



工业和信息化部“十二五”规划专著



陕西省出版资金精品项目

利用拉格朗日点的 深空探测技术

李言俊 张 科 吕梅柏 张汉清 © 著

西北工业大学出版社



工业和信息化部“十二五”规划专著



陕西出版资金精品项目

利用拉格朗日点的 深空探测技术

李言俊 张 科 吕梅柏 张汉清 著

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书以三体轨道动力学为基础,研究了拉格朗日点(平动点)动力系统的特征、周期和拟周期轨道的计算、中心流形、稳定和不稳定流形的结构、拉格朗日点轨道的控制及转移轨道的设计、轨道的优化和中途修正等问题。

本书可作为高等学校导航制导类和航空航天类专业研究生教材或参考教材,也可供从事深空探测工作的研究人员和工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

利用拉格朗日点的深空探测技术/李言俊等著. —西安:西北工业大学出版社,2014.11
ISBN 978-7-5612-4181-3

I. ①利… II. ①李… III. ①空间探测—研究 IV. ①V11

中国版本图书馆CIP数据核字(2014)第259081号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路127号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:<http://www.nwpu.com>

印 刷 者:陕西向阳印务有限公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:21.375

字 数:516千字

版 次:2015年1月第1版

2015年1月第1次印刷

定 价:68.00元

前 言

了解太空、探索宇宙一直是人类不懈追求的目标,20世纪50年代诞生了探索外层空间的航天技术,由此人类研究未知领域的脚步又向前迈开了巨大的一步。半个世纪以来,随着科学技术的不断发展,航天技术也得到了长足的进步,并在社会生活的各个方面产生了重大而深远的影响。目前,人类航天活动的重点集中在三个领域:人造卫星、载人航天和深空探测。人造卫星技术已经相当成熟,目前正在广泛应用于军事和商业用途。载人航天活动蓬勃开展,我国亦于近年突破了这项技术,取得了很大的成功。深空探测则是21世纪航天活动的热点,是未来航天活动发展的方向。深空是指脱离地球引力场以外的太阳系空间和宇宙空间,深空探测是指脱离地球引力场,进入太阳系空间和宇宙空间的探测,主要包括月球探测、日地探测以及行星际探测三个层面,这三个层面是由近及远、一脉相承、紧密联系的。近年来,深空探测活动已在世界范围内兴起,而且方兴未艾。

在已完成的深空探测任务中,以月球探测为主任务的次数最多,达108次,占总数量的50.2%;太阳探测11次(不包括近地轨道的太阳探测任务),占任务总次数的5.1%;火星探测37次,占17.2%,其中1990年以后发射的有12次,尤其是1996年以后,在每两年一次较为有利的发射窗口期间,都有火星探测器发射;金星探测40次,占18.6%,其中1990年前发射39次,这些金星探测器多是苏联发射的,总数为33次;水星探测2次,占0.9%;木星、土星等气体巨行星及其卫星的探测6次,占2.8%;冥王星探测1次,占0.5%;彗星和小行星等天体的探测10次,占4.7%。

我国也在2006年《中国的航天》白皮书、2007年的《空间科学发展规划》中把“深空探测”作为空间科学的重要内容列入其中。2007年10月24日嫦娥1号月球探测器的成功发射迈出了我国开展深空探测的第一步,2010年10月1日又成功发射“嫦娥二号”月球探测器。作为国家“十一五”空间科学发展计划六大目标之一的日地观测卫星“夸父计划”也在紧锣密鼓地进行,火星探测计划也已经初步展开。

从历史上看,深空探测的目标主要集中在月球、太阳、火星、金星以及彗星和小行星等方面;从近年的空间任务来看,探测的重点没有改变。可以推断,在今后相当长的一段时间内,深空探测的重点领域将锁定在月球、火星与日地空间的探测上。

在这种深空探测航天技术发展的大背景下,三体拉格朗日点的应用潜力和重要地位日益凸现出来。

早在1772年,法国科学家拉格朗日在研究月球运动时曾经指出,地球和月球相互吸引,形成“地月系统”。由于月球在围绕地球运行,并且地球和月球一起围绕它们的“共心”转动,因而在地月系统转动过程中,地球引力、月球引力和绕“共心”转动产生的离心力三者相互作用的结果便产生5个引力平衡点。天文学上将这5个平衡点称为“拉格朗日点”或“平动点”。这5个拉格朗日点中有2个稳定的平衡点位于月球轨道上与地月连线成 60° 夹角的位置,所以又称为三角拉格朗日点或三角平动点,而另外的3个平衡点是不稳定的平衡点,位于穿过地球和月球的一条直线上,又称为共线拉格朗日点或共线平动点。天文学家们的进一步研究表明,在每个由两大天体构成的系统中,都存在5个拉格朗日点。两个天体对拉格朗日点处的小物体的引力能够保持平衡,小物体相对于两个天体可以基本保持静止。但5个拉格朗日点中只有2个是稳定的,即小物体在该点处即使受到外界引力的摄动,仍然会保持在原来的位置附近。另外3个是不稳定的,即当物体在该点处受到外界引力的摄动时,将偏离原来的位置。

