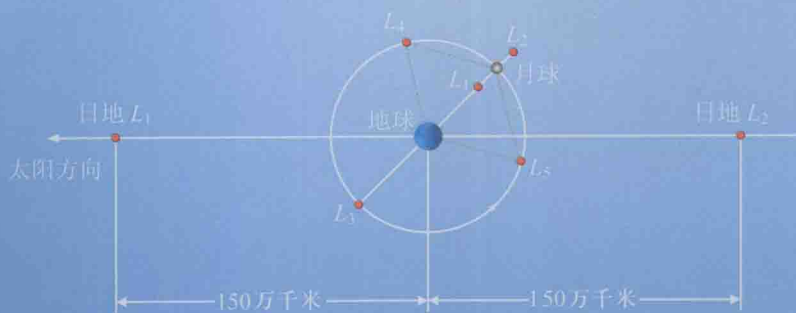




平动点航天器动力学与控制  
Dynamics and Control of Spacecraft  
Near Libration Points

孟云鹤 张跃东 陈琪锋 著



科学出版社

国防科技大学学术著作出版资助专项经费资助

**Dynamics and Control of Spacecraft Near Libration Points**

# 平动点航天器 动力学与控制

孟云鹤 张跃东 陈琪锋 著

科学出版社

北京

## 内 容 简 介

本书系统讨论平动点航天器动力学与控制问题。本书的研究对象涉及三体平动点区域的航天器、编队航天器、交会对接航天器以及平动点卫星星座等,面向航天工程应用,较为系统地介绍平动点航天器动力学与控制的相关技术基础与理论方法。主要内容包括平动点应用概论、平动点动力学基础、平动点周期轨道的求解与特性分析、平动点轨道的摄动分析与控制、平动点航天器编队自然构形分析与重构控制、平动点航天器编队有控构形设计与多模态控制、平动点航天器姿态动力学建模与稳定性分析、平动点航天器近程交会六自由度耦合控制、平动点导航星座设计与性能分析等。

本书理论与航天工程应用结合紧密,内容丰富翔实,可供从事航天器总体设计、航天器动力学与控制等专业的研究人员及工程设计人员参考,也可作为高等院校飞行器设计及相关专业本科生、研究生的教学参考书。

### 图书在版编目(CIP)数据

平动点航天器动力学与控制/孟云鹤,张跃东,陈琪锋著. —北京:科学出版社,2014.12

ISBN 978-7-03-042952-0

I. ①平… II. ①孟… ②张… ③陈… III. ①平动点-航天器-动力学-研究②平动点-航天器-飞行控制-研究 IV. ①V41

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2014) 第 310078 号

责任编辑:刘信力/责任校对:刘小梅

责任印制:赵德静/封面设计:陈敬

**科学出版社** 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

**北京市文林印务有限公司** 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

\*

2015年2月第一版 开本:720×1000 1/16

2015年2月第一次印刷 印张:14 1/2

字数:276 000

定价:88.00元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

## 序

随着经济、科技、国防等各项事业的飞速发展,我国的航天科学基础理论和工程实践水平取得了令人瞩目的成就.按照我国航天事业发展的指南,未来航天的三个重点方向之一就是深空探测.因此,与深空探测相关的基础和应用研究是我国目前一个极其重要的研究领域.

深空探测与近地空间的航天活动有许多重大不同,其根源在于力学环境更为复杂,动力学基础不再限于经典的受摄二体问题,而是拓展为三体或多体问题.不断进步的深空探测工程实践催生了一个新兴领域——空间流形动力学,它结合了天体力学、非线性动力学与现代航天控制等学科,是具有重大科学意义和工程应用价值的交叉学科,目前已成为国际学术界研究的前沿领域.

平动点是限制性三体问题中的运动平衡点,其附近存在着复杂的相空间结构,包含周期轨道族、拟周期轨道、稳定与不稳定流形等.该书探讨的平动点区域的航天器动力学与控制问题是空间流形动力学的重要组成部分,也是平动点未来工程应用的理论基础.

近年来,该书作者针对平动点动力学与控制问题开展了研究工作,研究对象较为宽泛,涉及三体平动点区域的航天器动力学、航天器编队飞行、航天器交会对接以及平动点卫星星座等,研究层面侧重于工程应用中的控制方法,发表了系列研究论文,取得了一些具有创新性的成果.该书汇集了他们研究工作,内容新颖,文献翔实,可让读者对平动点动力学与控制这个领域的概况有初步的了解,对于相关专业的研究者也有一定的参考价值.

经过几十年的艰苦努力,我国在深空探测领域的工程实践取得了重大进步,但总体水平与先进国家还存在差距,而作为工程实践的基础,深空探测领域的基础理论研究应得到更为广泛的重视.我期待更多有志于深空探测的年轻人加入到基础理论和应用的研究队伍中来,希望该书的出版能够引起航天相关单位的工程技术人员和研究者的关注,以推动我国深空探测基础理论与应用研究的不断深入.我乐见该书出版,并为之作序.

