

# 第1章

绪论

1.1 深空导航无线电跟踪测量概述

深空探测是连接人类与未知宇宙的重要桥梁。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,人类探索地外天体的脚步从未停歇,并孜孜不倦寻求新的突破。深空探测任务中,航天器的高精度导航至关重要。航天器精确的位置、姿态、速度等信息既是航天器飞行控制的重要前提,也是科学探测的基本条件。由于深空航天器距离地球非常遥远,深空导航无法使用全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS);同时,地面接收到的深空航天器信号十分微弱,且观测几何关系变化微小,导致高精度的位置确定难度更大。然而,深空航天器的导航定位精度需求却在不断提高。例如,2003 年美国火星探测漫游器(Mars Exploration Rover, MER)的着陆误差椭圆要求为  $10\text{km} \times 80\text{km}^{[1]}$ ,而 2011 年火星科学实验室(Mars Science Laboratory, MSL)则减小至  $7\text{km} \times 20\text{km}^{[2]}$ 。图 1-1 是美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)导航定位精度的发展历程和未来目标<sup>[3]</sup>,可以看出其 60 年来的导航精度提升了约 5 个数量级,且还在持续精进。

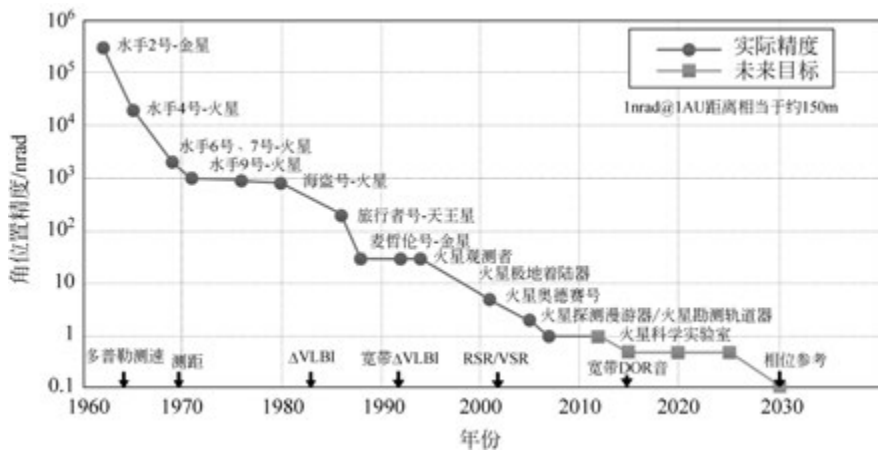


图 1-1 NASA 深空导航定位精度的发展历程和未来目标

(RSR: radio science receiver, 无线电科学接收机; VSR: VLBI science receiver, VLBI 科学接收机)

当前,深空航天器导航定位主要依靠地基无线电跟踪测量,包括测距、多普勒测速和无线电干涉测量三种相辅相成的技术手段。测距得到航天器与地面测站之间的视向距离;多普勒测速得到视向距离的变化率。通过这

两类数据导航依赖航天器的动力学模型,容易因变轨、调姿等带来误差积累,而且对航天器横向运动不敏感,存在“零赤纬低灵敏度”的问题<sup>[4]</sup>。无线电干涉测量则通过获取航天器信号到达两个测站的时延,根据几何关系求解航天器在天平面上的角位置。其测角精度主要由时延测量精度和基线长度决定,不受航天器动力学模型影响,对横向运动敏感,是一种重要的独立补充观测量。美国在 1999 年的“火星气候观测者”(Mars Climate Observer, MCO)任务中由于没有采用无线电干涉测量,导致航天器定轨误差积累造成任务失败,充分说明了无线电干涉测量的重要性。

