

清华大学动力学与控制丛书

“十二五”国家重点图书出版规划项目

太阳帆航天器 动力学与控制

龚胜平 李俊峰 著

清华大学出版社

清华大学动力学与控制丛书
“十二五”国家重点图书出版规划项目

太阳帆航天器 动力学与控制

龚胜平 李俊峰 著

清华大学出版社

内 容 简 介

本书为航天器动力学与控制领域的专业书籍,介绍了一种特殊航天器——太阳帆的动力学与控制问题,主要内容包括以下三大部分:(1)太阳帆轨道动力学,包括太阳帆的日心轨道、地心轨道和平动点附近的轨道以及太阳帆相对运动的动力学与稳定性分析;(2)太阳帆耦合动力学建模、分析和控制,包括轨道-姿态-柔性耦合动力学建模和控制器设计、利用耦合动力学进行太阳帆的被动稳定设计;(3)太阳帆的任务介绍,介绍了几种太阳帆的潜在应用任务。

本书可供从事太阳帆航天器动力学与控制研究及太阳帆航天器设计的相关人员参考使用。

版权所有,侵权必究。侵权举报电话:010-62782989 13701121933

图书在版编目(CIP)数据

太阳帆航天器动力学与控制/龚胜平,李俊峰著.--北京:清华大学出版社,2015
(清华大学动力学与控制丛书)
ISBN 978-7-302-35728-5

I. ①太… II. ①龚… ②李… III. ①太阳帆—航天器—动力学—研究 ②太阳帆—航天器—飞行控制—研究 IV. ①V412.4 ②V448.2

中国版本图书馆CIP数据核字(2014)第060852号

责任编辑:佟丽霞 汪 操

封面设计:傅瑞学

责任校对:赵丽敏

责任印制:王静怡

出版发行:清华大学出版社

网 址: <http://www.tup.com.cn>, <http://www.wqbook.com>

地 址:北京清华大学学研大厦A座 邮 编:100084

社总机:010-62770175 邮 购:010-62786544

投稿与读者服务:010-62776969, c-service@tup.tsinghua.edu.cn

质 量 反 馈:010-62772015, zhiliang@tup.tsinghua.edu.cn

印 装 者:三河市中晟雅豪印务有限公司

经 销:全国新华书店

开 本:153mm×235mm 印 张:18.5 字 数:321千字

版 次:2015年1月第1版 印 次:2015年1月第1次印刷

印 数:1~1500

定 价:74.00元

产品编号:051551-01

前言

随着航天技术的发展,近几年深空探测成为了研究热点,太阳帆作为一种新型的航天器,它利用太阳光压力进行推进,在深空探测中具有很大的潜在应用价值。但太阳帆通常具有很大的面质比,在动力学与控制方面与传统航天器存在较大差别,在理论和工程上都会面临很多新的挑战。本书作为太阳帆领域的专业书籍,主要阐述了太阳帆轨道姿态动力学的基础知识和作者在研究中积累的太阳帆航天器动力学与控制成果,包括太阳帆的轨道转移设计、新型任务轨道设计、姿态轨道耦合动力学分析和控制设计、太阳帆轨道姿态柔性耦合动力学建模与控制设计、太阳帆编队飞行的动力学分析和控制设计等,内容的具体安排如下:

第1章介绍了太阳帆技术的发展历程。

第2章是太阳帆轨道动力学基础,介绍了太阳帆在不同空间位置能形成的特殊轨道及其稳定性。

第3章是太阳帆转移轨道设计,介绍了二体模型下的时间最优星际转移轨道设计和限制性三体模型下的不变流形转移轨道设计。

第4章是太阳帆耦合动力学建模与分析,介绍了太阳帆轨道-姿态-柔性耦合动力学建模方法、耦合动力学分析和基于耦合动力学的控制器设计。

第5章是太阳帆被动稳定设计,介绍了被动稳定的概念和被动稳定的设计准则,并针对日心悬浮轨道给出了不同的太阳帆设计方案。

第6章是太阳帆编队飞行理论,介绍了太阳帆相对运动的稳定性条件和队形的设计方法,并给出了不同编队的控制方法。

第7章是太阳帆应用的介绍。

本书第2章轨道的基础知识吸取了 Colin McInnes 编写的 *Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission* 一书中的部分内容,第4章内容来自龚胜平、李青和张瑾博士论文的一部分,其他章节来自作者近几年的研究成果。

