测自主导航技术受到了人们的关注,在深空探测任务中不断取得进展,成为保证深空探测任务成功实施的一项关键技术。

早在 20 世纪 60 年代, Battin 等人就提出了星际航天器自主导航理论^[27]。然而,直到 20 世纪末, NASA 的 Deep Space-1 任务才第一次在轨验证了完全意义上的深空自主导航技术^[28],在深空探测自主导航史上具有划时代的意义。当前深空探测自主导航技术一般都是基于用光学导航敏感器获取的导航星或目标天体图像信息,光学导航已成为当前国外深空自主导航的核心内容。

光学导航的工作原理是以目标天体或者运行轨道附近的一些已知星历的天体作为导航星,然后规划和处理观测到的天体光学图像,利用已知的天体信息,确定探测器的位置和速度。以 Deep Space-1 任务为例,在深空探测中光学自主导航中涉及的关键技术主要包括:

(1) 导航小行星筛选及规划技术。Delavault 等人根据光学系统的性能参数及拍摄条件限制,给出了比较常用的筛选准则^[29]。

(2) 光学导航敏感器图像拍摄及图像处理技术。

(3) 导航观测数据提取技术。JPL 的 Bhaskaran 等在“星尘”号(Stardust)任务中,研究了小天体交会段的中心自主提取技术^[30~32],这里涉及的中心点提取技术已经在“旅行者”2号(Voyager-2)探测器与天王星和海王星相遇时得到了验证。

(4) 探测器自主姿态确定技术。

(5) 自主导航轨道确定技术。其中最常用的最小二乘算法,在 Deep Space-1 任务的自主导航^[33]和“深空撞击”(Deep Impact)任务的接近段的导航中已经得到应用^[34]。

对于深空探测自主导航,每一项关键技术都将直接影响整个自主导航计划的成败。因此,在深空探测任务地面准备阶段,需要对每一项技术进行仔细研究。

然而,对于光学自主导航,考虑到小行星的筛选准则以及导航相机的拍照序列规划问题,可能导致可以用于导航系统的小行星图像信息不一定满足任务要求。另外,对于更遥远的深空探测任务,如外太阳系探测,由地面站观测得到的小行星星历信息误差较大,且在任务实施之前难以更新,无法得到符合轨道要求的小行星观测方案。因此,自主光学导航方法在深空中的应用也还需要进一步深入研究。

在目前已经开展的深空探测任务中,自主导航技术一般都是针对深空探测具体项目和具体任务阶段的需求发展的,彼此相对独立,缺乏系统性,因此与自主导航技术成熟应用的需求还有一定的距离。这一方面说明实现深空探测完全自主导航有较大的技术难度,另一方面也说明深空探测航天器自主导航还有较多的关键技术值得深入研究。作者团队开展的相关的工作有:

(1) 在目前成功实施的深空探测任务中,光学自主导航技术主要应用在对小行星及彗星的探测过程中,对于大行星探测过程中的光学自主导航技术的应用不多见。在我国将要开展火星探测的背景下,将光学自主导航技术应用到了火星探测的过程中,并对整个过程进行了仿真验证^[35]。

(2) 根据火星发射窗口的特点,设计了可用于实际探测器发射的标称轨道。在火星探测巡航段,研究了探测器利用小行星进行光学自主导航的整个流程;归纳了导航小行星的筛选条件及筛选步骤,并筛选出可用于实际火星探测任务的导航小行星序列^[35]。

(3) 对深空探测中常用的加权最小二乘算法(weighted least squares, WLS)、扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter, EKF)和无迹卡尔曼滤波(unscented Kalman filter, UKF)算法进行了总结,并对这三种滤波算法在火星探测中不同飞行阶段的滤波性能进行了比较分析;结合不同初始条件下的滤波计算结果及原因,给出了在实际任务中不同滤波算法的选择参考依据。

(4) 在火星探测接近段,对自主导航系统的可观测性进行了分析,从理论上证明了自主导航系统具有可观测性。

0.4.3 引力辅助技术及其在深空探测中的应用

在对太阳系的外圈行星(木星、土星、天王星、海王星)和太阳极轨的探测中,为了减少燃料消耗和任务时间,经常需要在轨道设计中考虑天体引力辅助技术。引力辅助(gravity assist),又称甩摆(swing-by)、天体借力、近旁转向,是深空探测中经常使用的一种技术。这种技术的基本原理为:有意设计探测器经过行星或卫星附近,利用它们的引力对探测器进行加速、减速或转向,使其朝着更有利于接近目标的方向前进,从而减少燃料消耗和缩短任务时间。引力辅助的理论研究可追溯到17世纪末,达朗贝尔等学者在研究彗星掠过木星受到的摄动影响时发现了引力加速或减速现象。引力辅助技术理论的研究始于20世纪中期,其中Breakwell和Perko^[36]、Sims^[37,38]、Prado^[39,40]、Felipe和Prado^[41,42]等人的工作比较有代表性。最近国内学者对此也做了一些工作,如乔栋等^[43]、崔平远等^[44]的工作。