中国科学院院士  
南京大学教授

孙 2 1 5

2014.10.19

# 前 言

1765 年和 1772 年, Euler 和 Lagrange 在研究限制性三体问题时在零速度面上共发现了五个平衡点, 称之为平动点或拉格朗日点. 在五个平动点中, 三个为共线平动点, 另两个为三角平动点, 分别为系统的鞍点和中心点, 在鞍点的邻域内既存在中心流形 (即周期和拟周期轨道), 还存在与之关联的不变流形 (即稳定流形和不稳定流形). 这是平动点附近相空间的基本结构, 其复杂的动力学特性自 Poincaré 时代起就一直平动点领域的关注焦点.

经过百年的发展, 平动点理论研究取得了很大的进展. 随着航天时代的到来, 平动点的工程应用成为研究热点领域. 1978 年 8 月, 国际日地探险者 3 号探测器 (ISEE-3) 在肯尼迪航天发射场发射成功, 揭开了平动点工程应用的序幕, 在随后的三十多年间, WIND(1994)、SOHO (1995)、ACE (1997)、MAP (2001)、Genesis (2001)、PLANK(2009) 等一系列平动点探测器项目为天体物理、空间科学的重大问题研究提供了强有力的探测手段, 取得了丰硕的成果.

进入 21 世纪, 随着我国经济实力、国际地位的提升, 深空探测技术不断取得进展. 2011 年, 我国的嫦娥二号月球探测器在完成月球探测任务后, 机动至日地 L2 平动点附近, 成为我国第一颗平动点航天器, 而后利用了 L2 的鞍点性质又探测了小行星图塔蒂斯 (Toutatis); 2013 年 12 月, 嫦娥三号月球探测器搭载玉兔号月球车在月表虹湾地区软着陆成功, 实现了月球探测的第二阶段目标, 创造了中国航天新的里程碑. 在这种深空探测技术不断突破创新的大背景下, 三体平动点的应用潜力和重要地位日益凸现.

作为工程应用的基础, 平动点航天器动力学与控制主要涉及各类平动点航天器的任务轨道设计、动力学特性分析、轨道制导与姿态控制等问题. 与二体摄动环境的动力学与控制不同, 平动点航天器动力学与控制研究应建立在平动点附近相空间的复杂结构的基础上, 其理论方法有很多特殊性. 国内外学者在这方面做了广泛的研究, 方法体系正处在发展形成阶段.

作者从 2006 年前后开始关注、开展平动点相关的一些研究工作. 在此期间, 针对平动点区域的航天器、编队航天器、交会对接航天器、平动点卫星星座等对象航天器, 开展了相关动力学建模、运动特性分析、任务轨道设计以及制导控制、系统设计等工作, 提出了一些新的方法和新的应用. 现将其整理成本书内容, 希望本书出版对于研究平动点空间区域的未来应用有所裨益.

本书的工作得到了国家自然科学基金 (10702078, 11078001, 61273351)、CAST 创

新基金 (CAST200720)、装备预研基金 (9140A20010408)、国防科学技术大学基础预研基金 (JC08-01-05, JC13-01-08) 等的资助, 以及国防科技大学学术著作出版资助专项经费资助, 在此表示感谢。

衷心感谢南京大学孙义燧院士。本书部分内容是第一作者在南京大学天文与空间科学学院从事博士后研究期间完成的。孙先生在学术上的引导和在做人身上的身教让作者高山仰止, 终身受益。孙先生十分关注本书的出版, 不仅多次邮件往来给出修改建议, 而且在百忙之中为之作序。深感先生厚意, 唯有不断勉力。

感谢国防科学技术大学郑伟教授对书稿提出的指导性建议, 感谢南京大学雷汉伦博士两次系统地通读书稿并提出细致深入的修改意见, 感谢国防科学技术大学罗宗富博士对本书封面的建议。感谢国防科学技术大学航天科学与工程学院各级领导的关心与支持。感谢科学出版社数理分社各位编辑的辛勤劳动。最后, 第一作者还要感谢他的妻子与家庭所给予的支持和鼓励。

平动点航天器动力学与控制研究涉及的理论、技术问题众多, 新的概念与方法不断发展, 尚处于开放研究阶段, 希望本书出版可以抛砖引玉, 期待平动点航天器动力学与控制的理论体系不断成熟与完善, 期待平动点的工程应用技术不断创新和发展。

限于作者的学识水平, 不妥之处, 敬请读者批评指正!

