

目 次

微波技术

- 宇航光电子激光通信技术进展和发展建议 郑伟,刘弘度,崔健永,等(1)
- 空间太阳能电站用于热带气旋调控初探 彭跃华,冯强,孙鹤泉,等(13)
- 星载汞离子微波钟射频无极灯折射透镜仿真设计 辛弄潮,蒙艳松,张荣彦,等(22)

电路与网络

- 空间智能信息网络发展构想 王厚天,刘乃金,雷利华,等(27)
- 对流层散射传播特性及信号谱特性分析 吴文溢,王万鹏,熊益波,等(35)
- 高精度、快速瞬态响应 LDO 电路设计 刘智,姜洪雨,梁希,等(42)

空间天线

- 一种基于卫星天线指向的地面站高度修正方法 晁宁,罗晓英,刘鹏,等(46)
- 一种多极化天线的设计 谢辉(50)
- 一种卫星天线热变形测量系统设计 柏宏武,刘博学,马小飞(56)

遥感与数传

- 基于加权最小二乘的星间数据高精度压缩算法 王登峰,陈素芳,刘玄,等(62)

深空探测

- 基于鲁棒估计的捕获段面目标图像处理 张存读,赵建辉,李帆(68)
- 低温光谱仪在面向深空探测的思考及启示 张琢,郑国宪,苏云,等(77)

其它

- 基于脉冲星联合定位模型的 TOA 预测模型误差修正算法 苏哲,凌菲,张茁,等(83)
- 无信标光快速捕获技术研究 边晶莹,任斌,鲁倩,等(87)
- 角误差信号提取系统有线状态性能测试方法研究 杨二雷,何兵哲,索红海,等(91)

CONTENTS

Microwave Technology

- Development and Suggestions of Opto-electronics & Laser Communication Technology in Space
..... ZHENG Wei, LIU Hongdu, CUI Jianyong, et al(1)
- Preliminary Study on the Application of Space Solar Power Station to Tropical Cyclone Mitigation
..... PENG Yuehua, FENG Qiang, SUN Hequan, et al(13)
- Refractive Lenses Stimulation Design for Electrodeless Lamp of Hg^+ Ion Atomic Clock
..... XIN Nongchao, MENG Yansong, ZHANG Rongyan, et al(22)

Circuits & Networks

- Development Conception of Intelligent Space Information Network
..... WANG Houtian, LIU Naijin, LEI Lihua, et al(27)
- Tropospheric Scatter Propagation Characteristics and Spectral Characteristics
..... WU Wenyi, WANG Wanpeng, XIONG Yibo, et al(35)
- Design and Implementation of a High Precision Fast Transient Response LDO
..... LIU Zhi, JIANG Hongyu, LIANG Xi, et al(42)

Space Antenna

- A Height Correcting Algorithm for Ground Facility Based On Satellite Antenna Pointing
..... CHAO Ning, LUO Xiaoying, LIU Peng, et al(46)
- Design of a Multi-polarization Antenna XIE Hui(50)
- System Design of Thermal Deformation Measurement of Satellite Antennas
..... BAI Hongwu, LIU Boxue, MA Xiaofei(56)

Remote Sensing & Data Transmission

- High-precision Compression Algorithm for Intersatellite Measurement Data Based on Wighted Least Square
..... WANG Dengfeng, CHEN Sufang, LIU Xuan, et al(62)

Deep Space Exploration

- Extended Object Image Processing Based on Robust Estimation Algorithm During Capture Stage
..... ZHANG Cundu, ZHAO Jianhui, LI Fan(68)
- Obsevation and Inspirations of Cryogenic Spectrometer in Deep Space Exploration
..... ZHANG Zhuo, ZHENG Guoxian, SU Yun, et al(77)

Others

- Pulsar TOA Prediction Correction Algorithm Based on Combined Positioning Model
..... SU Zhe, LING Fei, ZHANG Zuo, et al(83)
- Research on the Fast Acquisition Technology for Beaconless PAT System
..... BIAN Jingying, REN Bin, LU Qian, et al(87)
- Research on Wired State Performance Test Method of Angular Error Signal Extraction System
..... YANG Erlei, HE Bingzhe, SUO Honghai, et al(91)

宇航光电子激光通信技术进展和发展建议^①

郑 伟^{1,3}, 刘弘度², 崔健永^{1,3}, 郑永超^{1,3}

(1. 北京空间机电研究所, 北京 100094; 2. 北京大学光学中心, 北京 100871;

3. 中国空间技术研究院空间激光信息感知技术核心专业实验室, 北京 100094)

摘 要: 未来是光电子激光在宇航通信技术中蓬勃发展的时代。文章回顾了从上世纪 70 年代起近四十年以来, 国外空间光电子和激光通信技术的发展历程。首先从 NASA 早期的光纤空间适应性试验研究开始, 阐述了 NASA 和 ESA 在各种卫星平台和国际空间站内部所研发的光电子通信产品, 展示了光电子技术在空间中应用的可行性。然后结合二十一世纪以来, NASA 在深空探测领域的自由空间激光通信技术上所取得的历史性突破, 以及在微小型卫星的激光通信技术方面所取得的技术成就, 展现了与无线电通信相比, 光电子激光通信技术在未来宇航通信中的强大的生命力。最后, 文章给出了空间光电子通信未来的一些发展计划, 总结了若干关键技术, 提出了对核心器件和关键通信协议的发展建议, 并对宇航光电子激光技术的发展前景进行了展望。

关键词: 光电子; 激光; 通信; 空间站; 深空探测

中图分类号: V11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-7135(2018)05-0001-12

D O I: 10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.001

Development and Suggestions of Opto-electronics & Laser Communication Technology in Space

ZHENG Wei^{1,3}, LIU Hongdu², CUI Jianyong^{1,3}, ZHENG Yongchao^{1,3}

(1. Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China;

2. Optics & Photonics center, Peking University, Beijing 100871, China;

3. Key Laboratory for Space Laser Information Perception Technology of CAST, Beijing 100094, China)

Abstract: The future is an era in which optoelectronic lasers have flourished in aerospace communications technology. In this paper, the development history of foreign space optoelectronics and laser communication technologies since the 1970s is reviewed. Firstly, NASA's early research on the fiber space adaptability test is presented, the optoelectronic communication products developed by NASA and ESA on various satellite platforms and international space stations are described, which demonstrate the feasibility of using optoelectronic technology in space. Secondly, the historical breakthroughs NASA has achieved in the free-space laser communication technology in the field of deep space exploration, as well as technological achievements in the micro-satellite laser communication technology since the 21st century are presented, compared with radio communication, the vitality of optoelectronic laser communication technology in future aerospace communications is shown. Finally, development plans for the future of space optoelectronics communication are given, some key technologies are summarized, development proposals for key devices and core communication protocols are proposed, and the development prospects of the aerospace optoelectronic laser technology is presented.

Key words: Opto-Electronics; Laser; Communication; ISS; Deep space exploration

① 收稿日期: 2017-10-18; 修回日期: 2018-01-30。

通信作者: 郑伟(1974—), 高级工程师, 研究方向: 空间激光雷达技术。E-mail: zhengwester@126.com

0 引言

随着空间技术的快速发展,高分辨率对地观测、合成孔径雷达等有效载荷数据呈现激增趋势。话音、图像、音视频等载人航天对高速数据的实时传输和交换也提出了很高的要求。传统的电子通信总线技术在传输距离、通信带宽和电磁兼容等方面将难以满足航天业务量快速发展的迫切需求。

以激光作为新型光源的光电子通信技术不仅具有极高的传输带宽和优良的电磁兼容性能,同时以其功耗低、质量轻等优势,在空间技术发展中具有广阔的应用前景。在卫星中选用光电子通信技术不仅具有上述优点,而且可以实现电流隔离,有利于分系统的测试和故障隔离。由于激光方向性好,同时在空间中不存在大气干扰,相比微波通信设备,在通信距离一定的情况下,星星之间使用激光通信技术可以用很低的发射功率。这可以有效降低载荷设备的体积、质量和功耗,非常适合深空探测任务。此外,在星地之间使用激光量子通信实现保密传输,也是目前空间通信技术发展的一个重要方向,对于未来的军事应用可能会产生深远影响。

自1970年康宁公司拉制出第一根光纤和贝尔实验室研制出第一只实用的半导体激光器以来,40年间,光电子通信技术在地面宽带通信网络中得到了广泛应用,给今天的生产和生活产生了深远的影响。光电子通信技术在空间中的应用将受到空间环境的影响。空间辐射环境包括天然存在的器件载荷中产生的电离辐射和非电离辐射,非电离辐射基本上不对光纤器件的性能产生影响;而电离辐射对光纤器件的损伤,则是由于它与物质的相互作用并在物质内部引起原子的电离、激发、核反应和化学反应,从而对其材料造成辐射损伤。然而,国外经过30余年的研究试验发现,虽然光电子器件受空间辐射环境的影响而要求苛刻,但却是可行的,而且它在未来空间技术中有着非常好的应用前景^[1-6]。

在美国总统里根提出建立永久空间站计划的时期,为了给自由号空间站寻求更为有效的通信方式,自1984年起,美国就开展了一系列光纤试验研究,其中,LDEF(长期暴露测试装置,Long Duration Exposure Facility)试验第一次证实了光纤在空间中的应用的可行性。此后又研发了MIL-STD-1773和SFODB光纤数据总线产品。在国际空间站中大量使用了光纤通信系统。在深空探测中,NASA探索

了利用激光通信实现远程中继的设想^[2-4]。

ESA(欧空局)在航天光电子技术研究方面也有长足的进步,自1977年开始空间光通信技术探索以来,在20世纪80年代,ESA就提出了SILEX(Semiconductor laser Intersatellite Link Experiment,半导体激光器星间链路试验)研究计划,该计划于2000年前后实施,使ESA在自由空间光通信领域进入世界前列。目前,ESA在空间光电子技术的研究领域涉及光纤陀螺、光纤通信网络、光学无线网络、光纤传感器等方面。产品应用于GAIA, Bepi-Colombo, LISA, DARWIN, XEUS, SOLO等天文探测航天器;ADM-Aeolus, EarthCare, Meteosat 3rd Gen, GMES等遥感航天器;GALILEO导航卫星;Alphabus, Ariane 5运载火箭通信系统等。在ISS(International Space Station, 国际空间站)合作项目中,还计划进行星地量子通信试验研究,其经典信道使用光通信链路^[7,8]。

空间光电子激光通信可以分为有线通信和无线通信两个方面。有线通信一般是卫星、飞船等航天器内部的光纤通信系统;无线通信一般是在空间中的自由激光通信;也有舱内利用光源散射取代有线互联的光学通信系统,但这种技术应用较少,有影响力的还是深空无线激光通信。

由于空间辐射环境的影响,光电子和激光通信在太空中的应用环境与地面产品有很大不同。光纤和光学元件在长期的辐照中会使掺杂的内部介质产生变化,使传输损耗增大,特别是有源器件,在空间的离子辐射环境中会受到单粒子锁定、单粒子翻转等单粒子效应的影响。因此,光电子激光通信技术在空间应用,首先要解决器件的环境适应性问题,其次是面向空间的各项关键技术。

本文结合NASA和ESA在宇航光电子激光通信技术的发展过程,从器件的空间适应性试验研究和宇航光电子激光通信产品两个方面进行阐述,介绍了国外近四十年来所进行的先期探索性试验和研发产品,特别是最近十年在深空通信领域的突破性进展;总结了未来技术的发展趋势,为国内同行提供一些关键技术和发展建议。

1 光纤和光电子器件空间适应性试验研究

1.1 LDEF空间光纤可行性实验

美国最早的光纤链路空间应用实验之一是上世纪70年代的LDEF(长期暴露测试装置,Long Dura-

tion Ex-posure Facility)。在此次实验中,采用了 4 根光纤,波长为 830nm,在 69 个月周期内经受的总剂量为 200 ~ 25000Rad (Si)。这次光纤测试代表了 1978~1980 年的水平。除了一根光纤受到微小陨石影响外,其他光纤没有观察到明显的任何衰变。试验中观察到信噪比有 20dB 的变化,可能因温度变化,由光纤连接器或光缆结构引起。此次实验证实了光纤在空间中的应用是可行的^[3-6]。

1.2 GSFC 空间光纤及光电检测器实验

1989 年 11 月 18 日,NASA 戈达德空间中心开发的 COBE 卫星用来测量红外和微波辐射。它携带了三种装备,其中一个子系统的定位和运动感知电路中采用了光电检测器和光纤,这就提供了关于辐射环境对光电检测器 (Si PIN, 850nm) 影响的一些早期数据。在经过 SAA 时观察到了误码电压脉冲。地面模拟实验表明可能是质子导致的瞬态效应。后来在 MIL-STD-1773 系统上的实验表明,直接电离是这类光电检测器中的主要物理机制^[3-6]。

1.3 波音公司空间光纤应用实验

1993 年,波音公司进行了 5 个有关光纤辐射的实验,观察 5 年时间内 850nm 和 1300nm 渐变或阶跃折射率多模光纤的辐射暗化 (fiber darkening, 即损耗增加现象),还测试了耦合器、应变量子阱激光器和常规宽结型 LED。另外,还实验测量了带电粒子导致的单个事件误码对一个没有加强的 MIL-STD-1773 光纤数据链路的误码率的影响。随后的改进是 1997 年发射的微电子和光子测试床 (Microelectronics and Photonics Testbed, MPTB) 中第二代加强型 DR1773 空间实验^[3-6]。

1.4 实验结论

这些研究结果表明^[3-6]:

- 1) 对于许多航天应用,辐射对这些商用光纤数据链路的影响在可接受范围内;
- 2) 长波长 (1300nm, 1550nm) 比短波长 (850nm) 更有利于减小光纤链路误码率;
- 3) VCSEL (垂直腔面发射器) 激光器在功耗和抗辐射能力方面具有更好的性能。
- 4) 1300nm InGaAs 探测器性能较好,辐射导致的 SEU 比 Si PIN 检测器低好几个数量级。

2 20 世纪宇航光电子激光通信技术产品

美国 NASA 自上世纪 70 年代开始着手进行光纤在空间中的可行性研究,随后发展出一系列基于光纤的高速数据总线和通信产品。美国的空间光纤技术目前已非常成熟。

2.1 MIL-STD-1773 光纤数据通信总线^[3-8]

基于前期的空间光纤试验研究,20 世纪 80 年代中期,美国在 MIL-STD-1553B 总线的基础上发展了 MIL-STD-1773 光纤总线。它采用光纤作为传输介质,因此质量轻,功耗小,而且电磁兼容性好。MIL-STD-1773 总线是一种主/从式星形拓扑结构,1MHz 带宽。除了光电转换部分,MIL-STD-1773 总线与 1553B 兼容。

表 1 给出了 20 世纪 90 年代以后 MIL-STD-1773 光纤数据总线在 NASA 航天器上的应用,主要用来在子系统间传送遥测/命令。

表 1 MIL-STD-1773 光纤总线在国外航天器上的应用

Table1 MIL-STD-1773 Fiber Bus and Its Application

Project	Launch time	parameters	wavelength
SAMPEx (太阳异常和磁层探测器)	7/1992	MIL-STD-1773, 1Mbit/s	850nm
XTE (X 射线同步探测器)	12/1995	MIL-STD-1773, 1Mbit/s	850nm
HST (哈勃空间望远镜)	2/1997	MIL-STD-1773, 1Mbit/s	850nm
MPTB	12/1997	AS1773, 20Mbit/s	1300nm
MAP	6/2001	AS1773, 20Mbit/s	1300nm
PSE		MIL-STD-1773, 1Mbit/s	850nm

2.2 SFODB 光纤数据总线^[7]

SFODB (Spaceborne Fiber Optic Data Bus) 是一个专为宇航遥感应用设计的高可靠、容错的光纤通

信网络标准,它可以满足苛刻的温度环境、力学和辐射环境的限制条件,且尺寸小,功耗低。SFODB 实现了 IEEE 1393-1999 宇航光纤数据总线标准。它

定义了一个开放的、软件可配置的、冗余的环形拓扑,同时具有与商业 ATM 通信接口的兼容能力。2000 年 11 月 21 日,美国 NASA 发射了一颗崭新的遥感卫星——地球观测一号(EO-1),其平台展示了 21 世纪地球观测卫星的新概念和新技术。SFODB 是其中的 7 项关键技术之一。

在 EO-1 上,SFODB 仅使用了 3 个节点、12 路光纤,美国 NASA 打算经 EO-1 飞行验证后,将它作为 21 世纪使用的标准卫星数据总线。目前,符合 SFODB 总线的元器件如发送、接收和光纤等,都已有商品供应。Space Photonics 公司是研制生产 SFODB 环形光纤数据总线产品的主要供应商之一。Honeywell 和 TRW 公司开发了耐辐射 SFODB 协议 ASICs 芯片和串行物理层器件。

SFODB 协议是专为支持遥感飞船的实时、高速数据吞吐量的需求而设计的,它具有真正的实时能力、最小和确定的延时、最小的开销、最小的复杂度和最大的可靠性。SFODB 遵循 IEEE 1393 标准,以光纤为传输介质,使用了交叉冗余、带有无源旁路通道的环形结构,节点数为 128 个,其中 1 个是控制节点,其余 127 个是用户节点。它使用异步通信方式,符合 ATM 协议,数据吞吐率为 $0.2\text{Gbit/s} \sim 1.4\text{Gbit/s}$ 。若使用光纤环栈结构,数据吞吐率相应倍增。此外,它可承受发射环境和空间辐射环境,设计寿命 10 年,可用性指标 0.99。在空间环境适应能力方面,SFODB 的辐照总剂量 $>100\text{k Rad(Si)}$,在无太阳耀斑的情况下,节点误码率 $<1 \times 10^{-13}$;在最大太阳耀斑的情况下,节点误码率 $<1 \times 10^{-11}$ 。SFODB 产品的光纤规格为 $100/140\mu\text{m}$,工作波长在 1300nm 的渐变折射率多模耐辐射加固光纤。

2.3 SpaceFibre

ESA 开发、生产和应用的 SpaceFibre 是正在发展和完善的 SpaceWire 总线的光纤传输版本,如图 1 所示。SpaceWire 最高可提供 200Mbit/s 的传输速率,而 SpaceFibre 光纤通信系统的传输速率可以超过 1Gbit/s 量级。SpaceFibre 定义了链路层协议,它的传输速率为 $1\text{Gbit/s} \sim 10\text{Gbit/s}$,传输距离为 100m ,支持大规模链路连接,支持协议和路由机制^[8,9]。

ESA 计划发射的土壤温度与海洋盐度监测卫星使用了光纤通信技术,它有 144 个工作在 110Mbit/s 的光纤通信链路^[8]。



图 1 ESA 研发的 SpaceFibre 产品

Fig.1 SpaceFibre made by ESA

2.4 ISS 光纤通信系统

光纤通信技术在 ISS 上首次得到了大规模的应用。继美国开展 LDEF 研究之后,针对空间站传输介质问题,自 1984 年起,NASA 陆续解决了空间光缆和光连接器在空间应用中出现的工程问题。在 1998 年发射的 Node 1 节点舱中使用了 54 个光纤链路,其中包括 8 个环境连接器和 2 个密封连接器^[10-13],如图 2 所示。

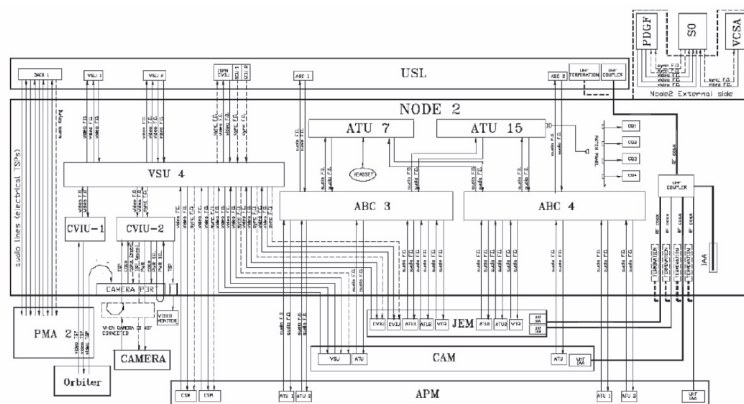


图 2 ISS Node2 节点舱的光纤通信系统

Fig.2 Optical fiber communication in ISS Node 2 module

与此同时,ESA 在 ISS 中承担了 Columbus、Node 2、Node 3、Cupola 等 4 个舱段的研制任务,同样在其中大量使用了光纤和光连接器。其中,Columbus 舱有 68 根光缆;Node 2 舱有 1 200 根光缆、56 个光连接器;Node 3 舱有 35 个光连接器,包含 326 个光纤接触件(termini),用于 HRDL(High Rate Data Link,高速数据链路)、Video(视频)和 Audio(音频)传输;而 Cupola 舱中有 8 根光缆,仅用于话音通信^[14]。

光缆在 ISS 上进行了大量铺设,已经成为 ISS 信息系统的重要组成部分,其中一个很重要的原因在于与电缆相比,光缆质量轻,电磁兼容性能好,通信的增容潜力很大。

2.5 ESA 的光学无线网络 OWLS^[15]

OWLS(Optical Wireless Network, 光学无线网络)应用于卫星的特点是,可以替代有线互联的线束,解决 EMI/EMC 问题。OWLS 的光发射器可选用 LED、LD、VCSELs;光接收器可选用 PIN、APD(雪崩光电二极管)、PD-TIA Module(跨阻放大模块);网络拓扑可选择直连、混合、全向和漫射等连接方式。

ESA 在 Venus Express(金星快车)卫星上进行了光学无线网络应用试验。此外,ESA 在 2007 年 9 月发射的 Foton 航天器上试验了光学无线网络应用,其目标是在 Foton M4 中替代 TMTC。在其地面演示系统中,ESA 利用 120 路光学发射器演示了 FD-MA + WDMS 和 MIL-STD-1553B 的无线总线技术。

在 Foton M3 的真正搭载试验中,ESA 使用了漫射 OWLS 光学无线网络,如图 3 所示。其中,无线单元由 ESA 的 OBC 集成,使用了 Xilinx 的 LEON II FPGA,与 DHU 和无线信道互连。卫星上使用了两个远程终端,使用自供电方式。利用 uCs 微片工艺,可以远程定位,实现了光学无线 CAN 总线。



图 3 金星快车 OWLS 演示系统

Fig.3 (Venus Express) OWLS demonstration

2.6 深空探测中的激光通信技术

在深空探测中,由于不存在大气衰减的影响,激光以其高度指向性,可以用更小的发射功率完成高速率数据的深空通信。与 RF 方式相比较,自由空间光通信不仅功耗低,而且体积小,非常适合深空探测器的高速载荷数据的返向链路传输。这对于解决深空探测器的高速图像数据的远程中继问题提供了一个很好的解决途径。NASA 在月球和火星等深空探测中计划使用光通信链路,如图 4 所示。从地球向月球的前向链路数据传输速率为 20Mbit/s,从月球向地球回传的返向数据传输速率为 1.2Gbit/s。希望在未来的火星探测计划中,前向光学链路速率能达到 100Mbit/s,返向速率达到 1.2Gbit/s^[16]。ESA 也计划在 DOLCE 项目中使用月地之间的光通信链路(OGS),以提高月球探测器高速载荷数据的传输能力^[15]。

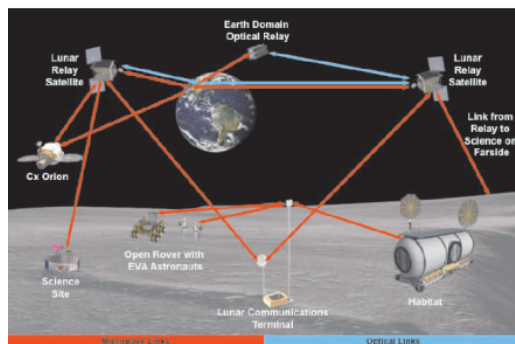


图 4 NASA 月球探测网络中的光通信链路^[16]

Fig.4 Optical communication in NASA moon exploration

在火星探测中,NASA 在预定 2009 年 10 月发射的火星通信轨道器中拟定采用 JPL 研发的火星激光通信终端(MLT,Mars Lasercom Terminal),如图 5 所示。

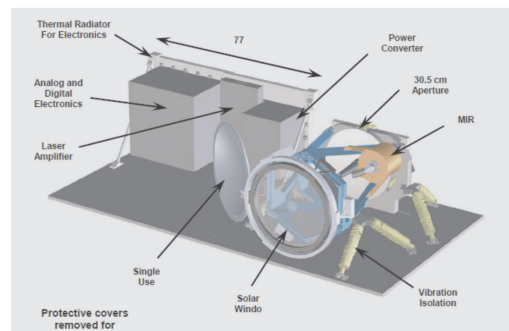


图 5 JPL 火星通信轨道器的自由空间光通信终端

Fig.5 FSO in mars communication orbiter

MLT 质量大约 70 千克,使用 30.5cm 口径的光学望远镜,激光输出平均功率为 5W。MLT 包含惯性参考子系统、被动稳定和指向子系统和主动跟踪子系统,总功耗小于 150W。MLT 能够提供的返向链路速率为 1Mbit/s~10Mbit/s。期望最高速率能达到 30Mbit/s,但需依赖于火星和地球之间的瞬时距离和大气特性。这一速率比目前的无线电系统要高出一个数量级^[17]。

激光通信在深空探测中的里程碑式的进展出现在 2013 年的美国地月激光通信试验项目,这是迄今为止人类所进行的距离最远的激光通信试验。2013 年 9 月 6 日,美国从弗吉尼亚州沃洛普斯岛的瓦勒普斯航天发射场用牛怪-5 火箭成功发射了“月球大气与尘埃环境探测器”。这个探测器搭载了一个月球激光通信太空终端(LLST, Lunar Lasercom Space Terminal),该项目针对 LADEE 上的激光通信终端进行月球激光通信演示验证(LLCD, Lunar Laser Communication Demonstration),如图 6 所示。

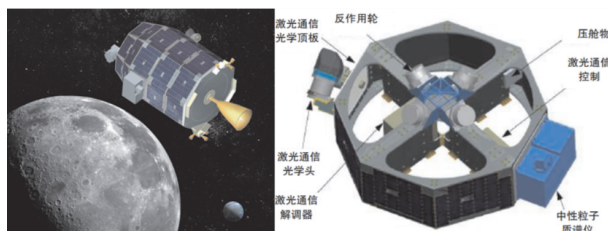


图 6 美国宇航局“月球大气与尘埃环境探测器(LADEE)”与激光有效载荷模块

Fig.6 NASA LADEE Spacecraft and Laser Comm Terminal Module

10 月 22 日,该探测器上的月球激光通信验证装置创造了历史,利用脉冲激光束,以破纪录的、高达 622Mbit/s 的下载速度,完成了月地之间的数据传输。月球激光通信验证装置是美国航空航天局首个利用激光而不是无线电波的双向通信系统。它还演示了从新墨西哥的主地面站,月球激光通信地面终端(LLGT, Lunar Lasercom Ground Terminal)以 20Mbit/s 的速度向“月球大气与尘埃环境探测器”进行了无差错数据上传。自美国航天器首次进入太空起,一直依靠射频通信。但射频现已无法满足日益增长的数据容量需求。激光通信的使用,将提高美国航空航天局处理来自深空的高分辨率图像和三

维影像的能力,以满足未来任务需求^[18-19]。

这项试验表明,与目前通往月球最好的无线电终端相比,LLCD 终端具有更小的尺寸、质量和功耗,以及更高的数据速率。激光通信系统的质量大约是无线电系统的一半,功率约是无线电系统的 75%。在返向链路上,LLST 以无线电速率的 6 倍(622Mbit/s)从月球轨道发送下行链路数据。与之对比,如果使用 S 波段无线电通信,下载一个 DVD 文件可能需要 639 个小时,而使用高数据率的 LLCD,所用时间小于 8 分钟。在前向链路上,LLCD 上行链路数据速率最高可达 20Mbit/s,这是目前通往月球最好的无线电系统上行链路速率的 5 000 倍^[20-21]。

2.7 微小型卫星的激光通信技术

2015 年 10 月 8 日,NASA 与美国航空航天公司合作的“光学通信与传感器演示验证”(OCSD)立方体卫星搭载在“宇宙神-5”火箭上,从范登堡空军基地发射升空。此次任务主要验证未来小型卫星的数据高速光传输与小卫星间的近距离操作能力,如图 7 所示。这些卫星的尺寸为 10cm×10cm×10cm,将验证高速通信、创新的推进系统、交会对接等 6 项新技术,OCSD 是其中的首个任务。OCSD 通过提高小卫星的通信能力,以支持数据密集型的科学任务。对于任务规划者来说,OCSD 有潜力成为更可行的选择方案^[22]。

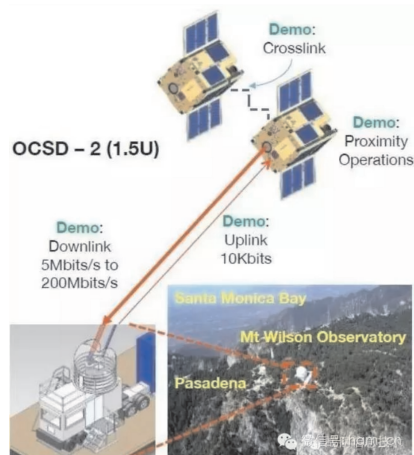


图 7 OCSD 项目中的立方体卫星的星地激光通信试验

Fig.7 Laser Communication Experiment on OCSD CUBE Satellites

OCSD 不同于其他天基激光通信系统,为了使激光系统小型化,取消了 ATP 系统,改由卫星姿态

控制光束的方向实现对准,这使得该激光系统比以往任何系统都要更加紧凑。飞行器的姿态控制是其关键能力之一。立方体卫星将评估小卫星精确定向的能力,同时验证激光系统速率高达 200Mbit/s 的数据传输能力,相对于当前高端立方体卫星通信系统,该数据传输速率提高了 100 倍。但因卫星姿态控制系统问题,此次任务未能完成星上激光通信载荷的测试。2017 年 11 月,NASA 再次研制的两个创新型 1.5U 立方体卫星,在美国沃洛普斯飞行试验场成功发射。此次发射的两颗卫星吸取了 2015 年任务失败的经验,目前处于在轨验证阶段^[23]。

3 空间光电子通信未来的一些发展计划

3.1 空间光纤通信器件的发展计划

NASA 进一步的发展方向是更高速率(几个 Gbit/s)的光纤链路,以支持更高速的计算、更大容量传感信息的传送与融合。其中包括上述的波音 20Mbit/s~400Mbit/s STAR 总线,TRW/Honeywell 公司的 20Mbit/s~3 200Mbit/s 的 SFODB 环形总线。基于光纤的并行总线在常规系统中已经得到应用,有可能应用到未来的航天器中,从而提供更大的总带宽。

ESA 未来的光纤通信发展计划主要包括光学载荷系统项目,将开展以下技术及产品的研发工作:

在耐辐射光纤方面,将研发耐辐射多模和单模光纤产品;在光纤收发器方面,将研发 850nm、1 330nm 的光纤收发器件;为了节约功耗和提高耐辐射能力,激光器的工艺将使用 VCSEL;同时,ESA 将开展光学互连技术、MEMS(微机电系统)光开关技术、光纤放大器技术和光学 RF 调制器技术研究;研制用于波分复用的 WDM 激光光源;此外,还将研制可调激光器、光滤波器和光复用器等配套元器件。

ESA 指出,现代卫星载荷搭载的数字处理器需要激光通信链路,以实现利用最低功耗处理几个 Tbit/s 的数据。ESA 在光电子器件选型和性能指标方面提出如下建议^[15]:

- 1) Tx: VCSELs(850nm) GaAs 工艺;
- 2) Rx: PIN(850nm)(若使用 GaAs 工艺,则抗辐射能力更强);
- 3) 调制方式:直接调制;
- 4) 光纤:渐变折射率多模光纤;
- 5) 光缆:单纤和光纤带;

6) 光缆护套:不会外释气;

7) 连接器:抗振动机械结构;

8) 不使用放大器:因为空间站传输距离最大 100m,典型值<10m;

9) 为提高可靠性,目前并行 Tx/Rx 光纤收发器倾向于使用 WDM 技术。

3.2 空间激光通信发展计划

3.2.1 激光通信中继演示验证(LCRD)任务

2011 年,作为 LLCD 的后续任务,基于 LLCD 长距离通信任务的系统设计并结合 OPALS 短距离通信任务的目标,NASA 的 Goddard 太空飞行中心再次联合喷气推进实验室(JPL)和 MIT 林肯实验室(LL),开始进行激光通信中继演示验证任务,这将是 NASA 首次演示验证近地和深空距离的长期光通信任务^[20]。

2012 年,LCRD 完成任务概念评审,其太空终端将搭载在一个 Loral 商用地球轨道卫星上。2017 年 2 月,NASA 的 LCRD 项目成功通过关键设计审议,并已于 12 月开始进行开发集成与测试阶段,正为 2019 年新一阶段的项目启动(原计划最早于 2017 年启动)积极准备^[23]。

LCRD 将验证激光与射频通信的数据中继能力,接收地面站的光束信号,然后将信号中继到另一个远距离地面站。其他计划中的试验项目还包括:测试可供位于不同地点的多个用户使用的数据多路传输技术;类似于数字视频录像机的存储/前传能力,将视频类信息加以存储并以较低数据率进行中继;测试所有不同天气条件和时间下的激光通信性能,并学习如何充分利用其优点。MIT 林肯实验室将为此试验提供光学系统模块^[23]。

3.2.2 深空光通信(DSOC)项目

2017 年 NASA 发文称,其 DSOC 项目正在开发关键技术,并使其达到技术成熟度(TRL)6 级。TRL 6 级意味着它已经是一个功能完整的系统原型或具有代表性的模型。由 JPL 主导的深空光通信(DSOC)系统项目计划于 2023 年启动,它是 NASA 太空探索任务的一部分。DSOC 项目旨在研究激光通信对于深空任务中,数据速率、系统空间占用和功耗等指标能力的改进。任务中飞船将飞向金星,进行的激光通信测试距离要比 LCRD 项目远得多。DSOC 项目将提供一个深空光收发器和地面数据系统,项目开发的重要技术包括:轻型航天器扰动隔离

和指向组件、高效率的飞行激光发射机以及一对用于飞行光学收发器和地面接收器的高效光子计数探测器阵列。这些技术将集成到 DSOC 飞行激光收发器 (FLT) 和地面接收器中。按照计划, DSOC 项目应在 2017 年年底达到技术成熟度 6 级, 2018~2019 年进行地面测试, 2023 年搭载“普赛克”(Psyche) 飞行器向一颗金属小行星进发, 进而对深空激光通信技术进行验证^[23]。

飞行器上的激光通信终端功率为 4W, 光学口径 22cm, 前向链路激光波长 1 064nm, 数据速率 1.6kbit/s; 反向链路激光波长 1 550nm, 数据速率 264Mbit/s。地面站接收终端 (GLR) 望远镜口径 5m; 地面站激光发射终端 (GLT) 望远镜口径 1m, 功率 5kW。

3.2.3 激光增强型任务与导航服务 (LEMNOS) 系统

2017 年 4 月 NASA 启动一项计划, 旨在为其执行深空任务的下一代“猎户座”(Orion) 宇宙飞船研发激光通信系统, 称为“激光增强型任务与导航服务”系统, 将为宇航员提供最优的快速通信服务, 使其与地面取得快速通信, 如图 8 所示。NASA 认为激光通信将彻底改变低地球轨道外飞船的数据回传手段, 将外层空间通信范围进一步拓展。LEMNOS 将支持每秒至少 80 兆字节的数据率。LEMNOS 项目目前刚刚启动, 将在 2021 年 Orion 飞船飞跃月球期间进行首次测试, 若任务进展顺利, NASA 将在后续任务中部署更多的激光通信终端, 从而支持飞船的空间探索任务^[23]。

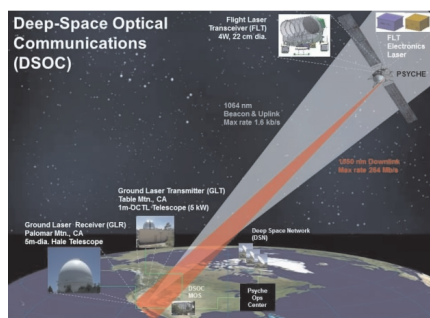


图 8 深空光通信 (DSOC) 系统项目

Fig.8 Deep Space Optical Communication Project

4 关键技术与发展建议

在有线激光通信方面, 光纤通信的核心器件是一项关键技术, 是激光通信宇航应用的基础; 在无线激光通信方面, 高灵敏探测器、敏捷光束控制是关键

技术。大功率激光器也是一项关键技术, 但在宇航应用中受体积、功耗的制约较多, 在此不作深入阐述。此外, 在宇航激光通信向网络化方向发展时, 飞行器内部、天地之间将形成一体化互联网, 故网络协议也是未来的关键技术之一。最后, 激光通信易受云雨雾的影响, 为了充分发挥激光通信的宽带潜力, 结合天地一体化网络的优势, 基于平流层飞艇的激光射频频中继有可能发挥较大的作用, 实现最后 20km 的高速连接, 也可以作为研究方向之一。

4.1 舱内光纤通信核心器件

目前, 国内在空间光电子与激光通信的配套器件方面还有差距。光纤、连接器、微型光学元件等无源器件的科研和生产单位已具有较强的设计、研发和制造实力。通过航天的需求牵引, 能够在产品的质量等级上进一步提高, 满足空间应用需求。微型激光器和接收机等有源器件中的核心部件还需要进口。特别是光纤收发器内部的抗辐射高速集成电路的自主设计和制造方面还是空白, 这些方面需要加强, 可以在国家工程项目需求的牵引下, 通过促进工业部门的新品研发不断推进。

4.2 激光通信高灵敏探测器器件

在激光发射功率受到较多制约的情况下, 深入发掘激光接收机的信号探测能力无疑是提高激光通信距离更为可行的手段之一。随着激光通信向深空探测领域的发展, 高灵敏探测器器件如单光子探测器 (SPD) 器件是研究的重点方向之一。传统的单光子探测器主要有光电倍增管 (PMT, PhotoMultiplier Tube) 和工作在盖革模式下的雪崩光电二极管 (APD)。总体而言, 由于材料本征物理性质的限制, 发展到目前传统 SPD 的性能已基本达到极限, 很难再有本质性的提高。不论光电倍增管还是基于 APD 的单光子探测器, 即使是硅光电倍增器 (Silicon photomultiplier, SiPM), 其量子效率、暗计数、计数率等性能远不能满足未来深空激光高速通信发展的潜在需要, 必须要寻找新的技术途径。

一个有潜力的方向是超导单光子探测技术。2001 年, Gol'tsman 等人发明了一种基于超导的纳米线单光子探测器 (SNSPD: Superconducting Nanowire Single Photon Detector), 为单光子探测器的研究开拓了新方向。SNSPD 以其在量子效率、计数率、暗计数、时间抖动等方面的优势, 引起了大家的广泛关注和研究^[24-26]。

据文献报道,超导单光子探测器的量子效率最高已达到 80%,暗计数可低至 $1 \times 10^{-3}/s$,最高计数率更达到了 $2G/s$ 。这些性能比常规单光子探测器有了本质性的飞跃。目前较为成熟的超导单光子探测技术为超导临界温度转变单光子探测技术和纳米线超导单光子探测技术^[27-31]。

美国麻省理工学院林肯实验室和加州理工学院喷气推进实验室都进行了 NbN 纳米线探测器研究。NASA 在 2013 年发射的 LLCD 月球探测器就采用了一个超导的、冷却到 3 开氏度的纳米线探测器。该配件由麻省理工学院林肯实验室开发,设计目的是探测从 25 万英里(约合 40 万公里)以外的绕月球卫星上红外激光器发出的单个光子^[32]。

在深空探测的激光通信工程中, SNSPD 是一个非常值得关注的方向。

4.3 激光通信固态敏捷光束控制

光束精确指向控制是深空激光通信的关键技术。目前的激光通信系统的光束指向控制是通过光束捕获、跟踪与瞄准(Acquisition, Tracking and Pointing, ATP)系统实现的,是保证实现空间远距离光通信的必要核心技术。ATP 系统通常由捕获(粗跟踪)系统和跟踪、瞄准(精跟踪)系统两部分组成。粗扫描系统由伺服系统驱动,常以万向节作为俯仰与旋转运动的平台;精扫描系统在粗扫描系统运动平台上实现小角度光束控制,主要以振镜、快速控制反射镜和微机电系统变形镜这 3 种形式实现。

从目前的技术现状来看,机械式光束扫描是目前最为成熟、应用最为广泛的扫描形式,能够实现大视场、高功率光束扫描。但机械式扫描系统的质量和体积较大,受机械惯性影响,存在着结构复杂、造价昂贵、能耗高、光束抖动等缺点,一直是光束跟踪瞄准技术的瓶颈,也是激光通信终端最难以实现小型化的部分,极大地限制了它的应用领域。如果目前机械式 ATP 问题在大型卫星上还不突出,那么在微小卫星上就会成为一个工程上的技术瓶颈。因此,要解决机械式 ATP 的问题,研发固态敏捷光束控制技术是实现微小卫星激光通信的迫切需求。亟需研发一种能够灵巧、便捷化实现光束偏转的新型技术,以满足激光通信光束跟踪瞄准的迫切需要。

上世纪 70 年代发明的光学相控阵(Optical Phase Array, OPA)技术近些年发展较快,该技术通过波前控制,能够迅速实现光束偏转定位。其中,液

晶相控阵能够灵巧、大角度、无机械惯性地实现高精度光束扫描,在激光雷达和激光通信应用领域更具潜力,已成为国际上的研究热点。从目前情况看,体全息级联和 LCOPA 级联的形式以及液晶偏振光栅级联的形式具有较好的应用价值和研究前景,但仍存在很多工程难题^[33,34]。

如果大角度 OPA 技术得到实质性突破,实现全固态光束敏捷控制,进而取代机械式 ATP,可以预见,基于微小卫星的商业激光通信将会迎来井喷式的发展。未来所有天上的卫星都可以成为激光中继节点,以激光作为空间无线光纤的网络可以快捷形成,天地一体化骨干网络将成规模地快速发展。因此,加大相关新概念、新器件和新材料的研究力度,建立更为准确的理论计算模型,研究可行的液晶光束扫描技术方案,具有重要的现实意义^[33]。

4.4 天地一体化互联网和 SCPS 协议改进

沈荣骏院士于 2006 年提出了天地一体化航天互联网的构想^[35],提出了基于“国际组织空间数据系统咨询委员会”(CCSDS)的 AOS 和 SCPS 规范建设我国天地一体化网络的建议。深空通信距离远,传输时延大,链路质量较差,网络拓扑结构动态变化,链路不能持续稳定连接,通信频繁中断的情况经常发生。CCSDS 是为此应用环境制定的规范,可以认为是地面互联网向空间应用发展的适应性修改。

基于 CCSDS 的空间互联网传输协议,在数据链路层使用分包遥控、分包遥测和高级在轨系统(AOS)建议。在网络层至应用层使用 SCPS, SCPS 包括网络协议(SCPS-NP)、安全协议(SCPS-SP)、传输协议(SCPS-TP)和文件传输协议(SCPS-FTP)。在无线子网使用近空链路(proximity space link)协议。

现在,星地激光点到点通信已经突破,舱内光纤通信技术也日趋成熟^[36],下一步向着网络化方向发展是必然的趋势^[37]。以激光链路为虚拟光纤骨干网的全球天地一体化网络将逐步形成,形成飞行器内部、星星之间、星地之间的网络互联互通。从网络协议分层来看,在物理层和链路层的问题解决之后,随之而来的将是网络层、传输层和应用层的问题。

目前,针对 SCPS-TP 传输层协议的改进研究得最多,与 TCP 相比,传输层也是改进效果最为明显的部分,有较多的文献报道^[38-41],但是对于 NP 的研究较少。未来的空间网络将由大量的卫星组成,

特别是随着商业航天的发展,微小卫星将会形成很大的规模,快速敏捷的大量发射和部署将十分普遍。如果激光通信链路可以快捷建立,如何让这些微小卫星在空间激光通信网络中发挥作用是一个值得研究的问题。未来卫星的数据处理能力和存储能力都会显著增强,如果将自组织网络技术(Ad-hoc)引入 SCPS-NP 协议,使得大量随机发射部署的小卫星群可以充分发挥协同作用,这对于开发空间信息网络节点的潜力有很大作用。

4.5 全天候激光射频中继

地球上进行激光通信所受到的最大障碍就是天气的影响。美国在 LLCA 验证项目中,考虑了星地激光直接通信和通过低轨卫星微波中继这两种方案,试验选择了在不同地点激光下传以避免天气影响的方案,这种方法灵活性好。但是,对于减灾方面的应用,使用激光射频中继则是很好的途径。

在地球上,地震、海啸等自然灾害必然伴生恶劣的气象条件,传统的微波地面基站往往会被大面积摧毁,而激光又受到天气影响而不能使用。在汶川地震最初,灾区难以进入,通信中断,如何快速与灾区建立通信联系,如何在大型自然灾害发生时保持 24 小时不间断全天候的宽带通信,是一个亟待解决的问题。

利用平流层飞艇^[42]或可快速升空的长航时无人机作为中继平台,从而实现激光射频中继,是一个可行的解决办法,如图 9 所示。在 20km 高度的飞艇可以覆盖地表数百公里范围^[43],利用激光通信,实现设备小型化,同时提供极大带宽,适合飞艇或无人机的载荷应用。

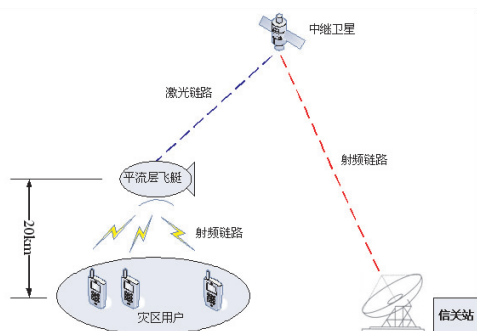


图 9 利用平流层飞艇激光射频中继技术实现环境减灾应用的示意图

Fig.9 Laser-RF Relay by Stratospheric Airships for Disaster Reduction Application

利用平流层飞艇,向上可以直接与中继卫星建立稳定的激光通信链路,向下可以通过微波中继转发,为地面半径 500km 区域的用户提供最后 20km 的宽带微波接入,可为巡视预警、应急救援、灾后重建等环境减灾活动发挥积极作用。

5 结论

进入 21 世纪以来,经过三十余年的先期技术积累,宇航光电子激光通信技术产品发展迅速。与电子通信技术相比,在有线通信方面,光电子激光通信在带宽、电磁兼容和质量密度等方面具有无可比拟的优势。在大型航天器中应用光纤通信,不仅可以有效降低系统质量、功耗和电磁干扰,而且有利于分系统故障隔离和联试,降低航天器信息系统的研发成本,缩短研制周期,提高效率;同时,光纤以其极大的带宽还能给未来航天飞行器局域总线技术和整体性能带来质的飞跃。在无线通信方面,激光通信技术由于体积小,功耗低,带宽大,能够成为深空探测器有效载荷返向链路的主要技术手段。特别是 2013 年 LLCD 验证成功以后,激光通信在星地通信特别是在深空探测任务中的作用越来越大,已逐渐成为不可或缺的远距离高速通信手段。

从技术发展历史来看,未来宇航通信是光电子激光通信蓬勃发展的时代。我国也在推进建设天地一体化航天互联网,这是历史发展的机遇期,也是国内科研工作者努力赶超国外先进技术的良机。从发展前景看,天地一体化光网络是将卫星光网络与传统的地面光纤网络相融合,并通过星地激光链路互联,实现全球无缝覆盖。网络不仅具有宽带高速的特点,还具有 24 小时全天候不间断提供传输服务的特点,能够平战结合、军民两用,不仅能够与地面光纤网络互为备份,同时能够为自然减灾提供强有力的通信支持和帮助。

在沈荣骏院士提出天地一体化航天互连网构想后的十余年里,在国家航天工程的推动下,我国在空间光通信领域的研究发展速度也非常快,可以预见,宇航光电子激光通信将是未来天地一体化网络的关键组成部分^[36,37]。在空间激光通信方面,2011 年,我国海洋二号卫星激光星地通信试验成功,卫星与长春光学地面站完成星地激光通信试验。试验的主要内容包括捕获跟踪性能试验和通信性能测试评估两部分。完成捕获瞄准角度修正后的 10 次试验捕

获概率达到100%,最大捕获时间5s,相继实现了星地激光链路低速通信试验(20Mbit/s)和高速通信试验(504Mbit/s)。该试验为国内首次星地激光通信试验项目,填补了国内星地激光通信试验的空白^[44]。2016年8月16日,我国的“墨子”号量子通信卫星发射升空,其中一项任务是利用激光进行星地高速量子密钥分发实验,并在此基础上进行广域量子密钥网络实验,以期在空间量子通信实用化方面取得重大突破。2016年12月28日至2017年1月15日开展了首轮在轨测试,实现了在星地距离1000公里以上、低仰角(20°左右)情况下,下行单路通信速率达到5.12Gbit/s,并成功进行了图像传输,图片清晰;同时也进行了上行PPM调制直接通信,通信速率达20Mbit/s^[45]。ESA一直有利用国际空间站进行量子通信试验的计划^[16,46,47],但由于资金支持不足,一直未能实现。上述成就说明在宇航激光通信方面,我国在局部领域已实现了从跟踪到赶超的技术进步。

风险和机遇并存,困难与挑战同在。国内航天工作者和科研人员要把握宇航光电子和激光通信技术发展的战略机遇,为这一领域的关键技术投入充足的科研力量,特别是在基础核心元器件和具有前景与特色的关键空间通信协议方面深入研发,使我国空间光电子和激光通信技术从软件到硬件、从协议到芯片、从器件到系统,都能够依靠自力更生进入国际先进行列,加快实现我国未来宽带深空信息系统的跨越式发展。在新的世纪里,通过宇航工程项目,培育和带动一批相关产业,寓军于民,推进国民经济发展,助力实现航天强国的梦想。

参考文献:

- [1] 罗雁横,张瑞君.空间辐射环境与光器件抗辐射加固技术进展[J].电子与封装,2009,9(8):43-47.
- [2] Melanie O. Fiber optic cable Assemblies for space Flight II; Thermal and Radiation Effects[C]. Conference on Photonics for Space Environments VI, SPIE Proceedings, 3440, 1998:37-46.
- [3] LaBel K A, Marshall C J, Marshall P W, et al. On the Suitability of Fiber Optic Data Links in the Space Radiation Environment A Historical and Scaling Technology Perspective[C]. IEEE Aerospace Conference, Volume: 4, 1998:421-434.
- [4] Johnston R and Taylor E W. A survey of the LDEF fiber optic experiments[R]. Jet Propulsion Laboratory Report D-10069, 1992.
- [5] Funk J G, Strickland J W, Davis J M. LDEF materials data bases[R]. NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681-0001, June 1993.
- [6] LaBel K A. A spacecraft fiber optic data system-radiation effects[R]. NASA/Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD, USA, 1992:412-415.
- [7] IEEE SFODB Working Group of the Bus Architecture Standards Committee, P1393 Spaceborne Fiber Optic Data Bus (SFODB)[R], Institute of Electrical Engineers, Inc., New York, NY, August 1997.
- [8] Sein E, Planche G, Laurent B. Space applications of optical communications[J]. ANN Telecommun, 2003, 58(11-12):1849-1872.
- [9] Optical Communications in Space [R/OL], <http://www.ida-ing-tu-bs.de/noncms/ondm2009/schedule/invited/karafolas.pdf>
- [10] Gill D. ISS fiber optic link development lessons learned journey, Boeing [R/OL], 2005, <http://misspiggy.gsfc.nasa.gov/tva/meldoc/ESA-NASA/2005/Gill.pdf>
- [11] Cable, Single Fiber, Multimode, Space Quality, General Specification [R/OL], http://misspiggy.gsfc.nasa.gov/tva/issfoc/iss/docs/mosaic_SSQ_21654RB.PDF
- [12] Draft Specification for Optical Cable, Single, Multimode Fiber, Hermetic, Tight Buffer, Single Jacket, for Space Flight[R], NASA Report, <http://misspiggy.gsfc.nasa.gov/tva/meldoc/docs4/docs4.pdf>
- [13] International Space Station Familiarization, Mission Operations Directorate Space Flight Training Division, NASA Report, <http://www.spaceref.com/iss/ops/iss.familiarization.pdf>
- [14] Giuliano Canovai, Karim Mellab, European Experience using FO for ISS Modules [R/OL], <http://www.google.com.hk/url?q=https://escies.org/GetFile%3Fsrcid%3D1618&sa=U&ei=R2DBTej1DIq8uwPOkfC1BA&ved=0CBEQFjAA&usq=AFQjCNGVAwdYS-OL2X97RPZ1ndRLiXwEylg>
- [15] Liebrecht P. NASA's Integrated Space Communications Architecture[C], SpaceOps 2010 Conference Delivering on the Dream Hosted by NASA Marshall Space Flight Center and Organized by AIAA.
- [16] Optical Communications in Space [EB], <http://techlib.911mb.com/index.php/seminar-topics/t45-optical-communications-in-space-electronics-production-technology>

- [17] Edwards B L, Benjamin T, Scozzafava J, et al. Architectural Options for a Future Deep Space Optical Communications Network, <http://www.aiaa.org/spaceops2004archive/downloads/papers/SPACE2004sp-template00092F.pdf>
- [18] 士元. 2013年世界空间探测回顾[J]. 国际太空, 2014, 2: 19-23.
- [19] 张扬眉. 美国“月球大气与尘埃环境探测器”入轨[J]. 国际太空, 2013, 10: 22-25.
- [20] 宋婷婷, 马晶, 谭立英. 美国月球激光通信演示验证-实验设计和后续发展[J]. 激光与光电子学进展, 2014, 51(4): 1-8.
- [21] 宋婷婷, 马晶, 谭立英. 美国月球激光通信演示验证-终端设计[J]. 激光与光电子学进展, 2014, 51(5): 1-7.
- [22] liuli. NASA正在测试基于CubeSat微卫星平台的激光通信系统[EB], <http://news.diodelaser.com.cn/hydd/14173.html>.
- [23] 陈小柒. 美国空间激光通信2017年进展[EB], http://www.sohu.com/a/214288782_465915.
- [24] 尹合钰, 成日盛, 徐正, 等. SNSPD的物理模型与研究进展[C]. 2013全国半导体器件技术产业发展研讨会暨第六届中国微纳电子技术交流与学术研讨会, 2013, 130.
- [25] 张忠祥, 韩正甫, 刘云, 等. 超导单光子探测技术[J]. 物理学进展, 2007, 27(1): 1-8.
- [26] 王会会. 超导纳米线单光子探测器试验研究[D]. 东北大学出版社, 2012.
- [27] Takesue H, Nam S W, Zhang Q, et al. Quantum key distribution over a 40-dB channel loss using superconducting single-photon detectors[J]. Nature Photonics, 2007, 1: 343-348.
- [28] Dauler E A, Spellmeyer N W, Kerman A J, et al. High Rate quantum key distribution with superconducting nanowire single photon detectors[J]. Optical Society of America, 2010, 270: 5568-5570.
- [29] Pearlman A, Cross A, Slys W, et al. Gigahertz counting rates of NbN single-photon detectors for quantum communications[J]. IEEE, 2005, 15(2): 579-582.
- [30] Hu X L, Dauler E A, Kerman A J, et al. Using surface plasmons to enhance the speed and efficiency of superconducting nanowire single-photon detectors[J]. Optical Society of America, 2009, 978(09): 869-870.
- [31] Stern J A and Farr W H. Fabrication and Characterization of Superconducting NbN Nanowire Single Photon Detectors, NASA. 2007.
- [32] 美计划发射月球卫星测试太空超高速激光通信[EB], <http://www.sunyet.com/news/a/n744961.html>
- [33] 师宇斌, 司磊马, 阎星. 光束扫描技术研究新进展[J]. 激光与电子学进展, 2013, 50(8): 80024.
- [34] 乔天元. 液晶相控阵成像激光雷达精度的研究[D]. 哈尔滨工业大学出版社, 2014.
- [35] 沈荣骏. 我国天地一体化航天互联网构想[J]. 中国工程科学, 2006, 8(10): 19-30.
- [36] 李致远. 天地一体化光网络关键技术研究[D]. 电子科技大学出版社, 2015.
- [37] 姜会林, 胡源, 宋延嵩, 等. 空间激光通信组网光端机技术研究[J]. 航天返回与遥感, 2011, 32(5): 52-59
- [38] 陈宇, 孟新, 卞春江. SCPS-TP协议研究和性能分析[J]. 载人航天, 2012, 18(1): 68-72.
- [39] 张琛, 李爱红, 张尔扬. CCSDS 遥测遥控空间数据系统通信协议及其应用[J]. 航天返回与遥感, 2004, 25(2): 23-28.
- [40] 戴帅, 肖楠, 梁俊. SCPS-TP在卫星网络中的传输控制算法研究[J]. 现代防御技术, 2013, 41(6): 83-87.
- [41] 梁义, 拱长青. 空间数据通信协议 SCPS-TP应用研究[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2010, 27(1): 68-71.
- [42] 莫思特, 李碧雄. 从汶川地震通信问题谈平流层应急通信的应用[J]. 电讯技术, 2009, 49(5): 29-32.
- [43] 呼玮, 杨建军, 何苹. 基于临近空间飞艇定位的伪卫星布局研究[J]. 测控遥感与导航定位, 2009, 39(10): 24-27.
- [44] 王睿, 徐浩, 张欢, 等. 海洋二号卫星特点及应用[J]. 中国航天, 2012, 7-11.
- [45] 中国完成量子卫星高速激光通信实验[EB], http://news.ifeng.com/a/20170124/50621718_0.shtml
- [46] 徐启建, 金鑫, 徐晓帆. 量子通信技术发展现状及应用前景分析[J]. 中国电子科学研究院学报, 2009, 4(5): 491-497.
- [47] Ursin R, Tiefenbacher F, Manderbacht S, et al. Entanglement-based quantum communication over 144 km[J]. Nature Physics, 2007, 3: 481-486.

空间太阳能电站用于热带气旋调控初探^①

彭跃华^{1,2}, 冯 强^{2,3}, 孙鹤泉¹, 徐冠雷¹

(1. 海军大连舰艇学院, 大连 116018; 2. 中科院大气所, 北京 100029; 3. 中科院遥感所, 北京 100094)

摘要:为了减少热带气旋(TC)灾害, 针对空间太阳能电站(SSPS)可用于主动调控热带气旋的创新应用, 文章从美国气象学家 Ross N. Hoffman 已做的数值模拟出发, 初步探讨了用空间太阳能电站调控热带气旋的三大关键技术。研究综述结果可概括为三大关键技术: 针对 TC 调控数值模拟技术的有效性和准确性, SSPS 主流设计的微波热辐射系统, 激光诱导云播种系统。研究结果说明 SSPS 调控 TC 可行且能达到如下目标: 减少灾害损失; 降低数万人痛苦; 发电。

关键词:空间太阳能电站; 热带气旋; 数值模拟; 微波热辐射; 激光诱导云播种

中图分类号: V11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-7135(2018)05-0013-09

D O I: 10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.002

Preliminary Study on the Application of Space Solar Power Station to Tropical Cyclone Mitigation

PENG Yuehua^{1,2}, FENG Qiang^{2,3}, SUN Hequan¹, XU Guanlei¹

(1. Dalian Naval Academy, Dalian 116018, China;

2. Institute of Atmospheric Physics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100029, China;

3. Institute of Remote Sensing and Digital Earth, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to reduce the disaster of tropical cyclone (TC), as space solar power station (SSPS) can be used to actively control tropical cyclone, the numerical simulation of tropical cyclone mitigation made by Ross Hoffman is introduced in the beginning and then three key technologies for controlling tropical cyclones by space solar power station are preliminarily discussed. The results of the review are three key technologies including as follows. The first one is the effectiveness of tropical cyclone control and the accuracy of numerical simulation. The second and third technologies are two space-borne mitigation options: atmospheric warming based on microwave irradiation and laser-induced cloud seeding based on laser power transfer. The results of this study shows that the TC mitigation using SSPS is feasible and can achieve purposes as follows: a reduction in disaster damage; a decrease in human suffering for thousands of people; and power generation.