## 1.2 深空航天器干涉测量技术发展

深空航天器干涉测量技术源自射电天文领域,发展至今已有 50 余年,衍生出了很多测量方法。现在国内外主要采用的是双差分单向测距(delta differential one-way range,  $\Delta$ DOR)方法。该方法利用多个 DOR 侧音组合信标增大信号带宽,并交替观测邻近的参考射电源进行差分标校,削弱信号传播路径中多种因素引入的测量误差,从而获得较高精度的差分群时延,用于确定航天器相对参考源的精确角位置。本节重点介绍  $\Delta$ DOR 方法的国内外技术发展情况。

### 1.2.1 国外技术发展

20 世纪 60 年代中期,苏联科学院列别捷夫物理研究所的射电天文学家们提出了“独立本振”长基线干涉的概念<sup>[5]</sup>,即每个测站配备独立的氢钟,基线长度不再受不同测站共用一个氢钟造成的距离限制,极大地提高了测角分辨率,该技术被称为“甚长基线干涉测量”(very long baseline interferometry, VLBI)。1967 年美国 and 加拿大成功进行了 VLBI 试验,当时的时延测量精度仅  $200\sim 500\text{ns}$ <sup>[6]</sup>。1970 年美国海斯塔克(Haystack)天文台的罗格斯(Rogers)教授提出了带宽综合技术,时延测量精度获得极大提高<sup>[7]</sup>。

20 世纪 70 年代,NASA 一方面启动了 VLBI 地球物理联测,另一方面开展了航天器 VLBI 定位试验。其中,“阿波罗”(Apollo)16 号、17 号月球车月面定位精度达到了  $25\text{m}$ <sup>[8]</sup>,还开展了差分 VLBI(delta VLBI,  $\Delta$ VLBI)试验。 $\Delta$ VLBI 利用邻近的参考射电源进行标校,能有效减小测量误差。1979 年 NASA 利用“旅行者”(Voyager)1 号、2 号飞越木星的机会进行了  $\Delta$ VLBI 试验,测角精度约  $500\text{nrad}$ <sup>[9-10]</sup>。20 世纪 80 年代初,NASA 利用“旅行者号”下行遥测副载波进行了  $3.6\sim 6.48\text{MHz}$  的有限带宽测量,测角

精度达到了  $100\text{ nrad}^{[11-12]}$ 。1982 年为了测试将在“伽利略号”(Galileo)上使用的  $\Delta\text{DOR}$  技术,NASA 利用“旅行者 2 号”开展了一项 X 频段试验,测角精度较之前提高了 4 倍<sup>[13]</sup>。苏联也在 20 世纪 80 年代对“金星”(Venus)15 号、“维加号”(Vega)等进行了  $\Delta\text{VLBI}$  试验,成功测量了金星表面的大气风速<sup>[14]</sup>。日本利用地球同步卫星进行了  $\Delta\text{VLBI}$  试验,联合定轨精度达到了  $100\text{ m}^{[15]}$ 。1990 年“麦哲伦号”(Magellan)前往金星途中,NASA 利用其宽达  $30\text{ MHz}$  的遥测信号进行了  $\Delta\text{DOR}$  试验,测角精度达到  $30\text{ nrad}^{[16]}$ ;之后在“麦哲伦号”环绕金星期间又进行了观测,精度提高到  $20\text{ nrad}^{[13]}$ 。对于“伽利略号”探测器,由于其信号带宽仅为  $7.65\text{ MHz}$ , $\Delta\text{DOR}$  测角精度只有  $50\text{ nrad}^{[17]}$ 。“火星观测者”(Mars Observer)是第一个具备 X 频段  $38.25\text{ MHz}$  带宽 DOR 信标的航天器,其  $\Delta\text{DOR}$  测角精度达到  $23\text{ nrad}^{[18]}$ 。2001 年, $\Delta\text{DOR}$  测量顺利帮助“奥德赛号”(Odyssey)进入火星环绕轨道,测角精度优于  $5\text{ nrad}^{[19]}$ 。NASA 后续的深空探测任务都采用了  $\Delta\text{DOR}$  测量,测角精度逐渐提高到  $1\sim 2\text{ nrad}^{[20-23]}$ 。2007 年日本宇宙航空研究开发机构(Japan Aerospace Exploration Agency,JAXA)对“月亮女神号”(Selenological and Engineering Explorer,SELENE)的两个绕月子探测器成功进行了同波束干涉测量(same beam interferometry,SBI),相对定轨精度达到  $10\text{ m}$  量级<sup>[24-25]</sup>。2010 年的“伊卡洛斯号”(IKAROS)任务中时延精度达到了  $50\text{ ps}$  水平<sup>[26]</sup>。欧洲航天局(European Space Agency,ESA)在 2005 年“惠更斯号”(Huygens)着陆土卫六时组织进行了全球联合观测,探测器着陆定位精度约  $1\text{ km}^{[27]}$ 。