拉格朗日点的应用价值主要体现在其独有的空间位置,位于拉格朗日点的航天器所受离心力与引力相互平衡,将与两天体保持相对静止的位置关系,这为进行长期科学观测提供了难得的有利条件。研究表明,拉格朗日点附近的区域具有弱稳定性,不同初始状态的航天器将进入不同运动形式的轨道,若条件适宜则可进行周期运动或拟周期运动。

拉格朗日点动力学特性还蕴含了过渡到其附近周期轨道的节能通道,为拉格朗日点的应用提供了现实途径。三角拉格朗日点和共线拉格朗日点,实质上即动力系统理论中的中心点和鞍点。对于中心点,在其周围存在中心流形,即周期和拟周期轨道的集合;对于鞍点,其邻近的动力学特征极其丰富,既存在中心流形结构,还存在与之关联的稳定流形和不稳定流形结构。当航天器在稳定流形上运行时,可以无动力地向中心流形无限逼近。如果可以从近地停泊轨道处经过一次变轨将航天器送入稳定流形,航天器即可不消耗能量地向目标轨道演化。同理,利用不稳定流形可设计零消耗返回地球的转移轨道。

总之,由于具有以上特殊的优良性质,拉格朗日点及其附近空间是未来深空探测进程中的一种宝贵空间资源,在深空探测实践中具有广阔的应用前景,是人类共同的财富。如何更好地开发和利用这些资源,将是21世纪航天领域的重点课题。

由于三体问题的复杂非线性,无论从理论上还是从实践上都有许多问题亟待解决。对三体轨道的认识离不开对三体动力学的深入研究,这是拉格朗日点研究的基础性问题;而拉格朗日点周期、拟周期轨道是三体问题中最具有应用价值的两类轨道,其设计方法是拉格朗日点应用研究中首先需要解决的问题;在得到满足科学探测任务所要求的周期、拟周期轨道后,如何利用不变流形进行天体停泊

轨道与拉格朗日点轨道之间的双向转移轨道设计,则是紧接着要解决的重要问题。

自2007年开始,在高等学校博士学科点专项科研基金(20060699024)、国家自然科学基金(61174204)、西北工业大学基础研究基金(GCKY1006)的支持下,我们学科组以三体轨道动力学为基础,研究了平动点动力系统的特征、周期和拟周期轨道的计算、中心流形、稳定和不稳定流形的结构、平动点轨道的控制及转移轨道的设计、轨道的优化和中途修正等问题,取得了大量的研究成果。本书即是在这些研究成果的基础上撰写的学术专著。

全书共分为14章。第1章和第2章分别为绪论、限制性三体问题及拉格朗日点动力学,介绍了课题研究的目的、意义和国内外研究现状,以及圆形限制性三体问题及其拉格朗日点(平动点)的有关知识和理论基础;第3章为平面圆形限制性三体问题的相流结构,对圆形限制性三体问题的平面情况进行了研究,给出了一种计算 Lyapunov 轨道的新方法——构造流函数法,设计了平面圆形限制性三体问题相空间的三维表示方法,提出了一种用角度-距离坐标表示庞加莱截面的新方法,并基于该方法研究了共线拉格朗日点区域相流的扭转特性和整体相流的转移特性;第4章为基于不变流形的转移轨道设计,研究了平面圆形限制性三体问题模型下两个基于不变流形的转移轨道设计问题,给出了基于日地系统拉格朗日 L_1 点流形的地月低能转移轨道设计方法和基于扰动流形的 L_1 点至地球转移轨道的设计方法;第5章为晕轨道及其中途轨道修正,将圆形限制性三体问题的研究扩展到三维空间情况,计算了晕轨道的不变流形结构,以此为基础设计了日地系统拉格朗日 L_1 点晕轨道与地球之间的低能单脉冲和双脉冲转移轨道,针对实际中的扰动因素,设计了转移轨道的双脉冲轨道修正策略,分析了轨道修正的燃料消耗与状态误差和修正时间的关系;第6章为共线平动点的中心流形,主要是对化简到中心流形的整个过程进行了讨论,给出了该过程中每个环节的计算方法,对中心流形哈密尔顿量的计算、非线性坐标变换的求取等环节进行了改进;第7章为拟周期轨道的数值计算,重点研究了共线平动点附近拟周期轨道的数值计算方法;第8章为基于拟周期轨道的任务设计,在综合应用前面各章方法的基础上,研究了拟周期轨道的不变流形结构和 Lissajous 轨道的遮挡问题,讨论了拟周期轨道转移轨道的设计,通过充分利用不变流形结构和庞加莱截面方法,得到了考虑轨道倾角因素并且能量消耗近似全局最优的转移轨道,通过将动力学中心流形结构引入轨道控制方法的设计之中,得到了基于投影到中心流形的稳定保持方法,可在显著降低燃料消耗的基础上达到很好的稳定保持效果;第9章为基于三体动力学模型弱稳定边界理论的探月轨道设计,主要研究两个晕轨道之间的直接转移轨道设计、从晕轨道到月球的登月轨道设计以及从地球到月球的登月轨道设计;第10章为低能量转移轨道的优化技术,在对轨迹优化技术进行比较和选择之

