


空间对接技术是载人航天的一项基本技术,是开展空间站和大型空间设施的组装建设、人员轮换、物资补给以及在轨维修和服务的基本技术,也是载人登月以及载人深空探测必需的技术支撑。美国和苏联在 20 世纪 60 年代就相继实现了航天器的空间对接,为后续的“阿波罗”登月飞行以及天空实验室、“礼炮号”空间站、“和平号”空间站和国际空间站(International Space Station)建设创造了条件。近年来,空间对接技术仍然在不断发展并拓展其应用范围,如美国通过对接完成了航天器在轨补加和模块更换试验。

空间对接有着巨大的风险性和技术难度,美国和苏联在研制过程中开展了大量试验,也经历了多次失败。十几年来,为实现载人航天发展“三步走”的目标,我国在空间对接机构方面进行了大量研究,在对接碰撞的动力学问题、对接机构研制及相关模拟空间环境的地面试验技术等方面进行了深入的工作,取得了很多宝贵的成果。我国于 2011 年成功实现了神舟飞船与“天宫一号”目标飞行器的首次空间对接,突破并掌握了空间对接技术。

对接机构结构复杂,工作环境严酷,对可靠性和安全性要求很高,属于最复杂类型的空间机构之一。本书系统介绍了空间对接机构的应用和发展,阐述了对接机构的设计思想、工作原理、动力学问题和仿真技术、地面试验技术。

本书作者张崇峰是我国载人航天空间对接研制的技术负责人,作者团队都是多年从事对接机构研制的科研人员。他们系统总结了对接机构的工程研制实践并将其融入本书的相关章节中,使得本书很好地将理论和实践结合到了一起,相信会对有兴趣的读者,特别是有志于从事航天工作的人有很好的帮助。



2015. 11



空间对接使两个航天器在空间轨道上结合并在结构上连接成一个整体。空间对接技术的作用主要体现在三个方面：一是为长期运行的空间设施进行服务，包括物资补给、设备回收、燃料加注和人员轮换；二是为大型空间建筑的在轨建造和运行服务，如组装空间站等；三是航天器在轨进行重构，实现系统优化，降低对运载能力的要求。

空间对接技术是发展航天技术、增强人类开发太空能力的一项重要技术，是现代复杂航天器在轨运行的重要操作，尤其是载人空间站在轨运行必不可少的技术，是实现空间站长期运行的先决条件。

近年来，对接机构技术的应用得到进一步扩展，通过空间对接可以实现对航天器的燃料补给、设备模块更换等操作，国内外在这方面也进行了大量研究，现在已经成为空间技术新的发展方向。美国、日本、欧洲在该领域都进行了大量研究，新型对接机构如三指式、弱碰撞对接机构等不断被开发出来，并计划投入使用。

空间对接技术起步于20世纪60年代，历经几十年的发展，投入了大量的资源进行对接机构的开发研制。我国自90年代开始进行航天器对接机构的关键技术攻关，到2011年实现了神舟飞船与空间实验室的空间对接，成功突破并掌握了对接机构研制技术。

本书是作者及其带领的科研团队多年辛苦工作的成果，由参与我国空间对接机构研制的主要工程技术人员共同撰写完成，是整个科研团队集体智慧的结晶。全书由张崇峰拟定大纲并统稿，各章具体写作分工为：第1章由王卫军撰写；第2章由张崇峰撰写；第3章由刘志撰写；第4章由郑云青撰写；第5章由时军委撰写；第6章由张崇峰和陈宝东撰写。本书在编写过程中得到了柏合民、肖余之、程芳华、邹晓宏、丁立超、靳宗向、魏智、邱华勇、苑会领、姚建、刘仲、秦彦、耿海峰、赵蔚、吴源兵、徐荣、杨晟曦等专家的指导和帮助，在此谨表示诚挚的感谢。

航天器对接机构技术涉及多个领域的相关知识，囿于作者知识和经验所限，书中难免有不足和疏漏之处，欢迎广大读者批评指正。

张崇峰

2015年10月



## 序

## 前言

<b>第 1 章 绪论</b> .....	1
1.1 空间对接技术概述 .....	1
1.1.1 空间对接的基本概念 .....	1
1.1.2 任务、用途及其特点 .....	2
1.2 空间对接机构的定义和分类 .....	6
1.2.1 空间对接机构的定义 .....	6
1.2.2 对接机构的分类 .....	8
1.2.3 交会对接的基本过程 .....	9
1.3 国外对接技术的发展 .....	10
1.3.1 发展概况 .....	10
1.3.2 空间对接任务需求的发展过程 .....	11
1.3.3 对接机构的发展历程 .....	12
1.3.4 空间对接任务汇总 .....	23
1.3.5 对接技术发展趋势 .....	27
1.4 中国对接技术的发展 .....	29
1.4.1 中国的载人航天 .....	29
1.4.2 中国的交会对接 .....	30
1.5 本书的主要内容 .....	31
<b>第 2 章 交会对接系统</b> .....	32
2.1 系统组成 .....	32
2.1.1 参与交会对接的系统 .....	32
2.1.2 目标航天器 .....	33
2.1.3 追踪航天器 .....	36