### 1.2.2 国内技术发展

我国的深空测控无线电干涉测量系统是在月球与深空探测工程的带动下建设起来的。为了支持探月工程一期,我国于 2006 年建设了北京密云  $50\text{ m}$  和云南昆明  $40\text{ m}$  两个大口径射电望远镜,与国内原有的上海佘山  $25\text{ m}$  和乌鲁木齐南山  $25\text{ m}$  射电望远镜(2015 年改造完成后口径为  $26\text{ m}$ )组成了我国的 VLBI 观测网。之后,在探月工程二期,又建设了上海天马  $65\text{ m}$  射电望远镜和包括喀什  $35\text{ m}$ 、佳木斯  $66\text{ m}$  的中国深空网(Chinese Deep Space Network,CDSN)及上海、北京两个干涉测量数据相关处理中心。2017 年,位于南美洲阿根廷的  $35\text{ m}$  深空站也建成并投入使用。2024 年年底,位于西藏日喀则、吉林长白山的 2 个  $40\text{ m}$  射电望远镜落成启用,进一步改进了我国 VLBI 网的构型。此外,我国位于纳米比亚的  $18\text{ m}$  天线以及未来将在南美洲新建的  $18\text{ m}$  天线都具备干涉测量的能力,可以与上述 VLBI 测站、

深空测控设备等联合开展干涉测量。

为验证我国 VLBI 观测网用于深空航天器导航的可行性,2004 年我国组织国内测站对“探测一号”大椭圆近地卫星进行了试跟踪,2006 年、2007 年联合 ESA 对“智慧一号”(Smart-1)和“火星快车”(Mars Express, MEX)进行了干涉测量试验。此后,我国 VLBI 观测网(Chinese VLBI Network, CVN)圆满完成了“嫦娥一号”(2007 年)、“嫦娥二号”(2010 年)、“嫦娥三号”(2013 年)、再入返回飞行试验(2014 年)、“嫦娥四号”(中继星、探测器, 2018 年)、“嫦娥五号”(2020 年)、“嫦娥六号”(2024 年)、“嫦娥七号”(中继星, 2024 年)等历次月球探测任务<sup>[28-31]</sup>,以及“天问一号”首次火星探测任务(2020 年)<sup>[32]</sup>。在测量信标方面,我国月球与深空 VLBI 测轨经历了从最初主用 S 频段单通道信号测量、开展 X 频段多通道信号实验,到后来采用符合国际标准的 S 频段、X 频段 DOR 音的技术发展。目前,典型 X 频段  $\Delta$ DOR 群时延测量精度可达到优于 1.0ns 的水平<sup>[31]</sup>,特别是在“天问一号”任务中, $\Delta$ DOR 群时延测量精度取得了显著提升,达到了 0.1~0.2ns; 典型 S 频段  $\Delta$ DOR 群时延测量精度可达到优于 2.0ns 的水平<sup>[30]</sup>。同时,我国具备干涉测量能力的深空测控设备(包括佳木斯深空站 66m、喀什深空站 35m、阿根廷深空站 35m、纳米比亚站 18m 等)也在探月、探火多次任务期间对我国月球和火星探测器开展了深空干涉测量观测,获取了实时与事后高精度观测数据,有效支持了工程任务<sup>[33-35]</sup>。