Key words: Space solar power station (SSPS); Tropical cyclone (TC); Numerical simulation; Microwave irradiation warming; Laser-induced cloud seeding

0 引言

热带气旋(TC)是全球最有破坏力的天气系统之一, 因为总是伴着狂风暴雨; 当这种风暴移近或登

陆后, 常给受影响地区造成严重的灾害。世界气象组织研究报告^[1]指出, 因 TC 灾害造成的死亡人数仅次于干旱, 位居第二。1967~1991 年, 全球因 TC

^① 收稿日期: 2018-04-08; 修回日期: 2018-07-09。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(41405062)

通信作者: 彭跃华(1985—), 男, 讲师, 国家自然科学基金项目负责人, 主要从事非线性最优化、海洋气象和卫星应用研究。E-mail: pengyuehua303@163.com

灾害死亡的人数约为 90 万,其中最严重的是 1970 年登陆孟加拉湾的热带风暴,造成 30 万人丧生。

虽然传统上热带气旋被视为宿命,超出了人类的影响范围,但目前,即使气象学家也大多主要关注它的自然强度演变和移动路径预报。然而,研究人员已经开始考虑削弱热带气旋的可能方法,以减少热带气旋对城市和平民带来的灾难性影响^[2-9]。随着气象学、数学、计算机、卫星遥感、航天技术、空间电站等诸多科学技术的发展,热带气旋调控可能不久就会实现,这对于每年都受到热带气旋灾害的中国沿海地区乃至全球热带气旋灾区,尤其是那些经济发达的沿海城市,具有非常重要的意义。

到目前为止,保护人们免受 TC 损害的唯一办法是疏散他们。然而,对于濒危地区的许多人来说,撤离并不可行。即使美国在“卡特里娜”飓风到来之前的几个小时里,有超过两万人挤进了休斯顿,但其生活条件也因此而迅速恶化,类似的情况在中国则更加严重。另外,没有办法保护脆弱的房屋和设施。迄今为止,很少有研究人员考虑开发一种调控 TC 的方法。在 21 世纪,我们应该实现一种创新的方法来削弱 TC 的强度或改变其路径,以避免对大城市产生巨大影响。近十年来,人们已经对空间太阳能电站(SSPS)做了研究并开始设计实现。相信在接下来的 10 年左右,SSPS 将作为一个实际工具被制造出来,但它除了发电还有没有其他用途呢?本文将结合数值模拟研究的结果来说明 SSPS 的新应用,即“热带气旋调控”,并对其中的关键技术进行初步探讨。

1 用于热带气旋调控的数值模拟

美国早就开始人工影响飓风的理论和可行性研究了,并在 1962~1983 年间开展过名为“Stormfury”的人工影响飓风的外场试验^[10],但由于在理论和实际效果上都存在不可靠而被最终叫停。大家认为主要还是因为在设计理论上局限于云物理学的云种播散理论而未对热带气旋有较深入的了解后就鲁莽行动所致。不过,随着数值模拟技术和计算机的发展,人们可以避免这种“莽夫式”的外场试验,即先进行数值模拟试验。更重要的是,对于气象运动,人们不大可能也不需要用到对等的能量去与之抗衡。大气是一个复杂的非线性系统,混沌理论就是 Lorenz 在研究气象预报时提出的,既通俗又形象,这就是著名的

“蝴蝶效应”,主要表现为对初值极其敏感。在模拟一个过去已经发生的飓风之后,美国气象学家 Ross N. Hoffman 在任意给定时刻改变一个或多个特征^[11],并考察这些扰动的效果。结果是这些改变大部分都简单地逐渐消失了,仅剩那些有着特殊特征(引起自我增强的特殊型式或结构)的干预会充分发展并对风暴产生较大影响。因此,只要找到正确的刺激(对风暴的改变),它会产生可导致想要结果的鲁棒响应。

为了考察大气系统的敏感性是否可用于改造如飓风这么强劲的大气现象,Ross N. Hoffman 在 AER 的研究团队对 1992 年的两个飓风进行了计算机模拟试验^[11]。1992 年 9 月 11 日,飓风“Iniki”袭击了考艾岛、夏威夷岛,导致了 18 亿美元的损失,例如整片森林被铲平。同年 8 月,飓风“Andrew”袭击了佛罗里达州以及路易斯安娜州,造成 26 人死亡,财产损失高达 400 亿美元。“Andrew”是美国 20 世纪后期飓风季节中最具破坏性的一个飓风。

令人惊讶的是,考虑到已有预报技术的不完善,Hoffman 团队的第一次模拟试验立即取得成功。为了改变“Iniki”的路径,他们首先选择在 6 小时之后想要风暴结束的地点——约在预计路径西边 60 英里处,然后用这个目标创建人工观测值并把这些值输入 4DVAR。他们把计算机设置成将产生可导致目标区域路径的飓风的关键限定属性的初始设置,以计算其最小改变。在这个早期试验中,他们准许对任意种类的风暴系统进行可能的人工改变。

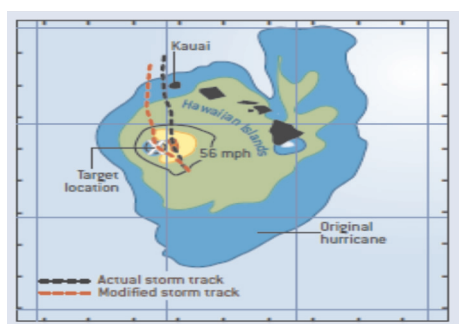
最明显的改造被证明是起始温度和风。跨格点的典型温度调整只有十分之一度,但显著的改变(将近 2℃ 的增加)发生在风暴中心的最低模式层西部。计算产生了 2~3 mile/h 的风速变化。在一些位置,由于近风暴中心的风向变化较小,使得风速改变最大可致 20 mile/h。通过对模拟风暴的非线性方程的复杂设置,对风暴初始条件要求相对小的人工改变可使风暴滞后 6 小时到达想要的位置。

在另一个试验中,Hoffman 团队利用修正的代码,计算当飓风“Andrew”袭击佛罗里达海岸时,限制由飓风产生的表面风破坏所需的温度增量。他们的目标是使初始温度扰动达到最小值(使之在真实生活中尽可能容易达到),并在第一个 6 小时间隔的后两小时减少最具破坏性的风。在这个试验中,4DVAR 确定限制风损毁最好的方法是对风暴眼附

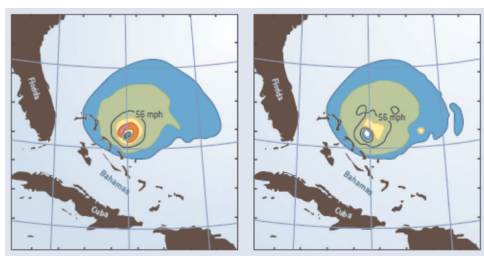
近的起始温度做一定的修改。这里模拟产生的温度变化在一些位置可达到 $2\sim 3^{\circ}\text{C}$ 。更小的温度改变(小于 0.5°C)从台风眼延伸出 $500\text{mile}\sim 600\text{mile}$ 。这些扰动突出在飓风中心加热和冷却交替轮流波形图案。尽管开始只有温度改变,但所有关键变量很快受影响。在原始模拟的飓风案例中,破坏性风(风速大于 56 n mile/h)在6小时后覆盖了人口稠密地区,但在改动的模式运行中就不是这样。

作为这些结果的鲁棒性检验,Hoffman团队把同样的扰动应用到更复杂、分辨率更高的版本模式,得到了很类似的结果,这表明实验对于模式配置的选择是不敏感的。然而,在6小时之后,破坏性风重新出现在更改的模拟中,因此,也许需要另外的干预来保证南佛罗里达的安全。确实,看上去好像需要一系列有规划的扰动,以便在任意长度时间内控制飓风。

图1示出“Iniki”和“Andrew”这两个飓风的模拟图。此图源自Hoffman发表在《科学美国人》期刊2004年的文献^[11]。



(a) “Iniki”



(b) “Andrew”

图1 飓风模拟图

Fig.1 Simulation of two hurricanes

图中,颜色代表风速级别,而黑色等值线指示 56mile/h 的大风,一般是产生损毁的最低风速。在图1(a)“Iniki”的模拟中,台风眼的原始路径(黑色点线)把风暴的强风带到了夏威夷考艾岛。但是当

几个模式初始条件(包括在各个点上的温度和湿度)被轻微改变后,模拟风暴路径(红色点线)转向考艾岛的西面,放过了目标位置大约 60mile 远。然后它继续向北,移到了远离岛的西面。图1(b)描述了南佛罗里达和巴哈马群岛在未改变状态和在人工扰动情况下对“Andrew”的模拟。尽管在控制实验中破坏性风仍然存在,但最大风速已经显著减小,因此把一个三级飓风平定到温和得多的一级飓风状态。

如果真是如同Hoffman他们模拟结果所暗示的,在飓风内部和周围温度的小变化能改变路径到预设的方向或减慢风速,那么,这样的扰动是怎么实现的?当然,没有什么能瞬间改变这么巨大的飓风的温度。然而,在飓风内部或周围给空气加热并因此随时调整温度,这或许是有可能的。无疑,这么做需要的能量巨大。但Hoffman团队认为,一个环地轨道的太阳能站阵列(即空间太阳能电站)最终可用于供应足够能量,这些产生能量的卫星可以用巨大的镜子把太阳光聚焦到太阳能电池上,然后把收集的能量向上传输到地面上的微波接收器。目前对空间太阳能电站的设计主要考虑微波,它可以穿过大气而不被加热,因而不浪费能量。然而,对于天气控制,要把微波的向地传输调节到可被水蒸气更好吸收的频率,这种调节能在不同高度水平加热目标大气。

2 数值模拟技术的有效性和准确性

由于热带气旋的能量实在太太,一个成熟TC每小时释放的热量大概相当于2600多颗广岛原子弹爆炸的能量,因此,必须用非线性最优控制技术,以使初始扰动所需的能量比热带气旋本身的能量小两个数量级以上。一般通过数值模拟来找到有效扰动,即保证调控的有效性。另一方面,人工调控热带气旋非常危险,若调控得不好,可能带来灾难性后果。因此,需要数值模拟尽可能逼近真实情况,即需要保证数值模拟的准确性。

Ross N. Hoffman的数值模拟是迄今最好的模拟。有关Hoffman的理论和设想,主要的文章发表在2004~2006年间。但从2006年到现在的十余年间,他和他的团队似乎又没有了太大进展,美国也没有进行外场试验的计划,这难免让人思考为什么?我们认为其原因可能有如下几点:(1)Hoffman使用

的非线性最优控制技术是四维变分(4DVar)方法的天气控制应用。在控制过程中,假设模拟热带气旋的数值模式是完美的,不考虑模式误差;事实上,模式总是存在误差,尤其是在现阶段人们对 TC 强度和内部结构等不甚了解的情况下。(2) Hoffman 在数值试验中更多考虑的是改变热带气旋周围的环境场,这需要的能量太大。实际上,更可行的应该是改变热带气旋结构,通过结构变化引起路径、强度和移速的改变;但这要求对热带气旋的结构同化和模拟准确。2006 年以前在这方面还存在技术瓶颈,导致人工影响后不能准确控制,或预估的路径与实际相差大,这是很被动甚至很可怕的。(3) 数值模拟可能难有大的突破,只能等待发射足够强微波的卫星升空。美国原计划于 2016 年开始建立大型相位阵列太阳能卫星——“太空之花”,准备花 25 年时间全部建成,但迄今没有相关的卫星发射,估计 NASA 拿不出足够的钱来支撑这个计划了。

由于 Hoffman 用的是 4DVar 方法的天气控制版本(目前 4DVar 通常用于资料同化),因此,本文先简介他所用的方法并加入一点我们的理解。在模拟改变路径的文献中,作者的描述是^[12]:在数值实验中,作者在初始时刻($t=t_0$)寻求一个接近观测态的控制态,这样在后面某时刻($t=t_1$),可控制模拟值接近目标大气状态。为了在数学上确定将要通过四维变分后最小化的代价函数,作者首先定义无扰动的模拟 U ,从时刻 t_0 到 t_1 ,对应状态 $U(t_0)$ 和 $U(t_1)$;然后定义目标状态 $G(t_1)$,在此热带气旋位置改变到无扰动状态 $U(t_1)$ 位置以西大约 100 千米处。然后,作者用四维变分找到一个最优控制模拟或靶标模拟 T ,使目标状态差异(即 $T(t_1)-G(t_1)$)和初始状态差异(即 $T(t_0)-U(t_0)$)同时达到最小。换句话说, $T(t_0)-U(t_0)$ 是达到目标在 $T(t_1)-G(t_1)$ 范围内的最小扰动。所以,与同化所用四维变分中的对应关系,我们的理解是:无扰动状态对应背景场(先验的),扰动后状态(即最优控制模拟)对应模式解,目标状态对应观测场。

在作者初步的实验中,目标状态不匹配和初始扰动大小在代价函数中用一个简单的二次项来描述:

$$J(t) = \sum_{x,k} \frac{1}{S_{xk}^2} \left[\sum_{i,j} \{T_{xijk}(t) - G_{xijk}(t)\}^2 \right] \quad (1)$$

作者用四维变分使 $J(t_0)+J(t_1)$ 的和最小化。

式中, x 为模式变量(例如,温度或水平风分量), i, j, k 为 3 个空间维度的格点, t 表示时间(t_0 或 t_1)。在 t_0 处保持目的接近无扰动的初始条件。因此,在式(1)中使用了通量或变量的“耦合”形式,因为这是 MM5 中原始方程的形式。控制向量是所有物理量的清单,它允许通过最小化而改变。控制向量元素的例子是特定格点的温度。原则上,可以使 J 关于整个模式状态向量(即所有格点上的所有预测变量)最小化。对于 MM5,这些是 $p', p * u, p * v, p * T, p * q$ 和 $p * w$ (扰动气压、耦合的向东和向北的风分量、温度、相对湿度、垂直速度)的三维场。四维变分可以配置得使所有变量允许变动,即使只用到温度、水平风和湿度观测。

如此,我们就可以先仿照 Hoffman 的方法做一些数值模拟,模式从 MM5 升级到 WRF,并且在 4DVar 求解过程中可用到国内科研人员的 DRP-4DVar 方法^[13],或者与用伴随模式求解的方法对比,从而得出一些结论。预计可以找出一些控制态或有效扰动,但与 Hoffman 的工作相比不会有太大改进。从上述简介可知,4DVar 方法的天气控制版本实质上是一种非线性最优控制技术。

下面我们对 4DVar 天气控制版本这种非线性最优控制技术进行改进。由于 Hoffman 在使用 4DVar 的过程中,假定模式是完美的,把无扰动状态当成准确预报值,也就是不考虑模式误差,这是一个较大的缺陷。我们意欲考虑模式误差,试图使用 CNOP 方法。此方法以前主要用于研究天气气候的可预报性、目标观测、集合预报初始值和热盐环流敏感性等^[14-18],从未用于天气控制。但它与 4DVar 方法有较大相似,比如都是非线性最优化方法,都与模式密切相关,都与扰动有关,数值求解算法也很类似,如用伴随模式求梯度,用 SQP 或 SPG 算法求泛函极值等。不过,4DVar 是使得扰动后的模式状态与目标状态之差最小,而 CNOP 是使得扰动发展最大,它与目标状态如何联系?

第一条思路是看 4DVar 与 CNOP 的代价函数差异。由于 4DVar 的代价函数^[19]表示为扰动后的模式状态与目标状态之差,而 CNOP 中扰动发展的代价函数表示为扰动后的模式状态与无扰动状态之差,那么,二者差异表现为目标状态与无扰动状态之差,CNOP 求最大,4DVar 求最小,其差异正好还是极值。但问题是这个差异怎么刻画?先看最简单的情

形是否适合,若目标状态表示为无扰动状态 + 某常量,即 $G_{i,j,k}(t) = U_{i,j,k}(t) + C$,则代价函数的差异为常量,这显然不行,即使把常量改为非时变量也不合适;考虑到实际情形,无扰动状态并非准确预报值或观测值,目标状态表示为观测场 + 非时变量,即 $G_{i,j,k}(t) = O_{i,j,k}(t) + I_{i,j,k}$,则目标状态与无扰动状态之差表示为模式误差 + 非时变量,也就是

$$G_{i,j,k}(t) - U_{i,j,k}(t) = E_{i,j,k}(t) + I_{i,j,k} \quad (2)$$

由于非时变量易于处理,因此,这个差异最终可用模式误差来刻画。

对于模式误差,我们考虑结合 4DVar 和与 CNOP 关系密切的最优强迫向量(OFV)方法^[20]。初步考虑先用 OFV 找出与观测最优匹配的模式误差,然后有两种处理方法:一种是对加上最优模式误差的方程用 4DVar 方法做控制;另一种如前所述,先利用最优模式误差求出目标状态与无扰动状态之差,然后用 CNOP 方法做控制,只是代价函数变成了扰动后的模式状态减去无扰动状态后再减去此差异。

此种方法相当于 $\{[OFV] \oplus [4DVar]\}$ 方法或者 $\{[OFV] \oplus [CNOP]\}$ 方法,不妨称之为“非线性最优强迫变分”或者“非线性最优强迫扰动”方法。它与 Hoffman 所用 4DVar 方法相比最大的优势是考虑模式误差,也就是在控制过程中用到观测资料。当然, Hoffman 所用方法也能间接用到观测资料,那是在模式求解得出无扰动状态的过程中;而我们的方法将两次用到观测资料,从而使得控制值尽可能向观测值靠近。

3 微波热辐射系统

根据 Ross N. Hoffman 的模拟结果,整个电网的典型温度调整仅为十分之一度,但显著的变化(接近 2°C 的增加)发生在风暴中心西部的最低模式层。结果表明,相对较小的人为改变风暴的初始条件已经通过模拟风暴的复杂非线性方程组传播。Solaren 公司获得了以光学卫星为主的卫星系统的专利^[21],用太阳能发电照射热带气旋中心。这个系统是基于这样一个想法,即通过用 SSPS 直接辐射能量来减少中心的温度扰动,从而减弱飓风。

在 100 平方公里的区域内照射 1.6 天可以将热带气旋加热 0.1°C 。假设辐射是在热带气旋早期发展期间完成的,只有 100 平方公里区域的热辐射对于热带气旋控制可能是有效的。这个估计表明,使

用 SSPS 技术可以实现主动的热带气旋控制。另外,与地面热带气旋控制系统相比,太空热辐射具有即时性和全球可操作性的优势。除了正常的时间,还可以使用热辐射系统来发电,并且人们将能够开发基于发电的其他业务。尽管卫星系统规模非常大,而且价格昂贵,但由于其双重用途的运作,它将成为一个具有吸引力的庞大业务^[22]。

微波热辐射系统的功能包括:(1)利用太阳能发电;(2)将电力转换为无线电频率,以改变热带气旋的发展;(3)从太空辐射微波给热带气旋局部加热。这些技术在空间太阳能发电站概念的框架下进行研究,因此将受益于这一领域的发展。需要做好 3 项关键技术:远距离传输、波束指向和频率切换。为了有效地局部加热大气区域,选择 183GHz 的频率,该频率位于热带气旋的主要成分——水蒸气的强吸收带内。

另外,需要高精度的指向技术来辐射热带气旋的能量。日本宇航研发机构(JAXA)假设 Rev 方法和振幅单脉冲方法已经作为 SSPS 任务的一部分进行了研究^[23]。这些方法的示意图如图 2 所示(此图源自文献^[22]的图 6)。在 Rev 方法中,发射器设置在发射面板上(图 2 左侧),并使用来自导频发射器的信号来校准相位(图 2 右侧)。在幅度单脉冲方法中,导频发射机和接收机分别设置在整流天线和发射面板上,并且从导频信号中检测到达方向。

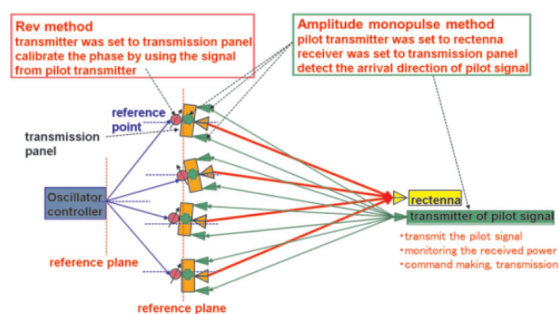


图 2 光束指向技术示意图

Fig.2 Schematic view of beam-pointing technology

利用这些能量传输和光束指向系统,JAXA 估计了热带气旋控制所需的辐照时间。如前所述,温度上升约 0.1°C 时可能会有效改变台风的路线。他们根据如下假定:(1)使用 1 个 SSPS,发射功率为 1.5 GW;(2)目标仅为水蒸气,功率吸收率为 100%;(3)水汽密度为 $5\text{g}/\text{cm}^{-3}$;(4)照射面积为 $100\text{km} \times$

100km。计算出的辐照时间约为 1.6 天,这对控制台风是可行的。他们认识到需要更多的考虑来确定照射区域。SSPS 的使命之一就是它的双重用途,也就是说,使用热辐射系统在正常时间发电。JAXA 的 SSPS 开发团队假设使用 6GHz 的频率向地球传输电力,那么就必须开发 183GHz 和 6GHz 的频率切换技术。他们假设了如下一些方法:(1)多阵列方法,根据每个频率使用许多阵列设备;(2)扩展数组方法,阵列的长度被扩展以建立传输频率;(3)开关电介质方法,切换阵列器件上的电介质以建立发射频率。他们将研究这些方法的细节。这些方法的示意图如图 3 所示(此图源自文献[22]的图 7)。

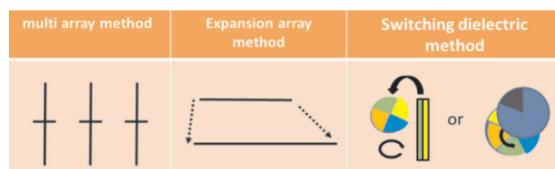


图 3 频率切换方法的示意图

Fig.3 Schematic view of the frequency switching methods

图 4 示出了整个微波热辐射系统的操作示意图(该图源自文献[22]的图 8)。

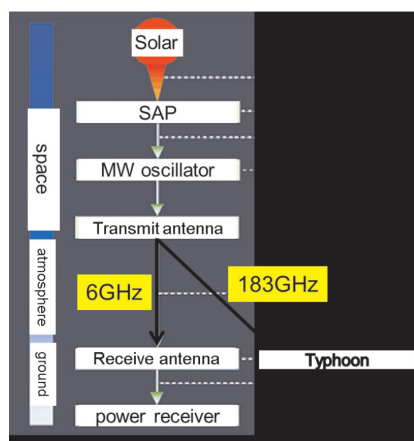


图 4 热辐射系统的操作示意图

Fig.4 Operation image of the heat irradiation system

4 激光诱导云播种系统

SSPS 也可以用激光进行远距离无线能量传输。设在荷兰的欧洲空间局 (ESA) 先进概念团队和日本宇航研发机构 (JAXA) 合作提出一种基于飞秒激光成丝和基于空间的激光能量转移的新型热带气旋危害缓解概念。在这一技术中,由于聚焦光束的光克尔效应和诱导等离子体效应散焦之间的动态竞争,

飞秒太瓦级的激光脉冲形成自聚焦光束在大气中传播^[24]。这导致形成既薄 (100 μm) 又具有几百米典型长度和约 $10^{13}\text{W}/\text{cm}^2$ 光强度的等离子体长丝。最近,地基激光成丝技术已经被证实,它使用移动激光和探测系统嵌入标准货物集装箱,在大气中传播超过 20 公里的太赫兹激光脉冲。

为了局部改变气溶胶的降雨率,可以使用飞机,地面分散装置(例如从火箭发射的设备)将气溶胶颗粒分散在大气中,或使用地形提升的地面发电机。最近,在受控的实验室环境及室外条件下,激光诱导的凝结已经用强飞秒激光脉冲来证明。在直径 25nm~10 μm 、温度 2 $^{\circ}\text{C}$ ~36 $^{\circ}\text{C}$ 、湿度 35%~100%的广泛范围内,观察到强烈的液滴形成。特别是使用 240fs 激光脉冲和 160mJ 的脉冲能量,与背景浓度相比,25nm 直径内的颗粒密度增加到 105 cm^{-3} 。效果归功于通过空气分子的多光子解离和电离引起的有效的大气光化学反应,产生高度活性的物质,导致产生吸湿性分子如 HNO,它能非常有效地吸收水分。

基于这些结果,激光诱导凝结在这里被认为是减少热带气旋威胁的可能技术。基本原理是将强烈的飞秒激光脉冲应用于旋风分离器的外部云带。图 5 是该原理的示意图(此图源自文献[27]的图 4)。图中,红色和绿色激光束分别代表飞秒泵浦光束和纳秒探测光束。这些光束脉冲将产生大量的人造 CCN,即水滴胚胎,这将争夺可用的水蒸气,从而局部降低降水率。由细丝引起的强烈的向上气流能有效地将水滴平流到 0 $^{\circ}\text{C}$ 以上的等温线以上,使水滴释放更多的凝结潜热,从而增强了气旋周边的对流。这些雷云会与原来的眼壁竞争,造成更广阔的热带气旋眼区,通过保持角动量而导致风速下降。

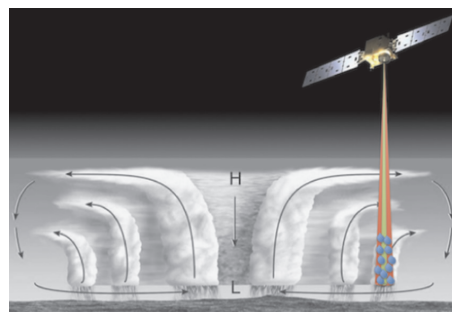


图 5 激光诱导凝结对减低热带气旋危害(不按比例)的概念示意图

Fig.5 Artistic representation of the concept of laser-induced condensation for tropical cyclone hazard mitigation (not to scale)

激光诱导凝结可以提供一个有效的方法来远程改变热带气旋的发展。激光束通过周围的能量储存器补充等离子体核心,而在诸如云雾之类的不利条件下几乎不受扰动地传播。此外,实验室的实验已经证明,CCN 的高度非线性生成是激光强度的函数,可以为大规模的大气实现提供有吸引力的机会。尽管由于实验数据点的数量有限而无法确定准确的非线性函数,但是相信入射激光强度的液滴萌芽的生成被认为是在分别对应于多光子离解和离子化氧气的第五和第八指数定律之间的缩放^[26]。与气溶胶注入相反,激光诱导凝结可能被关闭,允许精确控制注入区域。最后,激光诱导凝结依赖于已经存在于大气中的分子,因此,通过避免引入额外的化学物质到大气中,也会消除一些因化学播散而可能产生的副作用。

这一积极的热带气旋风险缓解概念可能基于以下 SSPS 方案,以便全球观察,并可立即进入偏远地区。大规模的太空发电平台,即基于激光的 SSPS 站,将为激光诱导云播种系统提供所需的电源,但需要更多的考虑来精确评估所需的 SSPS 容量。SSPS 站可以基于模块化的发电激光概念。如上所述,包括一系列许多单独的元件,将其光学能量向地面光伏(PV)阵列发射。但这并不意味着将其能量投射到地面站,而是使用卫星微波图像获得云层覆盖数据,各种光束将针对旋风分离器内的特定区域。

为了从这样的距离产生激光束,将在初始激光脉冲上加入显著的频率短促声波,从而补偿大气中的群速度色散,这将在时域上扩展激光脉冲并相应地降低其峰值功率的能量。激光短促声波将被设置为可使激光丝在旋风分离器内的对流层中产生。飞秒光束的精确指向将允许在这些狭窄的激光丝上数公里内产生人造的云凝结核(CCN)。为了得到显著的减弱,在旋风周边需要 $1000\text{cm}^{-3} \sim 2000\text{cm}^{-3}$ 的 CCN 密度水平。这种 CCN 密度水平可以在激光成丝过程中,通过利用激光强度非线性地缩放液滴产生来获得。为了评估所提方法的有效性,需要更深入地考虑和更好地理解比例尺法则。可以设计某种方案来获得 TC 强度,降低或改变其轨道,以避免袭击高密度人口地区。

激光诱导云播系统基于空间平台,原理类似于通过激光束传输能量的天基太阳能平台。与其他传输系统相比,这些传输系统具有相对较小的元件,这

是因为后者随着光波长而缩放。模块化组装空间基础设施将使“第一能源成本”相对较低。将要开发的关键技术包括:高精度光束定向技术,针对旋风机内的特定区域,通过多带隙光伏电池提供高效的太阳能发电;以及有效的激光热管理系统。图 6 展示了一个激光诱导云播种系统潜在的技术路线示意图(此图源自文献[27]的图 3),由图可见,该系统预计可在未来 25 年内建成。

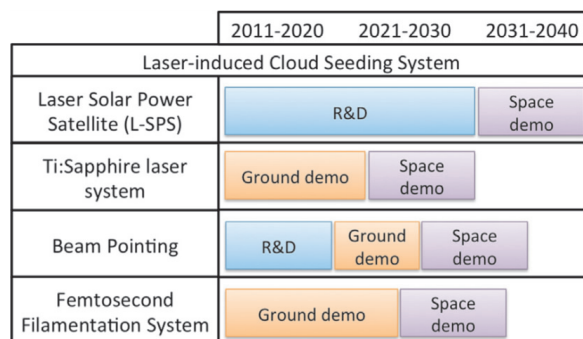


图 6 激光诱导云播种系统的技术路线图,包括

L-SPS 平台、光束指向系统、飞秒激光成丝系统

Fig.6 Technology roadmap for the laser-induced cloud seeding system for the L-SPS platform, beam pointing system and laser filamentation system.