作 者

2014 年 10 月于长沙

# 目 录

第 1 章 平动点应用概论 .....	1
1.1 平动点的基本概念 .....	1
1.2 平动点的任务计划与展望 .....	2
1.2.1 平动点的任务计划 .....	2
1.2.2 平动点的未来任务展望 .....	37
1.3 平动点应用的理论基础 .....	38
参考文献 .....	39
第 2 章 平动点动力学基础 .....	45
2.1 引言 .....	45
2.2 $N$ 体问题简介 .....	46
2.2.1 $N$ 体问题的动力学方程 .....	46
2.2.2 $N$ 体问题的初积分 .....	46
2.3 圆型限制性三体问题简介 .....	48
2.3.1 动力学方程 .....	49
2.3.2 Jacobi 积分与力场特性 .....	50
2.3.3 平动点 .....	52
2.3.4 平动点的稳定性判别 .....	54
参考文献 .....	57
第 3 章 平动点周期轨道的求解与特性分析 .....	58
3.1 引言 .....	58
3.2 周期轨道的定义与延拓 .....	59
3.2.1 周期轨道的定义 .....	59
3.2.2 利用特征乘子的周期轨道解延拓方法 .....	61
3.3 平动点周期轨道的分析解 .....	62
3.3.1 平动点周期轨道的线性近似解 .....	63
3.3.2 平动点周期轨道的三阶近似解 .....	64
3.4 平动点周期轨道的数值求解 .....	66
3.4.1 Lyapunov 轨道的微分校正计算 .....	67
3.4.2 Halo 轨道的微分校正计算 .....	68
3.4.3 Vertical 轨道的微分校正计算 .....	69

3.4.4	Axial 轨道的微分校正计算	71
3.5	平动点周期轨道的特性分析	72
3.5.1	不变流形	73
3.5.2	分岔	74
3.5.3	稳定性	79
	参考文献	80
<b>第 4 章</b>	<b>平动点轨道的摄动分析与控制</b>	<b>83</b>
4.1	引言	83
4.2	平动点动力学摄动建模与分析	84
4.2.1	平动点航天器的受摄动力学模型	84
4.2.2	第四体引力摄动分析	86
4.3	平动点周期轨道的捕获与保持	90
4.3.1	靶点法简介	90
4.3.2	Halo 轨道捕获控制	91
4.3.3	Halo 轨道保持控制	92
4.4	平动点轨道的转移机动	94
4.4.1	基于线性化的冲量控制方法	94
4.4.2	基于三体 Lambert 问题的方法	97
	参考文献	99
<b>第 5 章</b>	<b>平动点航天器编队自然构型分析与重构控制</b>	<b>102</b>
5.1	引言	102
5.2	平动点轨道相对运动动力学建模	103
5.2.1	平动点轨道相对运动动力学建模	103
5.2.2	Halo 轨道相对运动的三阶近似解	104
5.3	平动点轨道相对运动的自然构型分析	106
5.3.1	同振幅 Halo 轨道编队构型	106
5.3.2	同相位 Halo 轨道编队构型	108
5.3.3	不同振幅、不同相位条件下的 Halo 轨道编队构型	112
5.4	基于正则变换理论的平动点编队构型重构最优控制	114
5.4.1	Hamilton 原理与最优控制问题	115
5.4.2	平动点编队构型重构最优控制问题的正则方程	120
5.4.3	生成函数的近似求解方法	121
5.4.4	基于生成函数的平动点编队构型重构最优控制律生成	126
5.4.5	Halo 轨道编队构型重构最优控制仿真	128
	参考文献	131



<b>第 6 章 平动点航天器编队有控构型设计与多模态控制</b> .....	133
6.1 引言 .....	133
6.2 平动点轨道运动的模态分析 .....	134
6.2.1 平动点周期轨道的 Floquet 模态 .....	134
6.2.2 平动点周期轨道的 Floquet 模态特性分析 .....	135
6.3 基于 Floquet 模态的平动点轨道相对运动构型设计 .....	137
6.3.1 平动点周期轨道相对运动的 Floquet 模态分解 .....	137
6.3.2 基于 Floquet 模态的平动点编队构型设计 .....	139
6.4 基于 Floquet 模态的平动点编队构型控制 .....	142
6.4.1 Floquet 冲量控制策略及理论分析 .....	142
6.4.2 基于 Floquet 模态的构型保持控制方法 .....	145
6.4.3 基于 Floquet 模态构型捕获与重构控制方法 .....	148
参考文献 .....	156
<b>第 7 章 平动点航天器姿态动力学建模与稳定性分析</b> .....	158
7.1 引言 .....	158
7.2 带偏置动量轮的平动点航天器姿态运动建模 .....	159
7.2.1 动力学建模 .....	159
7.2.2 动力学模型化简 .....	161
7.3 平动点处的姿态稳定性分析 .....	162
7.3.1 平动点附近航天器的姿态稳定性判据 .....	162
7.3.2 地月 $L_1$ 平动点处航天器的姿态稳定性仿真分析 .....	164
7.3.3 姿态稳定性的解析分析 .....	165
7.4 平动点周期轨道上航天器姿态稳定性分析 .....	166
7.4.1 平动点周期轨道的航天器姿态运动仿真分析 .....	166
7.4.2 平动点周期轨道航天器姿态稳定性的分析方法 .....	168
7.4.3 方法比较与运动机理分析 .....	172
参考文献 .....	175
<b>第 8 章 平动点航天器交会对接的六自由度耦合控制</b> .....	177
8.1 引言 .....	177
8.2 平动点交会对接航天器的六自由度动力学模型 .....	178
8.2.1 坐标系定义 .....	178
8.2.2 相对运动轨道动力学方程 .....	179
8.2.3 姿态动力学模型 .....	179
8.3 平动点交会对接航天器的自主视线控制原理 .....	181
8.3.1 追踪航天器的星载测量装置 .....	181