### 1.2.3 技术局限与突破

应该指出, $\Delta$ DOR 测量精度的进一步提升主要受制于信号带宽。这是由于,调制 DOR 音应在国际电信联盟(International Telecommunication Union, ITU)分配给深空探测的下行信号带宽范围内,并遵循空间数据系统咨询委员会(Consultative Committee for Space Data System, CCSDS)建议的 DOR 音分配方案。在有限带宽下,提高时延测量精度的一种重要方式是获取相时延,但在现有测量条件下, $\Delta$ DOR 测量还只能获得群时延;随着深空测控由 S/X 频段向 Ka 频段迁移,信号波长的缩短使得  $\Delta$ DOR 在更高的频段上求解相时延将遇到更大的困难。

如何突破  $\Delta$ DOR 测量所面临的瓶颈,提高地基无线电干涉测量精度——这不仅是国际深空导航的研究热点之一,也是满足我国未来深空探测高精度导航需求的有效途径之一。相位参考干涉测量正是解决上述问题的一种很有前景的技术。该技术最初用于微弱射电源成图和定位,利用邻近强射电源信号的干涉条纹相位修正目标源信号的干涉条纹相位,从而有

效提高目标源测量数据的相干时间和探测灵敏度。经过校准的条纹相位保留了目标源和参考源的相对角位置信息,可以用于测量两者的天平面角距,测量精度达亚毫角秒(milli arc second, mas,  $1\text{mas}\approx 4.85\text{nrad}$ )量级。该技术已被 NASA 用于对深空航天器的测量试验,例如 2013 年飞出太阳系的“旅行者 1 号”,NASA 利用相位参考干涉测量得到了其最为精确的角位置。该技术用于跟踪深空航天器具有以下突出优点:测量精度高,比  $\Delta\text{DOR}$  测量精度可提升 1~2 个数量级;航天器无须具备特殊信标,利用航天器下行载波信号就可以测量;灵敏度高,可利用参考射电源实现对极弱航天器信号的相干积分。

### 1.3 深空测控相位参考干涉测量技术现状

#### 1.3.1 国外深空导航验证情况

NASA 最早将相位参考干涉测量技术引入深空航天器导航定位,利用美国国家射电天文台(National Radio Astronomy Observatory, NRAO)的甚长基线阵<sup>[36]</sup>(Very Long Baseline Array, VLBA, 由美国本土的 10 个口径 25m 的天线组成)分别在 2004 年“火星探测漫游器-B”、“卡西尼号”(Cassini)和 2008 年“凤凰号”(Phoenix)三次任务中开展了相位参考干涉测量试验;对 2011 年火星科学实验室任务和 2013 年火星大气与挥发物演化任务(Mars Atmosphere and Volatile Evolution, MAVEN)也进行了仿真试验<sup>[37-41]</sup>;2013 年 1 月对即将飞离太阳系的“旅行者 1 号”进行了测量,同年 9 月在两个火星环绕探测器上开展了第一次准实时导航定位试验<sup>[42]</sup>。欧洲 VLBI 联合机构(Joint Institute for VLBI in Europe, JIVE)主要基于欧洲 VLBI 观测网(European VLBI Network, EVN)开展理论和试验研究<sup>[43]</sup>。

#### 1. “火星探测漫游器-B”任务试验情况

2004 年在“火星探测漫游器-B”着陆火星前三天, NASA 利用 VLBA 对其进行了多次观测,主要目的是分析相位参考干涉测量技术用于深空导航的可行性和精度水平。与此同时,美国 DSN 也对“火星探测漫游器-B”开展了测距、测速和  $\Delta\text{DOR}$  测量。相位参考干涉测量的定位精度约为  $1\text{nrad}$ ,而当时 DSN 的  $\Delta\text{DOR}$  测量精度约为  $2.5\text{nrad}$ 。图 1-2 为 DSN 和 VLBA 测量误差椭圆<sup>[41]</sup>。可以看到加入 VLBA 相位参考干涉测量数据后,测量精度得到了很大的提高。