作为在轨运行的激光诱导云播种系统的第一个实施方案,基于与所述测试的地面系统类比的单个飞秒激光系统,需要在技术上实现高达 30kW 的功率水平。更多考虑辐照区域和所需的脉冲激光强度,将有助于更精确地确定电力需求。高功率激光系统的一个重要技术问题是它应该在更宽的温度范围和恶劣的辐射环境下工作。目前正在研究开发空间合格的超短脉冲太瓦激光器。

最后,目前已在进行有关激光成丝技术的应用研究,并在环境条件下证明了地基原型。最近的研究显示了成丝过程所需的激光参数之间的强关系以及沿传播路径的大气条件。这突出表明需要更好地了解大气湍流和高空大气冷等离子体条件对成丝过程的影响,以调整激光参数。激光成丝体系在太空中的任何实际实施将需要持续的研究作支撑,以获得对基本物理学原理的详细理解,以便降低与该系统相关的风险和不确定性,包括详细评估其对任何活性物质的影响,以及这种极端天气现象对气候系统的影响,以避免不可预见的负面后果。

5 结论

本文从美国气象学家 Ross N. Hoffman 已做的数值模拟出发,初步探讨了用空间太阳能电站调控热带气旋的三大关键技术。首先是 TC 调控的有效性及其数值模拟的准确性,其次是 SSPS 主流设计的微波热辐射系统,最后是激光诱导凝结云播种系统。

TC 调控的一个关键性挑战将是区分由风暴系统自然发展与人为扰动所造成的旋风状态变化。在这方面,天基传感器可以提供有价值的遥感数据。尽管投入大规模的人力和物力来研究这种极端天气现象可能有助于缓解这一问题,但任何积极干预都需要其对气候系统的影响进行全面的评估。热带气旋提供了一个自然的机制来去除海水中储存的大量热能,并通过大的降水率和高风速影响当地的水资源和风能资源,因此,任何大规模的系统性减灾方法都会破坏与旋风相关的热力、水文和风力循环。还需要关注政治和法律方面的问题,并认真考虑可能产生的后果。此外,还要充分理解减少威胁的机制,并充分证明其有效性。因此,这个计划需要在适当的框架和监督下进行。

当然,由于热带气旋极其复杂和强大,气象学家对它的认识尚不够全面或者不够准确,尤其对于 TC 的强度和内部结构,因此,调控 TC 的工作任重道远。“路漫漫其修远兮,吾将上下而求索”,正如曾庆存先生在一次中科院大气所的年会上对“人定胜天”的解释那样,“人只有自己先安定了才有可能胜得了天”。希望本文的探讨能起到抛砖引玉的作用,把研究 TC 机理、人文天气和 SSPS 的科学家和工程师凝聚到一起,相信总有一天梦想终将实现。

致 谢

本文由彭跃华主持的国家自然科学基金项目(编号 41405062)资助,特此感谢。

参考文献:

- [1] De U S and Joshi K S. Natural disasters and their impacts on developing countries [J]. WMO Bull. 1998, 47(4): 336-343.
- [2] Hoffman R N. Controlling the global weather [J], Bull. Am. Meteorol. Soc. 2002, 83(2).
- [3] Henderson J M, Hoffman R N, Leidner S M, et al. A 4D-Var study on the potential of weather control and exigent weather forecasting [J]. Q. J. R. Meteorol. Soc. 2005, 131(612): 3037-3051.
- [4] Alamaro M, Michele J, Pudov V. A preliminary assessment of inducing anthropogenic tropical cyclones using compressible free jets and the potential for hurricane mitigation [J]. J. Weather Modif. 2006, 38: 82-96.
- [5] Cotton W R, Zhang H, Mc Farquhar G M, et al. Should we consider polluting hurricanes to reduce their intensity [J]. J. Weather Modif. 2007, 39: 70-73.
- [6] Rosenfeld D, Khain A, Lynn B, et al. Simulation of hurricane response to suppression of warm rain by sub-micron aerosols [J], Atmos. Chem. Phys. 2007, 7(13): 3411-3424.
- [7] Klima K, Morgan M G, Grossmann I, et al. Does it make sense to modify tropical cyclones? A decision-analytic assessment [J]. Environ. Sci. Technol. 2011, 45(10): 4242-4248.
- [8] Latham J, Parkes B, Gadian A, et al. Weakening of hurricanes via marine cloud brightening (MCB) [J]. Atmos. Sci. Lett. 2012, 13(4): 231-237.
- [9] Jacobson M Z, Archer C L, Kempton W. Taming hurricanes with arrays of offshore wind turbines [J]. Nat. Clim. Change, 2014, 4(3): 195-200.
- [10] Willoughby H, Jorgensen D, Black R, et al. Project storm-fury: a scientific chronicle 1962-1983 [J]. Bull. Am. Meteorol. Soc. 1985, 66(5): 505-514.
- [11] Hoffman R N. Controlling hurricanes [J]. Scientific American, 2004, 291(4): 68-75.
- [12] Hoffman R N, Henderson J M and Leidner S M. Using 4DVar to move a simulated tropical cyclone in a mesoscale model [J]. Computers and Mathematics with Applications, 2006, 52: 1193-1204.
- [13] Wang B, Liu J J, et al. An economical approach to four-dimensional variational data assimilation [J]. Adv. Atmos. Sci., 2010, 27(4): 715-727.
- [14] Duan W S, Xue F and Mu M. Investigating a nonlinear characteristic of El Niño events by conditional nonlinear optimal perturbation [J]. Atmos. Res., 2009, 94(1), 10-18.
- [15] Mu M, Jiang Z. A new approach to the generation of initial perturbations for ensemble prediction: Conditional nonlinear optimal perturbation [J]. Chinese Sci Bull, 2008, 53(113): 6.
- [16] Mu M, Zhou F, Wang H. A method to identify the sensitive areas targeting for tropical cyclone prediction: conditional nonlinear optimal perturbation [J]. Mon Weather

- Rev,2009,137,16.
- [17] Peng Y H,Duan W S,Xiang J.Effect of Stochastic MJO Forcing on ENSO Predictability [J].Advances in Atmospheric Sciences,2011,28(6),11.
- [18] Peng Y H,Song J Q,Xiang J,et al.Impact of observational MJO forcing on ENSO predictability in the Zebiak-Cane model:Part I.Effect on the maximum prediction error[J].Acta Oceanologica Sinica,2015,34(5):7.
- [19] Wang B,Zhao Y.A new data assimilation approach[J].Acta Meteorologica Sinica,2005,63(5),694-701.
- [20] Duan W,Tian B,Hui X.Simulations of two types of el Niño events by an optimal forcing vector approach[J].Climate Dynamics,2013,43(5-6),1677-1692.
- [21] Rogers J E.A1:U.S.,2006/0201547 [P] 2006.
- [22] Nakamura R,Arikawa Y,Itahashi T.Active typhoon control with space solar power technology[C].Proceedings of the 63rd International Astronautical Congress,Naples,Italy,vol.12,C3.1.8,2012.
- [23] Takayama Y.Research for Observation of Vertical Profile of Water Vapor with Microwave Radiometer (Original in Japanese) [R].Technical Report 06A0970665,Institute of Meteorological research of Japan,2004.
- [24] Couairon A,Mysyrowicz A.Femto second filamentation intransparent media[J].Phys.Rep.2007,441(2-4):47-189.
- [25] Ju J,Liu J,Wang C,et al.Laser-filamentation-induced condensation and snow formation in a cloud chamber [J],Opt.Lett.2012,37(7):1214-1216.
- [26] Petrarca M,Henin S,Stelmaszczyk K,et al.Multijoule scaling of laser-induced condensation in air[J],Appl. Phys.Lett.2011,99(14):1103.
- [27] Dicaire I,Nakamura R,Arikawa Y,et al.Space options for tropical cyclone hazard mitigation[J].Acta Astronautica,2015,(107):208-217.

著作权使用声明

本刊为万方数据电子出版社入选期刊,同时已被 CNKI 中国期刊数据库等其他数据库全文收录;其作者文章著作权使用费与本刊印刷版稿酬一次支付。

为适应我国信息化建设需要,扩大本刊及作者知识信息与学术交流渠道,本刊已与相关期刊数据库合作,尤其以数字化方式复制、汇编、发行、信息网络传播本刊全文。本刊所发表文章如作者没有特殊说明,将视为同意发表在数据库中。若作者不同意文章被数据库收录,请在来稿时向本刊声明,本刊将作适当处理。

本刊编辑部

星载汞离子微波钟射频无极灯折射 透镜仿真设计^①

辛弄潮,蒙艳松,张荣彦,杜丽君

(中国空间技术研究院西安分院,西安 710000)

摘要:汞离子微波钟以其预期可见的优良性能和高可靠性,成为下一代星载时钟的研究热点。星载汞离子微波钟利用射频离子无极灯发出的 194nm 深紫外光进行量子态制备和态检测,但受汞离子微波钟四极阱的结构限制,需在光束入射四极阱前,将入射光面由圆形整变为矩形。针对此问题,文章利用 ZEMAX 软件设计折射透镜组,将波长 194nm、直径 4mm 的圆光斑整形为 2mm×20mm 的矩形光斑。与其他原子钟和离子钟光束整形系统不同的是,在完成光斑尺寸变形的基础上,考虑到汞离子微波钟的泵浦效率,要求整形光斑光强尽量呈均匀分布。因此,额外利用光场分布法设计透镜组,将光强重新分布,得到均匀分布的矩形光斑。仿真结果显示,矩形光斑分布均匀,光强均匀度达 73.52%,外形尺寸满足设计要求。分析表明,波长偏移对光强均匀度有一定影响,光学系统的装配精度对光学系统的波前差有较大影响。

关键词:光学设计;透镜系统设计;高斯光束;汞离子微波钟;ZEMAX 仿真设计

中图分类号: TN249

文献标识码: A

文章编号: 1674-7135(2018)05-0022-05

DOI: 10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.003

Refractive Lenses Stimulation Design for Electrodeless Lamp of Hg⁺ Ion Atomic Clock

XIN Nongchao, MENG Yansong, ZHANG Rongyan, DU Lijun

(China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710000, China)

Abstract: Due to expected decent performance and reliability, Hg⁺ ion microwave atomic clock has been a research hotspot on spaceborne clock. In order to accomplish quantum state preparation and detection, spaceborne Hg⁺ ion atomic clock uses electrodeless lamp to give off deep UV 194 nm. Due to occlusion of ion trap structure, before beam arrives at ion trap, incident beam is supposed to form rectangular spot. ZEMAX software is used to design refractive lenses to transform round spot with 4mm diameter into rectangular spot, with 2mm width and 20mm length. Comparing with other atom or ion clock, based on accomplishment of spot size distortion and considering pumping efficiency of electrodeless lamp, beam distribution way is used to redistribute intensity and obtain uniform rectangular spot. Stimulation result shows that intensity distribution of rectangular spot is even, intensity uniformity is about 73.52%, and size meets design requirements. According to analysis, wavelength deviation has influence on intensity uniformity and assembly accuracy is crucial to wavefront of the whole optical system.

Key words: Optical design; Lenses design; Gaussian beam; Hg⁺ ion atomic clock; ZEMAX

① 收稿日期: 2018-04-28; 修回日期: 2018-08-03。

基金项目: 陕西省重点研发计划项目(2016MSZD-G-10-11)

通信作者: 辛弄潮(1995—), 硕士生, 研究方向为汞离子微波钟。E-mail: xinnongchao@126.com

0 引言

原子钟作为目前最准确的时间频率基准,以其极高的稳定性和准确度,在航天器、远距离通信以及精确制导方面有着广阔的实际应用。尤其在航天领域,原子钟作为卫星和航天站的关键核心部件,其性能直接决定导航定位以及授时的精度,更关系着卫星和航天站的长时间自主运行能力^[1]。目前,航天领域主要应用的是基于铷、铯、氢的传统原子钟,这三种原子钟很好地满足了当前全球定位系统及月球探测等航天任务的需求。但是,为了进一步提高人类授时、守时、导航定位以及深空探测的能力,新一代更高精度的星载原子钟便成为了新的研究热点和方向。

近年来,随着离子囚禁、激光冷却、超高真空、深紫外射频离子无极发光等技术的发展,离子钟技术逐渐进入实用化阶段。离子钟由于其相干时间长、多普勒展宽较窄、Q 值普遍较高、囚禁稳定、载荷质量轻、体积小等优势,而成为新一代星载钟的研究热点,其中,汞离子微波钟是典型代表。

汞离子微波钟作为一种高性能的微波频标^[2,3],具有体积小、功耗低、质量轻、稳定性和精度高的优点。通过加在特定构型电极上的静电场或射频场构成的离子阱, Hg^+ 被约束在超高真空的甚小尺度范围内,利用此离子跃迁所产生的鉴频信号,将晶振的频率锁定在频率非常稳定、Q 值极高的离子跃迁谱线上。由于离子处于几乎不受干扰且外部参数十分稳定的环境中,因此,离子钟比传统原子钟具有更好的性能。

美国喷气推进实验室已研制出设计寿命为 15 年的离子微波钟原理样机,其体积仅为 3 升,质量约 3kg,秒稳定度为 $(1 \sim 2) \times 10^{-13}$,万秒稳定度为 1×10^{-15} ,天稳定度预期可达到 $(2 \sim 3) \times 10^{-16}$,计划下一步投入星载应用^[4]。国内对离子钟的研究起步较晚。上世纪 80 年代末,北京大学、北京师范大学、山东大学和中科院武汉物理所开始建立离子阱装置,准备开展离子钟和相关基础研究,但因种种原因,后来只有中科院武汉物理与数学所在中科院的资助下一直坚持此项工作。2013 年,武汉物数所采用了最新研制的延展型线性阱结构,使空间用的 199Hg^+ 离子微波钟的物理部分的体积减小到与铯束管相近,在这种结构下,整钟质量有望达到 11kg。2014 年,武汉物数所又成功完成了线性囚禁 199Hg^+ 离子

的控制和检测,并且观察到了 Ramsey 振荡谱线,这为我国研制星载离子钟奠定了理论和技术基础^[5]。

汞离子微波钟的研制是集力、热、光、电为一体的综合性工程,其中,光路整形设计决定着汞离子微波钟的量子态制备和态检测等重要功能的实现。目前,实现光束空间整形的常用方法有折射透镜组、全息滤波器、二元相位、振幅调制光栅、相位型光束整形、衍射光学元件、微透镜阵列整形、双折射透镜组、液晶空间光调制器、长焦深整形元件等^[6-8]。其中,折射透镜组结构简单、工程可靠,更适合文中所述的整形要求。

文章将针对汞离子微波钟中的射频无极灯进行光路整形系统设计,确定适合折射透镜组及其镜片的参数,确保射频无极灯能实现量子态制备和态检测。

1 汞离子钟的基本结构及工作原理

汞离子钟的主要结构如图 1 所示。

微波离子钟工作时,激光器将离子进行冷却;离子阱将离子囚禁在小真空范围内;光泵浦系统完成离子的态制备后,微波源通过天线将微波信号传送到离子阱内并与离子发生共振作用,使离子发生基态能级跃迁,再由光泵浦系统对离子态进行能级检测;最后由光电倍增管和 EMCCD (Electron-Multiplying CCD, 电子倍增 CCD) 完成光电信号的转换并送回微波源,用以调整锁定微波频率。

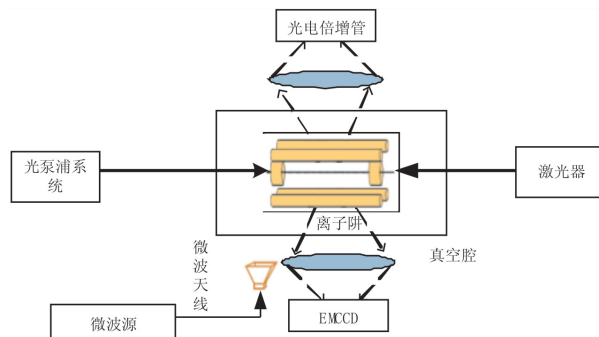


图 1 星载汞离子钟结构简图

Fig.1 Structure scheme of satellite Hg^+ ion atomic clock

其中,光泵浦系统的态制备和检测功能都是利用光泵浦系统对离子态能级的抽运能力,即通过固定频率的光与离子跃迁能级共振。光泵浦系统目前可基于激光和无极灯两种方法来实现。激光泵浦性

其中, ω_k 为输入高斯光束在传播方向上的横截面半径, $0 \leq \omega_k \leq \omega_0$; R_k 为输出高斯光束在传播方向上的横截面半径, $0 \leq R_k \leq R_s$ 。

ZEMAX 仿真设计软件是美国焦点软件公司开发的光学设计软件^[12],具有强大的计算功能。当按照式(1)为缩束伽利略透镜组设置输入输出光斑分布后,可以根据设置条件自行计算需要的透镜参数来满足光强度的重新分布。经透镜组先均匀化缩束再单向放大得到的是近似矩形光斑的椭圆光斑。为

了得到更好的整形效果,利用自由曲面镜对光斑在一个方向进行微调。

最终的折射透镜组光路图如图 5 所示,透镜组的材料采用融石英。



图 5 射频无极灯折射透镜仿真设计光路图

Fig.5 Optical figure of incentive lens for pumping light

光学系统整形结果如图 6 和图 7 所示。

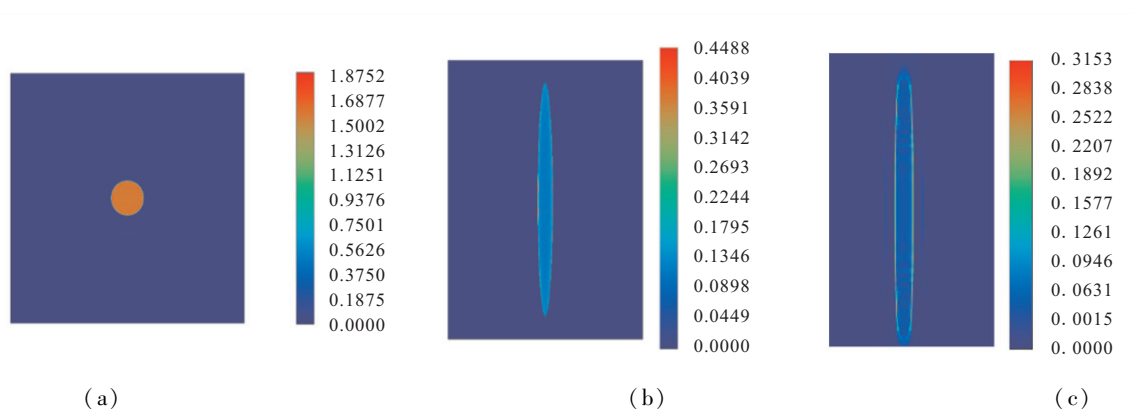


图 6 像平面上平顶圆光斑辐射强度分布图 (a); 像平面上椭圆光斑辐射强度分布图 (b); 像平面上矩形光斑辐射强度分布图 (c)

Fig.6 Intensity distribution of uniform round spot on image surface (a); Intensity distribution of elliptical spot on image surface (b); Intensity distribution of rectangular spot on image surface (c)

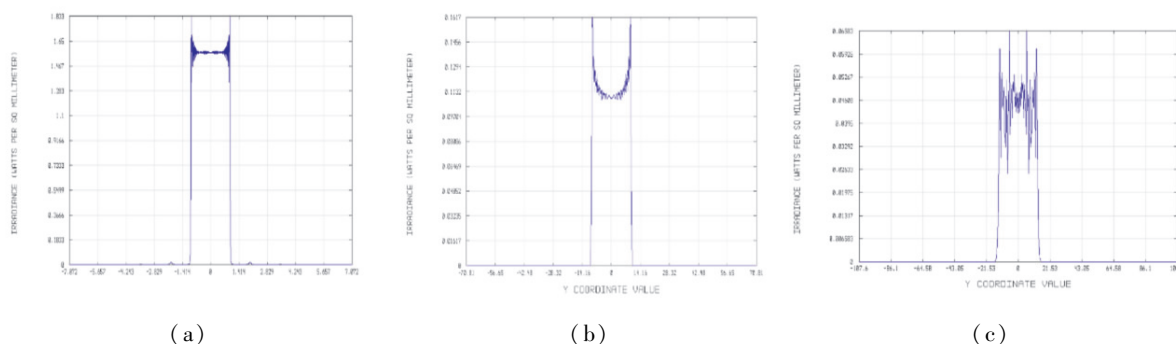


图 7 平顶圆光斑辐射强度在 X/Y 方向的分布曲线 (a); 椭圆光斑辐射强度在 Y 方向上的分布曲线 (b); 矩形光斑辐射强度在 Y 方向上的分布曲线 (c)

Fig.7 Intensity distribution of uniform round spot on X/Y axis (a); Intensity distribution of elliptical spot on Y axis (b); Intensity distribution of rectangular spot on image surface (c)

整形结果显示:

(1) 相对于输入高斯圆光斑,输出圆光斑分布较为均匀,输出圆斑半径为 1mm,输出光束接近准直。

(2) 椭圆光斑分布较为均匀,输出椭圆斑长轴

为 20mm,短轴为 2mm。

(3) 矩形光斑除边缘部分激光能量较高外,中间部分的能量分布是比较均衡的,基本上实现了矩形整形和均匀化的功能。

3 分析与讨论

3.1 透射率与能量均匀度

利用 ZEMAX 软件自带的透射分析功能,可以得出系统能量的透射率约 53%,因此,需要对整个光学系统的镜片进行镀膜,镀膜之后的透射率可达约 94.5%。光强均匀度用来描述光学系统对整形光斑光强分布均匀化的能力。光强均匀度 γ 可具体表示为:

$$\gamma = 1 - \sqrt{\frac{\sum (E_i - \bar{E})^2 / N}{\bar{E}}} \quad (2)$$

其中, $\bar{E} = \frac{E_i}{N}$, N 为采样点数; E_i 为各采样点处的

光强。

利用 ZEMAX 软件采样的数据可以计算出相面上 $2\text{mm} \times 20\text{mm}$ 矩形光斑的光强均匀度约为 73.52%。

3.2 波长偏移对整形效果的影响

相对于高斯激光束而言,实际中射频离子无电极灯发射的光线存在严重的色散现象,即光波长偏移。表 1 描述了光波长偏移 $\Delta\lambda = \pm 10\text{nm}$ 时,对光束经过整个光学整形系统光强均匀度的影响。可见,波长在 10nm 范围内偏移时,光强均匀度变化不超过 4%。

表 1 波长偏差对光强均匀度的影响

Table 1 Influence of wavelength deviation on light intensity uniformity

波长 (nm)	204	202	200	198	196	194	192	190	188	186	184
光强均匀度 (%)	74.63	74.47	74.27	74.07	73.82	73.52	73.23	72.90	72.56	72.19	71.82

3.3 公差分析

光学设计的公差分析是将各种扰动或像差引入到光学系统中去,模拟系统在实际制造及装配过程中,不同扰动对系统的影响效果;或者在系统满足使用要求的前提下,系统中各个量允许的最大偏差是多少,如图 8 所示。

ZEMAX 软件可以分析面型加工公差及装调公差。其中,面型加工公差包括顶点曲率半径公差 (TRAD)、表面不规则度公差 (TIRR)、表面偏心公差 (TSDX, TSDY)、表面倾斜公差 (TIRX, TIRY)、非球面系数公差 (TCON) 等。装调公差包括元件偏心公差 (TEDX, TEDY)、元件倾斜公差 (TETX, TETY, TETZ)、元件间隔公差 (TTHI) 等。

Worst offenders:				
Type		Value	Criterion	Change
TIRY	3	0.02000000	176.84441943	174.40937508
TIRY	3	-0.02000000	176.84441943	174.40937508
TETX	4 4	0.46816808	90.02353045	87.58848609
TETX	4 4	-0.46816808	90.02353045	87.58848609
TIRY	5	0.02000000	87.80325156	85.36820721
TIRY	5	-0.02000000	87.80325156	85.36820721
TETX	2 2	0.05729578	26.02368258	23.58863822
TETX	2 2	-0.05729578	26.02368258	23.58863822
TEDY	2 2	0.02000000	11.96282479	9.52778043
TEDY	2 3	0.02000000	11.96282479	9.52778043

图 8 公差分析影响最大项

Fig.8 Worst offenders of Tolerance analysis

由于本光学系统并非成像系统而是整形系统,因此,应对波前进行公差分析。根据使用要求,透镜

表面的曲率半径公差为 $\pm 0.01\text{mm}$,透镜的厚度公差和位置公差为 $\pm 0.02\text{mm}$,透镜的偏心公差为 $\pm 0.02\text{mm}$,倾斜公差为 $\pm 0.02\text{mm}$,表面不规则度选取 0.2 个光圈。

由公差分析结果可知:对波前影响最大的公差分别为元件的偏心公差 (TEDX)、倾斜公差 (TETX) 及透镜表面的倾斜公差 (TIRY)。而曲率半径公差 (TRAD)、表面不规则度公差 (TIRR) 及非球面系数公差 (TCON) 的影响相对较小。因此,装调精度对于整形结果影响较大。

4 结论

(1) 基于折射透镜组的光束空间整形方法易于实现,且成本低廉,便于工程加工;若结合 ZEMAX 设计软件,则更易于确定透镜组的透镜参数,使设计步骤大大简化。

(2) 本次仿真设计为汞离子微波钟射频无电极灯设计,基于实际光路限制下的透镜组,不仅将圆形高斯光斑整形为符合尺寸要求的矩形光斑,而且基于 ZEMAX 软件,利用光场分布法,使得矩形光斑光强均匀分布,均匀度达约 73.52%。

(3) 通过分析指出了输入光束波长变化以及加工装备精度对光学系统的影响。

(下转第 34 页)

空间智能信息网络发展构想^①

王厚天,刘乃金,雷利华,张学攀

(中国空间技术研究院钱学森空间技术实验室,北京 100094)

摘要:随着以深度学习、集群智能等为代表的人工智能技术的突破,计算机类人分析和学习能力显著增强,人工智能技术的引入将会大幅提高空间任务执行的自主性。同时,空间信息网络基于安全环境设计,系统的无线暴露特性使得其随时会面临严峻的安全威胁。文章在研究分析空间智能信息网络国内外发展现状的基础上,对空间智能信息网络的网络架构和协议体系进行了初步设计,并对未来空间智能信息网络可能发展的关键技术进行了梳理。研究结果表明,智能认知和弹性生存是未来空间信息网络的两种基本属性。对网络架构、协议体系以及关键技术的梳理和总结,有助于形成新的智能发展观、信息安全观和能力安全观,为构建具备智能化-弹性化的空间信息网络提供理论准备和技术支撑。

关键词:智能化;弹性化;空间信息网络

中图分类号:V443.4

文献标识码:A

文章编号:1674-7135(2018)05-0027-08

D O I:10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.004

Development Conception of Intelligent Space Information Network

WANG Houtian, LIU Naijin, LEI Lihua, ZHANG Xuepan

(Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, CAST, Beijing 100094, China)

Abstract: With the breakthrough of artificial intelligence technology represented by deep learning and cluster intelligence, the learning ability of the computer is greatly enhanced. The introduction of artificial intelligence will greatly improve the autonomy of space mission execution. At the same time, space information network is designed based on security environment. The wireless exposure characteristics of the system make it face severe security threats at any time. Based on the analysis of the development status of intelligent flexible space information network in abroad and domestic, the network architecture and protocol architecture are preliminarily designed. Moreover, the key technologies that may be developed are summarized. The results of the study show that intelligent cognition and elastic survival are two basic attributes of future space information networks. Sorting out and summarizing the network architecture, protocol architecture and key technologies will help to form a new concept of intelligent development, information security and capability security. Moreover, theoretical preparation and technical support can be provided for building intelligent and flexible spatial information network.

Key words: Intelligent; Elasticity; Space Information Network

0 引言

从2006年以来,随着深度学习技术的突破性进展,人工智能迎来了第三次浪潮,在无人驾驶、语音识别、图像识别等领域获得了迅速发展和大规模应

用,并取得了不错的效果^[1]。2016年、2017年,基于人工智能技术的AlphaGo横扫围棋棋坛,先后击败了韩国名将李世石和世界排名第一的中国棋手何洁,引发了对人工智能的极大关注。人工智能

^① 收稿日期:2018-07-27;修回日期:2018-08-24。

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61571440)

作者简介:王厚天(1987—),博士,主要从事空间智能信息网络协议体系及智能路由技术的研究。

E-mail:1357953688@qq.com

技术已在多个行业取得了较大进展与成熟应用,带来了巨大的效益和效率提升。从1957年前苏联发射第一颗人造地球卫星至今,60年来,航天技术从试验到应用、航天器结构从简单到复杂多样、从单星到多星组网协作等,都有了跨越式发展。随着航天器结构的复杂程度提高,任务更加多样化,信息处理的实时性要求更高^[2]。未来空间信息网络的发展趋势是多种体制、多种组网方式相融合。当前,空间信息网络受人工干预的因素较多,带来很多不稳定因素^[3]。通过将智能认知技术引入空间信息网络,提升系统的智能化程度,形成空间智能信息网络,能够更好地引导空间信息网络不断向异构融合的方向发展。

同时,空间信息系统的广域开放和无线暴露特性,使系统带有固有的脆弱性,随时面临严峻的安全威胁。其中,最典型的包括三类来自信道、信息和物理等多层面的安全威胁^[4]:一是通过电磁频谱实施射频攻击,以干扰或阻塞传输通道,造成单点单径连接能力失效;二是通过无线链路实施信息攻击,实现对节点和网络的入侵和操控等,造成系统核心功能丧失,甚至发生整体不可控风险;三是通过束能、俘获或动能武器等,控制摧毁物理实体节点。2018年6月,美国著名网络安全公司赛门铁克基于人工智能的网络安全监控工具,发现黑客组织正在针对美国和东南亚国家的军事卫星通信系统进行网络攻击,该公司的相关软件已将黑客从受影响的计算机系统中驱逐^[5]。针对上述问题,有必要提升未来空间信息系统的安全性、可用性以及在敌意环境下的生存能力。

文章首先分析了国内外关于空间信息系统智能化、弹性化的发展现状;在此基础上,提出空间智能信息网络的发展构想,包括体系架构、协议标准以及在网络建设中有待发展的核心技术问题。

1 国外发展现状

未来空间信息网络通过组网互联,实时采集、传输和处理海量数据,以实现卫星遥感、卫星导航和卫星通信的一体化集成应用与协同服务。因此,本节从通信卫星系统、遥感卫星系统和导航卫星系统的智能化发展以及智能空间信息网络等4个方面,阐述国外的发展情况。

1.1 通信卫星系统的智能化发展

当前,通信卫星发射后其通信载荷基本固化,而实现载荷参数的星上自主调整和更新能极大提高通信卫星的智能化水平。该小节主要论述了软件无线电和柔性载荷在通信卫星领域的研究和应用现状。

1.1.1 软件无线电

传统的卫星功能不断强大,结构也日渐复杂,不过,其一旦发射到预定轨道后,功能特性就基本固定,即使通过在轨维护等手段,也仅能实现极其有限的升级,且代价较高。因此,国外已研究将软件无线电理念应用于卫星,即采用“软件星理念”。有效载荷基于软件无线电通用硬件平台,卫星的功能由软件来定义。欧洲量子卫星项目就是对该技术的探索^[6]。

欧洲通信卫星公司(Eutelsat)于2015年7月9日与欧洲航天局签订合同,研制称为Eutelsat-Quantum的新一代量子卫星,该卫星正是基于软件无线电的理念。2017年5月,欧洲通信卫星公司计划再订购至少两颗量子卫星,形成可以覆盖全球的星座网络。Eutelsat-Quantum卫星的最大特点是采用了软件无线电理念,其可实现覆盖范围、带宽、频率以及功率等参数的可重构。

“量子”卫星计划是迈向软件无线电卫星进程中的重要一步。卫星在轨后可以根据需求对覆盖范围进行灵活改变,使珍贵的功率资源用在最需要的地方,而且星上可进行干扰检测与消除。星载信号处理器可使Ku频段范围内的任意信道之间相互交联,以满足不同覆盖地区对频谱管制同步的要求。

1.1.2 智能柔性载荷

“柔性载荷”是指卫星在轨服役期间,可以针对商业模式或市场需求变化,动态调整星上资源,持续提供卫星通信服务。灵活可变的载荷能在满足用户需求的前提下降低运营成本,同时也可缩短研制周期。用户可根据当下的需求改变卫星的应用,以提供动态的卫星服务^[7]。

美国的Spaceway-3卫星系统是采用柔性载荷设计思想的典型代表^[8]。该卫星采用的创新柔性载荷设计思路包括:利用相控阵天线,根据用户需求动态构建产生相对应的赋形点波束,为用户提供实际需要的卫星容量及带宽,进行灵活的动态管理。星上具有信号再生功能,卫星对上行信号进行解调、纠错、重新调制,然后再下发,这一功能可降低地面终端成本。同时,Spaceway-3卫星具有星上处理器,实

现了星上自主切换,支持卫星终端之间的单跳通信。借助这颗卫星,任何两个卫星用户终端之间,仅利用该卫星的信号转换功能及卫星发送的单一电波,就可以进行数据通信,而不需要通过该卫星的中心地球站。

1.2 遥感卫星系统的智能化发展

当前,遥感卫星数据获取能力越来越强,数据量越来越大;同时,地面环境背景与观测目标复杂多样;而传统的卫星遥感数据处理技术自动化程度低,信息提取的时效性较差,因此,智能遥感的概念随之产生。下面对国外典型的智能遥感卫星系统做一简要介绍。