由于全书公式和相应的符号较多,同一符号可能在不同的章节有不同的意义,请读者在阅读时注意书中对相应符号的说明。

感谢自然科学基金：深空探测中若干非线性动力学与控制问题(10832004)、太阳帆轨道姿态动力学与控制研究(10902056)、太阳帆精确动力学建模与参数识别(11272004)和中国民用航天对本书的资助。

由于水平有限,书中不妥之处恳请批评指正。

编者

2013年11月

目录

第 1 章 太阳帆介绍	1
1.1 引言	2
1.2 太阳帆的发展历程	2
1.3 “伊卡洛斯号”太阳帆任务介绍	7
1.3.1 太阳帆的组成	8
1.3.2 IKAROS 任务的重要事件	9
1.3.3 IKAROS 的展开系统	13
1.4 太阳帆的关键技术	14
1.4.1 动力学与控制	14
1.4.2 太阳帆结构设计、打包和展开技术	15
1.4.3 材料技术	18
1.5 本章小结	19
参考文献	19
第 2 章 太阳帆轨道动力学	21
2.1 引言	22
2.2 太阳光压模型	23
2.3 太阳帆轨道动力学	25
2.3.1 日心轨道	26
2.3.2 行星轨道	30
2.3.3 非开普勒轨道	37
2.4 本章小结	61
参考文献	62
第 3 章 太阳帆轨道转移	64
3.1 引言	65
3.2 太阳帆局部最优控制	67
3.2.1 太阳帆局部最优控制的形式	67
3.2.2 局部最优控制的应用	69
3.3 星际转移轨道的时间最优问题	72

3.3.1	太阳帆时间最优控制理论	73
3.3.2	太阳帆时间最优轨道转移任务	75
3.3.3	太阳帆时间最优控制的求解方法	76
3.4	太阳帆不变流形轨道转移	85
3.4.1	太阳帆不变流形的介绍	85
3.4.2	地球到人工拉格朗日点的不变流形轨道转移	89
3.4.3	人工拉格朗日点之间的不变流形轨道转移	99
3.4.4	平衡点与周期轨道之间的轨道转移	102
3.5	本章小结	107
	参考文献	108
第4章	太阳帆耦合动力学建模与分析	111
4.1	引言	112
4.2	动力学降阶模型	113
4.2.1	运动学描述	113
4.2.2	动力学方程	115
4.3	有限元模型与分析	118
4.3.1	预应力模态分析	119
4.3.2	瞬态动力学分析	120
4.4	算例验证与研究	121
4.4.1	平动算例	121
4.4.2	转动算例	122
4.4.3	时变特征研究	123
4.5	太阳帆姿态轨道耦合动力学与控制	125
4.5.1	悬浮轨道太阳帆姿态轨道耦合系统的稳定性	129
4.5.2	太阳帆姿态轨道耦合控制	131
4.5.3	数值算例	133
4.6	太阳帆结构姿态轨道耦合动力学与控制	136
4.6.1	日心悬浮轨道下柔性太阳帆动力学方程	136
4.6.2	柔性太阳帆姿态保持控制	139
4.6.3	存在振动初值的柔性太阳帆姿态保持控制	144
4.7	本章小结	149
	参考文献	150

