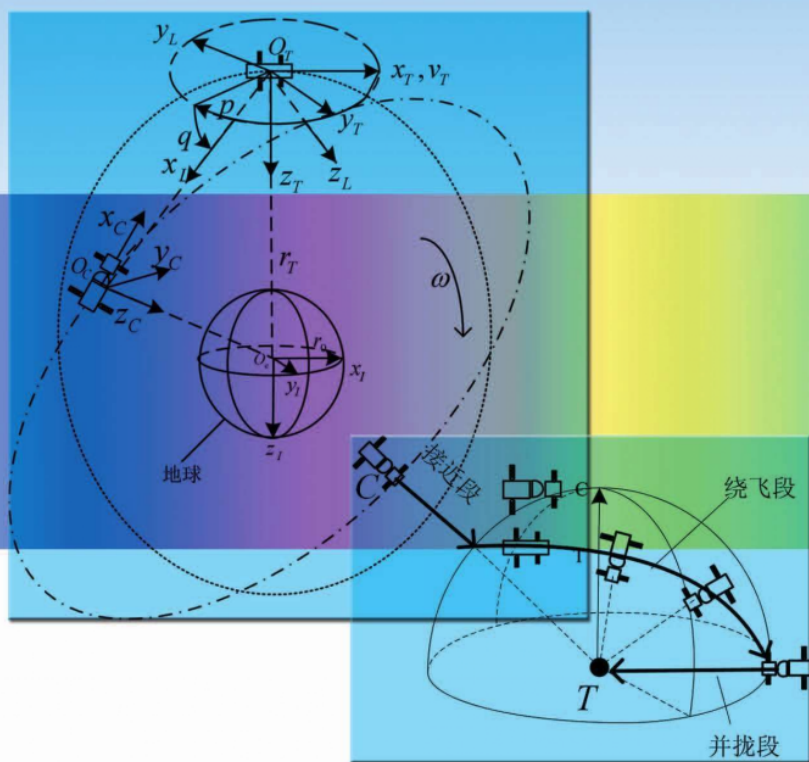


交会对接制导与控制方法

JIAOHUI DUIJIE ZHIDAO YU KONGZHI FANGFA

赵霞著



河北科学技术出版社

图书在版编目 (C I P) 数据

交会对接制导与控制方法 / 赵霞著. -- 石家庄 :
河北科学技术出版社, 2016. 8
ISBN 978 - 7 - 5375 - 8547 - 7

I. ①交… II. ①赵… III. ①交会对接 - 制导 - 控制
方法 - 研究 IV. ①V526

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 188676 号

交会对接制导与控制方法

赵 霞 著

出版发行 河北科学技术出版社
地 址 石家庄市友谊北大街 330 号 (邮编: 050061)
印 刷 石家庄燕赵创新印刷有限公司
开 本 787 × 1092 1/16
印 张 9
字 数 200 千字
版 次 2016 年 9 月第 1 版
2016 年 9 月第 1 次印刷
定 价 29.00 元

前 言

据已有资料可知,交会对接系统中采用的制导与控制方法多种多样。然而,采用滑模控制方法实现交会对接末段完整过程的相关研究并不多。本书以实现交会对接末段的三维轨线为目的,研究了滑模控制方法在工程应用中的几个重要问题。主要内容如下:

第一章概述。首先介绍国内外交会对接基本情况,并对美国、前苏联/俄罗斯、日本、欧空局的自主交会对接项目进行分析和研究。由于制导和控制方法在交会对接系统中十分重要,对当前自主交会对接中的制导和控制方法进行分析研究,指出其中存在的问题。由于滑模控制方法在交会对接控制系统中具有应用优势,对滑模控制方法在交会对接中的应用进行了详细分析,并指出当前研究存在的不足。最后,给出了研究方案。