1.2.1 “地球观测一号”卫星自主科学飞船试验系统

2000年,NASA新千年地球观测计划的第一颗科学实验卫星——“地球观测一号”(Earth Observation,EO-1)智能对地观测卫星发射升空^[9]。EO-1搭载了一套重要的软件系统——自主科学飞船试验系统(Autonomous Spacecraft Experiment,ASE)。ASE软件系统可使航天器能够自主地进行科学探测,并对地球上发生的科学事件作出自主响应。ASE系统包含:星上科学算法模块,可以进行对地观测和在轨数据分析;连续活动计划执行与再计划模块CASPER,可以根据星上科学算法模块的结果制定或调整任务操作计划,以科学和工程目标作为输入,确保高水准的目标导向行为;执行管理模块,负责执行并监视CASPER产生的计划,且能够对指令做出一定的调整,以改善计划的执行和响应。EO-1能够自主实现突发事件检测、特征检测、变化检测和异常检测。上述功能都可在轨自动实现,充分验证了智能遥感器的基本功能。

1.2.2 PROBA-2卫星上的紧凑型高分辨率成像光谱仪

欧洲空间局(ESA)于2009年11月2日成功发射了PROBA-2(Project for On Board Autonomy 2)小卫星^[9],其上搭载了紧凑型高分辨率成像光谱仪(Compact High Resolution Imaging Spectrometer,CHRIS)。该光谱仪可在2.5分钟之内获取5个角度的高光谱图像,并能根据陆地、植被和水体等不同观测目标和应用需求,实现5种不同空间和光谱分辨率成像模式的转换。

1.3 导航卫星系统的智能化发展

国外在实现导航卫星系统的智能化方面,主要从综合电子智能化技术、智能自主控制技术以及供电智能管理等方面发力,也即导航卫星系统的智能化主要体现于卫星平台的智能化。

针对综合电子智能化技术,一种为未来智能化应用开发的航天器综合电子系统,将传统的遥控、遥测和数据管理功能集成为一个简便易用的标准服务功能包,同时具有统一信息网络服务的通信能力,以及支持分布并行计算、模块化扩展升级、系统重构的计算能力和存储能力等,为在轨智能处理建立了所需的硬件和软件支持。目前,国外典型的较为先进的综合电子平台包括美国洛克希德·马丁公司的A2100平台^[10]、法国Thales Alenia Space公司的SpaceBus4000平台^[11]等。

针对智能自主控制技术,航天器智能自主控制是在航天器控制系统中引入人工智能与智能控制技术,使航天器在不确定环境中及内部结构和参数发生变化时,能不依靠人的帮助及地面站的支持,而完全依靠航天器上软硬件设备的自身能力来实现航天器自主运行。自主运行是目的,而智能控制及其他各种控制方法是实现航天器自主运行的手段。目前,美国导航星座GPS Block-IIR卫星能够在不依赖地面站支持的情况下自主运行180天^[12]。

针对供电智能管理技术,美国目前正在进行与模块化设计相结合的研究。无人机、小卫星、空间机器人等研究领域的兴起,对供电分系统的智能化和小型化提出了更为苛刻的要求。美国在系统智能管理的基础上提出了设备和元器件的模块化、小型化、智能化概念,其主要手段是根据工作状态自主进行能源管理,并通过提高能源利用率来延长航天器的工作寿命^[13]。

1.4 空间信息网络的智能化发展

随着技术的发展和应用需求的多样化,功能单一、结构规则、运行依赖于地面、相互之间孤立的卫星系统已经不能满足人们对实时性、综合性服务的需求。具有多种功能、轨道互补、智能性高、自主运行、便于扩展的智能化空间信息网络将成为新的发展方向。

1.4.1 NASA SCaN网络

NASA于2006年计划部署和升级面向空间通信和导航一体化的空间通信网络,以提供全面的、高成本效益的、更高传输速率的空间通信服务。SCaN将

负责管理并整合 NASA 现有的三类网络:近地网络、空间网络和深空网络。其中,空间网络包含地球同步中继卫星星座及相关的地面系统;深空网络包含分布于全世界且具有较大天线孔径的地面站,能够连续提供对地球同步轨道卫星乃至太阳系边缘的飞行器的覆盖;近地网络主要指代商用的或是合作伙伴的地面站和集成系统,用以提供月球任务、轨道或亚轨道任务的空间通信与定位服务。

由于操作和管理的复杂性日益增强,如何降低操作和管理风险将是支持多种不同类型服务和场景配置的关键。如果这种复杂性可以由机器管理,并且减少人为参与的环节,那么,网络将能够支持更多更复杂的任务。当前,NASA 开始关注认知网络技术在 SCaN 网络中的应用,并提出相应的架构^[2],如图 1 所示。

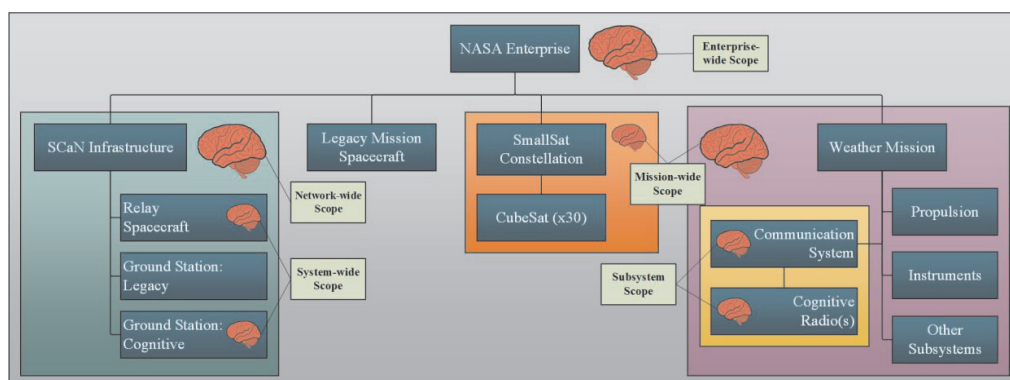


图 1 SCaN 网络中的认知架构

Fig.1 Cognitive architecture in SCaN network

上述架构中包含了“大脑”和“小脑”两类认知系统结构,其与可用的硬件资源以及认知系统的作用或功能有关。“小脑”认知系统具有较低的计算能力,能够对较小的资源子集进行管理和控制。相比之下,“大脑”认知系统可以在地面运行,其能够对整个网络的资源进行管理和分配,以便在保持高可用性的同时使某些效用函数最大化(如基于会议的任务支持请求);而“小脑”认知系统可以借助认知无线电技术在单个接触事件中实时参数优化。两类认知系统可以并行朝着不同的目标努力。

1.4.2 美国弹性卫星星座计划

DARPA 于 2018 年发布了“国家安全太空系统和低轨星座信息征询书”,目的在于在动态或战术环境中提供“冗余和弹性”^[14]。该计划的目的在于,即使在地面站控制链路不可用的情况下,卫星也可以实现在具有多个通信链路、多个地面站或多个远程用户的多轨道平面中自主运行。同时,也可实现跨多个卫星的在轨数据云以及动态分布式数据存储和处理功能的自主管理。另外,如果一些卫星发生故障或任务发生变化,星座能够自主重新配置。图 2 示出美国弹性卫星星座计划。

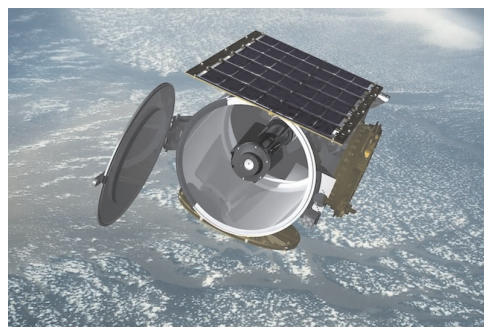


图 2 美国弹性卫星星座计划

Fig.2 American elastic satellite constellation program

2 我国研究现状

在卫星通信方面,目前我国在轨的 10 颗通信卫星其频率多集中于 C、Ku 频段,覆盖集中于中国国土及亚太地区,主要满足民商用通信、广播电视、数据传输等业务需求。已经发射的中星 16 及即将发射的中星 18 搭载 Ka 频段通信载荷,满足“一带一路”沿线国家和地区覆盖;S 频段移动通信卫星将满足更广泛的需求。在数据中继卫星方面,我国现已建成一代数据中继卫星系统,实现了对地球表面 78% 的覆盖率,对 300km 以上高度的空间飞行器,覆盖率则达到 100%^[15]。在卫星遥感方面,智能遥

感卫星系统的研究已经受到国内包括清华大学、武汉大学、上海航天控制技术研究等诸多科研机构 and 学者越来越多的关注。国家重点研发计划“地球观测与导航”中的重点专项“基于分布式可重构航天遥感技术”项目已在上海启动。该项目计划在未来4年内研制出7颗可联网、可编队的微小卫星试验样机。这种卫星具有低成本、高效能、可重构等特点,能构建遥感星群网络,可自适应协同执行突发灾害应急测绘、全球热点地区持续观测等任务^[16]。在卫星导航方面,北斗全球卫星导航系统已于2009年启动,2018年2月,北斗全球卫星导航系统的第五颗和第六颗卫星已被送入预定轨道^[17]。另外,从2014年开始,中科院软件所牵头组织上海微小卫星工程中心、中科院西光所、光电院、航天科技集团771所等单位,开展了软件定义卫星技术的研究工作,亦即以天基超算平台和星载操作环境为基础,实现有效载荷动态重组、应用软件动态重配、卫星功能动态重构等能力。其中,中科院软件所承担并完成了卫星开发系统架构设计、“天智一号”试验卫星总体方案论证等工作,并在天基超算平台、软件定义有效载荷等方面取得了一定的技术进展^[18]。

在空间信息网络构建方面,我国已于2014年启动“天地一体化信息网络工程”^[19,20]。在应用体系结构方面,重点突出“网络一体、安全一体、管控一体”理念,通过优化网络体系结构,统一传输和路由,实现多层次联合组网和跨域按需信息共享;在系统体系结构方面,采用“天网地网”架构,以地面网络为依托,以天基网络为拓展,主要由天基骨干网、天基接入网以及地基节点网组成;在技术体系结构方面,按照“网络一体化、功能服务化、应用定制化”思路,采用资源虚拟化、软件定义网络技术,从逻辑上划分为网络传输、网络服务、应用系统3个层次。

3 发展启示

如图3所示,我们从单点智能和网络智能两个角度来阐述空间信息网络的智能化发展形态。对于单点智能来说,目前国内卫星中可直接继承和复用的产品很少,一般都需要做定制化的工作,然后进行大量的测试,因此,大部分功能必须借助定制化的硬件来完成,相对应的功能也是预置的。相比于国内,美国的Spaceway-3卫星通过搭载柔性载荷,利用相控阵天线,根据用户需求,能够动态构建相应的赋形

点波束,提供用户实际需要的卫星容量及带宽,同时借助星上处理器,可以实现星上自主切换。因此,国外卫星在智能性的实现方面比国内前进了一步。从今后的发展来看,有效载荷动态重组、应用软件动态重配以及卫星功能动态重构是卫星的发展趋势。通过采用可软件定义的开放系统架构,可以极大提高卫星系统对有效载荷的适配能力及对算法软件的兼容能力,无论是硬件部件还是软件组件,都能够做到即插即用。在此基础上,最终卫星节点能够具有环境自感知能力,能够自主决策、自主运行,其数据处理流程更加灵活,信息处理算法更加强大,能够完成更为复杂的空间任务。对于网络智能来说,经过多年的研究,天基信息网络的实现目标已由最初的通信卫星为基础设施、简单的通信互联互通,过渡到目前的以“空间通信基础设施+网络基础设施+网络化应用”为代表的综合空间信息网。目前,国外和国内已具备了空间网络的基本形态,但是当下的网络协议和网络功能是预置的,人为干预的因素较多。结合单点智能的发展形态,通过实现卫星节点的智能化,最终使空间信息网络具备多维数据感知能力与自主重构能力,从而实现空间信息网络的自治。

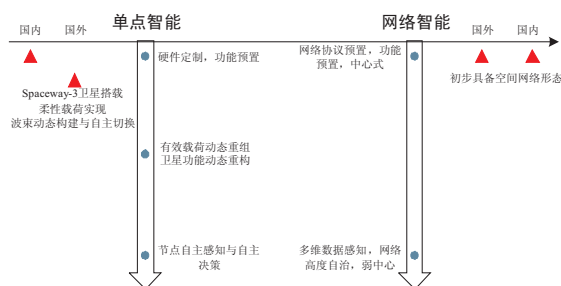


图3 空间信息网络的智能化发展

Fig.3 Intelligent development of space information network

4 发展构想

面向未来,空间信息系统的功能性和安全性如同一个硬币的两面,缺一不可。以智能认知和弹性生存为主线,本节提出空间智能信息网络的发展构想,首先给出网络架构和协议体系,之后对需要发展的关键技术进行了梳理和总结。

4.1 网络架构

本文所设计的空间智能信息网络的体系架构如图4所示。

由图可知,智能认知和弹性生存是未来空间智能信息网络所具备的两种基本属性。智能认知是指

天基信息系统的智能化演进,利用最新的机器学习、价值网络等思想和技术实现系统功能和性能的最优化,从而实现空间网络在信息获取、传输、反演、应用等全域全过程的整体认知能力。弹性生存是指系统在遭受各种类型的威胁和攻击的情况下,系统所具有的生存能力和完成任务的能力。

基础网络是天基信息系统的各类通信传输、计算存储、数据处理等资源的信息基础设施,由天基骨干网、天基接入网、时空基准网、信息获取网以及地面节点网等构成。作为整个网络的基础,各类资源可开放共享,实现状态可见、联合运用。

服务平台是系统集成的“云平台”,支撑资源虚拟整合、服务共享和应用集成。一是分布式资源整合,利用该平台实现各类数据、计算、存储等分布式资源的有机整合,高效运行;二是实现服务聚合,利用该平台构建“云”服务环境,实现管控、处理、信息等服务的高效聚合,精准服务;三是支撑各类应用集成,通过该平台统一技术体制、标准规范、接口协议、运行规则,实现各类信息系统的互联互通互操作,保障网络信息体系高效运行。

应用层面向各类应用,依托资源层整合各类基础资源,基于服务层设计实现构成综合应用系统,完

成战略、战役和战术等综合应用。

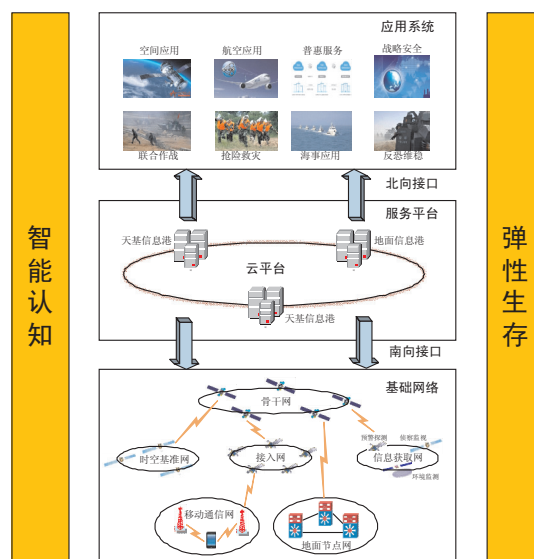


图4 空间智能信息网络的体系架构

Fig.4 Architecture of space intelligent information network

4.2 协议体系

本文所设计的空间智能信息网络的协议体系如图5所示。

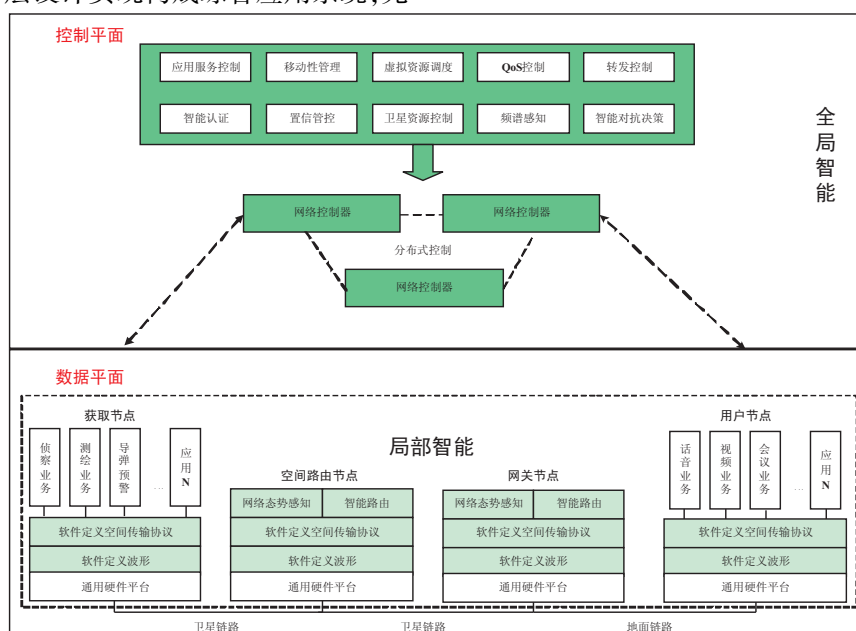


图5 空间智能信息网络协议体系

Fig.5 The protocol architecture of space intelligent information network

借鉴软件定义网络的思想,本文拟构建开放、可扩展的协议体系。对数据平面,获取节点能够承载

侦察、测绘以及导弹预警等业务;用户节点能够承载语音、视频和会议等业务。通过通用硬件平台,在其

上加载软件定义波形,并运行软件定义空间传输协议,实现业务传输的灵活可扩展。同时,由于空间路由由节点和网关节点起到信息传输的作用,其通过网络外部环境中收集网络状态参数,如链路利用率、路由状态等信息,形成对空间网络环境的观察和感知能力,进而通过自学习的方式寻找到目的节点的路径。数据平面体现了局部智能。对控制平面,通过采用分布式控制方式提升控制平面的可靠性。控制平面从全局角度完成网络的应用服务控制、移动性管理、虚拟资源调度、QoS控制以及转发控制等过程。同时,通过智能全谱感知,为空间信息网络的用频安全提供基础;通过智能对抗决策,利用人工智能技术生成高复杂、低截获的灵巧波形,以主动对抗实现对抗性能提升;通过智能认证与置信管控,实现未来空间信息网络智能体的快速识别与认证,提升网络的抗毁自愈能力。控制平面体现了全局智能,也即未来空间信息网络体现了全局智能与局部智能的双重智能性。

4.3 关键技术发展建议

围绕空间智能信息网络的协议体系,本文从数据获取、数据传输和数据处理3个方面对其中可能发展的关键技术进行了梳理与总结。

在数据获取层面,可着重发展弹性分散空间系统的群智能技术,通过在轨的“认知-交互-决策-行动”闭环,提高系统的“专注度”和“协同能力”,从而提高系统的智能化水平和感知能力;通过无中心的自组织和分布式决策,实现智能化管控,以提高任务重构能力和抗毁能力。

在数据传输层面,可着重发展如下技术:

(1) 基于机器学习的智能频谱感知技术

频谱空间感知为提升空间信息系统用频资源提供基础。频谱空间感知主要包括频谱感知与特征识别两个方面。机器学习技术在语音和图像分析领域中发挥了很好的效果,尤其是近年来发展起来的深度学习,为电磁信号智能感知提供了新的有效途径。因此,可利用机器学习方法代替传统方法,对输入的信号进行逐层处理分析,最终获得频谱态势信息,为用频决策提供支撑。

(2) 基于网络态势智能感知的智能抗毁路由技术

未来空间信息网络将呈现人机物三元融合发展态势,网络规模呈指数增长,用户需求千差万别,网

络状态动态变化。另一方面,空间网络具有信息传输延时长以及网络动态变化等特点,同时,由于节点的相对移动而导致通信链路具有不稳定性。因此,可研究通过网络节点自学习的方式实现寻路,针对动态或对抗条件下的网络环境,通过智能认知和自主决策,系统能够自适应地调整节点的路径,决策实现网络的抗毁路由。

(3) 空间信息网络可信认证与协同管控技术

空间信息网络正逐步向智能化方向演进,并具有分布式、异质异构以及子网形态各异等网络特点。智能无人装备的大量运用将使得未来空间信息网络面临更大的威胁。可借鉴区块链的核心思想,针对未来空间信息网络的特点,研究空间信息网络的可信认证与协同管控技术,以实现未来空间信息网络智能体的快速识别与认证,提升网络的抗毁自愈能力。

在数据处理层面,可着重发展面向决策的空间大数据分析技术,也即基于在轨计算和组网等能力,智能化地获取隐藏在多规模、速率快、格式复杂的空间数据中的有效信息,实现从“看见”到“看懂”的转变,从而提升面向决策的服务能力。

5 结束语

文章以智能化和弹性化为研究主线,首先从通信卫星、遥感卫星、导航卫星和空间组网等4个层面调研分析了空间智能信息网络的国内外发展现状,并指出有效载荷动态重组、卫星功能动态重构以及空间网络的自主感知与决策是未来空间信息网络的发展方向。接着,借鉴软件定义的思想,提出软件定义节点加软件定义网络、局部智能加全局智能的空间信息网络的网络架构和协议体系,并从数据获取、数据传输和数据处理3个方面,对可能发展的关键技术进行了梳理。

空间智能信息网络的发展是一个长期的过程。在推进过程中,需要结合用户需求和现有能力,在分析我国空间信息网络发展基本条件的基础上,在技术攻关成果的推动下,统筹军队、部委和行业等应用需求,循序推进实施。

参考文献:

- [1] 余凯,贾磊,陈雨强,等.深度学习的昨天、今天和明天[J].计算机研究与发展,2013,50(9):1799-1804.

- [2] Gilbert J.Clark III and Wesley M E.Architecture for Cognitive Networking within NASA's Future Space Communications Infrastructure [C].34th AIAA International Communications Satellite Systems Conference, Cleveland, American,2016;1-10.
- [3] Ivancic W D,Paulsen P E,Vaden K R,et al.Cognitive Networking With Regards to NASA's Space Communication and Navigation Program[OL].<http://www.sti.nasa.gov>.2013.
- [4] 陈周国,陈浩.星座卫星通信系统安全威胁分析[J].信息安全与通信保密,2007,(8):148-150.
- [5] 美国军事卫星系统遭黑客攻击!网络安全巨头人工智能迎战[OL].<http://baijiahao.baidu.com/s?id=1603792637588684510&wfr=spider&for=pc>.2013.
- [6] 冯云皓.完全软件化的“量子”卫星意义重大[J].防务观点,2015,(9).
- [7] Parise D E and Voisin B P.灵活载荷:推动电信卫星市场的新机遇[J].网络电信,2007,1.
- [8] Balty C and Gayraud J D.Flexible satellites:a new challenge for the communication satellite industry [C].25th AIAA International Communications Satellite Systems Conference,Seoul,South Korea,2010.
- [9] 师艳子,李云松,郑毓轩,等.国内外卫星遥感数据源综述[C].软件定义卫星高峰论坛会议,北京,2018.
- [10] 翟峰,朱贵伟.洛马公司 A2100 卫星平台的设计与应用[J].国际太空,2012,(11):41-43.
- [11] 焘希.空间客车-4000 卫星平台及应用[J].国际太空,2012,11;24-26.
- [12] 曾旭平.导航卫星自主定轨研究及模拟结果[D].博士论文,武汉大学,2004.
- [13] 张泰峰.新一代导航卫星电源系统自主管理方法[J].电源技术,2017,41(7):1055-1056.
- [14] 美陆军研究实验室开发出可用于密码破解的类脑计算机[OL].http://www.360doc.com/content/18/0328/22/19296025_741097475.shtml.2018.
- [15] 梁宗闯,陶滢,高梓贺.天基宽带互联网发展现状与展望[J].中兴通讯技术,2016,22(4):14-18.
- [16] 国家重点研发计划“地球观测与导航”启动[OL].<http://info.machine.hc360.com/2016/11/250950622627.shtml>.2016.
- [17] 张晓鸣.“北斗”服务全球造福人类,与其他卫星导航系统相互兼容共同发展-2020 年 35 颗北斗卫星全球组网[N].文汇报,2018.02.13.
- [18] 赵军锁,吴凤鸽,刘光明.软件定义卫星技术与展望[J].卫星与网络,2017,12;46-50.
- [19] 成艳,韩笑冬,陈亮亮,等.天地一体化网络参考模型及关键技术[J].空间电子技术,2017,4;39-42.
- [20] 吴巍,秦鹏,冯旭,等.关于天地一体化信息网络发展的思考[J].电信科学,2017,12:1-7.

(上接第 26 页)

但由于光斑边缘能量较高,导致光强均匀度不高,且透镜数目较多,使得装备精度较难控制。

参考文献:

- [1] 赵春勃,屈勇晟,杜二旺,等.星载原子钟物理部分通用研究方法[J].空间电子技术,2016;(5):58.
- [2] Prestage J D,Tjoelker R L,Dick G J,et al.Ultrastable Hg + trapped ion frequency standard[J].Journal of Modern Optics,1992,39(2):221-232.
- [3] 翟造成.应用原子钟的空间系统与空间原子钟的新发展[J].空间电子技术,2007,(3):5.
- [4] Tjoelker R,Prestage J,Burt E,et al.Mercury ion clock for a NASA Technology Demonstration Mission [J].IEEE Transactions on Ultrasonics Ferroelectrics and Frequency Control,2016,63(7):1034-1043.
- [5] 赵春勃,张荣彦,屈勇晟,等.汞离子钟的研究现状及星载的发展建议[C].第六届中国卫星导航学术年会,2015.
- [6] 龚华平,吕志伟,林殿阳.激光束空间整形的研究现状[J].激光与光电子学进展,2005,42(9):2-5.
- [7] 林勇,胡家升.激光光束的整形技术[J].激光杂志,2008,29(6):1-4.
- [8] 李珂,石鹏,张晓波,等.双透镜系统光束整形元件的设计制作[J].中国激光,2010,37(8):1972-1977
- [9] 何跃宏,余磊,陈义和,等.线形离子阱囚禁 199Hg+实验的光学系统设计[J].应用光学,2014,35(06):976-980.
- [10] 鲍瑞武.激光光束整形光学系统的研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008:13-20.
- [11] 高瑞含.高斯光束整形技术研究[D].长春:长春理工大学,2012:29-31.
- [12] 史光远.基于非球面柱透镜的高斯光束整形[D].天津:天津理工大学,2014:14-15.

对流层散射传播特性及信号谱特性分析^①

吴文溢,王万鹏,熊益波,王雷元,陈西宏

(西北核技术研究所,西安 710024)

摘要:文章介绍了3种对流层散射传播机制,并对不同参数下的对流层散射链路传输损耗进行了计算。结果表明,参数为5GHz频段和100km的典型散射链路,其传输损耗超过200dB。在广义散射截面模型的基础上建立了对流层散射信号传输函数模型,重点研究了对流层散射信号的延迟功率谱特性;从实际散射链路出发,对不同基线距离下的归一化延迟功率谱进行了计算和分析,结果表明,基线距离越远,则波束宽度越宽,相应的归一化延迟功率谱扩展越宽。

关键词:对流层散射;传输损耗;衰落特性;延迟功率谱函数

中图分类号:P228

文献标识码:A

文章编号:1674-7135(2018)05-0035-07

D O I:10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.005

Tropospheric Scatter Propagation Characteristics and Spectral Characteristics

WU Wenyi, WANG Wanpeng, XIONG Yibo, WANG Leiyuan, CHEN Xihong

(Northwest Institute of Nuclear Technology, Xi'an 710024, China)

Abstract: The transmission loss and slow fading prediction mode of tropospheric scatter propagation are analyzed. The transmission loss of troposcatter link under different parameters is calculated. The results show that the transmission loss of typical scatter link with frequency of 5GHz and 100km exceeds 200dB. Based on the generalized scattering cross-section model, a function model of the tropospheric scattering signal is established. The delay power spectrum of the tropospheric scattering signal is studied emphatically. Starting from the actual scattering link, the normalized delay power spectra at different baseline distances are calculated and analyzed. The results show that the farther the baseline distance is, the wider the wave speed width is, and the corresponding normalized delayed power spectrum spreads more widely.