第 5 章 太阳帆被动稳定设计	151
5.1 引言	152
5.2 姿态被动稳定原理分析	152
5.2.1 对称结构的被动稳定分析	152
5.2.2 不对称结构的被动稳定分析	154
5.3 太阳帆人工拉格朗日点的被动稳定设计	157
5.3.1 太阳帆的结构	157
5.3.2 太阳帆被动稳定在人工拉格朗日点的条件	157
5.4 太阳帆日心悬浮轨道的被动稳定设计	160
5.4.1 平面太阳帆的自旋稳定设计	160
5.4.2 圆锥帆的自旋稳定设计	170
5.4.3 三轴稳定太阳帆的被动稳定设计	182
5.5 本章小结	195
附录 5.A 太阳帆转动惯量的计算	196
附录 5.B 导数量的表示	198
参考文献	199
第 6 章 太阳帆编队飞行	201
6.1 引言	202
6.2 悬浮轨道附近的相对动力学与控制	202
6.2.1 太阳帆悬浮轨道附近的相对动力学分析	203
6.2.2 太阳帆悬浮轨道附近相对运动的稳定性	205
6.2.3 日心悬浮轨道附近的相对构型分析与设计	210
6.2.4 悬浮轨道附近的编队控制	218
6.3 绕地球周期轨道附近的编队	220
6.3.1 自然编队	221
6.3.2 相对运动控制	230
6.4 本章小结	238
附录 6	239
参考文献	241
第 7 章 太阳帆的应用	243
7.1 引言	244
7.2 太阳任务的介绍	244

7.2.1	人工拉格朗日点任务	244
7.2.2	GeoSail 任务	246
7.2.3	水星任务	247
7.2.4	太阳极地轨道	249
7.3	太阳帆在小行星牵引任务中的应用	253
7.3.1	引力拖车	256
7.3.2	单个引力拖车的控制	260
7.3.3	引力拖车编队	263
7.3.4	各种引力拖车的偏移能力	269
7.3.5	本节小结	275
7.4	太阳帆实现 Halo 轨道附近的编队控制	276
7.4.1	控制器设计	278
7.4.2	直线编队	279
7.4.3	圆形编队	280
7.4.4	数值算例	281
7.5	本章小结	283
	参考文献	283

第1章

太阳帆介绍

1.1 引言

自1957年苏联发射第一颗人造卫星以来,人类已经开展了从近地无人、近地载人、月球无人、月球载人任务到探测太阳系内各行星的探测任务。这些任务使得我们更加了解地球、空间和宇宙。随着航天的进一步发展,我们必将进入更深的空间去了解宇宙,去了解其他星球。随着任务目标与地球的距离越来越远,传统的化学推进方式加上引力辅助恐无法胜任某些任务。太阳帆利用大面积的薄膜反射太阳光子,动量交换会对太阳帆产生一个反作用力,利用该作用力可以进行轨道推进。太阳帆属于一种无需消耗推进剂的新型推进方式,在深空探测中具有很大的发展前景。太阳帆除了能实现无燃料消耗的星际转移之外,还能实现一些特殊非开普勒轨道,例如:人工拉格朗日点、悬浮轨道等。本章将分三个部分介绍,第一部分简要介绍太阳帆的发展历程,第二部分介绍世界上首例成功的“伊卡洛斯”号太阳帆任务,第三部分介绍太阳帆涉及的关键技术。

1.2 太阳帆的发展历程

早在1619年,德国天文学家开普勒观测到太空中小天体在太阳光压力的作用下远离太阳,开普勒认为是太阳风作用的结果。在光的微粒理论年代,粒子受到太阳光压力是自然的。基于该理论进行定性分析时,太阳光压力由动量交换产生,与现有结果一致。牛顿作为光的微粒理论的支持者,接受了开普勒关于太阳光压力的解释。但当他试图利用万有引力解释该现象时,又不得不引入空间以太物质,认为作用在彗星上的力为以太的浮力。1812年,Olbers提出了带电理论,来自彗星的粒子带有与太阳相同的极性电荷,静电力与距离平方成反比,该理论与观察结果吻合,然而这种理论无法解释不带电粒子同样受到这种斥力的现象。直到1873年,麦克斯韦将太阳光解释成一种电磁现象,太阳光撞击物体表面后将产生压力,这种理论是现代太阳帆设计的基础。