2.1.4	运载火箭和发射场 .....	37
2.1.5	测控通信 .....	38
2.1.6	航天员 .....	39
2.2	交会对接过程 .....	40
2.3	对接初始条件 .....	41
2.3.1	对接初始条件的定义 .....	41
2.3.2	对接初始条件的形成 .....	42
2.3.3	对接初始条件的确定 .....	44
2.4	天宫一号/神舟八号的对接过程 .....	44
2.4.1	追踪和逼近 .....	44
2.4.2	对接 .....	45
2.4.3	组合飞行 .....	46
2.4.4	分离 .....	47
<b>第3章</b>	<b>对接机构方案设计 .....</b>	<b>48</b>
3.1	对接机构的任务分析 .....	48
3.1.1	对接机构任务 .....	48
3.1.2	对接机构设计要求 .....	53
3.1.3	对接机构类型 .....	56
3.1.4	对接机构的技术特点 .....	60
3.1.5	主要对接机构技术方案 .....	62
3.2	周边式对接机构 .....	65
3.2.1	设计思想 .....	65
3.2.2	工作过程 .....	67
3.2.3	系统组成 .....	69
3.2.4	工作原理 .....	73
3.3	锥杆式对接机构 .....	79
3.3.1	设计思想 .....	79
3.3.2	工作过程 .....	81
3.3.3	工作原理 .....	83
3.4	自适应控制型对接机构 .....	87
3.4.1	设计思想 .....	87
3.4.2	设计方案 .....	88
3.4.3	主要技术特点 .....	90
3.5	通用停靠机构 .....	91

3.5.1	应用背景	91
3.5.2	典型的工作过程	92
3.5.3	设计方案	96
3.6	合作目标轻小型对接机构	99
3.6.1	ETS-VII对接机构	100
3.6.2	轨道快车对接机构	107
3.6.3	皮纳卫星对接捕获装置	116
3.6.4	轻小型对接机构的特点	127
3.7	非合作目标在轨捕获装置	128
3.8	载荷连接机构	136
3.8.1	V型导向与中心锁紧机构	136
3.8.2	带有闭锁的连接机构	136
3.8.3	快速载荷适配器	139
<b>第4章</b>	<b>重要机构和单项技术设计</b>	<b>141</b>
4.1	相容性保证	141
4.1.1	一般对接机构的结构相容性	141
4.1.2	异体同构对接机构的相容性	141
4.1.3	运动行程相容性	142
4.2	结构	143
4.2.1	对接环	143
4.2.2	对接框	144
4.3	捕获机构	146
4.3.1	“联盟”锥杆式对接机构的捕获机构	146
4.3.2	“联盟”、“阿波罗”和航天飞机 APAS 的捕获机构	148
4.4	连接锁紧机构	151
4.4.1	APAS 的对接锁系	153
4.4.2	螺栓式对接锁	159
4.5	电气液路连接机构	161
4.5.1	“联盟-阿波罗”组合中的电路自动连接机构	162
4.5.2	“货船-空间站”的液路连接机构	163
4.6	密封设计	164
4.6.1	对接机构的密封类型和特点	164
4.6.2	对接面密封方案的选择	164
4.6.3	密封槽、密封圈外形尺寸设计	166

4.6.4	密封圈泄漏率的理论计算	167
4.6.5	密封试验	167
4.7	润滑技术	169
4.7.1	对接机构的润滑要求	169
4.7.2	油脂润滑方案	170
4.7.3	固体润滑方案	170
4.8	热设计	171
4.8.1	热控设计	171
4.8.2	热环境适应性设计	171
4.9	可靠性	172
4.9.1	可靠性概念和要求	172
4.9.2	可靠性工作项目	173
4.9.3	对接机构可靠性设计准则	175
4.9.4	故障模式及影响分析	175
4.9.5	故障树分析	178
4.9.6	捕获概率	181
4.9.7	对接机构备份措施	182
4.9.8	对接机构的可靠性评估	184
<b>第5章</b>	<b>对接动力学设计和仿真</b>	<b>187</b>
5.1	对接动力学研究概况	187
5.2	对接动力学仿真的设计	189
5.3	周边式对接动力学简化与参数分析	191
5.3.1	简化的三维模型	191
5.3.2	简化的二维模型	193
5.3.3	缓冲性能设计	198
5.4	锥杆式对接动力学的简化与参数分析	200
5.4.1	保证捕获的条件分析	200
5.4.2	碰撞能量分析	202
5.4.3	捕获前的缓冲阻尼参数分析	206
5.4.4	捕获后的缓冲阻尼参数分析	208
5.5	周边式对接仿真模型	209
5.5.1	对接初始条件的定义	209
5.5.2	碰撞可能性建模	210
5.5.3	碰撞计算处理方法	214