后,针对智能技术提出了一种改进的自适应范围复合粒子群优化技术,并将这种改进的优化算法用于行星间的转移轨道优化;第11章为探月轨道控制方法,主要研究了利用极点配置控制方法和变结构控制理论对地月系统晕轨道进行轨道控制的方法,建立了晕轨道控制系统的状态方程并基于小偏差假设进行了状态方程的线性化,利用线性系统的极点配置及线性变结构控制调节器和模型参考变结构控制跟踪器推导了相应的控制律;第12章为非线性系统的次优控制及其在轨道保持和编队飞行控制中的应用,研究了在月球摄动因素下的晕轨道保持问题,利用非线性次优控制技术对航天器进行了控制,并将非线性次优控制技术用于在月球摄动因素下的晕轨道上的编队飞行控制;第13章为星图识别与天文导航,主要以月球探测为例研究了深空探测的自主导航技术,利用一种改进的代价参考粒子滤波方法来对天文导航进行滤波;第14章对全书进行了总结与展望,总结了所取得的主要研究成果及需要进一步深入研究的一些问题。

本书由李言俊、张科、吕梅柏、张汉清撰写。参加有关课题研究的成员有李言俊、张科、吕梅柏、张汉清、谭明虎、董唯光、晁宁、汪小婷、张云燕、薛舜等。

西北工业大学教务处和西北工业大学出版社对本书的出版给予了热情的支持,在此深致谢忱。书中如有不妥之处,敬请给予批评指正。

著者

2014年6月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 拉格朗日点与弱稳定区	1
1.2 深空探测及其关键技术	3
1.3 国内外研究状况	9
1.4 学科组的主要研究工作和研究成果	18
第 2 章 限制性三体问题及拉格朗日点动力学	21
2.1 限制性三体问题	21
2.2 拉格朗日点动力学	30
第 3 章 平面圆形限制性三体问题的相流结构	34
3.1 李雅普诺夫轨道的计算	34
3.2 不变流形及其计算	39
3.3 相空间的三维表示	41
3.4 庞加莱(Poincaré)截面法	44
第 4 章 基于不变流形的转移轨道设计	58
4.1 地月低能转移轨道设计	58
4.2 地月三体问题下 L_1 点至地球的低能转移轨道设计	66
第 5 章 晕轨道及其中途轨道修正	76
5.1 晕(Halo)轨道的计算方法	76
5.2 晕轨道的不变流形	85
5.3 日地系统 L_1 点晕轨道的转移轨道设计	86
5.4 转移轨道的中途轨道修正	94
5.5 晕轨道的中途轨道修正	97
第 6 章 共线平动点的中心流形	103
6.1 中心流形的计算	104
6.2 中心流形的结构	121
6.3 中心流形的稳定和不稳定流形	129

第 7 章 拟周期轨道的数值计算	133
7.1 微分校正方法的构造	133
7.2 并行打靶方法	140
7.3 数值优化方法	142
第 8 章 基于拟周期轨道的任务设计	144
8.1 引言	144
8.2 拟周期轨道的不变流形结构	145
8.3 Lissajous 轨道的遮挡问题	147
8.4 转移轨道的设计	150
8.5 拟周期轨道的稳定保持	155
第 9 章 基于三体动力学模型弱稳定边界理论的探月轨道设计	166
9.1 利用不变流形和庞加莱截面的转移轨道设计	167
9.2 地月系统中晕轨道之间的转移轨道设计	171
9.3 地月系统中的晕轨道到月球的转移轨道设计	178
9.4 利用日地系统和地月系统设计从地球通过 L_1 点的晕轨道到达月球的转移轨道	201
第 10 章 低能量转移轨道的优化技术	208
10.1 优化技术的选择	208
10.2 粒子群优化算法	210
10.3 利用粒子群算法优化行星之间的转移轨道	221
第 11 章 探月轨道控制方法	232
11.1 轨道控制的基本概念	232
11.2 晕轨道控制系统状态方程的建立及其线性化	235
11.3 地月系统晕轨道控制方案	241
11.4 探月轨道的中途修正	254
11.5 变结构控制及其在探月轨道控制中的应用	261
第 12 章 非线性系统的次优控制及其在轨道保持和编队飞行控制中的应用	273
12.1 改进的非线性系统的次优控制	273
12.2 非线性系统的次优控制方法在晕轨道保持中的应用	280
12.3 非线性系统的次优控制方法在编队飞行控制中的应用	286