利用太阳帆进行星际转移的概念最早由俄国科学家 Tsiolkovsky 在1921年提出。1924年, Tsander 写了一本关于太阳帆飞行的书。在随后的30年中太阳帆并没有引起人们的重视。直至1951年, Carl Wiley 在一期科幻小说中发表了一篇与太阳帆相关的技术论文,名字为《空间的快速飞船》。Wiley 是一名航空学家,他在文章中详细地讨论了太阳帆的设计及轨

道攀升策略,还指出太阳帆不仅能远离太阳而且能靠近太阳。另一名学者对该文章进行了评论,指出太阳帆有很好的前景,但太阳帆逃离地球非常困难,因此,太阳帆的应用需要等到人类能够将卫星送入太空以后。多年后,该学者被邀请到美国喷气推进实验室(JPL)作太阳帆的技术报告,该主题引起了很大的关注。1958年,第一篇太阳帆的专业文章由 Richard Gamin 在喷气推进杂志上发表,文章指出太阳帆不需要任何推进剂却可以持续加速,经过长时间后太阳帆能达到很高的速度。同年,洛斯阿拉莫斯科学实验室的 Ted Cotter 提出了自旋太阳帆的概念,并在 20 世纪 60 年代初写了一篇描述其技术细节的短文^[1]。20 世纪 60 年代,Philippe Willers 在麻省理工大学完成了一篇太阳帆的硕士论文。在此之后,涌现出大量太阳帆轨道研究的文章,很多学者发现当太阳帆的姿态一定时其轨道为螺旋的。他们将太阳帆与化学推进、离子推进作了简单的比较,结果表明在很多任务中太阳帆的性能都超过另外两种推进方式。这些早期研究为太阳帆的发展奠定了基础,但当时缺乏特定任务对太阳帆进行更深入的分析。最初,科学家们的注意力都集中在自旋太阳帆,1965年,Richard MacNeal 和 John Hedgepath 提出了直升机机翼形状的自旋太阳帆^[2]。NASA 从 60 年代中期开始太阳帆的研究,其研究主要集中在各种太阳帆的设计,没有考虑特定的太阳帆任务。在阿波罗任务开展后,太阳帆的研究被大量压缩,到 70 年代中期基本上被全部放弃。70 年代后期,NASA 重新制定了太阳帆新概念的研究计划,此研究任务被分配给了俄亥俄州的巴特尔纪念研究所的 Jermoe Wright。Wright 的研究内容是计算太阳帆对发射装置的要求以及不同任务对太阳帆性能的要求,在此基础上,他进一步分析了利用太阳帆探测太阳系内行星的可行性。在此过程中,他发现了利用太阳帆可以实现哈雷彗星交会任务^[3]。与普通的行星不同,哈雷彗星运行在逆行的大椭圆轨道上,将航天器转移到逆行轨道需要很大的速度增量,化学推进无法实现。NASA 一直在研究哈雷彗星的交会任务,理论上利用高性能的太阳能电推进或核推进方式在 10 年内可能实现哈雷彗星的交会。在当时的技术条件下,学者们认为更短的时间内实现该交会任务是不可能的,而 Wright 的研究表明利用太阳帆可以将交会时间大大缩短,所以他的研究结果引起了 JPL 负责人的重视。1975 年,JPL 邀请 Wright 作了一个关于太阳帆实现哈雷彗星交会任务的报告,该报告非常成功,Wright 很快便被邀请到 JPL 参与哈雷彗星交会任务的研究。哈雷彗星在 1981 年接近地球,时间非常紧迫,JPL 很快向 NASA 提交了一份研究计划。1975 年 11 月 NASA 对该研究进行了资助,JPL 成立了研究组,专门从事太阳帆飞行器和任务的设计。