5.5.4	捕获模型	215
5.5.5	系统动力学模型	217
5.6	周边式对接机构动力学仿真分析	219
5.6.1	仿真分析的任务	219
5.6.2	整机等效性能的仿真分析	221
5.6.3	典型工况的仿真分析	222
5.6.4	捕获概率的仿真	229
5.6.5	传动链惯性对缓冲力的影响	231
<b>第6章</b>	<b>对接机构的试验技术</b>	<b>234</b>
6.1	试验的设计	234
6.2	试验的任务和试验方案	235
6.2.1	任务和要求	235
6.2.2	试验类型	236
6.2.3	对接试验方案策划	239
6.3	试验设备的种类	240
6.4	静态性能测试设备	241
6.5	机械式对接动力学设备	243
6.5.1	吊挂式对接试验台	243
6.5.2	气浮式对接动力学试验台	244
6.6	半物理仿真对接动力学试验设备	245
6.6.1	半物理仿真对接动力学试验原理	245
6.6.2	对接过程的半物理仿真数学模型	248
6.6.3	对接初始条件的实现	255
6.6.4	欧空局的对接试验台	258
6.7	热真空对接试验设备	259
	参考文献	262
	彩图	



航天器的空间对接技术,是实现各种长期、大型和复杂航天任务的一项基础技术,如维持空间站运营、在轨建造和组装空间站、进行航天器在轨服务、完成载人登月任务等,都需要使用航天器对接技术,该项技术的发展基本是与载人航天技术的发展同时进行的。

航天器对接机构作为复杂的,也是关键的空间机构,一直是航天领域技术发展完善的重要标志,是各航天技术大国争相发展的核心技术。2011~2013年,中国“神舟”八号、九号、十号3艘飞船与“天宫”一号完成了3次空间对接,是我国在航天器空间对接技术上的重要成就,也为今后建造和运营空间站,打下了良好的基础,同时为更深远的太空前进迈出了坚实的一步。

## 1.1 空间对接技术概述

### 1.1.1 空间对接的基本概念

空间对接是实现航天器之间在轨的机械连接,形成密封通道,建立航天器联合飞行的组合体和安全分离的技术,主要通过对接机构实现这些功能。随着航天技术的迅猛发展,空间对接机构技术也得到了快速发展和广泛应用,对接机构的各个方面都有了新的和更加复杂的要求,空间对接机构已经成为航天器技术的一个重要分支(张崇峰,2003)。在大部分的载人航天器任务中,包括载人飞船、航天飞机、空间站、载人登月探测器等,都必须应用对接技术(娄汉文,1992)。

空间交会对接(Rendezvous and Docking, RVD)是指两个空间航天器,于同一时间在轨道同一位置以相同的速度会合,并在结构上连成一个整体的技术(周建平,2013)。完整的交会对接任务可以分为交会任务和对接任务两部分,交会任务包括远程导引段、近程导引段和逼近段等飞行阶段,主要由航天器的导航与控制系统执行;对接任务包括捕获、校正、连接、保持和分离等阶段,主要由航天器对接机构执行。在交会对接过程中,通常把处于轨道稳定运行的航天器(如空间站)称为目标航天器,而把进行轨道机动,执行逼近飞行的航天器称为追踪航天器。一般为了降低交会对接系

统的复杂性,将主动对接机构安装在追踪航天器上,被动对接机构安装在目标航天器上。

交会任务与对接任务分别代表了航天技术的尖端水平,任务的执行过程更是两个方面密切配合、紧密衔接的系统集成过程,是更复杂航天活动的基础,如空间组装、空间维修等,因此成为航天技术领域的制高点之一。由于交会对接技术的复杂性,尤其是在轨高速运动的空间航天器的高精度交会技术、空间对接机构技术和复杂空间环境的苛刻要求,交会对接技术一直是各国航天活动必须掌握的一项的关键技术(张崇峰,2012)。

自 1966 年美国利用双子星 8 号与阿金娜目标飞行器实现首次空间对接任务以来,空间对接技术的工程实践已有近 50 年的历史。美国和苏联早在 20 世纪 60 年代就相继掌握了航天器空间交会对接技术,为后续更大规模的航天活动创造了条件。20 世纪末,在国际空间站项目的带动下,日本和欧洲也相继通过国际合作的方式成功实现了交会对接,我国是第三个独立掌握该项技术的国家。各航天大国近几年针对未来空间飞行任务的需求,也广泛开展了空间交会对接技术的完善和发展的研发工作(周建平,2013)。