第二章自主交会对接问题的数学描述。本章重点研究了交会对接系统相对动力学模型的建立问题。由于测量信息、控制任务的影响,交会对接系统需要以不同形式的相对动力学方程进行描述。首先推导以直角参数描述的 C - W (Clohessy - Wiltshire, 简称为 C - W) 方程和以视线参数描述的视线动力学方程;而后,通过分析追踪器 C (Chaser) 和目标器 T (Target) 的姿态动力学、运动学方程,建立 C 相对 T 的姿态运动模型;最后,给出了交会对接系统的姿轨控动力系统的数学描述。上述内容是交会对接控制系统设计的基础,是本书的研究平台。

第三章接近段多模态滑模控制。本章提出了多模态滑模控制方法,并以该方法减少接近段能量消耗和缩短飞行时间。首先,针对传统滑模控制中模态单一、不利于实现理想动态性能的特点,提出了多模态滑模控制方法,并给出了多模态滑模控制方法中滑模面和控制律的设计过程。然后,针

对线性滑模能耗过大的问题,设计了包含线性滑模和匀速滑模的多模态滑模控制方法,以减少接近段的飞行能耗。最后,针对线性滑模渐近收敛、Terminal 滑模不能全局快速收敛的特点,设计了包括线性滑模和 Terminal 滑模的多模态滑模控制方法,提高了接近段的快速性。

第四章基于多模态滑模控制的空间绕飞。本章采用多模态滑模控制方法实现空间绕飞的研究。首先,对当前绕飞控制问题的研究现状进行分析。在此基础上,设计了大圆绕飞、折线绕飞两种空间绕飞轨线,并从测量设备、控制算法、信息获取和飞行路程等方面对这两种绕飞形式进行了分析和对比。最后,以多模态滑模控制方法实现大圆绕飞和折线绕飞的飞行轨线,并对过程解耦、控制器设计等相关问题进行了分析。

第五章并拢段单向收敛滑模控制。本章研究了并拢段的安全控制问题。并拢段的安全问题,主要体现在两个方面:第一是并拢过程的飞行轨线要符合安全性要求,第二是终端控制精度要在安全交会对接的允许范围之内。由于到达阶段的动态不确定性,采用滑模控制方法实现并拢段的控制过程中,状态轨线有可能出现类似“超调”现象,导致航天器相撞。为此,提出了单向收敛概念,给出了单向收敛条件,并确定了系统的单向收敛区域,以保证系统状态变化过程符合安全交会对接的要求。为提高系统的控制精度,设计了两种多模态滑模形式,通过减小系统的稳态误差以提高控制精度。

第六章基于多模态滑模控制的位姿协同控制。本章对位姿协同控制问题进行了研究。首先明确交会对接系统需要进行位置、姿态协同控制。然后,分析了自主交会对接中轨道、姿态控制系统的配合问题。然后,采用多模态滑模控制方法实现轨道、姿态的协同控制。最后,在姿态控制系统存在姿态角度偏差、时间延迟等问题时,研究了姿态控制系统对轨道控制系统的影响。

上述研究与现有研究的不同主要体现在如下几个方面:

(1) 以空间自主交会对接为背景,设计并实现了包括接近、绕飞和并拢三个过程的三维自主交会对接轨线。

本书根据交会对接过程需求,综合考虑测量设备对 T 的信息获取、姿态控制系统和轨道控制系统的配合问题,设计了包括接近、绕飞和并拢三个过程的自主交会对接飞行轨线。采用多模态滑模控制方法实现了上述轨线,且该轨线符合安全、精确、节能等要求。

(2)针对传统滑模控制方法中模态单一、不利于实现理想动态性能的特点,提出了多模态滑模控制方法。

现有的滑模控制方法中,无论是线性滑模面还是非线性滑模面,所代表的滑动模态都是单一的。多模态滑模控制通过设计分段滑模面,实现多个滑动模态,利于实现系统所需动态性能。该方法设计简单、实现容易。书中,采用匀速滑动模态和线性滑动模态的组合形式,减少了系统能耗,达到节能目的;采用由线性滑动模态和非奇异 Terminal 滑动模态的组合形式,提高了系统的快速性能。