早期设计方案为一个 $800\text{m} \times 800\text{m}$ 的三轴稳定的正方形太阳帆,由于展开风险太大,该方案在 1977 年 5 月被放弃。自旋稳定的太阳帆展开相对简单,研究组后期将太阳帆改成一个自旋稳定的直升机机翼形状,该帆包括 12 片 7.5m 长的帆片。基于这种设计方案,对帆的结构动力学和控制进行了研究。一年的研究表明太阳帆确实是一种可行的推进方案。尽管技术组非常有信心,但 NASA 的管理层认为太阳帆技术还没有成熟到可以应用于工程的程度,他们认为该交会任务在 1981 年无法完成。最终,该方案被 NASA 放弃。太阳帆被放弃的另一原因是在 NASA 内部和工业界存在一大批电推进的支持者,他们对电推进完成该交会任务进行了评估。NASA 对这两种推进技术进行了比较,考虑到电推进的风险相对较低,在 1977 年 9 月,NASA 选择了电推进方式,但电推进也因为预算迅速攀升而很快被放弃。此后,NASA 基本上放弃了对太阳帆的资助^[4]。

尽管 NASA 没有发射太阳帆任务,但早期的空间探测任务中多次观测到太阳光压力的存在。第一次明显观测到太阳光压力的任务是 20 世纪 60 年代的“Echo 1 号”(见图 1-1),Echo 是 NASA 的第一代试验通信卫星,卫星是直径为 30.5m、厚为 0.0127mm 并带有金属镀层的球形,Echo 可以被动反射来自地面的信号。由于其面质比非常大,“Echo 1”受到了很强的太阳光压力摄动^[5]。在 1974 年,NASA 发射了“水手 10 号”水星探测任务,由于姿态控制消耗燃料过多,NASA 科学家提出利用太阳帆板的光压力进行姿态控制。尽管太阳光压力非常小,但“水手 10 号”还是成功的将探测器的帆板受到的光压力用于姿态控制^[6]。另外,俄罗斯在 20 世纪末进行了大型反射镜的实验,试验的主要目的是获得太阳能。1992 年 10 月 27 日,俄罗斯发射了“Znamya 2”反射镜试验,“Znamya 2”的直径为 20m,由 Progress-TM-15 搭载访问了和平号空间站。1993 年 2 月 4 日,Progress-TM-15 在和平号空间站附近将反射镜成功展开,反射光在地面形成了 5km 宽的亮点,亮点以 8km/s 的速度从法国南部穿越了欧洲大陆到达俄罗斯西部,光点的亮度与满月相当。由于大气阻力的作用,该反射镜几个小时后就脱离地球轨道在加拿大上空的大气中烧毁^[7]。“Znamya 2.5”与“Znamya 2”为一个系列,它的直径是 25m,它能在地面产生直径约为 7km 宽的光点,亮度为满月的 5~10 倍。1999 年 2 月 5 日在轨展开后被和平号上的天线挂住导致任务失败。俄罗斯计划在“Znamya 2.5”成功后发射直径为 60~70m 的“Znamya 3”反射镜,但“Znamya 2.5”的失败导致该计划流产^[8]。俄罗斯并不是唯一进行太阳帆相关试验的国家。2004 年 8 月 9 日,日本航天局从鹿儿岛(Kagoshima)航天中心发射了两种不同展开机制的太阳帆,太