### 1.1.2 任务、用途及其特点

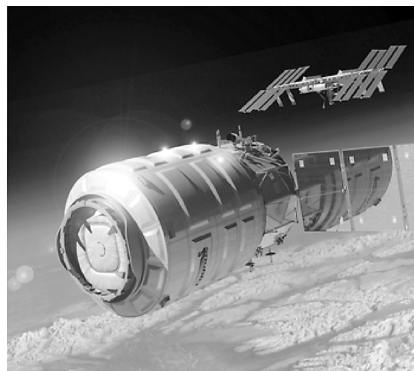
交会对接可以实现在轨航天器之间的可重复连接和分离,建立了在轨航天器与地面之间的人员和物流循环通道。在有限的运载能力下,可以对航天器持续进行资源补充,包括物资补给、人员轮换、试验设备和航天器部组件的运输等,为维持航天器在轨长期运行,开展空间救援、航天器扩展与在轨组装,实现在轨维护与维修提供技术途径,从而有效地增加任务的灵活性,降低任务风险和研发成本,实现大规模空间科研探索活动。

#### 1. 物资补给与人员轮换

通过交会对接,为长期运行的载人空间站提供物资补给和人员运输服务,这是空间交会对接最主要和最频繁的任务应用,也是空间站建造和持续运行的基础。通过载人飞船、货运飞船和航天飞机与空间站的交会对接,可以完成对空间站的给养补充、人员轮换、设



(a) “龙”飞船



(b) “天鹅座”飞船

图 1.1 空间站货运飞船

备维修、部件更换、燃料加注以及应急救援等任务。除早期试验阶段外,俄罗斯“联盟”系列载人飞船和“进步”系列货运飞船的全部飞行任务,美国航天飞机与和平号空间站及国际空间站对接的主要任务,欧空局(欧洲太空局的简称)自动转移飞行器(ATV),日本“希望”号转移飞行器(HTV)以及“商业轨道运输服务”项目的“龙”飞船、“天鹅座”飞船与国际空间站的对接都是为了这一目的。在各空间站运行期间,进行载人航天器和货运飞船的对接次数统计情况如表 1.1(David,1995;nasa.gov,2015)所示。

表 1.1 交会对接补给任务统计

序号	追踪航天器	目标航天器	国家	吨位/t	主要任务		成功任务/次	时间	备注
					物资补给	人员轮换			
1	“联盟”系列载人飞船	礼炮系列空间站	苏联	7~7 7~20	✓	✓	37	1971. 7. 7 ~ 1986. 5. 5	
		和平号空间站	苏联/俄罗斯	7~123	✓	✓	32	1986. 3. 13 ~ 2000. 4. 4	
		国际空间站	俄罗斯、美国等	7~400	✓	✓	43	2000. 10. 31 ~ 2015. 3. 27	
2	阿波罗载人飞船	天空实验室	美国	30~100	✓	✓	3	1973. 5. 14 ~ 1974. 2. 8	
3	“进步”系列货运飞船	礼炮系列空间站	苏联	7~20	✓	—	24	1978. 1. 22 ~ 1985. 6. 21	
		和平号空间站	苏联/俄罗斯	7~123	✓	—	63	1986. 3. 19 ~ 2001. 1. 24	
		国际空间站	俄罗斯、美国等	7~400	✓	—	60	2000. 8. 6 ~ 2015. 2. 17	
4	航天飞机	和平号空间站	苏联/俄罗斯、美国	100~123	✓	✓	9	1995. 6. 27 ~ 1998. 6. 2	
		国际空间站	俄罗斯、美国等	100~400	✓	✓	37	1998. 12. 4 ~ 2011. 7. 10	
5	自动转移飞行器 ATV (货运飞船)	国际空间站	欧空局、美国等	20~400	✓	—	5	2008. 3. 9 ~ 2014. 8. 12	
6	“希望”号货运飞船 HTV	国际空间站	日本、美国等	20~400	✓	—	4	2009. 9. 10 ~ 2013. 8. 9	停靠对接
7	“神舟”载人飞船	天宫一号试验飞行器	中国	8~8	✓	✓	6	2011. 11. 3 ~ 2013. 6. 13	
8	“龙”货运飞船	国际空间站	美国	4~400	✓	—	6	2012. 5. 25 ~ 2015. 1. 12	停靠对接
9	“天鹅座”货运飞船	国际空间站	美国	4~400	✓	—	3	2013. 9. 29 ~ 2014. 7. 16	停靠对接

注: 1. 本表统计截止日期 2015 年 3 月 27 日

2. 和平号空间站和国际空间站的质量在运行过程中逐步增加

## 2. 大型航天器或平台的在轨装配

大型航天器或平台包括大型空间站和大型深空探测器等,由于其结构复杂,尺寸大,重量已经超过目前的运载火箭所能提供的运载能力,采用一次发射的方式已经不能实现大型航天器入轨的任务需求。通过空间交会对接技术,进行在轨装配,可以把多次发射的航天器连接装配为一个整体,并可以持续扩展或进行构型重组和构型优化,实现大型轨道复合体的建造。