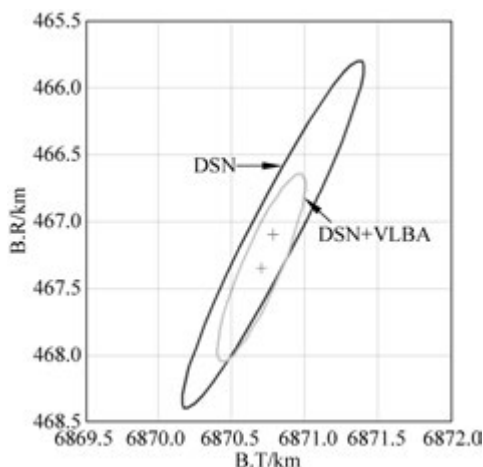


图 1-2 “火星探测漫游器-B”任务 B 平面测量误差椭圆

## 2. “卡西尼号”任务试验情况

2004 年 10 月, NASA 在“卡西尼号”前往土星的途中利用 VLBA 开展了 4 次观测。以探测器为参考源, 对 4 个射电源进行相位参考干涉测量, 得到探测器与射电源的相对角位置精度略优于  $1\text{ nrad}$ <sup>[44]</sup>。相位参考干涉测量不仅可以精确跟踪航天器, 也能间接地获得太阳系内天体的精密历表。2006—2009 年, VLBA 又对环绕土星的“卡西尼号”进行了 8 次观测, 利用其精确的测量结果获得了土星的精密历表<sup>[40]</sup>。这些观测加深了人类对太阳系星体动力学的认识。

## 3. “凤凰号”任务试验情况

2008 年 3—5 月, NASA 在“凤凰号”探测器巡航段开展了相位参考干涉测量试验。这些试验不仅采用了以射电源为参考源的相位参考干涉测量方法, 还开展了航天器间的同波束相位参考干涉测量。同波束试验选择了两个在火星环绕飞行的航天器作为参考源, 确定“凤凰号”与它们之间的相对位置, 差分时延测量精度达到皮秒量级, 相当于测角精度为  $0.2\text{ nrad}$ <sup>[37-38]</sup>。“凤凰号”的 DSN 传统方法测量结果和 VLBA 相位参考干涉测量结果的误差椭圆对比见图 1-3<sup>[37]</sup>。最终, “凤凰号”相对火星质心的定轨精度达到了 15m。

## 4. 火星科学实验室和 MAVEN 任务仿真试验情况

对于火星科学实验室任务, 美国 NRAO 和喷气推进实验室 (Jet



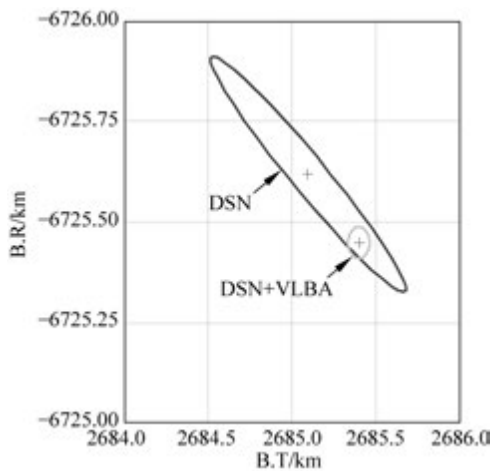


图 1-3 “凤凰号”任务 B 平面测量误差椭圆

Propulsion Laboratory, JPL) 开展了相位参考干涉测量定位的仿真试验, 仿真结果见图 1-4<sup>[37]</sup>。图中包含了只有 9 个测站、7 个测站和观测时间为 30min 等情况下的定位结果, 可以看到加入 VLBA 数据后误差椭圆明显减小。