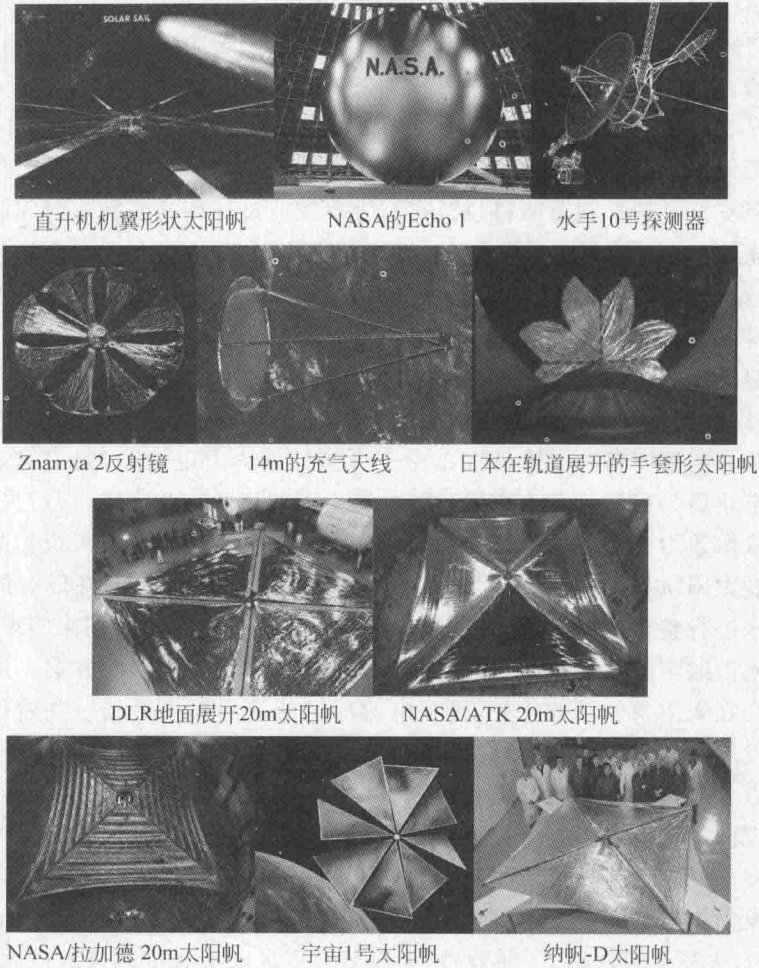


图 1-1 太阳帆相关任务的图片

阳帆帆膜的厚度都为 $7.5\mu\text{m}$ 。与火箭分离 100s 后,手套形状的太阳帆在 122km 轨道展开。与手套形状太阳帆成功分离后,风扇形状太阳帆在 169km 轨道展开,两种形式的展开都非常成功^[9]。由于在高速运动的轨道上展开大型太阳帆是非常困难的,尽管该实验没有验证利用光压力加速技术,但此次发射依然具有里程碑意义。1996 年,美国在航天飞机上进行了一次大型充气结构的展开实验,将直径为 14m 的充气天线用作无线电发射和接收装置^[10]。由于地面打包时没有抽成真空,导致天线没有按照计划顺序展开,镜面的形状也与期望的形状之间存在差异。但该实验验证了大型

充气结构展开的鲁棒性和可靠性。德国宇航中心(DLR)一直在研究太阳帆可膨胀结构在轨演示试验(ODISSEE)的概念,太阳帆从地球同步转移轨道开始,通过太阳光压力进行轨道攀升,最终飞越月球或进入绕月球的椭圆轨道^[11],DLR于1999年12月进行了20m×20m太阳帆的地面展开试验。第一颗太阳帆任务“宇宙1号”由美国太空爱好者成立的私人组织“行星学会”、俄罗斯科学院和莫斯科拉沃奇金太空工业设计所花费数年时间联合制造。该帆由八片扇状的小帆组成,展开面积约为600m²,有效载荷包括相机和加速度计,直径不到1m、质量约40kg,分别用来拍摄帆的展开过程和测量自身的加速度。根据设计,它在5年后将以100km/s经过火星,并且能很快追上已经发射了多年的“旅行者1号”探测器。2005年6月21日,“宇宙1号”在巴伦支海的俄罗斯核潜艇上发射后仅83s即宣告失败^[12]。承担发射任务的俄罗斯军方官员宣布由于火箭推进器出现故障,太阳帆未能进入预定轨道。行星学会志在发射第一颗太阳帆任务,在“宇宙1号”失败后,他们依然致力于新太阳帆任务的研制。行星学会通过与各航天机构的合作来发展太阳帆技术。NASA马歇尔飞行中心要求行星学会将现有的太阳帆技术进行整合,发射一个太阳帆任务。本来想通过工业合同来实现合作,但后来被取消。目前,行星学会正在研究整合太阳帆技术的方案。由于行星学会在太阳帆领域的优势,很多机构都想从他们那里得到一些建议或经验来发展太阳帆技术,但他们坚持自己发射第一颗太阳帆的任务。行星学会一直在为发射太阳帆的任务寻求资助。学会主席Ann Druyan已经与几个有意向的资助者进行了交流。尽管目前只有部分资金,但他们已经开始在俄罗斯的空间研究所(IKI)进行太阳帆相关硬件的开发。可靠的发射装置和发射构型的研究也在进行,新任务可能采用俄罗斯“联盟号”(Soyuz-Fregat)火箭搭载发射。“联盟号”火箭已经多次成功将宇航员送入太空,发射成功率非常高。目前,行星协会正在研制另一个太阳帆“光帆1号”(LightSail-1)^[13]。