8.3.2	自主交会的视线控制原理	182
8.3.3	$N$ %制导方法	183
8.4	状态观测器及控制器设计	184
8.4.1	轨道相对速度观测器	185
8.4.2	轨道相对运动控制器	186
8.4.3	姿态角速度观测器	187
8.4.4	姿态跟踪控制器	188
8.5	Halo 轨道交会对接航天器的近程制导与控制仿真	189
8.5.1	仿真条件设置	189
8.5.2	仿真结果与分析	190
	参考文献	195
<b>第 9 章</b>	<b>平动点导航星座设计与分析</b>	<b>196</b>
9.1	引言	196
9.2	美国空间通信与导航体系规划和平动点星座	197
9.2.1	美国空间通信与导航体系规划	197
9.2.2	利用平动点星座的月球导航方案	198
9.3	地月平动点卫星导航系统初步设计	201
9.3.1	平动点卫星导航系统原理	201
9.3.2	地月平动点导航星座的设计步骤与要素分析	202
9.3.3	平动点导航星座的概要设计	204
9.3.4	结论	211
	参考文献	211
<b>附录 A</b>	<b>Halo 轨道三阶近似解系数</b>	<b>214</b>
<b>附录 B</b>	<b>主要常数</b>	<b>217</b>
	索引	218

# 第 1 章 平动点应用概论

进入 21 世纪, 在国际深空探测技术不断取得重要进展的背景下, 三体平动点的应用潜力和重要地位日益凸显. 本章首先阐述平动点的基本概念和潜在的应用价值, 并全面综述介绍相关的任务计划, 最后对平动点航天器在应用中所涉及的动力学与控制基础理论进行讨论.

## 1.1 平动点的基本概念

1765 年和 1772 年, Euler 和 Lagrange 研究限制性三体问题 (restricted three-body problem, RTBP) 时在零速度面上共发现了五个力平衡点, 称之为平动点 (libration point), 也称为拉格朗日点 (Lagrange point). 在由两中心天体定义的旋转坐标系中, 五个平动点相对静止, 其中三个位于两天体的连线上, 称为共线平动点 (collinear points), 另外两个分别和两天体构成等边三角形, 称为三角平动点 (triangular points), 按能级从高到低的顺序排列, 分别定义为  $L_1$ 、 $L_2$ 、 $L_3$  以及  $L_4$ 、 $L_5$ . 在地球附近的平动点主要包括日地系统的  $L_1$ 、 $L_2$  平动点和地月系统的五个平动点, 如图 1.1 所示.

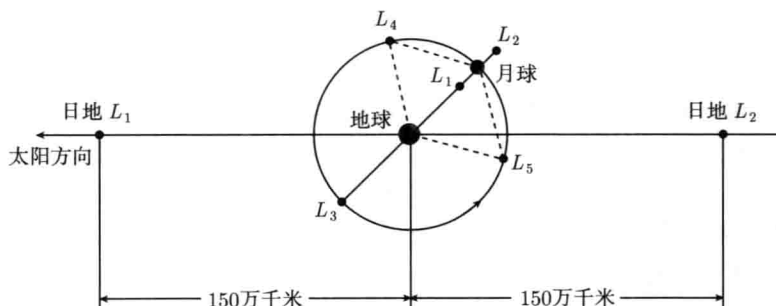


图 1.1 地球附近的平动点

平动点的动力学内涵非常丰富, 在其周围存在着大量周期和拟周期轨道 (中心流形, central manifolds)<sup>[1-8]</sup>, 以及与之相光滑连接的稳定流形与不稳定流形 (统称为不变流形, invariant manifolds)<sup>[9-13]</sup>. 平动点周期/拟周期轨道为特殊任务探测器的空间驻留提供了力场环境, 不变流形为航天器空间的低能耗转移提供了可能途径<sup>[14-17]</sup>. 平动点特殊的空间几何特性与动力学特性决定了平动点具有特殊的应用

价值。

日地平动点是进行深空观测的理想场所<sup>[18,19]</sup>,其中,日地 $L_1$ 平动点位于日地连线之间,距地球约 150 万 km,具有观测太阳和进行空间环境预报的天然优势;日地 $L_2$ 平动点位于日地连线的地球外侧,具有开阔的观测视角、理想的光照条件和优越的磁、热、力环境,在日地 $L_2$ 平动点附近部署航天器编队可实现对宇宙空间的长基线干涉测量任务。