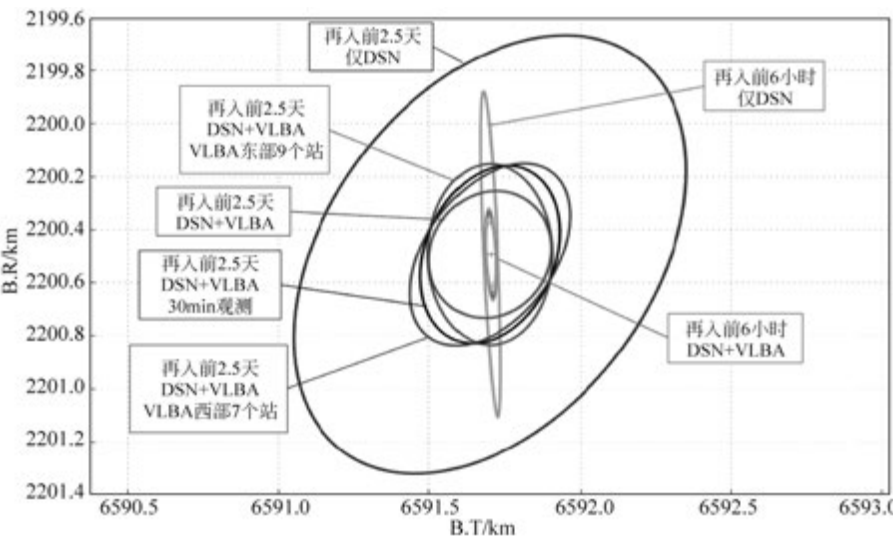


图 1-4 火星科学实验室任务定位仿真误差椭圆(后附彩图)

MAVEN 是 NASA 的火星轨道器, 于 2014 年进入火星轨道。图 1-5 是 MAVEN 位置精度随着它到达火星时间变化的仿真结果<sup>[37]</sup>, 右图是左图最后 10 天定轨结果的放大。可以看到加入 VLBA 相位参考干涉测量



后,可以提前 4 天把航天器的位置精度确定到 2km 左右(图中粉色竖线为第 4 次轨道修正机动,黄色竖线为第 5 次轨道修正机动),而且加入 VLBA 测量值后,减少 DSN 观测时间不会对航天器定位精度产生明显影响。

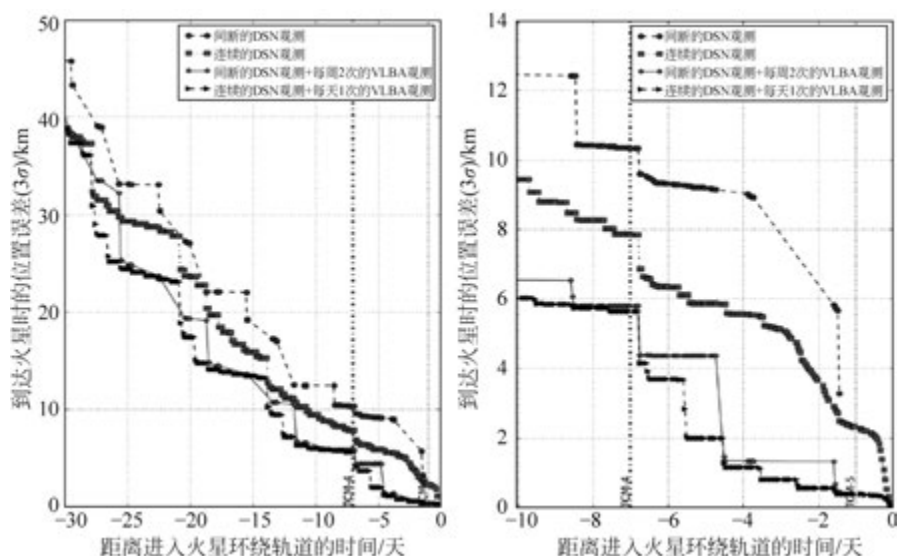


图 1-5 MAVEN 任务定位精度随到达火星时间变化的仿真结果(后附彩图)