第 13 章 星图识别与天文导航	294
13.1 基于锚定和 EMD 距离的星图识别方法	294
13.2 改进的代价参考粒子滤波在自主天文导航中的应用	298
第 14 章 总结与展望	306
14.1 总结	306
14.2 需要进一步研究的工作	308
参考文献	309

第1章 绪论

1.1 拉格朗日点与弱稳定区

早在1772年,法国力学家、数学家拉格朗日在研究月球运动时曾经指出,地球和月球相互吸引,形成“地月系统”。由于月球在围绕地球运行并且地球和月球一起围绕它们的“共心”转动,因而在地月系统转动过程中,地球引力、月球引力以及绕“共心”转动所产生的离心力三者相互作用的结果便产生出5个引力平衡点。其中第1个平衡点 L_1 位于地球与月球之间,与月心的距离为57 760 km;第2个平衡点 L_2 位于地月连线的延长线上,与月心的距离为65 348 km;第3个平衡点 L_3 位于月地连线的延长线上,与地心的距离为380 556 km。 L_1 、 L_2 和 L_3 均为不稳定平衡点。另有2个稳定的平衡点 L_4 和 L_5 位于月球轨道上与地月连线成 60° 夹角的位置。后来,天文学上将这5个平衡点称为“拉格朗日平衡点”,简称为“拉格朗日点”或“平动点”。由于其中的3个不稳定的平衡点 L_1 、 L_2 和 L_3 位于一条直线上,所以又称为共线拉格朗日点或共线平动点,而另外的2个稳定的平衡点 L_4 和 L_5 由于与地球和月球呈等边三角形,故称为等边三角形拉格朗日点或等边三角形平动点,又简称为三角拉格朗日点或三角平动点。

天文学家们的进一步研究表明,在每个由两大天体构成的系统中,都存在5个拉格朗日点,如图1-1所示,其中 M_1 表示较大的天体, M_2 表示较小的天体。这两个天体对拉格朗日点处的小物体的引力能够保持平衡,小物体相对于两个天体可以基本保持静止。但5个拉格朗日点中只有两个是稳定的,即小物体在该点处即使受到外界引力的摄扰,也仍然具有保持在原来位置点处的趋势。

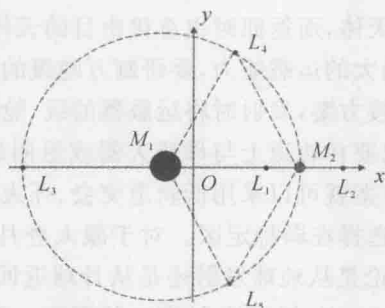


图1-1 拉格朗日点位置示意图

5个拉格朗日点中共线平动点由于特殊的空间位置和丰富的动力学特性而备受关注。例如:

- (1)对于载人登月来说,地月系统 L_1 点是地球与月球之间理想的运输和通讯的中转站,

通过一定的轨道控制策略能够使大型航天器或空间站仅消耗极少的能量即可长期运行于该点的周期或拟周期轨道上。

(2)对于探月工程来说, L_2 点附近的晕轨道则距离月球背面较近且周期较短,摆脱了与地球通信中月球对信号的阻挡,是月球背向最佳的观测点或发射台。

(3)对于对日观测来说,日地(月)系统 L_1 点附近的晕轨道则是太阳系内部观察太阳活动情况的理想位置。但是若将探测器准确置于日地系统拉格朗日点 L_1 上,当地面天线对准探测器时,太阳也在视场内,发回信号将受到太阳的强烈干扰。研究表明,拉格朗日点 L_1 附近的区域具有弱稳定性,不同初始状态的航天器将进入不同运动形式的轨道,若条件适宜则可进行周期运动或拟周期运动,相应的轨道称为平面 Lyapunov 轨道、空间晕(Halo)轨道、Quasi-Halo 轨道和 Lissajous 轨道,可使上述干扰问题得到解决。Halo 轨道,即晕轨道,是围绕共线平动点又可以避免“蚀”现象的空间周期轨道。“晕”的提法源于地球上看到的日晕或月晕现象。由于可避免“蚀”现象,Halo 轨道的工程应用价值很早就得到了实现。如 1978 年 NASA 发射的 ISEE-3,先后进入日地系统的 L_1 和 L_2 点附近的 Halo 轨道执行科学任务。

近年来,对于地月系统引力场的研究表明,沿着包括 3 个拉格朗日点 L_1 、 L_2 和 L_3 在内的地月连线,形成了一条“走廊”,称为“弱稳定区”。它有以下特点:

(1)一个不在拉格朗日点上的航天器,只要达到一定的速度,便能克服地球、月球引力和转移坐标系的影响,留在这条“走廊”内,既不脱离地月系统,也不被地球或月球捕获。

(2)只须利用微小的推力,就可以使航天器在环绕不稳定点的封闭轨道上运行,这种轨道称之为“晕”(Halo)轨道。若在地月系统拉格朗日点第 2 平衡点 L_2 附近放置一颗通信卫星,使该卫星在垂直于地月连线的面上绕 L_2 点的封闭曲线(月晕轨道)运动,则从地面上看,该卫星始终在“月盘面”外的月晕中绕月飞行,可为未来建在月球背面上的基地与地球通信进行中继。