与之相比,地月平动点距离地球更近,其中地月 $L_1$ 平动点位于地月连线之间,被誉为地月系统的“门户站”<sup>[20-22]</sup>,是连接行星际宇宙空间低能转移轨道的万能枢纽。在地月 $L_1$ 平动点附近建立空间站或中转站,可以兼顾月球探测和低能行星际探索任务,为月球探测器或行星际探测器提供燃料加注、在轨维修等服务,可支持地月之间的分段运输;地月 $L_2$ 平动点位于地月连线的月球外侧,其附近的 Halo 轨道可为地球与月球背面提供持续的通信保障<sup>[18]</sup>。此外,利用地月 $L_1$ 和 $L_2$ 平动点附近的蝶形轨道(butterfly orbit),可有 90% 以上的时间覆盖月球两极地区,这对于未来开展月球两极地区的探测活动具有重大意义<sup>[23]</sup>。地月 $L_3$ 平动点位于地月连线上月球的另一侧,对于地月空间有良好的覆盖性能, $L_4$ 、 $L_5$ 位置与地、月成正三角拓扑构型,这些平动点适宜部署大型通信与导航星座<sup>[24]</sup>,或者用于甚长基线测量任务。

综上所述,平动点在深空探测中应用潜力巨大,随着航天技术的不断发展和人类触及空间的不断拓展,平动点的价值也将得到越来越多的体现。

## 1.2 平动点的任务计划与展望

针对平动点的探测活动始于 1978 年发射的 ISEE-3 任务,至今已有三十多年的历史了。在这三十多年中,相继有若干不同科学目标、不同任务轨道的探测项目得以实现<sup>[25]</sup>,其中许多任务具有里程碑意义,还有多项研究计划虽未付诸于工程实现,但不乏创新思想。本节对这些任务与计划进行较为全面的介绍,并对平动点的未来任务进行展望。

### 1.2.1 平动点的任务计划

#### 1. ISEE-3 任务

国际日地探险者 3 号(International Sun-Earth Explorer 3, ISEE-3)<sup>[18,25-29]</sup>属于一个三颗飞行器的任务(ISEE-1, 2 & 3)的一部分,该任务的最初目的是为了研究太阳风和地磁层边界处的日地相互作用关系;而后 ISEE-3 更名为国际彗星探险者(International Comet Explorer, ICE),经过一系列轨道机动和月球近旁转向飞行,

分别于 1985 年、1986 年对 Giacobini-Zinner、Halley 彗星进行了探测。ISEE-3 的外形与轨道示意图如图 1.2 所示。

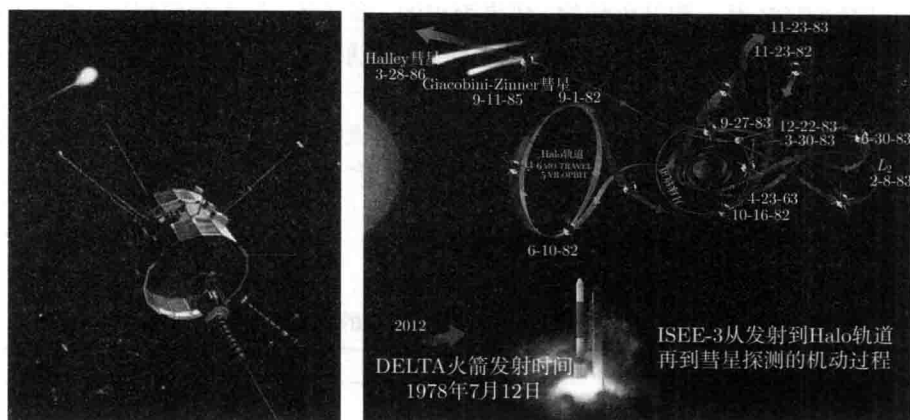


图 1.2 ISEE-3 航天器和扩展任务轨道

ISEE-3 于 1978 年 8 月 12 日发射，首先进入一个围绕日地  $L_1$  平动点的大幅值 Halo 轨道。选择该轨道考虑了两个原因：其一，该轨道的上下边缘略超出黄道平面，可以消除太阳干扰的影响；其二，随着 Halo 轨道幅值的增加，轨道捕获所需的速度冲量 ( $\Delta v$ ) 会显著降低。

ISEE-3 通过采用紧控制 (tight-control) 技术使轨道接近标称的 Halo 轨道，其位置保持控制使用径向推力器，与轴向推力器相比，可以更精确地实施控制。由于 ISEE-3 自旋轴保持在黄道面法线方向，故所有的位置保持控制冲量处于黄道平面内或与黄道平面平行。