### 1.3.2 关键技术研究现状

相位参考干涉测量应用于深空航天器跟踪测量的关键技术包括时延模型、测量模型、精度分析和数据处理算法等。本节将对几项关键技术研究情况进行讨论。

时延模型提供了目标位置的先验信息,是无线电干涉测量的基础。针对射电源和航天器两类不同的目标,时延模型分为远场时延模型和近场时延模型。远场时延模型适用于遥远的射电源,其信号可以视为平行波。国际上已经有很多可靠且高精度的远场时延模型,精度可以达到皮秒量级<sup>[45-47]</sup>。对于离地球较近的航天器,其信号需要视为球形波,采用近场时延模型进行处理。JPL、JAXA 等分别开发了适用于航天器的近场时延模型<sup>[47-49]</sup>。在我国探月任务中也开发了一套近场时延模型,能够满足无线电干涉测量需求。

射电源的相位参考干涉测量已经有很成熟的测量模型<sup>[50-52]</sup>,但深空航天器的运动特性和信号形式都与射电源有很大的差异,需要建立新的测量

模型。NASA 和 NRAO 借用传统射电源干涉成图的思想对航天器进行成图定位。JIVE 则通过传统最小二乘的方式计算航天器的位置<sup>[43]</sup>,该方法可以避免干涉成图的复杂过程,但定位结果的表示不直接,难以直观判断定位结果的质量。因此有必要新建立一套深空航天器相位参考干涉测量模型,为开展观测试验和数据处理提供指导。

相位参考干涉测量技术在射电天文领域已有较好的精度分析基础<sup>[53]</sup>,而在深空导航领域,该技术作为一种全新的测量手段,与其测量精度相关的研究资料很少。此外,对于传统深空航天器无线电干涉测量技术(例如  $\Delta$ DOR 和 SBI),其精度分析理论也比较完善<sup>[28,54-55]</sup>。因此,结合已有理论对相位参考干涉测量在深空航天器定位中的测量精度进行分析是较为可行的方法。

针对射电源相位参考干涉测量数据处理,NRAO 和加州理工学院已经开发了天文成图处理系统(astronomical image processing system, AIPS)和差分成图软件包(difference mapping program, Difmap)。对于航天器,其数据处理方法与射电源有一定的差异。NRAO 和 JIVE 针对 VLBA 这样的大规模观测阵列研究了利用 AIPS 和 Difmap 进行航天器相位参考干涉测量数据的处理方法<sup>[43,56]</sup>,但对于我国测站数量较少的这种情况,会产生因航天器成图模糊导致无法定位的问题。NRAO 在火星科学实验室任务的相位参考干涉测量仿真中,讨论了缺少 VLBA 个别测站带来的测量精度影响<sup>[37]</sup>;在 2013 年的试验中,分析了利用 VLBA 子阵进行测量带来的测量偏差<sup>[42]</sup>。这些工作尚未研究如何在少量测站情况下对航天器进行可靠定位和实时跟踪。因此有必要结合我国测站分布的现状,研究少量测站情况下的高精度相位参考干涉测量相对定位算法。

### 1.3.3 国内相关基础

具有丰富的长短基线和指向分布的 VLBI 观测网是成功开展相位参考干涉测量、获取理想观测结果的前提。尽管我国干涉测量系统的布局相比美国 VLBA 有待进一步优化、系统性能有待进一步提升,但已具备了开展深空航天器相位参考干涉测量的基本条件。应该指出,除 1.2.2 节提到的测站外,我国还有许多具备 VLBI 观测能力的大口径、超大口径射电望远镜以及小口径 VGOS(VLBI Global Observing System)天线,在适当条件下也可参与联测,丰富基线组成、改善站网构型。进一步地,我国还可以与 ESA 合作,利用他们位于西班牙塞夫雷罗斯(Cebreros)、澳大利亚新诺舍(New Norcia)和阿根廷马拉圭(Malargüe)的 3 个深空站,进一步延长基