Key words: Tropospheric scattering; Transmission loss; Fading characteristics; Delayed power spectrum

0 引言

对流层散射传播是实现散射通信的技术基础,对流层散射通信特性是决定散射通信系统性能的重要因素^[1-3]。对流层散射传播广泛应用于军事通信,其原理是利用对流层大气中的“散射体”对电磁波信号的散射或反射作用,从而实现超视距无线通信^[4,5]。散射通信的特点是:传输质量高,越障能力强,其单跳距离可达几百公里,远超过微波通信;传

播可靠度高,且采用窄波束的定向天线,抗干扰和抗截获能力远超过卫星通信;此外,散射通信几乎不受核爆、磁暴、太阳黑子、雷电和极光等影响。这些优势使得散射通信已经成为各国战略和战术通信网中卫星、微波等其他通信手段所无法替代的重要的数据传输手段。对流层散射传播的理论问题,一是传播机制问题,二是传播特性及其改善途径问题。对流层散射通信具有典型的信道特性,这些信道特性

① 收稿日期:2018-04-11;修回日期:2018-07-16。

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61172169)

作者简介:吴文溢(1993—),硕士,研究方向为大容量散射通信及信号处理技术。E-mail:18092161443@163.com

包括:较大的传输损耗、较为剧烈的信号衰落以及典型的多径效应等。采用大功率的发射机或大增益的天线等手段,可以有效补偿对流层散射传输损耗;采用信号分集接收方法,可以有效解决对流层散射的衰落现象。对流层散射信道是典型的多径信道,较强的多径效应会在接收端引起微秒量级的多径时延扩展,将严重引起符号间串扰。本文对对流层散射的传输损耗特性和衰落特性进行了分析,并进一步建立了对流层散射传输函数模型,研究了对流层散射信号的延迟功率谱特性。

1 对流层散射传播机制

大气层通常可以分为电离层、平流层和对流层,其中,对流层位于最下层,层顶高度约为 10km ~ 12km,是自然界生物生存活动的重要空间。在气象特征方面,相比于其他两层,对流层中含有大量的水汽,且温度平均随海拔高度的升高而降低;在电磁特性方面,对流层中分布着大量的介电常数局部不均匀体,这些不均匀体在电磁波的照射下,除了沿途的大气折射外,还会将电磁波能量进行二次辐射,这种再辐射即谓“散射”。到现在为止,已经提出的对流层散射传播机制理论有下面 3 种^[1,4-6]:

(1) 湍流非相干散射

湍流非相干散射理论认为对流层中的大气湍流运动引起了对流层散射的超视距传播现象。在对流层,由于空气粘滞系数较小,经常存在着湍流运动,这种湍流运动形成涡旋形式。由于介电常数的局部不均匀分布,每一个涡旋在电磁波的照射下,都将变成偶极子,再将电磁波能量进行四面八方的二次辐射。如图 1 所示,这些将电磁波能量进行四面八方的再辐射的偶极子称为“散射体”,而对于任意一个固定的接收端来说,其接收场为公共体积中全部散射体的贡献之和。

(2) 不规则层非相干反射

如图 2 所示,该理论认为不规则锐变层对电磁波非相干部分的反射引起了电磁波超视距传播现象。在对流层中时常出现不同程度的云层和冷暖空气团交汇的现象,而在这些云层边界和冷暖空气团的交接面上,其大气折射系数变化剧烈,从而形成一种形状、强度不定,位置、取向不规则的锐变层。

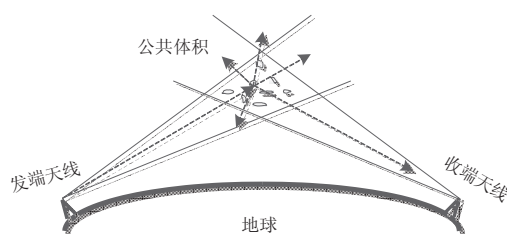


图 1 湍流非相干散射示意图

Fig.1 Composing diagram of two way troposphere time transfer

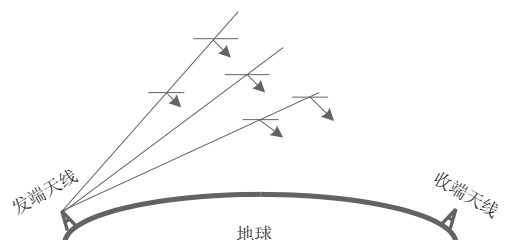


图 2 不规则层非相干反射示意图

Fig.2 Composing diagram of two way troposphere time transfer

(3) 稳定层相干反射

图 3 为稳定层相干反射示意图。这种理论认为,在对流层公共体积中,介电常数随高度变化呈现较为稳定的非线性分布,电磁波在每一薄层均能发生反射,各薄层反射量间存在着确定的相位关系。这些发射信号在接收端的相干叠加形成接收场。

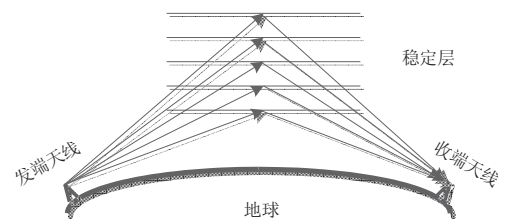


图 3 稳定层相干反射示意图

Fig.3 Composing diagram of two way troposphere time transfer

2 对流层散射传播特性

对流层散射传播特性是影响对流层散射通信系统性能的重要因素,下面详细介绍传输损耗特性和衰落特性。

2.1 传输损耗

散射传输损耗是对流层散射通信系统设计面临的首要问题。20 世纪 70 年代初,张明高院士在广义散射截面理论模型的基础上,全面分析总结国内

外对流层散射传播理论和试验研究成果,提出了一整套适用于我国条件的对流层散射传输损耗预测模型,并被国际无线电咨询委员会(International Radio Consultative Committee, CCIR) 采纳为 CCIR238-3 报告。80 年代,张明高院士对全球对流层散射数据进行了更为深入的研究,提出了全球使用的传输损耗统计预测模式,替代了美国国家标准局(National Bureau of Standards, NBS) 的同类方法,形成了 CCIR238-6 报告。

张明高院士提出的对流层散射传输损耗预测模式通常不考虑大气吸收损耗和天线偏向损耗。对流层散射传输损耗中值公式^[1]可以表示为如式(1)所示的形式。

$$L_m = F + 30 \lg f + 30 \lg \Theta_0 + 10 \lg d + 20 \lg (5 + \gamma H) + 4.343 \gamma h_0 + L_c - G \quad (1)$$

式中, L_m 表示对流层散射传输损耗中值(dB); F 为气象因子(dB); f 为频率(MHz); γ 为衰减系数(km^{-1}), 计算时可粗略取为 0.3 km^{-1} ; d 为收、发站的基线距离(km); θ_0 为最小散射角(mrad), 与传输距离和天线仰角相关; H 为最小散射点距地面的高度(km); G 为收、发天线的增益之和(dB), L_c 为口面介质耦合损耗(dB), 经验公式如式(2)所示。

$$L_c = 0.07 \exp(0.055G) \quad (2)$$

在实际预测过程中, 传输损耗通常与传输频率 f 、基线距离 d 等相关。图 4 表示不同频率和基线距离下的传输损耗值, 其中, 天线仰角取为 0° 。

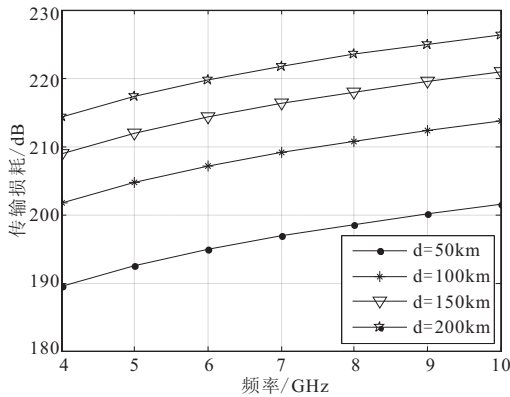


图 4 不同频率和基线距离下的传输损耗值

Fig.4 Composing diagram of two way troposphere time transfer

从图 4 可知, 对流层散射传输损耗随着收发站间基线距离的增加及传输频率的增大而增加。当散射链路的参数设置为 5GHz 频段和 100km 时, 对流

层散射传输损耗超过 200dB。

2.2 衰落特性

对流层散射超视距传播常伴随着严重的信号衰落, 其中, 短期(几分钟到一小时)的瞬时信号电平变化称为快衰落, 而以日、月、年等为周期的长期的信号电平中值变化称为慢衰落^[1,7,8]。

对流层散射信号的快衰落主要为瑞利型衰落或广义瑞利型衰落, 由对流层散射信道的多径效应引起。快衰落的基本特性表现为信号幅值的衰落、时延扩展(时间弥散)和多普勒扩展(频率弥散)。从时域来看, 信号经过散射信道后到达接收端的时间不同, 有着时间差异的不同信号在接收端叠加形成合成信号, 从而会出现脉冲宽度扩展的现象, 这种现象称为时间弥散。在对流层散射数字通信中, 时延扩展会使得接收信号中不同码元间的波形叠加, 严重的可能引起码间串扰。从频域来看, 若发射端发射单一频率的正弦信号, 则接收端的信号在频域上将会变成一个窄带频谱, 这种现象称为频率弥散。对流层散射信号的快衰落会严重影响对流层散射通信系统的性能。目前比较有效的抗衰落措施有: 分集接收技术和自适应均衡技术。常用的分集接收方式有: 空间分集、时间分集、角度分集、频率分集等。而在大容量散射通信系统中, 则通常采用频域自适应均衡器和时域自适应均衡器来抗衰落, 效果比较显著。

慢衰落现象与气象条件的变化有着紧密的联系。信号电平中值通常与大气折射率及其梯度的变化有关, 而折射率则取决于大气压强、温度和湿度等气象气候参数。当温度呈现上高下低的趋势和湿度呈现下高上低的趋势时, 此时的气象条件对散射传播的信号电平是有利的。在北半球, 信号电平中值变化通常呈现夏强冬弱的现象, 这是因为北半球夏季的地面相对于冬季更为潮湿, 其湿度的下高上低趋势更为剧烈。同理, 白天在太阳的照射下, 对流层温度的上高下低程度相比于晚上更为剧烈, 尤其是在下午两点到三点的时间段, 此时的信号电平值更高。慢衰落可以通过统计分布特性来描述。根据大量散射通信链路实测数据的分析, 慢衰落大体上服从对数正态分布, 其概率密度函数如式(3)所示。

$$p(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left\{-\frac{(x - x_m)^2}{2\sigma^2}\right\} \quad (3)$$

式中, x_m 为信号电平平均值, σ^2 为方差。

张明高院士在 CCIR238 报告中给出了一套慢衰落预测的实用模式^[1],具体计算方法如式(4)所示。

$$Y(q) = Y(0.9)C(q) \quad (4)$$

式中, $Y(q)$ 表示概率为 q 时的信号电平变化; $C(q)$ 表示与概率相关的常数,其典型值见表1; $Y(0.9)$ 表示概率 $q=0.9$ 时的电平变化,具体计算公式见式(5)。

$$Y(0.9) = a + (b + c \cdot f) \exp(-e \cdot h) \quad (5)$$

式中, f 表示频率(MHz), h 为高度(km); a 、 b 、 c 和 e 为与气候区相关的常数,如在大陆温带地区,式(5)可表示为如式(6)的形式。

$$Y(0.9) = -2.2 - (8.1 - 2.3 \times 10^{-4}f) \exp(-0.137h) \quad (6)$$

表1 $C(q)$ 函数典型值

Table 1 $C(q)$ Canonical value of function

q	0.5	0.9	0.99	0.999	0.9999	0.99999
$C(q)$	0	1.0000	1.8152	2.4112	2.9018	3.3278

3 对流层散射信号谱特性

由于对流层中散射体的运动是随机变化的,因此,接收端的对流层散射信号在时间域、频率域和空间域上均会发生扩散现象^[9-11]。对流层散射信号的起伏变化和扩散现象可以采用相关函数和谱特性来描述,这些信号统计特性为对流层散射通信系统的设计提供了重要的依据。

3.1 传输函数

对流层散射信道是典型的时变多径信道。在对流层散射信号传输过程中,各条路径分量到达接收端的时间、相位和方位均不相同。通常采用响应函数来描述对流层散射信道^[12]。

频谱为 $x(f)$ 的信号经过对流层散射信道传输时,在接收端接收的信号相比于原信号,在幅值和相位上会分别发生衰减和偏移,接收信号的形式可以表示为^[10]:

$$y(t, \mathbf{r}) = \iiint h(v, \tau, \mathbf{a}) x(t - \tau) \exp\{j2\pi(vt + \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{a}}{\lambda})\} dv d\tau d\mathbf{a} \quad (7)$$

式中, $\mathbf{r}$ 表示接收点位置的空间矢量, $\mathbf{a}$ 表示到达角方向; v 为频移, τ 为时延, λ 为波长; $h(v, \tau, \mathbf{a})$ 表示对流层散射信道的响应函数。传输函数可表示为:

$$y(t, f, \mathbf{r}) = \iiint h(v, \tau, \mathbf{a}) \exp\{j2\pi(vt - f\tau + \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{a}}{\lambda})\} dv d\tau d\mathbf{a} \quad (8)$$

式中, f 表示频率。

对流层散射接收场应为对流层中所有散射体的贡献叠加。图5为对流层散射场强示意图。图中, O 点为最小散射点,对流层散射接收场强表达式为^[1]:

$$E = \frac{\sqrt{30}k^2}{4\pi} \int_V \frac{\sqrt{P_0} \sin \chi \cdot \Delta \epsilon_r}{r_1 r_2} \exp\{-jk(r_1 + r_2)\} dV \quad (9)$$

式中, $k=2\pi/\lambda$ 表示波数; r_1 、 r_2 分别表示散射体 a 到收发两端的距离; $\Delta \epsilon_r$ 表示介电常数的变化量; P_0 表示发射天线的辐射功率。

若考虑多普勒效应,根据式(9),可以得到对流层散射信道传输函数的一般表达式^[1,13]:

$$H = B_1 \int_V \sqrt{g_1 g_2} \Delta \epsilon_r \exp\{-j[k(r_1 + r_2) + \mathbf{K} \cdot \mathbf{v}t]\} dV \quad (10)$$

$$\mathbf{K} \cdot \mathbf{v} \frac{\partial}{\partial t} [k(r_1 + r_2)] \quad (11)$$

式中, B_1 为常数; g_1 、 g_2 分别为收、发天线的方向性函数; $\mathbf{v}$ 表示速度矢量; $\mathbf{K}$ 为 $\mathbf{K}_1$ 和 $\mathbf{K}_2$ 的矢量差,其模为 $|\mathbf{K}| = 2k \sin(\Theta/2)$ 。

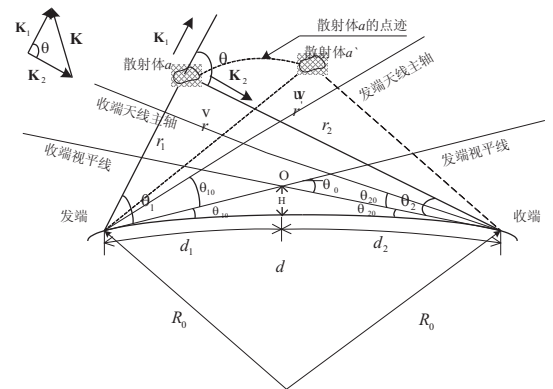


图5 对流层散射场强几何关系示意图

Fig.5 Schematic diagram of the geometric relation of the intensity of tropospheric scattering field

对流层散射传输函数可视为是平稳过程,因此,对流层散射传输函数的相关函数满足如下特性:

$$R_H(t_1, f_1, \mathbf{r}_1; t_2, f_2, \mathbf{r}_2) = R_H(\Delta t, \Delta f, \Delta \mathbf{r}) \quad (12)$$

现在考虑两个不同时刻、不同频率和不同接收点的对流层散射传输函数 H_1 和 H_2 :

$$H_1 = B_1 \int_V \sqrt{g_1 g_{21}} \Delta \varepsilon_r \exp \{ -j[k(r_1 + r_{21})] + \mathbf{K} \cdot \mathbf{v}_{t_1} \} dV \quad (13)$$

$$H_2 = B_2 \int_V \sqrt{g_1 g_{22}} \Delta \varepsilon_r \exp \{ -j[k_2(r_1 + r_{22})] + \mathbf{K}_2 \cdot \mathbf{v}_{t_2} \} dV \quad (14)$$

式中, g_{21} 、 g_{22} 分别对应 H_1 、 H_2 的接收天线函数。两传输函数 H_1 和 H_2 的相关函数为:

$$R_{H12} = B_3 \int_V \sqrt{g_1 g_{21} g_{22}} \sigma \exp \{ -j[\mathbf{K}_1 \cdot \mathbf{v} \Delta t + \Delta k(r_1 + r_{21}) + k_1 \Delta r] \} dV \quad (15)$$

式中, σ 为广义散射截面公式, 详见文献[1]。若取坐标系 $(\theta_1, \theta_2, \varphi)$, 其中 θ_1, θ_2 分别表示收、发站的天线仰角, φ 表示方位角, 则相关函数变成:

$$R_{H12} = B_4 \iiint g_1 \sqrt{g_{21} g_{22}} \sigma \exp \left\{ -\frac{(K_1 \delta \Delta t)^2}{2} - j[\mathbf{K}_1 \cdot \mathbf{v} \Delta t + \Delta k(r_1 + r_{21}) + k_1 \Delta r] \right\} d\theta_1 d\theta_2 d\varphi \quad (16)$$

式中, δ 表示服从正态分布的介质运动的均方根值。

3.2 延迟功率谱特性

对流层散射信号在不同域上的扩散可用功率谱特性来表征。描述信号功率在不同域的扩散特性的函数称为扩散函数, 它与对流层散射信号传输函数的相关函数之间存在变化关系, 具体表达式如下:

$$W(v, \tau \mathbf{a}) = \iiint R_H(\Delta t, \Delta f, \Delta \mathbf{r}) \exp \{ j2\pi(-vt + f\tau - \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{a}}{\lambda}) \} d\Delta t d\Delta f d\Delta \mathbf{r} \quad (17)$$

不同域上的扩散函数可以表示为:

(1) 频移功率谱 $W(v)$:

$$W(v) = \int R_H(\Delta t) e^{-j2\pi v \Delta t} d(\Delta t);$$

(2) 延迟功率谱 $W(\tau)$:

$$W(\tau) = \int R_H(\Delta t) e^{-j2\pi \tau \Delta t} d(\Delta t);$$

(3) 角度功率谱 $W(\vec{a})$:

$$W(\vec{a}) = \int R_H(\Delta r) e^{-j2\pi \vec{r} \cdot \vec{a} / \lambda} d(\Delta r / \lambda)。$$

实际中比较关心的是表征频率域上扩散特性的频移谱和表征时间域上扩散特性的延迟谱, 这里主要对延迟功率谱的特性展开分析和研究。

假设接收天线功率函数相同, 即 $g_{21} = g_{22} = g_2$, 则

由延迟功率谱积分式可得:

$$W(\tau) = B_5 \iiint g_1 g_2 \sigma \delta(\tau - \frac{r_1 + r_2}{c}) d\theta_1 d\theta_2 d\varphi \quad (18)$$

由图 5 中的几何关系可得:

$$r_1 + r_2 \approx \frac{d}{2}(\Theta_{20}\theta_1 + \Theta_{10}\theta_2) + c\tau_0 \quad (19)$$

式中, Θ_{20} 和 Θ_{10} 分别表示收发两站视平线与最小散射点 O 的夹角, θ_2 和 θ_1 分别表示收、发天线主轴的方位角, c 为光速, τ_0 为最小时延。

广义散射截面 σ 可由图 5 中的变量表示:

$$\sigma = A_2 \lambda^n \Theta_0^{-m} e^{-\gamma h_0} \exp \left\{ -\frac{m}{2\Theta_{20}^2} \varphi^2 - \frac{(m + \gamma H) \left(\frac{d_1}{d_2} \theta_1 + \frac{d_2}{d_1} \theta_2 \right)}{\Theta_0} \right\} \quad (20)$$

式中, A_2 、 m 、 n 、 γ 为常数, H 为最小散射点到地面的距离。

再将式(19)和式(20)代入式(18), 可得延迟功率谱为:

$$W(\tau) \approx B_6 Z \exp \{ -bZ^2 - m_1 Z \} \quad (21)$$

式中, B_6 为常数, Z 、 b 、 m_1 的表达式如下:

$$Z = \frac{c\tau}{\Theta_0} \quad (22)$$

$$b = \frac{2.4\Theta_{10}\Theta_{20}}{H^2 \left(\frac{d_1\psi_{v1}^2}{d_2} + \frac{d_2\psi_{v2}^2}{d_1} \right)} \quad (23)$$

$$m_1 = [m + \gamma H - 2.4 \left(\frac{\Theta_{20}\theta_1 + \Theta_{10}\theta_2}{\frac{d_1\psi_{v1}^2}{d_2} + \frac{d_2\psi_{v2}^2}{d_1}} \right)] / H \quad (24)$$

式中, ψ_{v2} 和 ψ_{v1} 分别表示收、发天线的半功率波束宽度。

对式(21)求导可知, 延迟谱 $W(\tau)$ 存在极大值点:

$$\tau_m = Z_m \Theta_0 / c \quad (25)$$

式中, Z_m 满足如下表达式:

$$Z_m = \frac{\sqrt{m_1^2 + 8b} - m_1}{4b} \quad (26)$$

因此, 根据式(21)~(26)可得归一化延迟功率谱的表达式为:

$$W^*(\tau) = \frac{W(\tau)}{W(\tau_m)} = \frac{Z}{Z_m} \exp \{ -b(Z^2 + Z_m^2) - m_1 Z + 1 \} \quad (27)$$

为了能分析延迟功率谱函数的特性,下面选取不同基线距离和不同波束宽度的情况进行比较。不同口径的天线,其相应的天线波束宽度也不相同。在实际中,通常对流层散射通信的距离越远,所选的天线尺寸就越大。对于抛物面型天线来说,天线口径与半功率波束宽度的关系如下式:

$$\psi_v = a\lambda/D_0 \quad (28)$$

式中, a 为常数,取值范围为 $65 \sim 80$; λ 为电磁波波长; D_0 为天线口径。从式(28)中可以看出,天线口径越大,相应的半功率波束宽度就越小。表 2 为不同基线长度下天线半功率波束宽度的参数设置。

表 2 参数设置

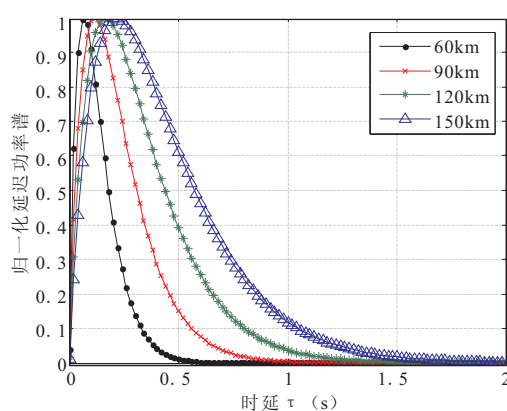
Table 2 Parameter setting

基线距离/km	ψ_v
60	5°
90	5°
120	5°
150	$5^\circ, 2.5^\circ$
180	2.5°
200	2.5°

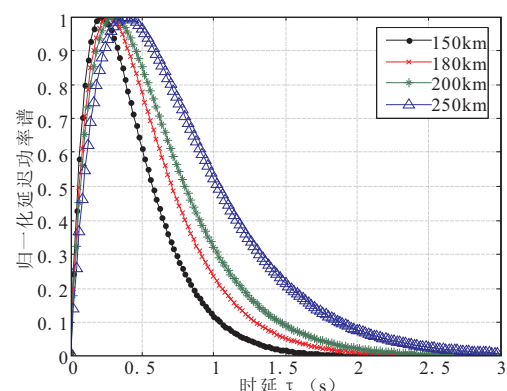
下面计算归一化延迟功率谱。为了便于分析和计算,假设收、发两站天线方位角和波束宽度相同,发射站的电波频率取为 4.7GHz 。

图 6 为对流层散射信号的归一化延迟功率谱变化曲线,其中,图 6(a) 为 $\psi_v = 5^\circ$ 时,相应基线距离为 60km 、 90km 、 120km 和 150km 的时延扩展情况;图 6(b) 为 $\psi_v = 2.5^\circ$ 时,相应基线距离为 150km 、 180km 、 200km 和 250km 的时延扩展情况。

结合图 6(a) 和图 6(b) 的结果可知,在同一天线半功率谱波束宽度下,收发两站基线距离越远,延迟功率谱则越宽,相应的时延扩展也会越宽。对流层散射信号时延扩展量级处于微秒级别、且 $\psi_v = 5^\circ$ 时,基线距离为 60km 的散射链路的时延扩展约为 $0.5\mu\text{s}$ 左右,基线距离为 150km 的时延扩展可达到 $2\mu\text{s}$;在 $\psi_v = 2.5^\circ$ 时,基线距离为 250km 的时延扩展超过 $3\mu\text{s}$ 。



(a) $\psi_v = 5^\circ$



(b) $\psi_v = 2.5^\circ$

图 6 归一化延迟功率谱曲线

Fig.6 Normalized delay power spectrum curve

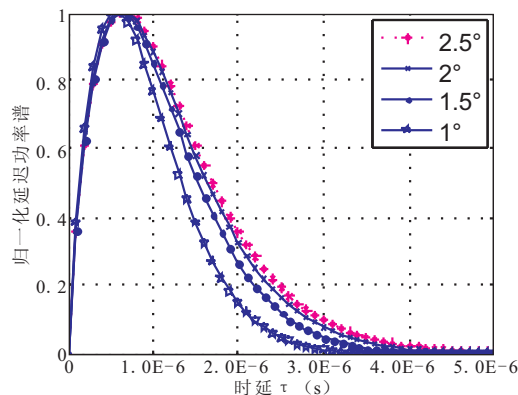


图 7 不同波束宽度下的归一化延迟功率谱曲线

Fig.7 Normalized delayed power spectrum curve with different beam width

可见,一般波束宽度为 5° 和 2.5° 时,能够满足百公里范围的散射通信;而当散射通信收发站的基线距离增加时,往往需要降低波束宽度来减少传输损耗,以增强通信质量。图 7 表示基线距离为 300km 时,不同波束宽度下的归一化延迟功率谱曲线图。从图 7 可以看出,随着半功率波束宽度的增

加,散射通信时延呈现向外延伸的趋势。

$\sigma^2(\tau)$ 的具体公式如下:

为了能进一步研究不同参数下的延迟功率谱特性,下面计算和分析延迟谱的两个重要的统计特征量:延时平均值 $\mu(\tau)$ 和延时方差 $\sigma^2(\tau)$ 。 $\mu(\tau)$ 和

$$\mu(\tau) = \int W(\tau) \tau d\tau / \int W(\tau) d\tau \quad (29)$$

$$\sigma^2(\tau) = \int W(\tau) \tau^2 d\tau / \int W(\tau) d\tau - \mu^2(\tau) \quad (30)$$

表 3 归一化延迟功率谱统计结果(单位:s)

Table 3 Statistical results of normalized delayed power spectrum (unit:s)

统计量	$\psi_s = 5^\circ$				$\psi_s = 2.5^\circ$			
	60km	90km	120km	150km	150km	180km	200km	250km
$\mu(\tau)/10^{-7}$	1.385	2.359	3.376	4.415	4.336	5.362	6.043	7.691
$\sigma^2(\tau)/10^{-14}$	0.945	2.762	5.762	9.697	9.368	14.25	17.92	27.57

表 3 为计算结果,从表中可以看出:在同一半功率波束宽度下,延时平均值 $\mu(\tau)$ 随收发站间的基线距离的增大而增大,延时方差 $\sigma^2(\tau)$ 同样随距离的增大而增加;比较距离为 150km 的不同波束宽度的结果可知,半功率波束宽度越大,延时平均值 $\mu(\tau)$ 和延时方差 $\sigma^2(\tau)$ 的值也越大。

4 结论

本文针对对流层散射传播的传播机制、传播特性以及对流层散射信号的谱特性进行了研究。介绍了 3 种散射传播机理,研究了传输损耗和慢衰落的预测模式,并在对流层散射信号传输函数的基础上,研究了其延迟功率谱特性。本文所研究的对流层散射传播特性为对流层散射通信系统总体设计提供了理论基础,在利用对流层双向时间比对技术,提高同步精度工程方面具有重要的理论意义。

参考文献:

[1] 张明高.对流层散射传播[M].北京:电子工业出版社,2004.
[2] 陈西宏,刘赞,刘强,等.对流层散射双向时间比对中对流层斜延迟估计[J].国防科技大学学报,2016,38(2):171-176.

[3] 丁雪丽,任香凝.对流层散射通信军事应用现状分析[J].外军电信动态,2010,34(5):43-45.
[4] 刘圣民,熊兆飞.对流层散射通信技术[M].北京:国防工业出版社,1982.
[5] 李引凡.对流层散射传播机制特性分析[J].空间电子技术,2010,7(1):1-4.
[6] 董坤.对流层通信技术研究[D].广州:华南理工大学,2011.
[7] 李磊,赵振维,吴振森,等.对流层散射最坏月转换模式研究[J].通信学报,2016,37(5):81-87.
[8] 唐李,张杰,皮羽茜,等.基于 MIMO 的对流层散射通信信道损耗研究[J].计算机科学,2016,43(3):99-102.
[9] 吴文溢,陈西宏,刘少伟.低仰角对流层散射斜延迟实时估计方法[J].电子与信息学报,2017,39(6):1326-1332.
[10] 刘强,孙际哲,陈西宏,等.对流层双向时间比对及其时延误差分析[J].测绘学报,2014,43(4):341-347.
[11] 刘继业,陈西宏,刘强,等.一种双基地雷达时间同步的新方法[J].电光与控制,2014,21(4):10-14.
[12] 徐鼎伟,沈力.对流层散射信道的多径时延差[J].无线电通信技术,1987,13(5):38-44.
[13] 胡茂凯,孙际哲,陈西宏,等.对流层散射衰落信道下正交频分复用系统性能[J].吉林大学学报(工学版),2013,43(1):239-243.

高精度、快速瞬态响应 LDO 电路设计^①

刘 智,姜洪雨,梁 希,葛 梅

(西安微电子技术研究所,西安 710065)

摘 要:文章设计实现了一款高精度、快速瞬态响应 LDO 电路。该设计采用高阶曲率补偿技术,以提高带隙基准电压的温度特性;采用多级熔丝修调技术,以提高基准电压和基准电流精度;采用调整管栅极寄生电荷泄放技术和负载电流泄放技术,以优化 LDO 快速瞬态响应特性。这里采用 0.6 μm Trench SOI CMOS 工艺设计、制造。测试结果表明,输出误差小于 1%,瞬态响应特性与国外产品相当。

关键词:LDO;带隙基准;高阶曲率补偿;快速瞬态响应

中图分类号:V443,TN43

文献标识码:A

文章编号:1674-7135(2018)05-0042-04

D O I:10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.006

Design and Implementation of a High Precision Fast Transient Response LDO

LIU Zhi,JIANG Hongyu,LIANG Xi,GE Mei

(Xi'an Institute of Microelectronics Technology,Xi'an 710065,China)

Abstract:The design of a high-precision fast transient response LDO is presented in this paper. High order curvature compensation technology is used to improve the temperature characteristics of the bandgap reference and the precision of the reference voltage and reference current were improved by multistage fuse trimming. To optimize the transient response, the parasitic charge discharge technology and load current discharge technology are used. The LDO has been implemented in a 0.6 μm Trench SOI CMOS process. The test results show that the output error is less than 1%, and the transient response characteristics are similar to those of foreign products.