(3)针对交会对接的工程需要,设计了大圆绕飞和折线绕飞两种空间绕飞轨线。

现有研究大多以平面交会对接为研究背景,绕飞过程为平面绕飞,大多采用轨迹跟踪控制办法实现。对于自主交会对接来说,绕飞的目的是使 C 绕 T 飞行寻找对接口。文中通过对系统的信息获取、测量设备、姿态控制系统配合等问题进行分析,设计并实现了大圆绕飞和折线绕飞,这是以往研究中不曾出现的。

(4)针对滑模控制到达阶段的动态不确定性问题,提出了有界控制下单向收敛的滑模控制方法。

传统滑模控制中,到达阶段的动态特性是不确定的,因而状态收敛过程可能会出现“超调”现象,导致不满足工程需求。通过分析系统状态的变化过程,给出了单向收敛定义。建立了系统状态单向收敛的条件,并以此确定了系统状态单向收敛的区域。该方法下系统的状态轨线能直接到达其邻近的滑动模态,从而实现安全并拢。

(5)针对交会对接系统的耦合现象,提出了过程解耦的方法。

交会对接控制系统中,即存在姿态、轨道控制系统的耦合,又存在控制

变量之间的耦合。根据时标分离原理,提出了过程解耦的方法。该方法通过在不同的时间控制不同的被控变量,弱化了系统耦合,不仅方便了控制设计,而且便于得到物理意义清楚的飞行轨线。

作者在课题研究、书稿撰写中均得到北京航空航天大学姜玉宪教授的指导,姜玉宪教授独到的见解和丰富的航空航天知识使我收获颇丰,在此表示衷心的感谢。

书的出版,得到了河北省自然科学基金项目(F2015207009)、河北省高等学校科学技术研究项目(YQ2013038)、河北经贸大学学术著作出版基金项目、河北经贸大学科研基金项目(2013KYY17)的资助,在此表示感谢。

限于作者水平有限,缺点与错误在所难免,敬请读者批评指正。若有指正或需要与作者商讨,请通过电子邮箱 piaoxuexiaoyao@126.com 与作者联系。

赵 霞

2016年9月28日

目 录

第一章 概述	(1)
1.1 交会对接技术发展概况	(1)
1.1.1 交会对接概述	(1)
1.1.2 研究现状	(2)
1.2 交会对接制导和控制技术	(7)
1.2.1 主要研究问题	(8)
1.2.2 主要控制方法	(11)
1.2.3 现有研究存在的问题	(15)
1.3 滑模控制在自主交会对接中的应用	(16)
1.3.1 滑模控制方法简介	(17)
1.3.2 滑模控制方法在交会对接中的应用	(17)
1.3.3 滑模控制在交会对接应用中存在的问题	(18)
1.4 研究方案	(19)
1.4.1 研究目的和意义	(19)
1.4.2 空间自主交会对接方案设计	(19)
第二章 自主交会对接问题的数学描述	(22)
2.1 常用坐标系	(22)
2.2 相对动力学方程	(24)
2.2.1 C-W 方程	(25)
2.2.2 视线动力学方程	(27)

2.3	相对姿态运动方程	(28)
2.3.1	C 的姿态动力学和运动学方程	(28)
2.3.2	T 的姿态动力学和运动学方程	(30)
2.3.3	相对姿态运动模型的建立方法	(32)
2.4	动力系统的数学模型	(34)
2.5	小结	(35)
第三章	接近段多模态滑模控制	(36)
3.1	概述	(36)
3.2	多模态滑模控制器	(37)
3.2.1	引言	(37)
3.2.2	滑模面	(37)
3.2.3	控制律	(40)
3.3	接近段节能控制	(42)
3.3.1	引言	(42)
3.3.2	节能型 MSMC	(44)
3.3.3	接近段控制器设计	(46)
3.3.4	仿真	(52)
3.4	快速非奇异终端滑模控制	(56)
3.4.1	引言	(56)
3.4.2	FNTSM	(56)
3.4.3	仿真	(61)
3.5	小结	(61)
第四章	基于多模态滑模控制的空间绕飞	(63)
4.1	概述	(63)
4.2	现有研究及存在的问题	(64)
4.2.1	进入绕飞条件	(64)