(3)只须提供很小的速度增量,航天器便可以在弱稳定区内远距离巡回移动。稍加大一点速度增量,航天器便可以飞出弱稳定区,脱离地月系统进入深空或飞向太阳系其他行星。

(4)弱稳定区是航天器轨道交会对接的理想地点。对于两个以每秒数千千米高速运行的航天器来说,在太空交会对接是一项十分复杂的技术。载人登月或载人火星航行时,航天器最好从地面起飞后能直接飞抵目的天体,而返回时也直接由目的天体返回地球,避免轨道交会。但是,采取直接航行的方式需要极大的运载能力,要研制万吨级的运载器是极为困难的。所以可以采用化整为零的轨道交会对接方案,发射时将运载器的级、舱段和部件分别发射到近地轨道上交会对接。返回时,返回舱也要在轨道上与母航天器或返回运载器交会对接后一起返回地球。例如,对于火星载人航行方案就可以采用低轨道交会、环火星轨道交会或火星绕飞轨道交会等。这种交会对接点就可以选择在弱稳定区。对于载人登月来说,若把交会对接选在地月系统拉格朗日点 L_1 附近,则无论是从地球发射还是从月球返回,都不会受到任何限制。任何时候从地球上起飞都可以到达 L_1 点,没有发射窗口的限制。而返回舱从月面上任何点和任何时候起飞,均可以到达 L_1 点进行交会。这一点对于载人飞行特别重要,因为按目前的轨道设计方法进行载人飞行,当需要紧急返回而又不在于返回发射窗口时,宇航员将无法返回地球。

(5)弱稳定区是建立太空基地和星际航行港的最佳选择。20 多年前,人们在研究长久性大型空间站方案时,曾提出过把空间站建成太空基地和星际航行港。在太空基地中有各种航天基础设施,如航天器舱段、运载器级段、部件等的仓库、推进剂仓库和生活物资仓库等。若将

空间站设在绕地月系统 L_1 点的轨道上,则没有大气阻力会影响其轨道寿命,没有空间碎片、原子氧等侵袭空间站,并且航天运载器与空间站之间的往返不受发射窗口的限制。其唯一的缺点是由于没有地磁场对能量粒子的屏蔽和阻挡作用,太空基地中的电子设备要采用较强的抗辐射加固措施。

(6)从地月系统 L_1 点附近出发飞往行星,则只需要很小的速度增量便可以脱离地月系统。当采用低推力的电推进发动机对航天器进行长时间加速时,若从低地球轨道上出发,航天器将多次穿越地球内外辐射带,而从地月系统 L_1 点出发则能完全不经过地球辐射带,可以有效保证航天员的安全和仪器设备的可靠性。

从以上对地月系统弱稳定区的分析可以看到,若能很好地利用地月系统的拉格朗日点及其附近的弱稳定区,将会对未来的载人登月及火星载人航行等带来很大的方便和好处。

另外,由于每两大天体所构成的系统之间均存在着5个拉格朗日点,因而以太阳系内的各拉格朗日点为跳板,对太阳系行星的探测和开发就能够向前推进一大步。如果利用太阳系内的各拉格朗日点,精心设计航天器的航行路线在太阳系行星间飞行,则航天器只需要很少的燃料或其他能源。这些线路就像是一条条空间隧道,将太阳和其他行星连接起来,在这些隧道中航行的航天器的重力和旋转力可以相互抵消,因此航天器几乎可以不需要任何能源动力。这既可以降低深空探测的成本,也可以提高航天器的飞行速度,更可以加大航天器的飞行距离,去探测太阳系外的行星,也可以进行星际间的旅游。这就是美国喷气推进实验室(JPL)研究人员所提出的关于星际高速公路的设想。图1-2即是JPL研究人员所绘出的星际高速公路想象图。

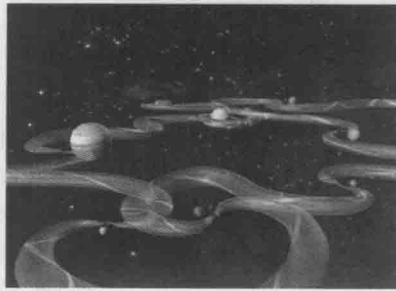


图 1-2 星际高速公路想象图

1.2 深空探测及其关键技术

了解太空、探索宇宙,一直是人类不懈追求的目标,20世纪50年代诞生了探索外层空间的航天技术,由此人类研究未知领域的脚步又向前迈开了巨大的一步。半个世纪以来,随着科学技术的不断发展,航天技术也得到了长足的发展,并在社会生活的各个方面产生了重大而深远的影响。目前,人类的航天活动重点集中在三个领域:人造卫星、载人航天和深空探测。人造卫星技术已经相当成熟,目前正广泛应用于军事和商业用途;载人航天活动蓬勃开展,我国亦于近年突破了这项技术,取得了很大的成功。深空探测则是21世纪航天活动的热点,是未来航天活动发展的方向。深空是指脱离地球引力场以外的太阳系空间和宇宙空间,深空探测