Key words:LDO;Bandgap reference;High order curvature compensated;Fast transient response

0 引言

随着半导体工艺技术的飞速发展,集成电路的供电电压越来越低,这对电源的输出电压精度、响应速度、噪声性能等提出了越来越高的要求。低压差线性稳压器(Low Dropout Regulator, LDO)具有应用简单、低静态功耗、输出电压纹波小和噪声性能优等特点,在电子系统小型化产品领域得到了广泛的应用^[1-5]。如何进一步提高 LDO 的输出精度和瞬态响应性能,一直是现实应用中的迫切需求。

本文综合采用多种设计技术,设计实现了一款

高精度、快速瞬态响应 LDO 电路,可以满足市场对高精度、快速瞬态响应 LDO 电路的需求。

1 电路系统结构及关键电路设计

1.1 LDO 电路结构

设计的 LDO 电路的输入电压为 2.8V~10V,输出为 1.8V,负载电流为 1A,其原理如图 1 所示。电路采用带隙基准,为整个芯片提供参考电压及偏置电流;功率器件采用 PMOS 晶体管、两级误差放大器 and 缓冲驱动电路;电路内部集成热关断、输出电流限

^① 收稿日期:2018-05-29;修回日期:2018-07-22。

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61172169)

作者简介:刘智(1972—),博士/研究员,主要从事电源管理集成电路的设计研究。E-mail:liuzhi6048@126.com

制、RESET 延迟等可靠性功能。

1.2 高精度基准电路设计

基准模块是 LDO 的核心模块,为整个电路提供基准电压与电流。基准电压的精度直接决定其输出精度^[5]。为提高基准电压和电流精度,一是设计了高阶温度补偿电路,对基准电压进行温度校正;二是设计了基准电压和基准电流多级修调,以提高基准电压和基准电流的初始精度。高精度带隙基准包括 PTAT 产生电路、基准核心产生电路、二次曲率补偿电路及基准电流产生电路等。基准核心电路如图 2 所示。

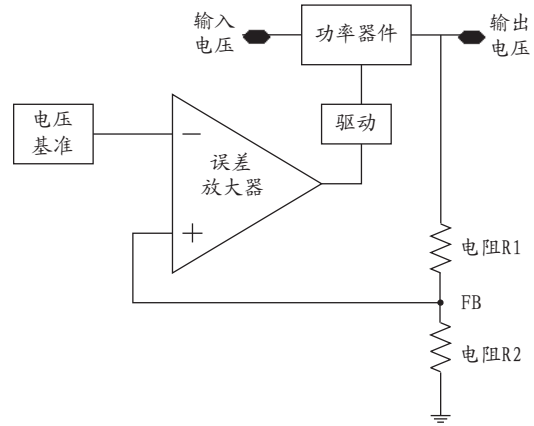


图 1 LDO 电路原理图

Fig.1 Diagram of the LDO

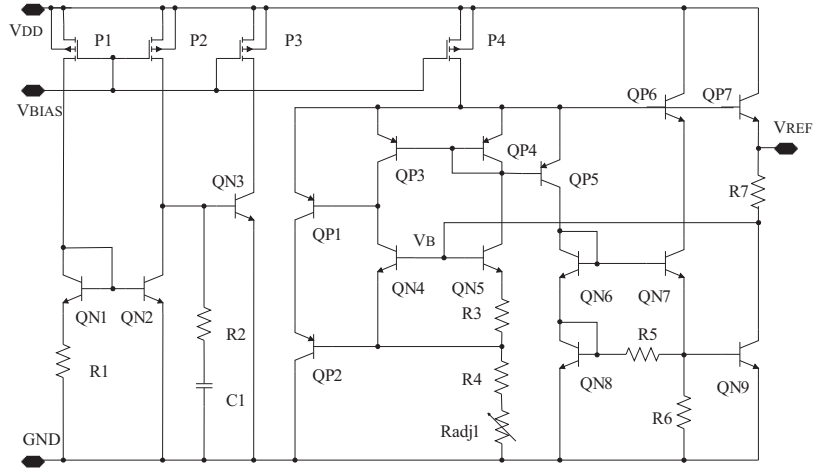


图 2 基准电路原理图

Fig.1 Schematic of Reference

1.2.1 PTAT 电流产生电路设计

如图 2 所示,PTAT 电流产生电路由 MOS 晶体管 P1、P2,双极晶体管 QN1、QN2 和电阻 R1 组成,为基准电压核心电路提供偏置。P1、P2 的 W/L 相同,栅压相同,因此,流过 QN1、QN2 集电极的电流也相同,且由于 QN3 的钳位作用,致使它们的集电极电压也相同。经推导得到电流 I_0 的值:

$$I_0 = \frac{V_T \ln n}{R_1} = \frac{kT \ln n}{q R_1} = \left(\frac{k \ln n}{q R_1} \right) T = K_0 T \quad (1)$$

其中, k 为玻尔兹曼常数, q 为电子电荷, $K_0 = k \ln n / q R_1$ 是与温度无关的常数,从式(1)可以看出流过 R1 的电流为 PTAT 电流。

1.2.2 基准核心产生电路设计

如图 2 所示,基准核心电路由双极晶体管 QP1、

QP2、QP3、QP4、QN4、QN5 及电阻 R3、R4、Radj1 构成。QP3、QP4 具有相同的发射极面积,流入 QN4、QN5 的电流相等,且由于 QP1、QP5 管的钳位作用,所以, QN4、QN5 的集电极电位相同。可得 QN4 的基极电压 V_B 的表达式为:

$$V_B = V_{BE4} + 2I_0(R_4 + R_{adj1}) = V_{BE4} + \frac{2(R_4 + R_{adj1}) \ln n}{R_3} V_T = V_{BE} + K V_T \quad (2)$$

其中, $K = 2(R_4 + R_{adj1}) \ln n / R_3$ 是常数。

在上式中,已知第一项 V_{BE} 具有负温度系数,第二项具有正温度系数,因此,设定合适的 K 值就可以实现零温度系数,从而实现基准温度特性的最优化。 R_{adj1} 为可调电阻网络,通过四级熔丝修调,基准电压初始精度可达 3mV。

1.2.3 二次曲率补偿电路设计

二次曲率补偿电路由双极晶体管 QP5、QP6、QN6、QN7、QN8、QN9 及电阻 R5、R6 构成,流过 QN9

$$\begin{aligned} V_{REF} &= V_B + R_7 I_{C9} \\ &= V_{BE4} + 2I_0(R_4 + R_{adj1}) + R_7 I_{C9} = V_{BE4} + \frac{2(R_4 + R_{adj1}) \ln n}{R_3} V_T + R_7 I_{C9} \\ &= V_{BE} + KV_T + RI_{PTAT}^2 \end{aligned} \quad (3)$$

由式(3)可以看出,基准表达式中的最后一项起到了二次曲率补偿的作用。

1.2.4 低压电流基准设计

基准最小工作电压为 2.8V,受采用的 SOI 工艺 NMOS 管性能限制, V_{DS} 偏大,使得 QN1 进入深度饱和区,破坏了电路正常的静态工作点,致使电路性能异常。因此设计了低压电流基准,如图 3 所示。N 型耗尽管 N1、QN3、QN4 构成恒流源,对 QN2 进行偏置。QN2 将 QN1 的集电极抬高一个 BE 结电压,使 QN1 进入放大区,同时通过电流镜的反馈作用,使基准电流保持恒定。

通过三级熔丝修调来调整基准电压和电流的精度。图 2 中的 R_{adj1} 和图 3 中的 R_{adj2} 为可调电阻网络,通过晶圆中测在线修调,基准电压精度可达 $\pm 0.5\%$,基准电流精度可达 $\pm 0.5\mu A$ 。

1.3 误差放大器及驱动电路设计

误差放大器采用两级放大结构,第一级为跨导运算放大器,采用此结构的跨导运算放大器可以使电路尽可能地工作在低压条件下(2.8V)。误差放大器的反相端接带隙基准输出(带隙基准经低通 RC 滤波后输出),同相端接 FB 反馈端,对输出信号进行采样,以便控制整个环路。

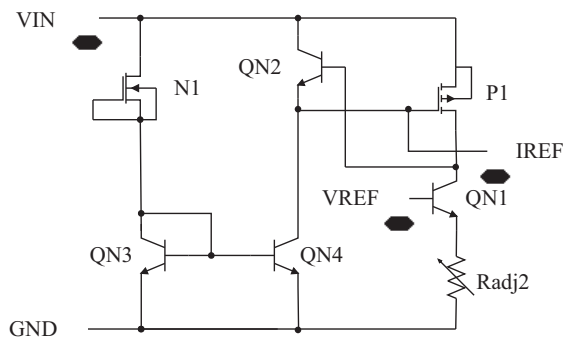


图 3 低压电流基准电路

Fig.3 Schematic of the low voltage Current Reference

在误差放大器与输出功率之间插入一级缓冲驱

动的集电极电流与温度成平方关系。通过控制 R6 的大小,可以改变温度曲线的曲率。因此,基准电压 V_{REF} 可以表示为:

动电路,将功率输出管与误差放大器的高阻抗输出端隔离,可以提高功率管栅极电容引入极点的频率,并且增强了对功率管栅极的驱动能力。

1.4 瞬态增强电路设计

假设负载电流发生突变的阶跃时间小于 LDO 单位增益的倒数,则当负载电流由低到高阶跃变化时,未经瞬态响应补偿的 LDO 只有通过慢速反应通路对功率管的栅极进行放电,其速度取决于充放电电流的大小,以便使功率管具有相应的电流驱动能力。在功率管的栅电压变化到预定值之前,负载从输出电容提取电荷,以提供功率管所不能提供的那部分电流,从而导致稳压器输出电压下降;当负载电流由高到低跳变时,功率管未能及时减小向负载提供的电流,多余的电流将流向输出电容,导致输出电容由于充电而使电压上升^[6-8]。为提高 LDO 电路的瞬态响应,设计了瞬态增强电路,包括功率管栅极寄生电荷泄放电路和负载电流泄放电路。

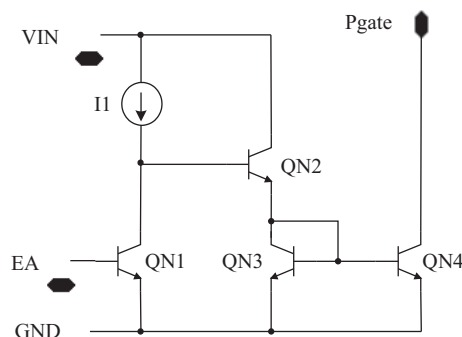


图 4 功率管栅极寄生电荷泄放电路

Fig.4 Schematic of the parasitic charge discharge circuit

功率管栅极寄生电荷泄放电路如图 4 所示,流过 QN1 的电流为缓冲器中对输出电压采样电流的镜像,QN4 的集电极与功率管的栅极相连。电路稳定时,流过 QN1 的电流与 I_1 相等,QN2 关闭,QN3 及 QN4 中无电流流过,此时该电路不工作。当负载电流由低到高突变时,输出电压下降,采样电流减

小,流过 QN1 的电流减小,电流 I_1 大于 QN1 的电流,多余的电流流入 QN2 的基极,QN3、QN4 的电流镜中有电流流过。这时形成了一条从功率管栅极通过 QN4 到地的通路,可以将功率管栅极中的寄生电荷迅速泄放掉,将栅极电压降到预定值,进而提供负载所需的电流。

负载电流泄放电路如图 5 所示,流过 QN1 的电流为缓冲器中对输出电压采样电流的镜像,QN2 的集电极与输出相连。电路稳定时,流过 QN1 的电流与 I_1 相等,QP1、QN2 关闭,该电路不工作。当负载电流由高到低突变时,输出电压升高,采样电流增加,流过 QN1 的电流增加,电流 I_1 小于 QN1 的电流,此时从 QP1 中拉出电流,将 QP1、QN2 开启。这时,形成了一条从输出到通过 QN2 到地的电流通路,将多余的电流流向地,从而稳定输出电压。

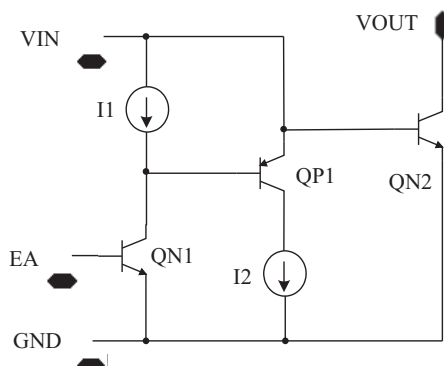


图 5 负载电流泄放电路

Fig.5 Schematic of the load current discharge circuit

2 电路验证

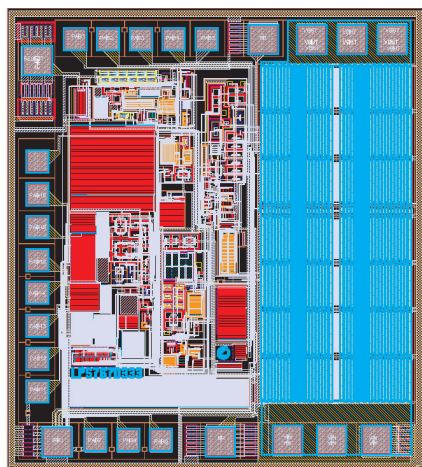


图 6 电路版图

Fig.6 The micrograph of LDO

基于 $0.6\mu\text{m}$ SOI CMOS 工艺完成了 LDO 电路的设计和制造。LDO 电路的芯片照片如图 6 所示。该电路在三温 (-55°C 、 25°C 、 125°C) 下的测试结果表明:电路的输出最小值为 1.804V ,最大值为 1.814V ,误差为 10mV ,小于 1% ,瞬态响应特性与国外产品相当。

3 结论

本文综合采用多种技术手段,完成了一款高精度、快速瞬态响应的 LDO 电路设计。采用高阶速率补偿,提高带隙基准电压的温度特性;采用多级熔丝修调技术,提高输出电压和电流精度;采用调整管栅极驱动技术和负载电流泄放技术,以优化快速瞬态响应特性。文中采用 $0.6\mu\text{m}$ Trench SOI CMOS 工艺设计、制造。三温测试结果表明:输出误差小于 1% ,瞬态响应特性与国外产品相当。

参考文献:

- [1] Hu J and Ismail M. CMOS high efficiency on-chip power management[M]. Springer, New York, USA, 1st edition, 2011.
- [2] Guo J P. A 25mA CMOS LDO with -85dB PSRR at 2.5MHz [C]. IEEE Asian-solid-state circuits conference, 2013:381-384.
- [3] Hoon S K, Chen S, Maloberti F, et al. A Low Noise, High power supply rejection low dropout regulator for wireless System-on-Chip applications[C]. IEEE Custom Integrated Circuits Conf., 2005, (9): 754-757.
- [4] Tong X Y, Sun T T. A programmable multi-output technique in LDO regulator for multi-reference SAR ADC application [J/OL]. International Journal of Electronics, 2017, 104(3): 528-538.
- [5] Rincon-Mora G A, Allen P E. A low-voltage, low quiescent current, low drop-out regulator[J]. IEEE J. Solid-State Circuits, 1998, 33(1): 36-44.
- [6] Luo J, Batarseh I, Gao X F, et al. Transient current compensation for low-voltage high-current voltage regulator modules [C]. APEC. Seventeenth Annual IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition, 2002(1): 223-228.
- [7] 周朝阳, 冯全源. 一种加入动态补偿电路的快速响应 LDO 设计[J]. 半导体技术, 2015(10): 739-743.
- [8] 何泽炜. 一种快速瞬态响应、高效率、高稳定性 LDO 芯片的设计[D]. 成都: 电子科技大学, 2015.

一种基于卫星天线指向的地面站高度修正方法^①

晁 宁¹, 罗晓英², 刘 鹏¹, 杨新龙¹

(1. 中国空间技术研究院西安分院, 西安 710000; 2. 西安电力电子技术研究所, 西安 710077)

摘 要:为了解决非合作地面目标的精确高度确定和星间通信链路故障分析问题,文章通过结合地球扁率特性和目标可见性分析结果,提出了一种根据星载天线指向转角计算地面测站大地坐标系位置的方法。在考虑地球系统岁差章动的影响下,该方法将数据反向推算到地球固连坐标系内,并通过矢量模选择策略和高度迭代算法,不断提高所求测站的经纬高精度。在解决了天线转角缺少指向矢量绝对长度信息的情况下,指向矢量存在共轭模的选择问题,并能够准确地确定地面站高度。该方法为星地数传通信链路分析提供了更独立准确的指导信息,同时也为非合作地面目标的在轨信息获取提供了解决方案。该方法需要卫星提供准确的指向角度信息和卫星姿态,并需要对轨位信息进行格式转换,这给适用范围带来了一定的局限性。

关键词:经纬度;星载天线;指向;修正迭代

中图分类号:V443.4

文献标识码:A

文章编号:1674-7135(2018)05-0046-04

D O I:10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.007

A Height Correcting Algorithm for Ground Facility Based On Satellite Antenna Pointing

CHAO Ning¹, LUO Xiaoying², LIU Peng², YANG Xinlong²

(1. China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710000, China;

2. Xi'an Power Electronics Research Institute, Xi'an 710177, China)

Abstract: In order to solve the problem of accurate height determination of non-cooperative targets and satellite-to-earth data transmission link malfunction analyzing, combined with analyzing results of compression the earth and target visibility, the method of calculating ground facilities position under geodetic coordinate system is proposed based on satellite antenna pointing angles. With consideration of effect of precession and nutation in the Earth system, the method calculates data into ECF frame and promotes position accuracy of facilities by vector modulus choosing strategy and height iterative algorithm. The method solved the problem of choosing conjugate modulus of pointing vector to calculate facilities height accurately under the circumstances of antenna rotating angles with no information of pointing vector modulus. This method provides more independent and precise guidance information for satellite-to-earth data transmission link analyzing, and solution for on-orbit information obtaining of non-cooperative ground targets. However, the method is constrained in some area in point because of necessary information of pointing angles and satellite attitude and format conversion of orbit position.

Key words: Latitude and longitude; Satellite antenna; Pointing; Correcting iterative

0 引言

为成熟。我国常用的对地高速数传卫星如尖兵、高轻型星载天线对地面站的指向计算方法已经较

^① 收稿日期:2018-01-23;修回日期:2018-04-19。

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11290154)

作者简介:晁宁(1982—),男,博士,工程师,主要研究方向:星载天线控制系统及波束指向算法研究。

E-mail:lxingl@163.com

分系列卫星等,均已在轨成功稳定运行。但是,由于通信轨迹、通信的覆盖区域分析以及排故等某些分析需要,要根据当前卫星的指向信息及姿态反向,计算出通信波束所指区域地理经度、纬度和高度的信息集合。由于指向角缺少矢量的绝对长度信息,导致地面站在推算高度时存在共轭模不确定的问题,需要采用一定措施来弥补。目前确定地面测站的方法较多。空间大地测量技术(VLBI、LLR、SLR 和 GPS 等)的发展使得地面确定测站的大地球面坐标变得更为准确便利。在大地网边缘以及某些中远程武器发射等应用中,还可以使用天文测量,但需要借助经纬仪等外部设备完成。朱永兴介绍了天文测量室内仿真系统原理和天文经纬度测量流程^[1]。但是,地面测站的天文经纬度与对应的地理经纬度相比,缺少了地球系统的相关信息,如未考虑由于引力摄动引起地球自身非匀速自转而带来的岁差影响、自转轴进动的章动影响以及地球不同纬度区和不同扁率引起的地心纬度以及地理纬度的偏差等^[2]。此外,还有通过卫星遥感图像信息进行经纬度推算的方法。在利用系统自身信息计算经纬度方面,张金金提出了图像坐标转行算法,实现了依靠航拍图像计算出某像素点的经纬度信息^[3]。但由于信息量不足,无法根据图像获得地面点的高度信息。同时,由于图像的边缘畸变,无法进行大范围准确的经纬度推算。

1 星载天线对地指向及反向计算流程

通常,星载天线对地指向的流程如图 1 所示^[4,5]。

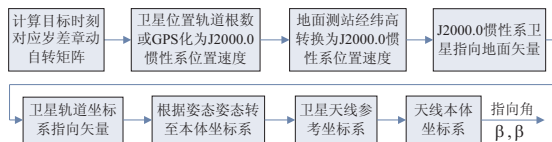


图 1 星载天线对地指向流程

Fig.1 Flow diagram of satellite antenna pointing to ground

根据上面的计算流程可知,如果需要根据 XY 型机构天线指向角度 $\alpha\beta$ 得到所指向地面位置的经纬高,还需要当前用户星的位置信息和当前时刻。这些信息都可以通过整星的数据总线遥测获得。但是在正向计算指向第 4 步时,用户星与地面站位置的矢量模的信息被标准化为模 1 的单位指向矢量,

该步处理方式导致了矢量模信息的丢失。

因此,在通过指向角以及卫星轨道历元、位置及姿态信息反向计算测站经纬度时,存在确定指向矢量模的问题。只有当指向矢量恰好与地球表面相切时,矢量模才具有唯一性。但由于地球切线情况少而且由于地面地形的影响,单值矢量模的发生几率会很小,大多数情况均为共轭模状态^[6]。这样就存在共轭矢量模如何确定的问题。

2 指向矢量模的确定和高度迭代

另外,通过卫星天线指向反向计算地面测站位置的过程中,确定共轭模的前提是确定地球半径初值,并在迭代过程中不断修正地球半径。这就要求计算时同时兼顾测站地理纬度变化引起当地测站地心距的变化问题。

反向计算出指向矢量 r_p 模 λ 的方法,以及卫星地心矢量、地面测站地心矢量和指向这 3 个矢量关系图如图 2 所示。

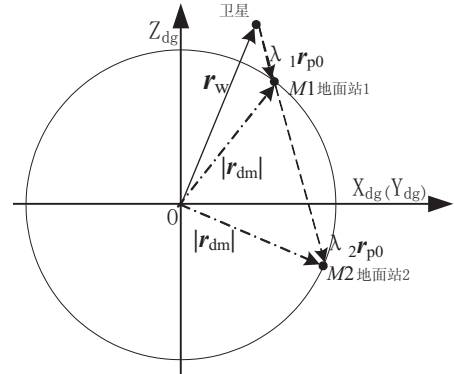


图 2 三矢量关系图

Fig.2 Three-dimensional vector relation diagram

图中已知 r_w 、 r_{p0} 以及 $|r_{dm}|$; 由于指向矢量 r_{p0} 长度不确定,选择不同的 $|r_{dm}|$ 会得到不同的指向矢量的模 λ 。假设地面站高度为 0,取 $|r_{dm}|$ 为地球平均半径 $\bar{a}_e = 6371004\text{m}$ 。

从矢量关系图可知 $r_{dm} = r_w + r_p$, 因此有 $|r_{dm}| = |r_w + r_p|$ 。取

$$r_w = [r_{wx} \quad r_{wy} \quad r_{wz}]^T, r_p = \lambda [r_{pox} \quad r_{poy} \quad r_{poz}]^T$$

则有

$$(r_{pox}^2 + r_{poy}^2 + r_{poz}^2)\lambda^2 + (r_{wx}r_{pox} + r_{wy}r_{poy} + r_{wz}r_{poz})\lambda + (r_{wx}^2 + r_{wy}^2 + r_{wz}^2) - |r_{dm}|^2 = 0 \quad (1)$$

令

表 1 轨道根数及历元

Table 1 Orbit elements and epoch

项目/单位	数值
半长轴/m	6994520.0
偏心率	0.000596
轨道倾角/°	97.894289
升交点赤经/°	109.210
近地点角距/°	270.001
真近点角/°	180.0

表 2 每次迭代计算结果

Table 2 Result of Iterative Computation

次数	经度/°	纬度/°	高度/m
1	39.77523617354	8.692965507875	6653.055889361
2	39.82057011612	8.568282016147	15.21000177506
3	39.82066307065	8.568026271686	1.545957850292
4	39.82066325998	8.568025750800	1.518127489835
5	39.82066326036	8.568025749739	1.518070804886
6	39.82066326036	8.568025749737	1.518070691265
7	39.82066326036	8.568025749737	1.5180706912652

从表 2 结果可以看到,迭代 7 次即得到逐渐稳定的测站经纬高数据,序列具有很好的收敛性。经纬度的迭代精度高于 $1 \times 10^{-10}^\circ$,高度迭代偏差小于 2m。如果不采用高度迭代处理,测站高度的计算结果为表 2 中的第 1 行,这与实际的测站高度相差很大。通过分析可知,制约地面测站经度、纬度和高度解算的主要因素是指向矢量模的二值性以及地球形状的不规则性。因此,在引入了高度选择判断决策和高度迭代思路后,算法能够不断更新修正解地心距并计算出地面站海拔高度。

5 结论

本文提出了一种地面测站高度的迭代确定方法。该方法利用星载天线指向角度,反向计算出地面站初始经纬高数据,并通过地球扁率与高度判断决策来不断迭代,以确定最终的目标高度。通过将仿真结果与三方软件 STK 仿真结果对比,利用卫星天线确定地面站高度的迭代方法有效准确。对于非合作地面目标的测量分析及对地通信范围分析,仅需要卫星整星遥测数据就能独立完成,算法简单且具有较高的实用性,可以用于对非合作地面目标甚至高度低于己方目标的位置确定,对于路径分析、碰撞预警及实时打击都具有适用性。

参考文献:

[1] 朱永兴,张超,詹银虎.天文经纬度仿真测量精度分析[J].测绘科学技术学报.2014,31(4):359-362.

[2] 张金金,梁洪有,陈兴峰.像平面坐标到经纬度坐标的转换[J].地理空间信息.2010,8(1):63-66.

[3] 武琳.基于太阳阴影轨迹的经纬度估计技术研究[D].天津大学.2010.

[4] 高照照,杨慧.卫星锐波束天线指向算法及仿真[J].中国空间科学技术.2008,4(2):60-65

[5] 吴刚,张文雅,何伟平.中继卫星跟踪航空器的星间天线指向控制算法研究[J].飞行器测控学报,2009,28(6):23-27.

[6] Sieu K J, Mathur D. A USB command link via TDRSS to satellites and possibly space launch vehicles[C]. AIAA. Proceedings of the 26th International Communications Satellites System Conference, San Diego, California USA: AIAA.2008:5408-5418.

[7] 万小平.一种天线指向机构的指向精度分析[J].空间电子技术,2016,(5):71-75

一种多极化天线的设计^①

谢 辉

(空军驻京西地区军事代表室,北京 100040)

摘 要:为了增强信道容量和提高极化信息利用能力,文章设计了一种多极化天线。首先,基于口径耦合馈电技术,优化设计了一种改进的H形线极化缝隙耦合天线;其次,在馈电层设计了单馈线和3dB分支线耦合器作为多极化天线的馈电电路;最后,通过不断优化设计,构建了多层缝隙耦合多极化天线,天线的线极化激励端口采用单馈线形式,左旋/右旋圆极化特性由3dB分支线耦合器来实现。对设计的多极化天线进行了制作和测试,测试结果表明,整个多极化天线的阻抗带宽为12.8%,线极化与圆极化端口之间的隔离度大于15.8dB,圆极化端口之间的隔离度在大部分频段内大于15dB,匹配和辐射特性良好。天线具备线极化、左旋圆极化和右旋圆极化3个极化特征,在雷达和通信领域具有一定的应用前景。

关键词:多极化;缝隙耦合;天线

中图分类号:TN821+.1

文献标识码:A

文章编号:1674-7135(2018)05-0050-06

D O I:10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.008

Design of a Multi-polarization Antenna

XIE Hui

(Air Force Military Representative Office of Jingxi Region, Beijing 100040, China)

Abstract: In order to enhance signal capacity and improve the utilization of polarization information, a multi-polarization antenna is proposed in this paper. Firstly, based on the aperture-coupled feed technology, the modified H-shape linear polarization slot-coupled antenna is under optimum design. Then, the single feed line and the 3dB branch line coupler are designed as the feed circuit. Lastly, the multi-polarization antenna is constructed through continuous optimum design. The single feed line port is adopted as the linear polarization excitation port. The left-hand and right-hand circular polarization characteristics are realized by the 3dB branch line coupler. The antenna is fabricated and measured. The measured results have demonstrated that the impedance bandwidth can be up to 12.8%. The isolation between the linear polarization port and circular polarization ports is better than 15.8dB while the isolation between circular polarization ports is greater than 15dB during the major frequency band. Meanwhile, the antenna exhibits excellent match and radiation characteristics during the operated frequency band. The antenna considered here is provided with linear polarization, left-hand circular polarization and right-hand circular polarization, which can be found application in radar and communication systems.