4.2.2	控制直角参数实现绕飞	(65)
4.2.3	控制视线参数实现绕飞	(66)
4.3	空间绕飞的轨线形式	(66)
4.4	大圆绕飞控制实现	(69)
4.4.1	大圆绕飞过程解耦	(70)
4.4.2	多模态滑模控制器设计	(70)
4.4.3	仿真	(72)
4.5	折线绕飞控制实现	(74)
4.5.1	折线绕飞次序	(76)
4.5.2	折线绕飞过程解耦	(76)
4.5.3	多模态滑模控制器设计	(77)
4.5.4	仿真	(79)
4.6	小结	(81)
第五章	并拢段单向收敛滑模控制	(82)
5.1	概述	(82)
5.2	问题提出	(83)
5.2.1	问题描述	(83)
5.2.2	原因分析	(85)
5.3	有界控制下单向收敛滑模控制	(87)
5.3.1	单向收敛定义	(87)
5.3.2	单向收敛条件	(88)
5.3.3	单向收敛区域确定	(90)
5.3.4	单向收敛滑模控制设计	(94)
5.4	并拢段单向收敛滑模控制	(94)
5.4.1	过程解耦	(94)
5.4.2	并拢段单向收敛滑模控制	(95)
5.5	减小稳态误差方法	(98)

5.5.1	方法一	(98)
5.5.2	方法二	(101)
5.6	小结	(102)
第六章	基于多模态滑模控制的位姿协同控制	(103)
6.1	概述	(103)
6.2	数学模型	(104)
6.2.1	姿态运动	(105)
6.2.2	质心运动	(106)
6.3	姿态、轨道控制系统的关系	(106)
6.3.1	姿态、轨道控制系统的配合	(106)
6.3.2	姿态、轨道控制系统的耦合	(107)
6.4	位姿协同控制实现	(107)
6.4.1	位姿协同控制系统	(108)
6.4.2	控制器设计	(109)
6.4.3	仿真	(111)
6.5	姿态控制系统误差对轨道控制系统的影响	(113)
6.5.1	姿态控制系统存在角度偏差	(114)
6.5.2	姿态控制系统存在时间延迟	(115)
6.6	小结	(117)
结束语		(118)
参考文献		(121)

第一章 概 述

随着人类对空间领域的进一步探索,交会对接技术必将发挥越来越重要的作用。交会对接技术的发展趋势是进行脱离地面站遥控操作和航天员手动操作的自主交会对接。由于交会对接过程具有控制变量多、控制过程复杂、控制任务重的特点,故自主交会对接不易实现。由于自主交会对接中航天器的轨道、姿态运动均由航天器的制导、导航和控制(Guidance, Navigation and Control, GNC)系统完成,所以自主交会对接对航天器的 GNC 系统提出了很高的要求。在 GNC 系统中,导航系统相对独立,本书主要对自主交会对接的制导和控制技术进行研究。在众多的制导和控制方法中,考虑航天器发动机的开关特性以及滑模控制方法对参数变化、外界扰动具有鲁棒性特点,滑模控制方法尤其适于在交会对接系统中应用。

通过对交会对接技术、交会对接中制导和控制技术、滑模控制方法在交会对接中应用的研究状况进行归纳与分析,本书提出了一种基于改进的滑模控制方法的空间自主交会对接方案。

1.1 交会对接技术发展概况

1.1.1 交会对接概述

交会对接(Rendezvous and Docking, RVD)包括交会和对接两个相互衔接的阶段。通常认为,交会是指两个或两个以上的飞行器在空间轨道上按预定位置和预定时间相会。对接是指两个飞行器在空间轨道上相会后,在机械结构上连成一个整体的过程^[1]。

一般而言交会对接过程包括两个独立的航天器,一个为追踪器 C,另一

个为目标器 T。通常 C 具有轨道和姿态机动能力,而 T 是否具有机动能力与其目标类型有关。若 T 为合作目标,则 T 上安装有相对参数测量所需的辅助设备,或者能够主动向 C 发送自身的运动参数,且具有对地定向的姿态稳定能力(无机动)。若 T 为非合作目标,则 T 不会提供 C 进行参数测量的所需信息,而且具有机动能力,这无疑增加了获取相对运动信息、控制相对运动的难度。