1981 年，美国航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 为 ISEE-3 设计了先机动到地磁尾然后飞向一颗彗星的计划。1982 年 6 月 10 日，第一次机动使 ISEE-3 离开了已停留了近四年的 Halo 轨道。在磁尾区域的 15 次机动连同 5 次月球近旁转向作用使其脱离了地月系统，飞向 Giacobini-Zinner 彗星。最后一次飞越月球发生在 1983 年 12 月 22 日，距离阿波罗 11 号着陆地点仅 1194km，就在此时，该探测器被重新命名为“国际彗星探险者”(ICE)。

1985 年 6 月 5 日，ICE 机动到 Giacobini-Zinner 彗核后方 26 550km 处，以便利用场测量仪和粒子测量仪在彗尾采样。1985 年 9 月 11 日，ICE 到达了最近的 7862km 处，飞越速度为 20.7km/s。由于 ICE 没有任何尘埃防护装置，预想相遇时会对探测器带来损伤。然而，之后的 ICE 安然无恙。

1986 年，ICE 在 Halley 彗星的迎日面对其进行了远距离观测。1986 年 3 月 28 日，相距  $3.1 \times 10^7$ km 的距离飞越了该彗星，并提供了上游太阳风数据。

2014 年 8 月, ICE 将返回到地球附近, NASA 正在讨论将其捕获返回地球的方案, 以便进行其外部尘埃分析。

ISEE-3/ICE 是一颗开创性的、成果突出的、多任务、长寿命探测器, 创造了航天史上的多项第一, 主要包括: 第一个平动点轨道航天器; 第一个在太阳风到达地球前对其连续监测; 第一个实时磁暴警报系统; 第一次在地月系统中多次使用双月旁转向轨道 (DLS) 控制技术; 第一次对 80~240 个地球半径处的地磁层尾进行了探测; 第一次利用月球引力助推技术把航天器“发射”向地月系统外的某个天体; 第一次与彗星相遇等。

该探测器与任务信息如表 1.1 所示。

表 1.1 ISEE-3/ICE 探测器的基本信息

探测器信息		任务信息	
质量	479kg (包括 89kg 发射时燃料)	目标轨道	日地 $L_1$ Halo 轨道 $A_x = 1.75 \times 10^5 \text{km}$ , $A_y = 6.6667 \times 10^5 \text{km}$ , $A_z = 1.2 \times 10^5 \text{km}$
几何参数	圆柱形, 底面圆直径为 1.77m, 高为 1.58m	转移轨道	从地心轨道直接转移, 飞行时间约 100 天
结构设计	12 个推力器, 其中径向 4 个, 周向 4 个, 旋转轴上部 2 个, 下部 2 个	发射日期	1978 年 9 月 12 日
推进系统	肼燃料 (轨控、姿控)	运载火箭	德尔塔 (Delta)144 火箭
设备功率	173W	任务目标	研究日地关系、太阳风、磁层和宇宙射线
姿控系统	自旋式稳定 (20rpm), 自旋轴垂直于黄道平面 (允许 $\pm 1^\circ$ 偏差), 高分辨率太阳敏感器 (精确度约 $0.1^\circ$ )	任务寿命	计划为 4 年, 但在 1981 年得以延长, 并重新命名为 ICE。于 2014 年 8 月返回到地月系统附近
通信系统		在轨控制	3 次轨道转移机动 (57m/s); 15 次状态保持机动 (30m/s); 姿态控制及 1 次非程序点火 (32m/s)
测量载荷	X 射线分光计、Goddard 伽马爆发光谱仪用以研究太阳耀斑和宇宙伽马射线爆发	负责机构	NASA <a href="http://stardust.jpl.nasa.gov/comets/ice.html">http://stardust.jpl.nasa.gov/comets/ice.html</a>

## 2. WIND 任务

星际物理实验室 (the Interplanetary Physics Laboratory) 航天器, 即著名的 WIND 探测器<sup>[25]</sup>, 发射于 1994 年 11 月 1 日, 目的是研究太阳风及其与地磁层的相互作用。WIND 是 NASA“全球地球空间科学”蓝图的一部分, 隶属于“国际日地物理计划”(ISTP)。WIND 任务轨道包括一条历时三年的双月近旁转向轨道 (DLS),

两次近旁转向交替使轨道远地点升高和降低，使其长时间保持在日地连线区域附近，如图 1.3 所示。DLS 轨道保证了 WIND 以较小的推进剂消耗实现对不同区域的磁层和上游太阳风的探测。