NASA和ESA分别在New Millennium计划和SMART计划中提出要发展低质量高性能的推进方式,太阳帆技术是NASA新研究计划中的一项。为了确保试验的可靠性,NASA分别资助两个机构独立地进行了太阳帆地面试验。ABLE工业公司采用盘绕式的刚性支撑臂和铰接在臂上的姿态控制系统,帆膜采用美国科学研究学会(SRS)开发的CP1材料^[14]。拉加德研究所采用充气式低温刚化臂,利用四片小帆进行姿态控制,帆膜采用Mylar材料^[15]。在2004年和2005年两个机构分别成功地进行了20m太阳帆的地面试验。两种方案在一个大气压和一个重力加速度的环境下展开

的鲁棒性都非常好。2008年,Ames研究中心与几个工业和学术合作伙伴研究了一颗没有燃料的小型太阳帆“NanoSail-D”。该星不携带推进剂,唯一的能量是几块用来维持星上计算机运行的小电池。整个小卫星质量约4kg,整个帆展开后是一个 10m^2 的正方形,卫星进入轨道三天后太阳帆开始展开。虽然该星的功能简单,但它用到了很多新的关键技术,其中很多技术只进行过地面试验。“NanoSail-D”于2008年8月2日发射,但由于火箭原因导致了任务的失败^[16]。该任务为NASA与其他政府机构、学术机构和工业机构的合作提供了很好的机会^[17]。NASA很快开发了“NanoSail-D 2”,于2010年11月成功发射。

1.3 “伊卡洛斯号”太阳帆任务介绍

2010年,日本宇航局(JAXA)成功发射“伊卡洛斯号”(IKAROS)太阳帆。IKAROS成为世界上第一个太阳帆空间探测任务,下面简要介绍IKAROS的情况^[18]。

2010年5月21日,IKAROS由H-IIA F17火箭从Tanegashima空间中心发射,整个太阳帆航天器的质量为310kg,其中太阳帆帆膜的质量为15kg(包括端部的集中质量),帆膜被压缩在 $1.6\text{m}\times 0.8\text{m}$ 的平台内。5月26日,太阳帆开始展开,6月9日地面确认太阳帆展开成功,6月10日,确认太阳能电池正常工作。6月14日和6月19日,两个摄像头独立地拍摄到了展开的太阳帆图片,太阳帆膜展成了一个 $14\text{m}\times 14\text{m}$ 正方形,帆膜没有任何损坏。太阳帆展开后,IKAROS进行了光压力测量、导航制导与控制等一系列的测试。12月8日,太阳帆飞越金星,离金星的最近距离为80000km,摄像头拍摄了金星的照片。2010年12月,IKAROS完成了所有计划的实验。2011年10月18日,IKAROS项目组将它的自旋方向逆转,2012年1月6日,由于IKAROS远离太阳并且相对太阳光的角度比较大,无法利用太阳能电池产生足够的能源,所以IKAROS进入冬眠状态(由于能源限制,星上所有的设备关闭)。2012年春天开始,与太阳的距离和太阳入射角度等条件得到改善,这段时间的太阳能被储存。IKAROS任务成功的标准有两种,第一种是最小成功标准,包括如下两条:①帆膜成功展开,并且获取展开数据;②验证薄膜太阳能电池发电,并获取数据估算发电效率。如果上述两点都成功完成,同时完成光压力推进技术的验证和利用光压进行导航制导与控制技术的验证,则称IKAROS任务取得完全成功。