由于交会对接过程比较复杂,一般将交会对接过程划分为若干阶段,其中包括远距离导引段、近距离导引段和平移靠拢段^[2-4]。远距离导引段,航天器间的相对距离较远,追踪航天器通过地面测控站的遥控操作实现变轨,该过程分为轨道飞行、调相轨道飞行和过渡轨道飞行 3 个阶段,分别执行轨道修正、相位调整和导航转换的任务。近距离导引段,C 能够依靠自身测量设备获取相对运动信息,该过程包括寻的段、接近段,分别完成提升轨道高度和位置保持点的转移。若目标航天器的对接口在其他方位,则需要从停靠点绕飞至相应的对接口。平移靠拢段是指 C 从进入对接走廊到与 T 对接机构接触为止的阶段。上述交会对接过程为平面交会对接,航天器的运动属于质点运动,并没有考虑交会对接过程中的自主信息获取和位姿协同控制等问题。

1.1.2 研究现状

1965 年 12 月 15 日,美国“双子星座”6 号和 7 号飞船在航天员参与下,实现了世界上第一次交会对接。1968 年 10 月 26 日,前苏联“联盟”2 号和 3 号飞船实现了首次自动交会对接。到目前为止,人类已经进行了 300 多次交会对接,而且 80% 的交会对接是在美国和前苏联/俄罗斯进行的。

20 世纪 90 年代以来,由于美国航天军事活动的日益频繁和航天系统复杂程度不断提高,美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)、美国国防部(Department of Defense, DoD)、美国空军研究实验室(Air Force Research Laboratory, AFRL)、美国空军航天与导弹系统中心等多家机构开始着手研制具有高自主性的空间交会对接试验系统^[5]。

NASA 提出了自主交会技术演示(Demonstration of Autonomous Rendez-

vous Technology, DART) 项目。该项目中目标卫星是一颗 47kg 重的军事卫星 - MUBLCOM 卫星, 该卫星上具有远程和近程两套激光反射器^[5]。由此可见, 该项目属于合作交会对接。DART 卫星在 300m 以内主要采用高级视频引导传感器 (Advanced Video Guidance Sensor, AVGS) 测出相对运动信息。文献[6]给出了 DART 的接近操作过程, 主要包括接近、绕飞、停靠和撤离等操作过程, 如图 1 所示。从图 1 可以看出, DART 卫星采用的是 C - W 脉冲制导方法, 该方法并不利于实现自主交会对接。2005 年 4 月, DART 卫星成功实现与 MUBLCOM 卫星的交会, 但因软件发生故障, 推进器点火过多, 燃料供给不足导致 DART 卫星与对接卫星碰撞。虽然该项目最后发生事故, 但仍然说明美国在交会对接方面的技术比较成熟。