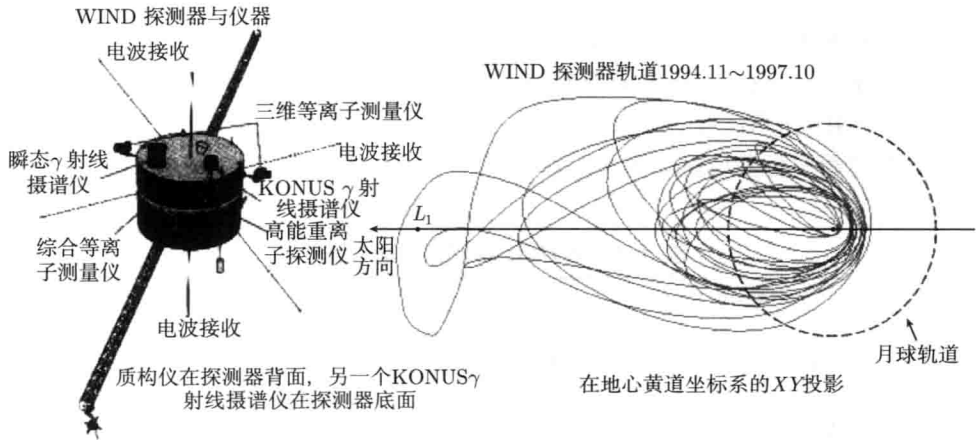


图 1.3 WIND 航天器和标称轨道

WIND 在完成其三年的计划任务后，1997 年 10 月被赋予了更艰巨的扩展任务。图 1.4 给出了其扩展任务轨道，左图中所示为 1998 年 11 月 ~ 1999 年 4 月的地心太阳黄道坐标系的  $XY$  投影，以及 WIND 扩展任务轨道 2000 年 1 月 ~ 2003 年 7 月在  $L_1$  旋转平动点坐标系的  $XY$  投影 (右图)。迄今为止，扩展任务已经包括 13 个独立的阶段和若干种轨道类型。WIND 在许多方面都创造了航天史，至今仍保持着 38 次月球近旁转向飞行的纪录。此外，WIND 在 1999 年 4 月成为第一艘完成危险的 Backflip 轨道飞行的航天器，并在 2000 年 8 月第一次完成了远距离

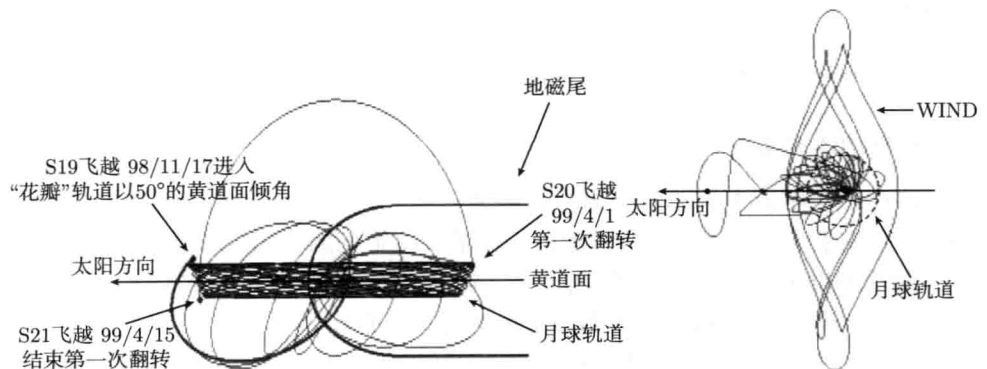


图 1.4 WIND 扩展任务轨道首次翻转

的 prograde 轨道飞行. WIND 还利用了不同黄道倾角的地球高轨道 (或称“花瓣轨道”, 即 Petal orbit), 这些不同轨道类型使得 WIND 的观测任务大为拓展, 获得了大量未曾探索的日地环境区域的测量数据. WIND 的未来计划还包括访问日地  $L_2$  平动点和在日地  $L_1$  平动点的 Lissajous 轨道上停留一段时间.

WIND 探测器轨道的特点有: 将食期降低到 90min; 在 DLS 轨道段日-地-航天器夹角大于  $3^\circ$ , 在 Halo 轨道飞行段大于  $5^\circ$ ; 地心黄纬小于  $10^\circ$ . 这些特殊设计保证了 WIND 探测任务的有效完成.

该探测器与任务信息如表 1.2 所示.

表 1.2 WIND 探测器的基本信息

探测器信息		任务信息	
质量	1195kg (包括 300kg 发射时的燃料)	目标轨道	地日 $L_1$ 平动点 Lissajous 轨道 $A_x = 10\ 000\text{km}$ , $A_y = 350\ 000\text{km}$ , $A_z = 25\ 000\text{km}$
几何参数	圆柱形, 底面圆直径为 2.4m, 高为 1.8m	转移轨道	应用多次月球近旁转向技术
结构设计		发射日期	1994 年 11 月 1 日
推进系统	肼燃料 (轨控、姿控)	运载火箭	Delta II
设备功率		任务目标	研究太阳风以及其与地磁层的关系
姿控系统	自旋飞行器 (20rpm), 自旋轴垂直于黄道平面 (允许 $\pm 1^\circ$ 偏差). 4 个 2.2N 推力器用于自旋控制	任务寿命	设计寿命三年, 但自 1997 年任务得以拓展, 至今仍在工作
通信系统		在轨控制	总计燃耗 685m/s, 在 WIND 的标称任务阶段, 62 次机动总共消耗了 307m/s 燃耗
测量载荷	2 台伽马射线探测器, 2 台无线电接收机, 5 台用于测量太阳风性质的仪器	负责机构	NASA <a href="http://www-istp.gsfc.nasa.gov/istp/wind/">http://www-istp.gsfc.nasa.gov/istp/wind/</a> <a href="http://pwg.gsfc.nasa.gov/wind.shtml">http://pwg.gsfc.nasa.gov/wind.shtml</a>