是指脱离地球引力场,进入太阳系空间和宇宙空间的探测,主要包括月球探测、日地探测以及行星际探测三个层面,这三个层面是由近及远、一脉相承、紧密联系的。近年来,深空探测活动已在世界范围内兴起,而且方兴未艾。

从1958年8月17日美国发射第一个月球探测器先驱者0号开始,人类迈向太阳系的星际探测活动至今已有近50年的历史了。到2006年6月,人类已发射过的向月球及月球之外的太阳系天体的深空探测活动共215次,其中成功和部分成功的114次,占总次数的53%,仅稍多于一半(这里成功判定依据主要是以是否返回探测数据为准)。在这些深空探测任务中,俄罗斯(包括苏联)发射过113次,占总数量的52.6%;美国发射过87次,占总数量的40.5%;日本发射过5次,占总数量的2.3%;欧空局发射过5次,占总数量的2.3%;美国和欧洲合作(包括与欧洲国家合作)发射过5次,占总数量的2.3%,如图1-3所示。

我国也在2006年《中国的航天》白皮书、2007年的《空间科学发展规划》中把“深空探测”作为空间科学的重要内容列入其中。2007年10月24日嫦娥1号月球探测器的成功发射迈出了我国开展深空探测的第一步,2010年10月1日又成功发射“嫦娥二号”月球探测器。作为国家“十一五”空间科学发展计划六大目标之一的日地观测卫星“夸父计划”也在紧锣密鼓地进行,火星探测计划也初步展开。

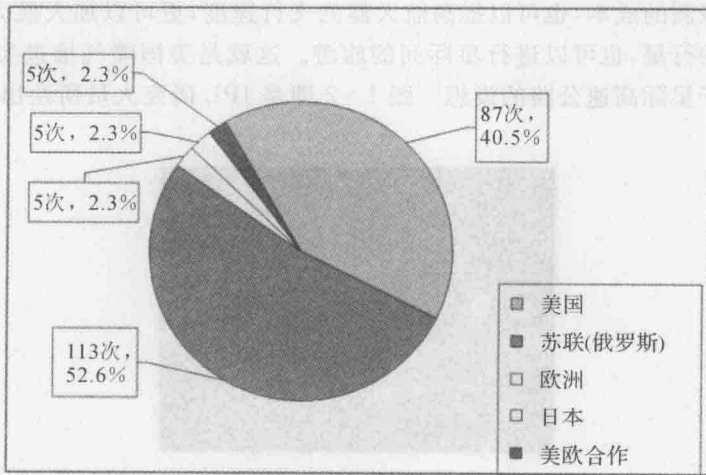


图 1-3 各国发射深空探测器情况

在以上深空探测任务中,以探测月球为主任务的次数最多,达108次,占总数量的50.2%;太阳探测11次(不包括近地轨道的太阳探测任务),占任务总次数的5.1%;火星探测37次,占17.3%,其中1990年以后发射的有12次,尤其是1996年以后,在每两年一次的较为有利的发射窗口期间,都有火星探测器发射;金星探测40次,占18.7%,其中1990年前发射39次,这些金星探测器多是苏联发射的,总数为33次;水星探测任务2次,占0.9%;木星、土星等气体巨行星及其卫星的探测6次,占2.8%;冥王星探测1次,占0.5%;彗星和小行星等天体的探测10次,占4.7%。

需要指出的是,在人类已经开展的深空探测任务中,很多探测器对多个目标进行了不同形式的探测,以上的统计仅以探测任务的主目标或预先设定的目标为依据,没有进行重复计算^[1]。

根据以上分析,可以得到如下的一些分析结果。

首先,从历史上看,深空探测的目标主要集中在月球、太阳、火星、金星和彗星与小行星等方面,从近年的空间任务来看,探测的重点没有改变。可以推断,在今后相当长的一段时间内,深空探测的重点领域将锁定在月球、火星与日地空间的探测上。

在对月球、火星与日地空间的探测中,探测器所处的引力环境具有多样性,既有较为单纯的二体引力场,又有多体引力共同作用的区域,这使得更多的非开普勒轨道概念存在应用空间。对于深空探测任务来说,需要研究三体问题和三体问题轨道。

在深空探测中,对于每一个探测系统来说,都有许多不同的关键技术需要研究。但对于所有的探测系统来说,都需要深入研究轨道设计技术、轨道控制技术和自主导航技术等关键技术问题。

1. 轨道设计技术

进行深空探测首先需要解决的关键问题就是航天器的轨道设计问题。深空探测要离开地球临近空间,飞向其他星体,因此其飞行轨道不再局限于经典的二体开普勒轨道,轨道概念需要进一步拓展。