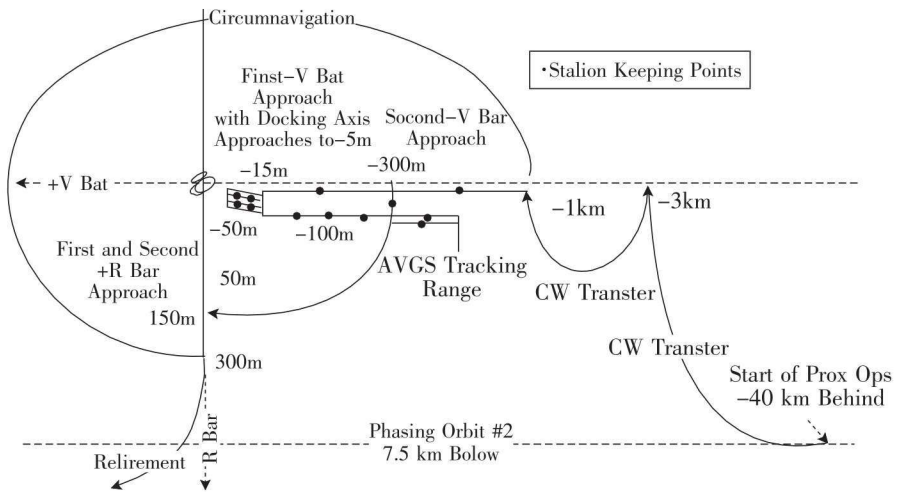


图 1 DART 接近操作

1997 年 10 月, 美国取消克来门蒂娜 2 计划后, AFRL、空军航天与导弹系统中心等机构联合开展了实验卫星系统 (Experimental Satellite System, XSS) 计划。该计划主要目的是研制一种具有全面自主控制能力的微小卫星, 这种卫星具有在轨检查、交会对接及围绕在轨物体近距离机动的能力。XSS - 10 卫星是一个半自主的圆柱形航天器, 采用三轴稳定的姿态控制系统, 其惯性测量装置由 3 个光纤陀螺仪和 3 个硅加速度计组成, 用于测量卫星的速度和角度, 输出星体的速度和角度的变化增量^[7]。另外, XSS - 10 还

携带可见光相机系统(包括两个 CCD 成像器)对指定的观测点拍照,而后利用可见光相机系统与星敏感器的信息进行融合,进而确定星体的姿态^[7]。天上自主导航、制导与控制算法等已经预先固化在机载的 DSP 芯片中。2003 年 1 月 29 日, XSS - 10 由德尔它 2 火箭发射成功,该卫星完成了与目标的交会、绕飞及拍照等任务,并将图像传回了地面接收站。2005 年 4 月 11 日,美国在范登堡空军基地由人牛怪(Minotaur)火箭发射了更先进、更复杂的 XSS - 11 卫星。XSS - 11 卫星为盒形,其传感设备增加了激光雷达和 GPS 接收机等^[8]。XSS - 11 可在轨运行一年,并对多个目标进行接近操作,且它在交会控制性、机动性和复杂任务执行能力等测试中达到了 AFRL 的设计要求^[5]。XSS - 11 在飞行过程中,美国地面控制中心主动参与任务初期的交会,地面上的工程师依靠计算结果进行航向修正^[8]。由此可见,XSS 计划不属于本文所述的不依靠地面站和航天员操作的自主交会对接过程。

1999 年,美国国防高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)提出了“轨道快车”(Orbital Express, OE)计划。该计划主要研究在轨服务、补给和维修技术,从而延长卫星寿命。该计划包括能够为卫星提供服务的轨道器 ASTRO 和可升级或可维修的目标星 NEXTSat。NEXTSat 和 ASTRO 卫星于 2007 年 3 月 8 日一起发射升空,相比与 XSS 计划,OE 试验系统更强调对空间非合作目标的完全自主交会对接能力。OE 中的敏感器主要有:两个光学敏感器(窄视场光学敏感器的测量范围从 200km 到 60m,宽视场光学敏感器的测量范围从 35km 到 60m),一个红外敏感器(测量范围从 3km 到 50m,可在任何时间测量航天器的相对位置),一个激光测距仪(测量范围从 3km 到 50m,测量相对位置和距离)和 AVGS(测量范围从 300m 到 0m,可以测量相对距离、方位和姿态)^[9]。文献[10]中给出了 OE 的飞行轨线,如图 2 所示。从结果看,其飞行过程中采用的控制方法是 C - W 脉冲控制方法。XSS 和 OE 计划的成功,标志着美国交会对接技术获得了巨大成功。