### 3. SOHO 任务

SOHO 是航天史上非常突出的任务之一 [25]. 低能耗的轨道转移和捕获使 SOHO 完成了十一年的  $L_1$  轨道运行. 除了所搜集到的太阳观测数据, 自从围绕  $L_1$  开始观测以来, SOHO 已经发现了 620 颗以上的彗星. ESA 与 NASA 在该任务上的合作非常成功, SOHO 航天器与轨道如图 1.5 所示.

SOHO 的 Halo 轨道周期约为 178 天. 与低地轨道 (LEO) 相比, 它有几大优点: 在整个轨道上太阳-航天器的相对速度改变都比较平滑, 这对日震学研究很有利; 它



始终位于地磁层以外, 有利于对太阳风和粒子的原态采样, 可以实现无干扰的太阳观测. 对 Halo 轨道的主要任务限制为: ① 日-地-航天器 (SEV) 角最小值不能低于  $4.5^\circ$  (太阳隔离禁区, 其中强烈的太阳干扰将使通信无法进行); ② SEV 角最大值不能高于  $32^\circ$  (高增益天线带来的限制). 最后选择的 Halo 轨道满足以上要求, 其 SEV 角始终不超过  $25.5^\circ$ , 轨道捕获过程如图 1.6 所示.

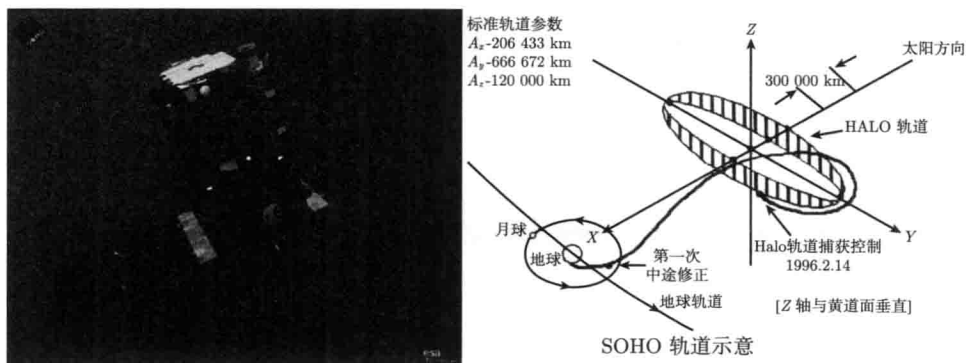


图 1.5 SOHO 航天器和绕  $L_1$  轨道

SOHO 在其任务过程中成功处置了几个重大问题. 1998 年 6 月 24~25 日, 它失去了与地面的联系. SOHO 的自旋速率开始增加, 在推力器工作后进入了翻滚状态, 姿态失控. 幸好失去联络时, SOHO 的储箱里还有 206kg 的燃料, 等价于  $225\text{m/s}$  速度冲量 ( $\Delta v$ ) 的修正机动能力. 如果通信和稳定姿态不能重建, SOHO 的任务轨道将不能保持, 最后可能逃逸到日心轨道, 或沿不稳定流形回到地球附近. 在此情况下, 只能不断分析可能出现的 SOHO 轨道和复位机动策略. 同年 8 月初, 在收到 SOHO 的一些微弱信号和逐渐变长的通信信息后, 它的运动状态被计算出来, 姿态得以重建. 两次恢复性机动分别执行于 9 月 1 日和 25 日, 总共耗费  $7\text{m/s}$ . 但是, 三个用于滚动控制的陀螺中却有两个失去了作用. 在 10 月进行了另一次修正机动, 到 11 月后半月, SOHO 的状况迅速好转. 1998 年 12 月 21 日, 又实施了一次小的轨道修正 ( $10\text{cm/s}$ ), 仅剩的一个陀螺也永久实效. SOHO 的轨道能量不断升高, 有脱离平动点轨道的风险. 任务又一次遭遇险情. NASA 通过利用多普勒数据和近旁转向技术仿真设计了一次新的恢复机动, 于 1999 年 1 月 31 日成功执行. 在此次危机后 SOHO 仍剩余 145kg 燃料, 等价于  $170\text{m/s}$  的  $\Delta v$  能力 (足够完成计划的三年拓展任务). 无陀螺运行最终证明为可行的, SOHO 任务针对太阳观测所获得的科学成果是巨大的.

SOHO 探测器任务是继 ISEE-3 之后第二个围绕日地  $L_1$  平动点观测太阳的任务, 轨道捕获的低能耗使得任务得以进一步扩展, 在设定的控制模式下, SOHO 可