交会对接作为空间在轨装配的必经环节,技术难度大,系统复杂,影响整个系统任务的成败。1986年2月20日苏联发射了和平号空间站(The Mir Orbital Complex)核心舱,质量约20 t,通过交会对接,完成另外5个大型试验舱段(量子-1、量子-2、晶体舱、光谱舱和自然舱)的在轨组装。全部组装完成的和平号空间站全长87 m,质量达123 t,有效容积为470 m<sup>3</sup>,其中科研仪器质量约11.5 t,开展了地球观测、材料试验、天体物理、生物医药试验等研究(David, 1995; Robert, 2014)。

国际空间站(International Space Station, ISS)在1998年11月22日首个舱段升空时质量约20 t,到2010年建造完成时总质量约423 t,长108 m,宽88 m,密封舱容积达1 202 m<sup>3</sup>,包含100多个大型结构件。国际空间站同样是通过20多次空间对接,以在轨装配的方法完成的,其建造既利用了交会对接进行舱段组装,也通过宇航员操作完成了包括桁架、太阳能电池帆板和舱段的组装。没有交会对接技术,这类复杂空间设施的建造和持续可靠运行将无法实现(Gardia, 2014; Wikipedia, 2014)。

此外,未来如需建设其他大型航天器,如为解决能源问题修建空间太阳能电站等,也要通过在轨组装完成。为了实现对大型空间结构的构建,也需要借助于空间对接技术,通过分次发射、交会对接和在轨装配来实现。

## 3. 航天器在轨服务

通过空间交会对接,可以对航天器进行在轨监测、燃料补加、部件替换维修和载荷升级等操作,有效地延伸航天器在轨寿命,提高工作性能,降低任务综合成本。

现有航天器大多设计为一次性使用,但航天器能否正常在轨工作,工作寿命的长短主要取决于航天器寿命最短的产品。随着航天任务复杂性的增加,航天器的规模和复杂性越来越高,研发成本持续攀升。一般情况下航天器寿命结束时仅有个别系统失效或只是燃料、电源等资源用尽。为了能够延长航天器的在轨寿命,尤其是对于任务初期部件意外故障的航天器、造价高昂的航天器和需要长期飞行的大型航天器,在轨服务的任务需求越来越强烈,基于空间交会对接开展航天器在轨服务具有重要的工程意义和应用价值。

例如,对哈勃望远镜(Hubble Space Telescope, HST)进行的多次在轨维修就是由交会对接技术支撑的在轨服务活动的范例。哈勃望远镜造价近30亿美元,发射入轨后,就被发现主镜的形状有严重的问题,得到的图像品质远低于当初的期望。NASA先后通过5次航天飞机的在轨维修或维护任务,成功解决了哈勃的多个问题,并升级了设备模块,

有效地扩展了哈勃望远镜的使用寿命,原本设计寿命为 5 年,目前在轨服役已经超过 25 年,获得了大量观测数据和宇宙学科科研成果,如图 1.2 所示(Wikipedia, 2014)。

2007 年,美国轨道快车(Orbital Express, OE)项目开展了自动交会对接技术支持下的在轨服务试验,使用 Starsys 研究公司研制的捕获系统 OECS(Orbital Express Capture System),成功地进行了电源等在轨可更换单元(On-Orbit replacement Unit, ORU)的在轨更换试验(Stamm, 2004; Motaghedi, 2008)。



图 1.2 维修中的哈勃望远镜及其最新配置的对接机构

从国外相关研究来看,为了在真空、微重力、冷热交变等复杂空间环境中,实现对目标航天器安全、可靠的在轨服务,这些项目无一例外地都采用了空间对接的途径,即通过捕获和对接,将两航天器连接成一个刚性的轨道复合体,然后才开始对目标航天器进行在轨服务的相关操作,如补给燃料、更换设备、维护仪器、维修故障等。

#### 4. 探测器飞行过程构型优化

利用空间交会对接技术可进行载人登月和深空探测任务中的航天器在轨组建及构型优化,最终实现系统优化并保证任务的可行性。

一方面,载人登月等大型复杂空间探索任务所需运载能力巨大,采用一次发射入轨的任务模式在技术难度、研发成本和风险控制方面等均提出极高的挑战,难以满足技术领域持续发展和扩展应用的需求。通过多次发射和交会对接技术,在地球、行星、月球轨道上或拉格朗日点完成航天器的组装,可以降低对单发运载火箭能力的需求,特别是对于诸如火星及其以远的载人登陆任务,使用交会对接是在目前技术水平上,保证工程可实现的最佳甚至唯一途径。

另一方面,在载人登月、深空探测等复杂的空间探索中,飞行过程可划分为多个任务剖面,对探测器的功能和性能要求也会随着飞行过程发生变化,采用单一构型的探测器规模庞大,一般难以满足各阶段的任务要求。通过交会对接,可以实现探测器构型的重构优化,提高探测器系统对特定任务剖面的适应性。例如,在美国阿波罗载人登月论证计算,若采用没有交会对接环节的直接登月飞行流程,必须研制近地运载能力达到 205 t 的新星