就上述项目可知,美国交会对接技术中采用了多种传感器,其控制方式大多为手动控制方式。

20 世纪 60 ~ 90 年代,是前苏联/俄罗斯航天活动的密集期,前苏联/俄罗斯多次发射了“联盟”系列载人飞船和“进步”系列传运飞船,前苏联/俄罗斯的对接对象有很多种类型,包括无人飞船与无人飞船的对接,载人飞船、无人飞船与空间站的对接以及空间站与航天飞机的对接等。1968 年 10 月,“联盟”2 号与“联盟”3 号进行自动交会对接。1971 年 4 月 19 日,前苏联/俄罗斯成功发射第 1 座空间站——礼炮 1 号。1971 年 6 月,联盟 - 11 号飞船与礼炮 - 1 号空间站实现的交会对接。1975 年,美国的阿波罗飞船与前苏联/俄罗斯的联盟 - 19 飞船成功实现交会对接。1983 年 6 月,联盟 T - 9 飞船发射,与礼炮 7 号空间站、宇宙 - 1443 号卫星对接,构成一个庞大的航天复合体。1986 年 2 月,拥有 6 个对接口的和平号空间站发射成功,可构成大型组合式航天基地。和平号在轨运行的 15 年,多个舱段与该空间站核心舱对接成功。前苏联/俄罗斯的交会对接大多以自动控制为主,而且,为了提高俄罗斯的地球轨道运输能力,俄罗斯正在研制新型飞行器。

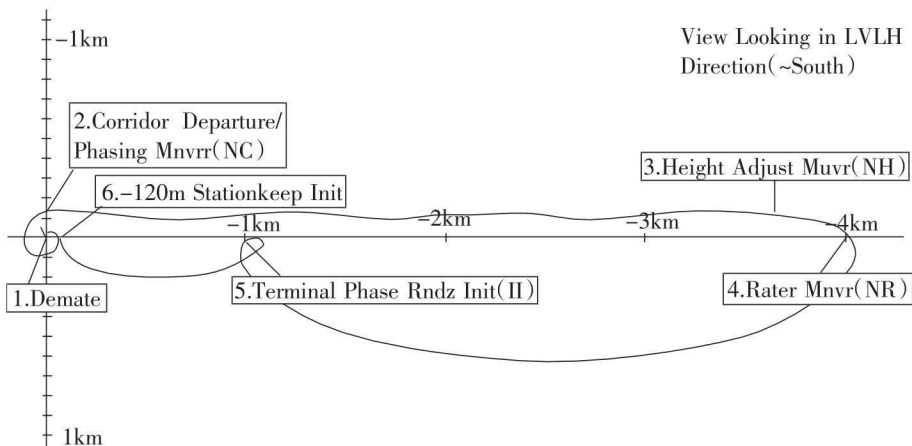


图 2 OE 轨线

日本从 20 世纪 70 年代初开始进行交会对接技术研究,其中包括参加国际空间站(由美国的“自由号”空间站演变而来)的活动——研制日本实验舱(JEM),研制可重复使用的希望号(HOPE)不载人航天飞机和建造先进空间平台等。日本在 1998 年 7 月和 8 月先后两次成功地进行了“工程试验卫星(ETS - VII)”无人自主交会对接试验^[11-13],成为世界上第三个实现空间

交会对接的国家。

ETS 卫星飞行试验的目的是为将来希望号航天飞机与国际空间站的日本实验舱、与不载人空间平台进行交会对接积累经验。ETS - VII 卫星包含两颗子卫星,分别为追踪星和目标星,两颗卫星联结在一起由 H - II 火箭发射上升到 550km 的圆形轨道,两颗卫星在地面测控站的指令下分离至不同距离,在星载计算机和测量设备协同工作下,进行多次交会对接^[11, 13]。按照采用的导航敏感器和 GNC 功能的不同,ETS - VII 的 RVD 系统分 3 个阶段工作:首先是使用 GPS 相对导航、C - W 制导和地球指向控制的相对接近阶段(10km 到 500m);其次是使用激光交会雷达(Rendezvous laser Radar, RVR)导航,参考轨迹制导和视线控制的最终接近阶段;最后是采用 PXS (Proximity Sensor, PXS)导航和六自由度相对运动控制的对接接近阶段^[14, 15]。文献[15]给出了 ETS - VII 的交会对接轨线,如图 3 所示,从图中可知,其控制方法为 C - W 脉冲控制方法。另外,日本还在进行 H - 2 火箭运载器(H - 2 Transfer Vehicle, HTV)项目为 ISS 提供货运服务。日本的交会对接技术中,注重传感器的组合使用,控制方式以自动控制为主。