二体轨道就是开普勒轨道,即航天器在一个中心引力体的引力场中运动所形成的轨道,包括椭圆轨道、双曲线轨道以及抛物线轨道等圆锥曲线轨道,Lambert 轨道则是用于轨道机动的圆锥曲线轨道。航天器在两个质量差异较大的天体周围运动且小的天体围绕大的天体进行周期运动时所形成的轨道即为三体轨道,这又包括圆形限制性三体轨道与椭圆形限制性三体轨道,两者具有共性,可以一起讨论。

根据参考文献[2]的论述,三体轨道又可以分为周期轨道和转移轨道两类,周期轨道又包括局域空间轨道和全域空间轨道。局域空间轨道即指拉格朗日点(平动点)附近的轨道,有 Lyapunov 轨道、Lissajous 轨道以及 Halo 轨道;而全域空间轨道则是一种大尺度周期轨道概念,双月旁转向轨道就是一类区别于一般情况的大尺度周期轨道。三体转移轨道又可以分为不变流形轨道和 Lambert 三体转移轨道两类。其中,不变流形轨道可以与拉格朗日点局域空间轨道光滑衔接,延伸到很远的区域,包括离开拉格朗日点的不稳定流形和接近拉格朗日点的稳定流形两类。近年所提出的星际高速公路(ISP)概念即是建立在不变流形轨道的基础上的。与 Lambert 二体转移轨道类似,Lambert 三体转移轨道可以衔接引力中的任意两段轨道,但这个引力场是由两个中心引力体共同作用形成的。

几种典型的三体轨道的定义如下:

(1)Lyapunov 轨道。如果在拉格朗日点附近的周期运动只限于在中心引力体旋转运动的平面内,即不存在轨道面法向运动,称之为 Lyapunov 轨道,如图 1-4(a)所示。

(2)Lissajous 轨道。在平动点附近的相对运动如果存在垂直于中心引力旋转平面的分量,则由于平面内运动的周期与垂直平面方向运动的周期不一致,将形成进动轨道,称为 Lissajous 轨道,如图 1-4(b)所示。

(3)Halo 轨道。通过设计可使 Lissajous 轨道的平面内运动分量与垂直平面方向的运动分量频率相一致,这样就产生了周期回归轨道,即 Halo 轨道。从地球上看到地月系统 Halo 轨道就像月晕一样,而日地系统的 Halo 轨道就像日晕一样,所以 Halo 轨道又称为“晕轨道”,如图 1-4(c)所示。

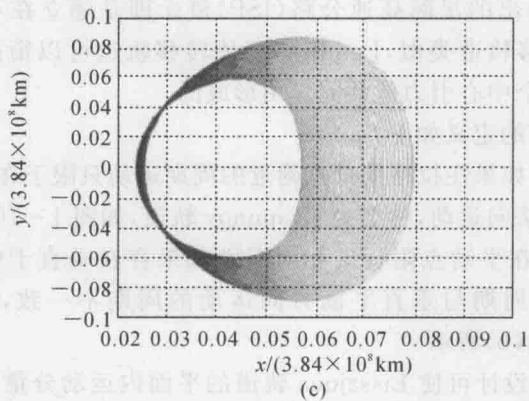
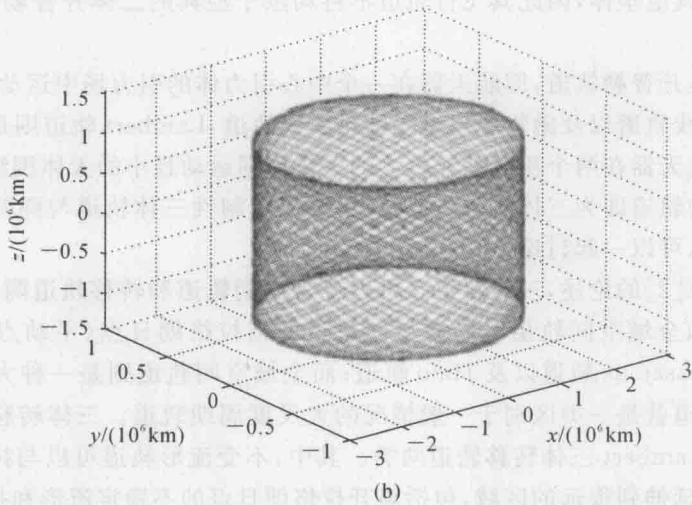
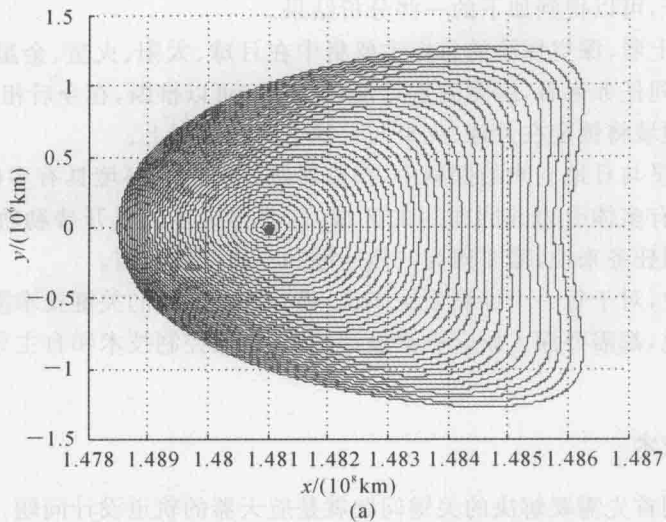