(NOVA)火箭。根据美国当时的技术条件,不可能在规定时间内实现载人登月的目标;而采用含有月球轨道交会对接的飞行方案(Lunar Orbit Rendezvous, LOR),则需要运载能力达到 120 t 的土星 V 运载火箭,有效降低了运载火箭的研制难度、研制周期及费用,交会对接技术的运用成为阿波罗载人登月工程的关键因素(Wikipedia, 2014)。

在阿波罗登月任务中,在奔月轨道和月球轨道要分别进行一次对接。奔月轨道交会对接解决了降低火箭上升段逃逸质量与人员进入登月舱通道之间的矛盾;月球轨道交会对接实现了将登月舱与返回地球航天器的功能区分和独立,大幅降低了火箭运载能力需求和飞船规模,保证了载人登月任务的可行性,阿波罗飞行过程示意图如图 1.3 所示。

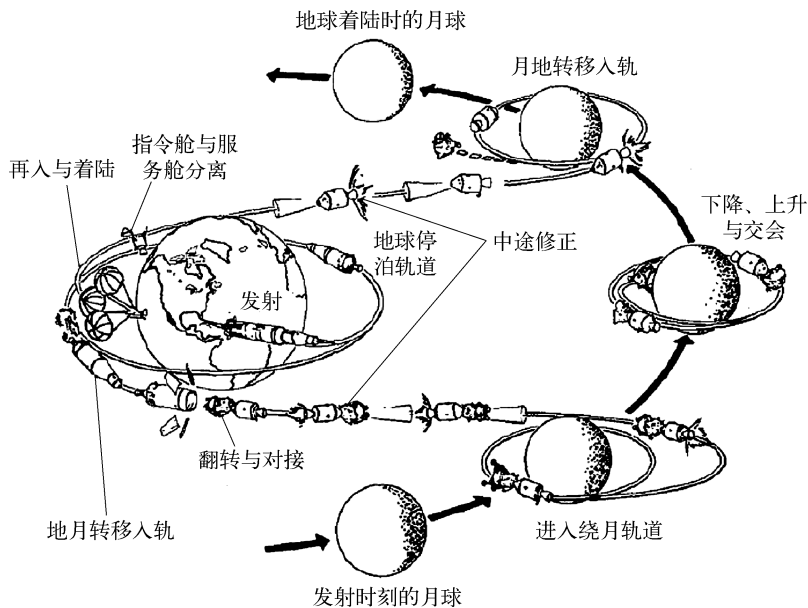


图 1.3 阿波罗飞行过程示意图

后续各国论证的载人登月任务中,大多考虑的是采用近地轨道对接、环月轨道对接、近地环月对接组合这三种模式,每种模式分别考虑一次或多次交会对接任务。通过交会对接技术,合理采用交会对接策略,降低对单发运载火箭能力的需求,也是未来火星及更远的探测任务切实可行的方案。

## 1.2 空间对接机构的定义和分类

### 1.2.1 空间对接机构的定义

空间对接基本含义是指航天器(包括空间站舱段),在轨实现结构连接和分离的任务



过程,同时根据任务需求,实现连接精度、连接刚度、强度、密封性能、分离性能和机电液接口连通等任务。航天器对接机构也称空间对接机构(Docking Mechanism System of Spacecraft)是将在空间轨道上运行的两个航天器,在结构上连接成组合体的机构系统。

通常的对接操作指对接机构独立完成对接的捕获和刚性连接,包括对接(docking)和停靠(berthing)两种模式。其中对接(图 1.4(a))是由运动控制系统使两个航天器相互接近,通过对接机构完成机械捕获和连接的过程。停靠(图 1.4(b))对接需要通过空间机械臂实现航天器的捕获操作,和对接面的靠拢,最后通过停靠机构实现结构连接(Wikipedia, 2014)。

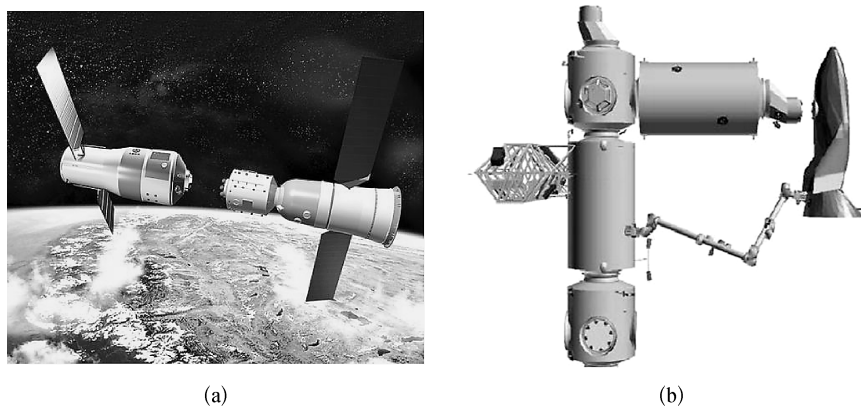


图 1.4 交会对接的两种任务模式

空间对接一般使用成对配合的对接机构,分别包括机构部分及其控制器。对接过程中,两个航天器分别安装一套对接机构,相互配合,共同完成对接任务。一般以其中一套对接机构为主完成主要的功能和机构动作,称为主动对接机构;另一套对接机构主要配合对接过程,机构动作一般较少,称为被动对接机构。