如图1-2中,IKAROS与金星气候轨道探测器AKATSUKI一起发射,

IKAROS 装在 H-IIA 火箭的 PAF900M 中,同时在 PAF 的周围搭载了4 个小卫星。搭载星 1~3 为 AKATSUKI,PAF900M,IKAROS,搭载星依次分别展开。整个飞行任务流程如图所示,完成对日定向和从火箭分离后,执行初始化检查。IKAROS 开始加速自旋至 25r/min,利用离心力展开帆膜。展开成功后测试太阳帆电池,完成最小成功标准仅需要几周时间。接下来的 6 个月时间里将会验证太阳光压力的加速和导航制导与控制技术。

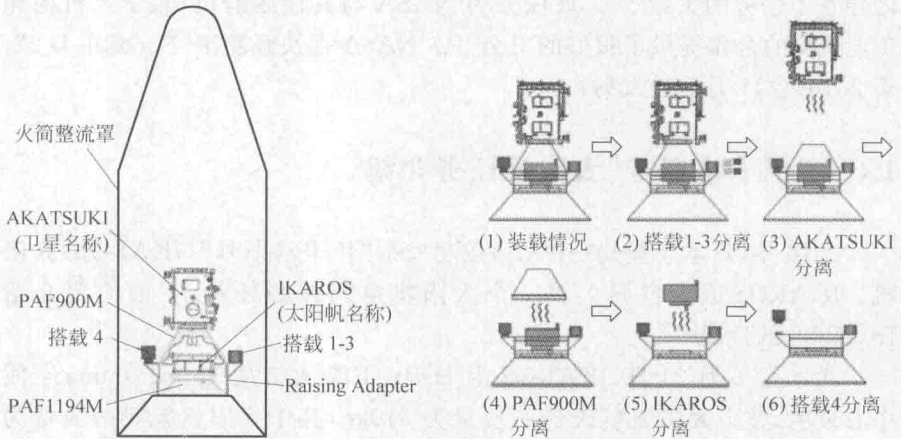


图 1-2 “伊卡洛斯号”发射时的装载和分离示意图

1.3.1 太阳帆的组成^[18]

太阳帆帆膜通常采用既轻又有足够强度的超薄材料,IKAROS 帆膜由 $7.5\mu\text{m}$ 厚的聚酰亚胺制成,如图 1-3 所示,整个太阳帆包含以下几个部分:

(1) 端点质量,在正方形的每个端部通过绳索连接一个 0.5kg 的质量块,提供太阳帆展开需要的离心力。

(2) 液晶装置,一共 80 个液晶片贴在帆膜的边缘,占整个帆膜面积的 5%,每个液晶片有开和关两种状态,根据姿态控制的需求调节液晶片的状态。

(3) 太阳帆膜,整个太阳帆的帆膜由两种材料组成,一种是普通 $7.5\mu\text{m}$ 厚的聚酰亚胺,用胶粘合在一起。另一种是热弹性聚酰亚胺,可以通过热控的方式将膜熔化后连接在一起,这种材料更轻、强度更高。正面镀铝用于提高太阳光的反射率,同时也能提高帆膜的强度,当帆膜撕裂的情况下依然可以使用。背面贴 PVDF(PolyVinylidene Di-Fluoride 聚偏氟乙烯,氟化物),用于统计遇到的尘埃。同时,在帆膜上还装有电荷测量装置和温度计。