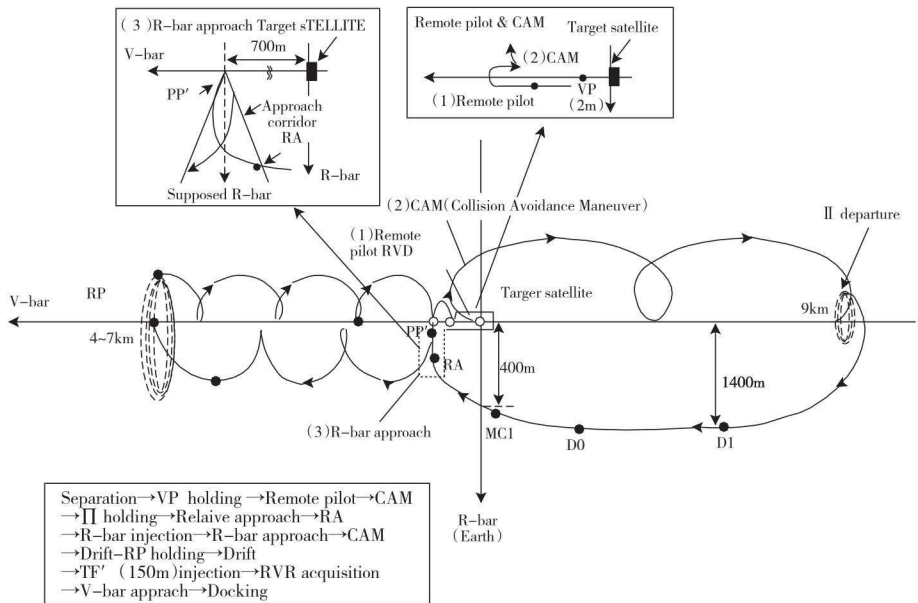


图 3 ETS - VII RVD 过程

欧空局作为国际空间站的成员,在 20 世纪 80 年代开始了航天器的交会对接研究和地面试验,并着重于实现自动交会对接,如哥伦布空间站、使神号(Hermes)小型航天飞机^[16]、自动运载器(Automated Transfer Vehicle, ATV)等项目。欧空局的交会为对接项目大多采用自动控制模式。

1999 年 11 月,神舟一号发射成功,标志我国成为世界上第三个拥有载人航天技术的国家。2003 年 10 月 15 日,神舟五号飞船的发射成功标志着我国载人航天规划任务的第一步已经完成。2008 年 9 月 25 日,神舟七号飞船发射升空并实现了航天员出舱活动。2011 年 11 月 1 日,神舟八号飞船发射升空,并与天宫一号进行了空间交会对接实验。2012 年 6 月 16 日,神舟九号与天宫一号进行人控交会对接,航天员进入天宫一号工作和生活。2013 年 6 月 11 日,神舟十号顺利发射,对载人交会接技术进行巩固与提高。2016 年,我国发射天宫 2 号空间实验室和神舟十一号飞船。由上可知,我国已成功实现自动和手动交会对接。^[17]

通过上述分析可知,美国、前苏联/俄罗斯、日本、欧洲都在进行交会对接项目的演示和验证。但是,从地面站参与轨道修正、交会对接程序固化在机载计算机中、制导和控制算法采用 C-W 脉冲制导算法等方面可看出,上述交会对接项目的自主性还有待提高。我国已实现手动与自动交会对接,预计 2022 年建成空间站。伴随航天项目的不断推进,我国对交会对接技术,尤其是对能够脱离地面站遥控操作和航天员辅助操作的自主交会对接技术的需求十分迫切。

1.2 交会对接制导和控制技术

GNC 系统是交会对接系统中最重要模块,它控制航天器的姿态和轨道机动以实现交会对接。导航系统的主要功能是利用测量设备和相应的导航算法确定飞行器在飞行轨道上的位置、速度和姿态;制导系统的主要功能是在航天器位置、速度已知的情况下,利用轨道控制系统将飞船引导到预定空间位置;严格来说,控制系统包括轨道控制系统和姿态控制系统,由于制导系统能够引导飞行器的轨道运动,故这里重点提及姿态控制系统。姿态