对接机构的主要设计条件包括航天器质量特性、对接初始条件、保持连接的载荷要求、中心通道直径要求、分离要求和其他通用接口连接要求。对接任务是从交会末期航天器满足对接初始条件开始,需要完成初始接触、捕获、缓冲残余能量、校正偏差、结构连接等,根据具体任务还包括形成密封通道、电气液接口连接等。一般情况下,航天器通过对接机构形成的连接是暂时的,还需要执行分离功能;空间站舱段的连接一般时间较长,但仍有分离的要求。

对接过程中,航天器之间的相对位置偏差和首次接触时的相对速度偏差,包括位置、平移速度、角度和角速度,称为对接初始条件。空间对接与航天器的交会过程密不可分,理论上进行空间对接时,航天器的接近方式是保持对接机构的同轴位置和确定轴向速度,其他方向的位移、速度、角度和角速度保持为零。但是,两个航天器之间的相对运动在工程实现中总是有偏差的,偏差的大小是由制导、导航和控制(GNC)分系统的性能决定的,包括测量精度、控制系统特性等。对接初始条件对对接机构的捕获能力提出任务要求,是

确定对接机构系统设计和试验的一组基本指标。

### 1.2.2 对接机构的分类

根据不同的构型布局 and 任务功能特点,对接机构形成了多种分类方法,常见的分类方法如表 1.2 所示。

表 1.2 对接机构的分类

空间对接机构类型		特点描述	典型对接机构
按布局方式	中心布局	结构紧凑,简单;可满足较大的初始条件偏差要求;结构受力集中,机构占用中心通道位置	联盟飞船锥杆式对接机构 SSVP;阿波罗飞船对接机构
	周边布局	结构分布在周围,承载能力强;中间有自然通道;结构复杂;允许的对接初始条件范围相对较小	航天飞机对接机构
按主被动件是否相同	雌雄式	结构相对简单;被动作件质量较小;主被动结构不同,必须成套使用	联盟飞船锥杆式对接机构 SSVP;阿波罗飞船对接机构
	异体同构式	主被动完全相同,通用性强,理论上只需设计一套对接机构,功能上互为备份,系统可靠;结构复杂,技术难点多;质量大	阿波罗-联盟计划对接机构 APAS-75, APAS-89
按是否形成密封通道	可形成密封通道	能够形成密封的过渡通道,适用于载人航天器;连接载荷显著增加,对结构连接性能要求高,密封设计复杂,尺寸受到严格限制	联盟飞船锥杆式对接机构 SSVP;航天飞机对接机构 APAS
	无密封通道	无须密封设计,结构简单,端面载荷显著减低,结构尺寸相对自由;无增压通道	国际空间站桁架对接机构
按主要的传动缓冲原理	机电阻尼方式	采用弹簧、电磁阻尼缓冲元件,性能稳定,对空间环境适应性好,质量轻;技术复杂,机械传动链长	联盟飞船锥杆式对接机构 SSVP;航天飞机对接机构 APAS-89
	气液缓冲方式	采用气液缓冲方式,性能易于设计;易受环境影响,质量大,需解决密封问题	阿波罗飞船对接机构;阿波罗-联盟计划对接机构 APAS-75(美国)
按捕获缓冲方式	碰撞式被动捕获方式	通过航天器相对速度实现偏差校正和捕获锁触发,有较宽的捕获范围,可独立完成对接过程,系统流程简单;必须保证接近速度在一定范围内,既提高捕获成功率,又限制碰撞的载荷	联盟飞船锥杆式对接机构 SSVP;航天飞机对接机构 APAS-89
	停靠式主动捕获方式	通过锁爪或电磁铁主动捕获,可以实现低速捕获,碰撞载荷显著降低,主要完成结构连接功能;对初始条件的要求高,有的工作过程需借助空间机械臂	国际空间站舱段对接通用停靠机构 CBM;国际空间站桁架对接机构 SSAS
按对接机构质量	大型航天器对接机构	适用于质量在 2 t 以上的航天器对接,对接机构质量一般在 200 kg 以上	联盟飞船锥杆式对接机构 SSVP;航天飞机对接机构 APAS-89
	轻小型对接机构	适用于卫星等质量较小的轻小型航天器的对接,对接机构质量一般在 50 kg 以下	日本试验卫星 7 号(ETS-Ⅶ)对接机构;美国轨道快车对接机构