引力辅助技术的首次应用是在1959年,苏联的“月球”3号(Luna-3)探测器应用引力辅助技术到达了月球背面并拍摄了该区域的照片。美国1973年发射的探测水星的“水手”10号(Mariner-10)探测器于1974年2月5号经过金星的引力加速,成功探测了金星和水星。其后,NASA于1977年发射的探测外太阳系的Voyager-1,1989年发射的探测木星的“伽利略”号(Galileo),1990年发射的探测太阳极区的“尤利西斯”号(Ulysses),NASA、ESA及意大利航天局(Italian Space Agency, ASI)在1997年发射的探测土星的“卡西尼-惠更斯”号航天器(Cassini-Huygens),NASA于2004年发射的探测水星的“信使”号(Messenger),2006年发射的探测冥王星的“新地平线”号(New Horizons),2007年发射的探测小行星的Dawn探测器,以及预计2020年发射的探测木星卫二的“木卫二轨道器”(Jupiter Europa Orbiter, JEO),都采用水星、金星、地球、木星、土星等行星中的一颗或多颗进行引力辅助。这些经典的任务虽然使用的都是化学推进,但由于采用了

行星引力辅助技术,极大地节省了燃料。

尽管引力辅助的基本理论比较简单,但依然存在着一些难点,主要包括:

(1) 对于引力辅助的顺序、时机的设计和选择,至今没有很好的解决方法。JPL 和普度大学合作开发的 STOUR(Satellite Tour Design Program) 工具^[45]代表当前工程应用的最高水平,它实际上是采用枚举法,优化过程计算时间很长。随着各种推进技术的发展,近年来更多考虑电推进、太阳帆,以及它们和引力辅助相结合的方案。这给任务设计带来了新的课题。

(2) 现在的引力辅助分析都使用粗略的简化模型,为了更接近实际情况,需要将模型细化以达到工程需求,即需要研究高精度模型下的引力辅助技术。目前国内这方面的工作还很少,处于起步的阶段。国外同行已经进行了一些相关的工作,但是可以查到的文献很少。Stephen 和 Bayliss^[46]在简单引力辅助模型的基础上,采用摄动的方法,在引力辅助行星的影响球之外把引力辅助天体的引力当作摄动,在引力辅助行星的影响球之内太阳的第三体引力当作摄动,通过消除影响球内外的状态和时间的差别得到精确引力辅助动力学模型下的引力辅助设计,这种方法导致了影响球内外引力摄动的不连续。

(3) 最近研究发现,结合电推进等小推力和行星引力辅助,能够大幅度降低整个任务代价和飞行时间,能够实现其他方案不能实现的任务。传统的引力辅助问题一般基于脉冲推进模型,自由飞行段由开普勒圆锥曲线来近似,该理论在国外比较成熟,在实际飞行任务中采用,并且有较成熟的设计软件,如 JPL 的 STOUR。连续推力和引力辅助的结合的问题,从理论上讲可以建立完整精确的动力学模型,包括全部要考虑的天体,进行统一求解。然而,引力辅助过程的时间量级是小时,而星际飞行段的时间量级为月或年,行星引力和小推力对航天器产生的加速度的比值的范围跨数个量级。目前还没有成熟的算法可以保证这种问题长时间计算的精确性。同时,问题的优化变量会急剧增加,并且由于引力辅助的引进而增加的约束,使得本来就难求解的最优控制问题更加复杂,采用传统的打靶法很难得到最优解,需要开发新的算法。目前国际上还是将这个问题转化为三个层次的优化问题:确定引力辅助次序,确定引力辅助时机,精确优化计算轨迹。从第一届国际深空轨迹优化竞赛(GTOC)公布的结果(陆续发表在 *Acta Astronautica* 上),以及赛后举行的国际研讨会来看,目前还没有确定引力辅助次序的成熟理论和方法,主要靠经验和枚举法,以及使用特殊情况下连续小推力的解析解,这个问题对最终结果的影响最大。