图 1-4 几种典型的三体轨道

(a) Lyapunov 轨道； (b) Lissajous 轨道； (c) Halo 轨道

(4) 流形轨道。图 1-5 表示了地月系统中 L_1 点的稳定流形和不稳定流形轨道, 不稳定流形和稳定流形连接形成的轨道, 将构成三体系统的流形转移轨道。

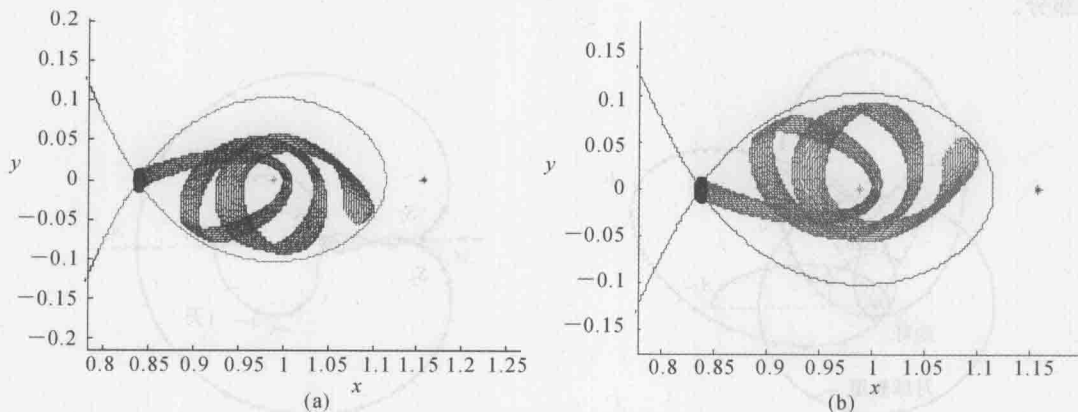


图 1-5 地月系统中拉格朗日 L_1 点的稳定流形和不稳定流形
(a) 稳定流形; (b) 不稳定流形

(5) 三体 Lambert 转移轨道。给定初始状态、目标状态以及时间约束可以求解三体转移轨道, 这类似于二体转移 Lambert 问题, 称之为三体 Lambert 问题, 相应的轨道称之为三体 Lambert 轨道, 如图 1-6 所示。

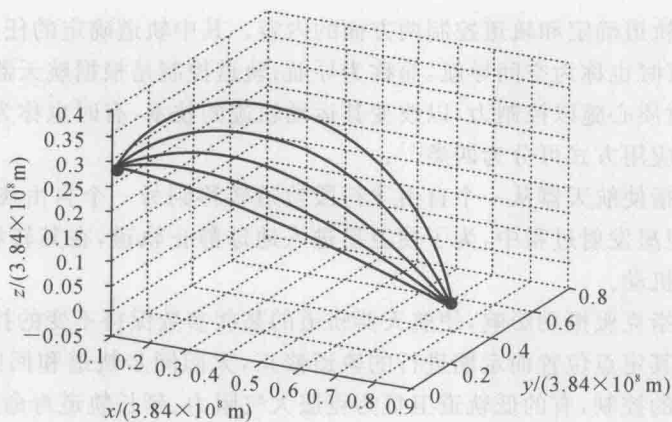


图 1-6 地月系统三体 Lambert 轨道

(6) 双月旁转向转移轨道^[3-4]。1978 年, 美国发射了一颗名为日地观测者 3 号 (ISEE-3) 的探测器, 主要对日地空间环境进行探测。在 ISEE-3 发射后, 对各种能延长其使用寿命的方案进行了讨论, 包括日地系统拉格朗日点 L_2 附近地磁尾的探测和对邻近彗星的探测, 因此如何连接进入地磁尾的轨道和逃逸轨道成了最大难题。1979 年 Farquhar 发现了一种好的解决问题的方法, 并由此提出了双月旁转向轨道的概念。

图 1-7 中左图给出了地心惯性坐标系中双月旁转向示意图, 从远地点 A_1 开始, 航天器运行大约 $3/4$ 轨道, 在 S_1 点与月球相遇。在 S_1 近旁转向后, 轨道远地点距离提高到 A_2 。当航天器回到 S_2 附近, 月球运行了一周加上 S_1S_2 弧段, 这样又要进行一次近旁转向, 使航天器返