续表

空间对接机构类型		特点描述	典型对接机构
按工作过程是否自动完成	自动完成	工作过程全部自动执行, 仅需航天员或地面进行状态监测, 系统复杂, 但对载人和无人飞行任务均适用	联盟飞船锥形式对接机构 SSVP; 航天飞机对接机构 APAS-89
	手动完成	工作过程需要航天员参与, 并执行手动操作, 机构可以得到简化, 但增加了航天员的训练要求和操作强度, 不适用于无人飞行任务	阿波罗飞船对接机构

表 1.2 给出的各种分类方法主要分析对接机构某一方面的特点, 实际的对接机构可以是多种特性共同的组合, 例如, 航天飞机与和平号空间站使用的对接机构 APAS-89 是异体同构周边式对接机构, 同时采用电磁阻尼缓冲系统和碰撞式捕获方式, 并能形成密封的中心通道, 工作过程可自动完成。

不同的对接机构类型在设计和使用中存在一定的差异, 往往有一定的适用范围, 在对接机构的设计中应根据不同的任务需求具体分析。

中心式构型结构简单, 具有质量轻和初始条件适应范围大的优势, 但是空间站建设必须保证有中心通道以便于人员和设备通过。中心式整体构型若要实现中间通道, 就必须设计成中间的功能机构可以移开, 这不利于空间对接机构可靠地工作; 而且在正常保持连接过程中, 移出的结构还必须占用宝贵的空间站舱内空间。

周边式构型机构复杂, 质量相对较重, 但能够满足空间站的工作要求, 如较大的通道要求、较高的承载要求等, 异体同构的构型具有通用性和系统冗余, 在国际合作和空间营救方面有显著的优势。为了减轻重量, 可根据任务需要决定功能部件的配套, 对于特定的任务规划, 可以减少被动件的部件配置, 达到减少重量和简化机构的目的。

### 1.2.3 交会对接的基本过程

#### 1. 交会对接基本过程

交会对接过程一般分为 4 个阶段, 包括远距离导引段、近距离导引段、逼近段和对接段。从广义上讲, 还包括后续的组合体飞行段、分离与撤离段。交会对接的基本过程如下。

(1) 远距离导引段: 远距离导引段从追踪航天器入轨开始到追踪航天器上的敏感器捕获到目标航天器并转入自主控制为止。根据地面测控系统的指导能力和船载测量设备的性能, 远距离导引结束时, 两航天器间距离为一百多千米至几十千米。

(2) 近距离导引段: 近距离导引段从追踪航天器上的敏感器捕获到目标航天器开始,

到星载交会控制系统采用相对导航,将追踪飞行器导引到接近走廊外的位置保持点为止,该位置保持点通常在距目标航天器几百米位置。

(3) 逼近段:最后逼近段的交会为几百米范围内的交会,包括绕飞段和平移靠拢段。绕飞段是指追踪航天器在距离几百米时,开始围绕目标进行相对运动控制,将相对位置调节到对接走廊;平移靠拢段是指从追踪飞行器进入接近走廊开始,到追踪航天器与目标航天器对接机构开始接触为止。

(4) 对接段和组合体飞行段:从追踪航天器与目标航天器对接机构首次接触开始,到对接机构将两个航天器连接为一个整体,并进行气密性检查为止的阶段称为对接段;从对接机构完成对接起,经两个航天器组合飞行,至追踪航天器与目标航天器分离为止的阶段为组合体飞行阶段。在对接段,对接机构主要负责完成航天器的捕获连接,并形成刚性连接。

(5) 撤离段:从对接的两个航天器解锁开始,到追踪航天器自主控制撤离到安全距离为止的阶段称为撤离段。

## 2. 对接基本过程

对接过程是以交会逼近末期,从对接机构之间首次接触开始,到航天器组合体完成联合飞行任务,分离完成为止。对接机构的任务包括对接准备(交会末期完成)、捕获、缓冲、校正拉回、锁紧、对接保持和分离。具体的工作过程还包括与航天器上其他系统的相互配合。例如,神舟飞船的对接过程如下。

(1) 对接准备:对接机构收到准备对接指令,从初始状态执行操作到准备对接状态。

(2) 捕获:在规定的初始条件范围内,对接机构发生首次接触碰撞,完成捕获,实现航天器柔性连接。

(3) 缓冲:在对接机构缓冲阻尼系统作用下,耗散航天器之间相对运动的能量,消除相对速度偏差。

(4) 校正拉回:通过自动校正或强制校正,消除航天器之间的位置偏差,并通过拉回实现对接面贴合。

(5) 锁紧:对接锁系工作,实现航天器之间的刚性连接和密封,同时连接相关的电气液接口。

(6) 分离:接到分离指令,对接锁解锁,在分离推杆作用下,两航天器安全分离。

# 1.3 国外对接技术的发展

## 1.3.1 发展概况

对接机构的研究及对接技术的发展与载人航天技术的发展几乎是同时进行的,20世