Key words: Multi-polarization; Slot coupling; Antenna

0 引言

在以电子对抗为主要特征的现代战争中,雷达的工作功能受到了很大限制,仅仅利用幅度、相位和频率信息难以有效保证雷达的电子对抗能力;而极化信息的利用可以有效提高雷达的抗干扰、目标检

测和识别能力^[1]。当天线工作于多极化模式时,能够实时测算出目标的极化散射矩阵和最佳极化值,获取最强目标回波,从而增强目标探测能力。在干扰为单一极化的情况下,多极化天线只要改变天线的极化状态使其正交,就可以最大程度地抑制干扰。

① 收稿日期:2018-04-19;修回日期:2018-08-06。

作者简介:谢辉(1984—),硕士,研究方向:天线设计与装备技术管理工作。E-mail:xh.050101@163.com

在移动通信和物联网技术中,多极化天线实现了天线单元的复用,不但能够有效增加信道容量,而且能够大幅降低系统的体积和成本。因此,开展多极化天线的研究具有非常重要的意义。

近年来,双极化或多极化天线引起了国内外学者的广泛关注^[2-10]。查阅国内外的相关文献,实现多极化的方式主要有两种:一种是辐射单元具有可重构形式,通过改变天线单元的电流方向来控制天线的极化特性^[2,3];另一种是馈电网络具备可重构能力,进而改变天线的极化特性^[4,5]。在大多数文献中,设计的天线均为双极化天线,天线可在两种极化状态下进行切换^[4,6];少数天线实现了3种以上的极化状态^[2,3,5,9]。在相关研究中,大多数学者倾向于采用MEMS开关或晶体管开关等有源器件,通过控制电路的通断实现天线的极化切换。这种设计会使用大量的集总元件,配置庞大的偏置电路,使得天线结构复杂,制作成本大幅增加。

本文设计了一种具有三重极化功能的天线,具备线极化、左旋圆极化和右旋圆极化3种基本极化模式切换功能。天线辐射部分采用单贴片形式,馈电部分采用直馈和3dB分支线耦合器。测试结果表明,多极化天线的阻抗带宽为12.8%。在整个考察频带内,端口1与端口2及端口1与端口3的隔离度均大于15.8dB,端口2与端口3的隔离度在2.86GHz~3.33GHz的频带内大于10dB,在大部分频带内大于15dB,在频率3GHz处达到了20dB。天线不需要任何的偏置网络,具有加工制造容易、成本低等优点。

1 线极化天线设计

在平面微带天线的设计中,基本的馈电技术主要有4种:共面馈电、同轴馈电、口径耦合及邻近耦合。在不引入控制电路的情况下,共面馈电和同轴馈电不能使单贴片天线实现多极化工作;而采用邻近耦合馈电的单贴片天线的工作带宽一般较窄。因此,采用耦合馈电是实现多极化工作的有效途径。考虑到天线的综合性能,本文采用口径耦合技术来设计单贴片多极化天线。

缝隙耦合微带天线由D.M.Pozar于1985年首次提出,天线具有易于组阵、便于集成等优点^[11],但天线的工作频带较窄。文献[12]通过调整耦合贴片的尺寸,使得贴片的谐振频率与缝隙的谐振频率靠近,

展宽了天线的阻抗带宽。针对这一问题,文献[13]通过改变缝隙尺寸,使得缝隙的谐振频率远离天线的工作频率,然后采用层叠技术对天线带宽进行了展宽。

在相关文献的基础上,本文设计了一种改进的H形缝隙耦合天线,通过调整尺寸,使得缝隙的谐振频率与耦合贴片的谐振频率靠近,从而实现了较宽的工作频带。

图1为缝隙耦合天线的结构示意图,为了减小天线尺寸,便于设计多极化天线,将H形缝隙的两臂进行了弯折处理。

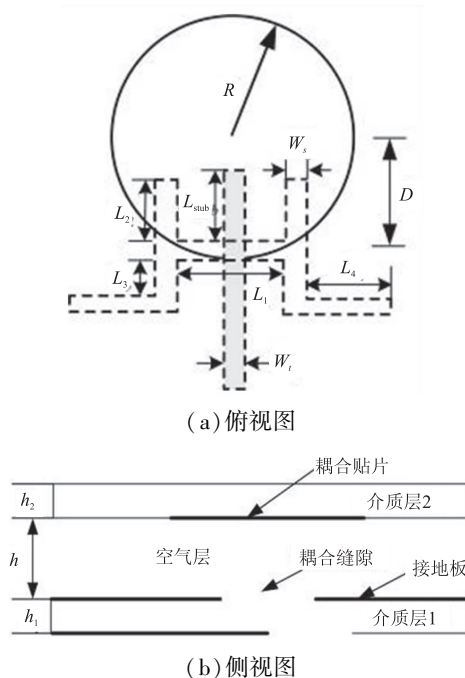


图1 天线结构图

Fig.1 Structure of antenna

图2为空气层厚度变化对天线谐振性能的影响。当空气层厚度 h 从3mm增加到6mm时,天线的两个谐振频率点相互靠近,同时在频带内出现。此时,天线带宽得到了拓展。当由3mm向9mm增加时,两个谐振点彼此相互分离,在频带范围内,只有单个谐振点,带宽也有所减小。引入空气层,相当于降低了天线的平均介电常数,从而减小了 Q 值,使天线的工作频带变宽。因此,引入空气层可以有效提高天线带宽。可以看出,当空气层厚度 $h=6\text{mm}$ 时,天线性能最佳。

图3为缝隙中心偏离贴片天线中心的距离变化

对天线谐振性能的影响。当中心距离 D 从 21.5mm 减小到 17.5mm 时,天线的两个谐振带点逐渐分离,即高频谐振点向高端移动,低频谐振点向低端移动。当中心距离 D 继续减小,由 17.5mm 减小到 13.5mm 时,依然保持这种变化趋势。因此,通过调整其他结构参数,天线可以工作在较宽频带内。本文利用线极化天线设计多极化天线,当中心距离 D 减小时,多极化天线端口间的隔离度会随之降低。在设计线极化天线时,要综合考虑天线的结构参数,以获得多极化天线的最优性能。因此,中心距离取 21.5mm。

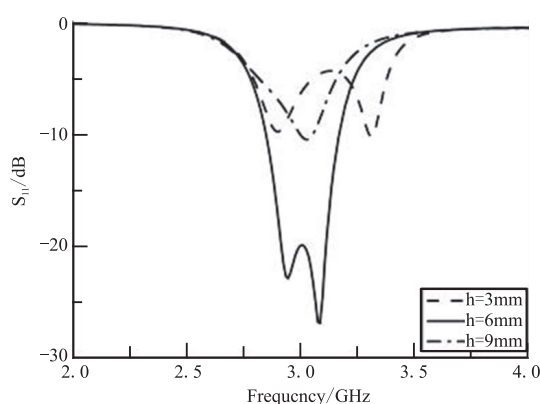


图2 h 变化对天线谐振特性的影响

Fig.2 Effect of h change on resonance performances

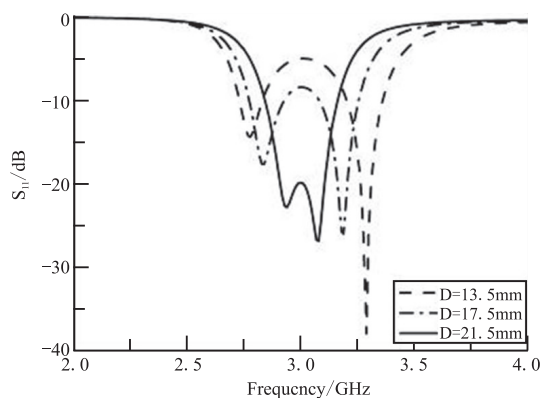


图3 D 变化对天线谐振特性的影响

Fig.3 Effect of D change on resonance performances

通过参考文献[14,15],在保证总体性能的情况下,借助仿真软件 Ansoft HFSS 完成了对线极化天线的优化设计。获得的最佳天线结构参数为: $R = 22.5\text{mm}$, $D = 21.5\text{mm}$, $W_s = 1\text{mm}$, $L_1 = 10\text{mm}$, $L_2 = 4.5\text{mm}$, $L_3 = 5\text{mm}$, $L_4 = 5\text{mm}$, $L_{stub} = 2.5\text{mm}$, $W_f = 2.2\text{mm}$, $h = 6\text{mm}$ 。图4为所示线极化天线的反射系数仿真结果,在 2.85GHz~3.16GHz 的频段内,反射

系数小于 -10dB,阻抗带宽为 10.3%,其中,大部分频段内的反射系数在 -20dB 以下。可以看出,天线在较宽的频带内具有良好的驻波特性。

图5为 $f_0 = 3\text{GHz}$ 处天线的方向图仿真结果。从图5可以看出,天线方向图曲线光滑对称,辐射特性良好。由于缝隙的存在,天线后向辐射较大,可通过加载反射面来减低后向辐射,以提高天线的前后比。

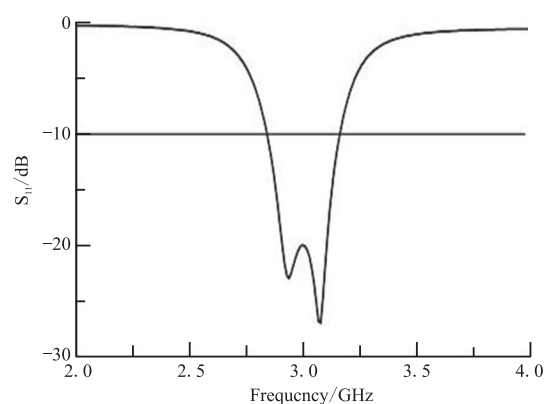


图4 线极化天线反射系数仿真结果

Fig.4 Simulation results of reflection coefficient of linear-polarization antenna

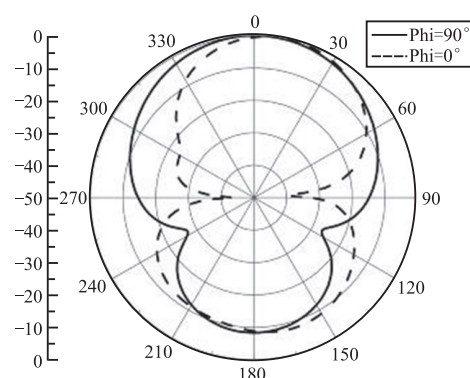


图5 线极化天线方向图仿真结果

Fig.5 Simulation results of radiation pattern of linear-polarization antenna

2 多极化天线设计

图6为分支线耦合器结构图;图7为耦合器的S参数仿真结果;图8为耦合器的幅度不平衡度和相位不平衡度仿真结果。从图7可以看出,耦合器在 2.49GHz~3.51GHz 的频段内,端口1的反射系数小于 -10dB,其中,在 2.85GHz~3.18GHz 的频段内,反射系数在 -20dB 以下;端口1和端口4的隔离度在 2.37GHz~3.65GHz 的频段内大于 10dB,在

2.83GHz~3.17GHz 的频段内,隔离度在 20dB 以上。在 2.77GHz~3.41GHz 的频段内,耦合器的传输损耗小于 0.63dB。从图 8 可以看出,在 2.78GHz~3.67GHz 的频段内,耦合器的幅度不平衡度小于 0.55dB;在 2.82GHz~3.45GHz 的频段内,耦合器的相位不平衡度小于 1° 。计算结果表明,耦合器具有良好的工作性能,可以作为多极化天线的馈电网络。



图 6 耦合器结构图

Fig.6 Structure of coupler

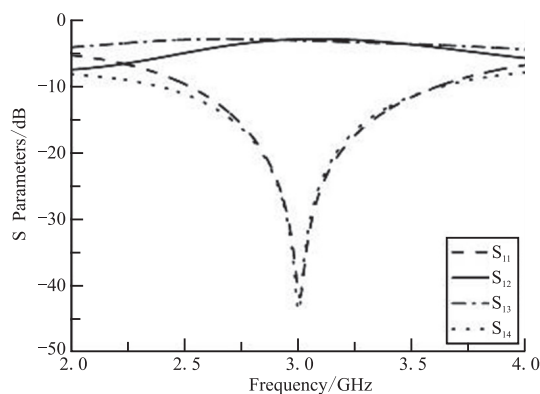


图 7 耦合器 S 参数仿真结果

Fig.7 Simulation results of S parameters

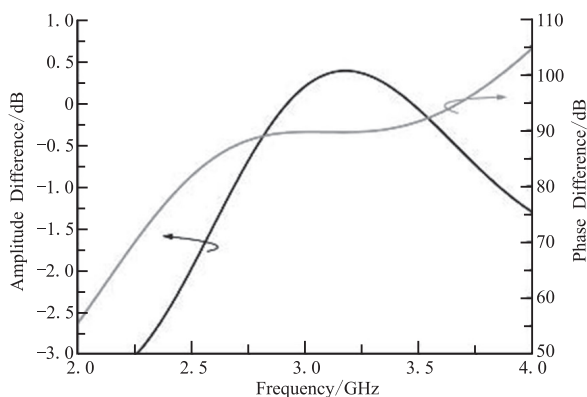
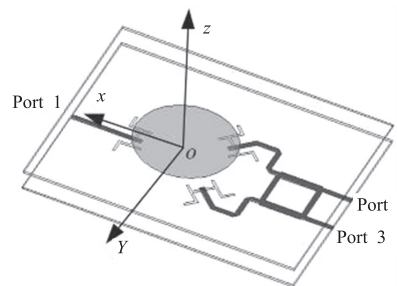


图 8 耦合器不平衡度仿真结果

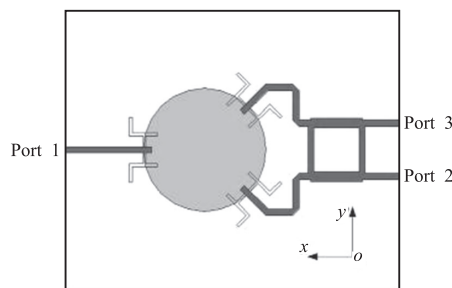
Fig.8 Simulation results of imbalances

图 9 为多极化天线结构图,其中,端口 1 为线极化端口,端口 2 为左旋圆极化端口,端口 3 为右旋圆极化端口。图 10 为多极化天线结构示意图,天线的左旋和右旋圆极化特性由传统的 3dB 分支线耦合器

来实现。图 10(a)、(b)为缝隙耦合馈电电路介质板的正反两面;图 10(c)、(d)为天线的辐射贴片部分,两块介质板之间空气层的厚度为 6mm,通过采用介质柱的支撑来保证空气的厚度;图 10(e)为多极化天线组装实物图。



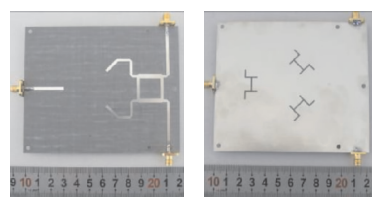
(a) 三维图



(b) 底视图

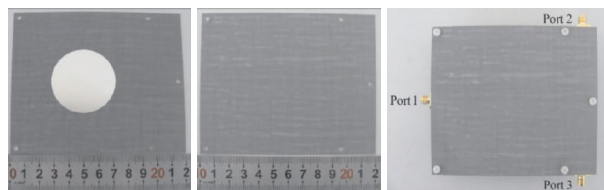
图 9 多极化天线结构图

Fig.9 Structure of multi-polarization antenna



(a)

(b)



(c)

(d)

(e)

图 10 多极化天线实物图

Fig.10 Practicality of multi-polarization antenna

图 11 为天线反射系数测试结果,图 12 为端口隔离度测试结果。端口 1 的频率范围为 2.92GHz~3.32GHz,端口 2 和端口 3 的频率范围为 2.5GHz~4GHz,整个多极化天线的阻抗带宽为 12.8%。在整

个考察频带内,端口1与端口2、端口1与端口3的隔离度均小于15.8dB,端口2与端口3的隔离度在2.86GHz~3.33GHz的频带内大于10dB,其中,在大部分频带内大于15dB,在频率3GHz处达到了20dB。在工作频带外,端口2与端口3的隔离特性会变差,这是由分支线耦合器的特性决定的。

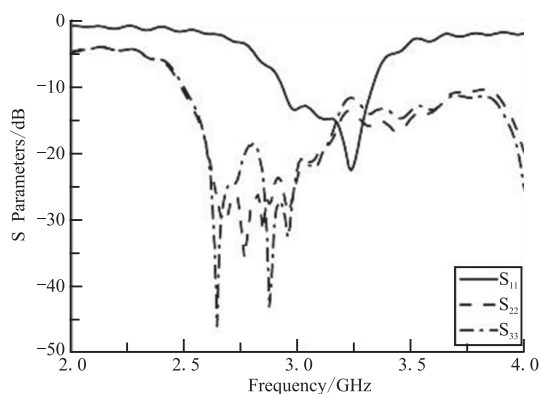


图11 多极化天线反射系数实测结果

Fig.11 Measured results of reflection coefficient of multi-polarization antenna

图13~图15分别为端口1~端口3激励时天线辐射特性的仿真结果。天线方向图测试选取的频

点为3.1GHz,轴比、增益和前后比的测试频点为2.9GHz、3GHz、3.1GHz、3.2GHz和3.3GHz。可以看出在工作频带内,天线的轴比均小于3dB。如图13所示,线极化端口激励时,天线方向图的最大辐射方向具有一定的偏移和不对称性,这主要是由天线的结构不对称引起的。由于天线为缝隙结构,后向辐射较大,可采用金属板或者高阻抗电磁表面作为反射板来提高天线的前后比。总体而言,天线具有良好的辐射特性。

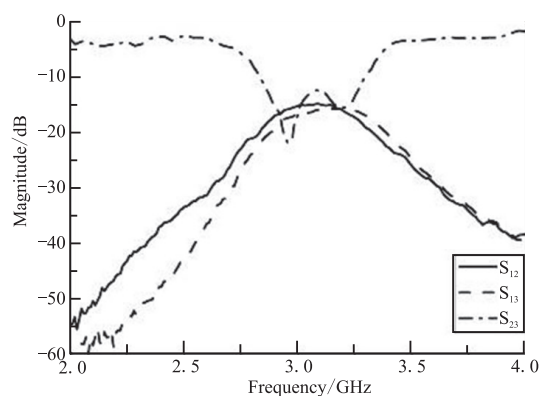
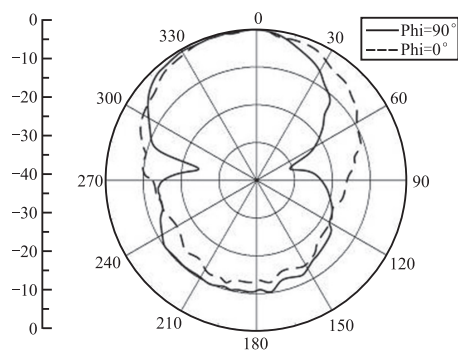
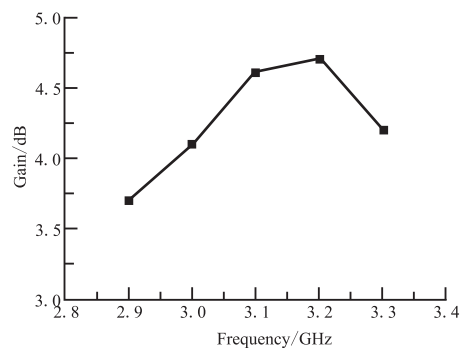


图12 多极化天线端口传输系数实测结果

Fig.12 Measured results of transmission coefficient of multi-polarization antenna among ports



(a) 方向图



(b) 增益

图13 线极化端口激励时天线测试结果

Fig.13 Measured results with linear polarization port excitation

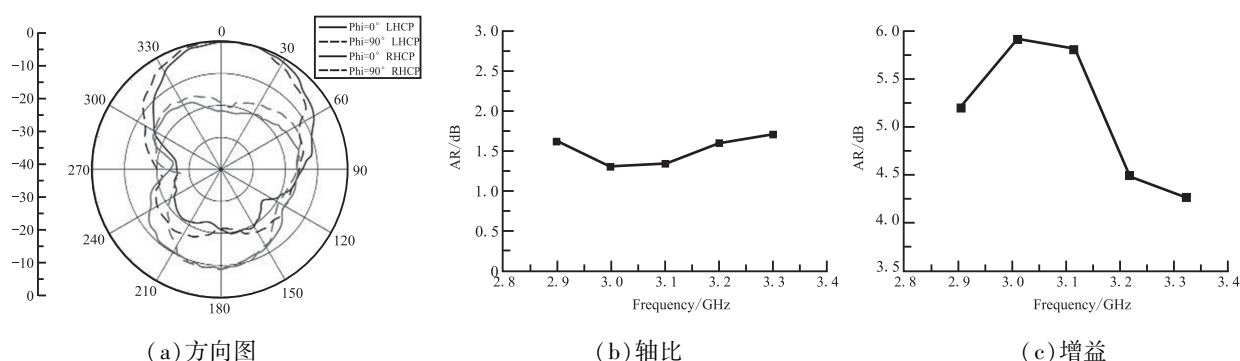


图 14 左旋圆极化端口激励时天线测试结果

Fig.14 Measured results with left-hand circular polarization port excitation

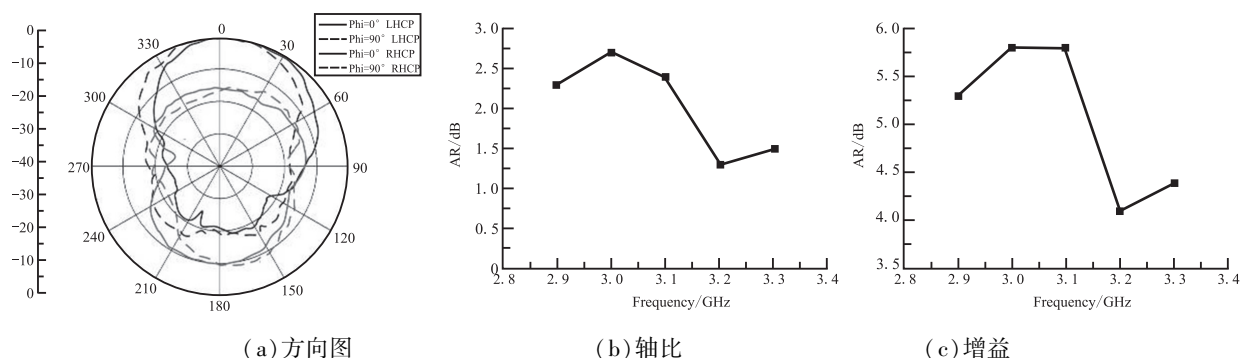


图 15 右旋圆极化端口激励时天线测试结果

Fig.15 Measured results with right-hand circular polarization port excitation

3 结论

本文设计了一种具有三重极化功能的天线,天线采用缝隙耦合结构,实现了线极化、左旋圆极化和右旋圆极化3种基本极化模式的切换。所做的主要工作有:(1)基于口径耦合技术,设计了线极化缝隙耦合天线,作为多极化天线设计的基础;(2)采用单馈线和分支线耦合器作为多极化天线的馈电电路;(3)通过优化设计,构建了多极化天线。测试结果表明,天线具有良好的匹配、隔离和辐射特性,具有加工制造容易、成本低等优点,在雷达和通信领域具有一定的应用价值。

参考文献:

- [1] Wanielik G, Stock D J R. Radar polarization jamming using the super-position of two fully polarized waves [A]. International Radar Conference [C]. London, UK, 1987: 330-332.
- [2] Chu Q X, Wen D L, Luo Y. A Broadband Dual-Polarized Antenna With Y-Shaped Feeding Lines [J]. IEEE Trans. Antennas Propag., 2015, 63(6): 483-490.

- [3] Wu B Q, Luk K M. A Broadband Dual-Polarized Magneto-Electric Dipole Antenna With Simple Feeds [J]. IEEE Antennas Wireless Propag. Lett., 2009, 8: 60-63.
- [4] Han J H, Myung N H. Novel Feed Network for Circular Polarization Antenna Diversity [J]. IEEE Antennas Wireless Propag. Lett., 2014, 13: 979-982.
- [5] Ho K M J, Rebeiz G M. A 0.9-1.5GHz Microstrip Antenna With Full Polarization Diversity and Frequency Agility [J]. IEEE Trans. Antennas Propag., 2014, 62(5): 2398-2406.
- [6] Kovitz J M, Rajagopalan H, Samii Y R. Design and Implementation of Broadband MEMS RHCP/LHCP Reconfigurable Arrays Using Rotated E-Shaped Patch Elements [J]. IEEE Trans. Antennas Propag., 2015, 63(6): 2497-2507.
- [7] Cao Y, Cheung S W, Yuk T I. A Simple Planar Polarization Reconfigurable Monopole Antenna for GNSS/PCS [J]. IEEE Trans. Antennas Propag., 2015, 63(2): 500-507.
- [8] Fries M K, Grani M, Vahldieck R. A Reconfigurable Slot Antenna With Switchable Polarization [J]. IEEE Microwave Wireless Compon. Lett., 2003, 13(11): 490-492.

(下转第 61 页)

一种卫星天线热变形测量系统设计^①

柏宏武,刘博学,马小飞

(中国空间技术研究院西安分院,西安 710000)

摘要:为满足某星载高精度伞状天线热变形测量需求,文章利用高精度数字近景摄影测量技术,结合特殊的相机防护和测量技术,设计研制了一套可在大型常压高低温箱中使用的在线自动热变形测量系统。通过对影响测量系统在高低温环境正常工作的多个因素进行分析入手,并从相机防护、测量网型、测量自动化和数据采集等方面进行优化设计改进,最终使该系统热变形测量精度优于0.02mm,满足了高精度网状及固面天线热变形测量需求,为后续类似工作的开展提供了重要参考。

关键词:热变形测量;摄影测量;相机防护;测量网型;自动测量

中图分类号:TN821+.1

文献标识码:A

文章编号:1674-7135(2018)05-0056-06

D O I:10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.009

System Design of Thermal Deformation Measurement of Satellite Antennas

BAI Hongwu, LIU Boxue, MA Xiaofei

(China Academy of Space Technology(Xi'an), Xi'an 710000, China)

Abstract:To meet the requirements for thermal deformation measurement of a high precision antenna, This paper designed and developed an automatic thermal deformation measurement system using camera protection and measurement method based on high-precision digital photogrammetry. The paper analyzed factors of affecting the measurement accuracy in high and low temperature environment, and carried out optimization in the aspects of camera protection, measuring network type, automatic measurement and data acquisition. The results proved validity of the system and the accuracy of less than 0.02mm. The measurement system meets the requirements for high precision antenna, as well as provides an important reference for many similar tasks.

Key words: Thermal deformation measurement; Digital photogrammetry; Camera protection; Measuring network type; Automatic measurement

0 引言

为了确保高精度星载天线的在轨性能,验证设计、材料和工艺的可靠性,同时修正热变形分析模型,高精度星载天线均要在地面进行热变形测试验证。

某卫星天线为伞状可展开结构,型面精度要求优于0.3mm(RMS),各温度工况热变形不大于0.25mm(RMS),对其进行高低温环境下热变形测试

是目前国内针对大型伞状天线的首次测量。测量采用非接触摄影测量方法,但是由于被测天线尺寸大、测量精度要求高、测量环境特殊等技术特点,因此,具有较大的技术难度。

国内传统的进行高低温热变形试验,均采用人工手持测量相机进入高低温箱对天线进行拍照测量。由于人体能够承受的温度范围有限,同时,高低温环境会影响相机性能而对测量精度产生一定影

^① 收稿日期:2018-05-15;修回日期:2018-06-16。

作者简介:柏宏武(1979—),高级工程师,主要从事卫星天线总装测量技术研究工作。E-mail: bai_hongwu@aliyun.com

响,所以,实验过程中仅能获得较窄温度范围内带有温度影响误差的测量数据。如五院西安分院过去对于星载天线热变形测量主要在 $-60^{\circ}\text{C} \sim 60^{\circ}\text{C}$ 温度范围内进行,采用人工方式在常压温箱内测量。目前,国外对于高精度星载天线热变形测试主要在真空环境中进行^[1,2],如“鑫诺五号”星载固面天线是在法国图卢兹 INTERSPACE 公司的真空设备中进行,分别测试了常温(20°C)、高温(100°C)、低温(-150°C)工况下反射器的型面精度,但是其试验成本高、试验周期长、占用资源多,严重制约热变形测试工作在众多型号中的普遍推广。

本文根据伞状天线实际测量环境、测量精度要求和国内外的相关经验,基于摄影测量系统非接触、快速等优点,结合专研高低温防护设备、自动旋转系统及数据传输系统,设计了一套常压高低温箱内热变形自动测量系统。此系统测量精度高、成本低、效率高,成功地解决了高低温环境进行高精度测量的问题。

1 摄影测量基本原理

摄影测量法是基于三角形交会的三维重建原理,即利用单个相机从不同位置和方向分别记录空间同一场景的图像,通过图像处理寻找这多幅二维图像中的对应点,并根据已知的相机内、外部参数,利用像点-相机中心-物点共线方程,光束法整体平差计算,得到各点相对于空间中某个坐标系的三维坐标^[3-4],其原理如图1所示。

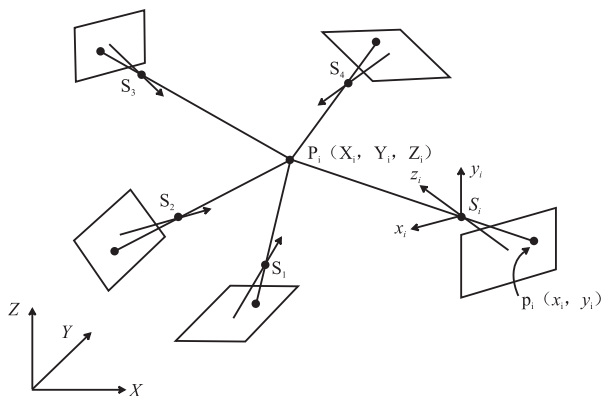


图1 摄影测量基本原理图

Fig.1 Theory of digital photogrammetry

测量时,首先在产品表面设置人工可视标志点,包括编码点与非编码点;然后采用高精度相机在多

个位置和角度对同一产品表面拍摄一定数量的数字相片,利用高精度的亚像素图像处理技术提取数字相片中标志点的图像坐标;再利用自动精确配准技术实现不同图像中同名点的正确配准^[5];然后将配准后的标志点的图像坐标作为已知参数,将标志点的三维坐标和相机在空间不同测站下的位置作为未知变量,代入光束平差约束方程组中,解算出相机在不同测站下的位置姿态和标志点的空间三维坐标,然后根据基准尺的长度计算出比例因子,得到最终绝对三维重建结果。

2 高低温下摄影测量需要解决的问题

摄影测量系统在常温常压下的使用方法比较成熟,人工手持相机进行拍摄就可以轻松实现。而在高低温环境中,人的活动受到限制($\pm 60^{\circ}\text{C}$ 以内),必须实现在线的自动拍摄,相比常温常压下人工拍摄,需要解决以下几个问题:

(1) 相机的高低温防护问题

相机的各项参数是在常温常压下标定的,而在高低温下其内部结构必然会发生变形,从而导致其标定参数发生变化,会造成未知的测量误差。甚至还可能发生由于相机耐受不了极端的高低温环境,发生破坏。因此,需要对相机进行防护,确保在较宽的外部环境温度范围内($-100^{\circ}\text{C} \sim 100^{\circ}\text{C}$),可以保持相机所处的局部小环境温度满足($20^{\circ}\text{C} \pm 5^{\circ}\text{C}$)的要求。

(2) 相机运行及角度调整

由于天线热变形测量时试验温度范围较宽,人无法进入高低温箱拍摄,同时,为满足测量精度,需要设计合理的测量网型。因此,需要将相机架设到一定高度的运行机构上,实现相机在设定的轨道下自动行走,在指定的位置停止拍摄。同时,由于在同一个拍摄站位需要拍摄多种不同角度的照片进行自标定,所以,还需要一套相机角度调整机构。上述两套机构均需要进行温度控制,确保机构在极限高低温下可以正常工作。

(3) 相机拍摄的远程控制及照片的自动下传

由于相机架设在高低温箱中,需要在指定的拍摄站位通过远程控制的方式进行拍摄,同时需要将照片实时传输到电脑中,及时进行数据的分析和计算。

3 热变形测量系统

针对被测伞状天线特性及高低温环境测量所面对的问题,设计了一套用于伞状天线的热变形测量系统,采用相机温度控制系统,配合以相机轨道运行和自旋机构,通过外部控制系统自动控制测量过程,并将测量数据自动下传至分析系统,完成测量。

3.1 相机温度控制系统

为了解决测量相机在高低温环境中的防护问题,实现天线热变形测量,设计了一套专用相机温度控制系统以保护相机的正常工作。测量中采用的测量相机具有 1600 万像素的高分辨率,具有宽视场角 ($84^{\circ} \times 84^{\circ}$),自带环形闪光灯,内置芯片,能够对图像进行预处理,并能进行有线或无线传输,其典型测量精度为 $5\mu\text{m} + 5\text{ppm}$ 。将该相机装进带有光学石英玻璃窗口的专用防护罐内,如图 2 所示。

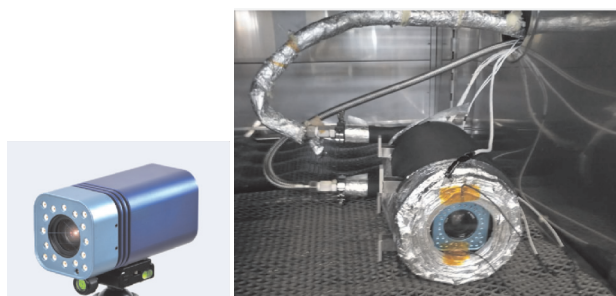


图 2 测量相机及防护

Fig.2 Camera and protection

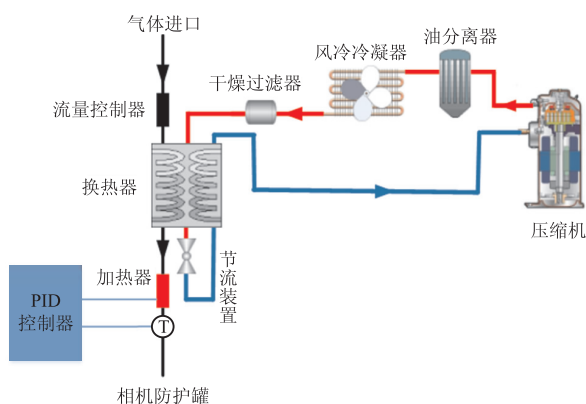


图 3 相机温度控制系统

Fig.3 Control system of camera temperature

根据测量过程中罐内的实际温度,外部自动控制系统通过控制外部冷热气体处理机将干燥空气制冷及加热,使气体温度达到一定值,然后通过管道输送至相机防护罐,同时不断将罐内空气搅拌换热后

引至罐外,实现温度平衡,使罐内温度在外部环境温度达到 $\pm 100^{\circ}\text{C}$ 时仍保持在相机工作可承受的 $20^{\circ}\text{C} \pm 5^{\circ}\text{C}$ 的正常温度范围内。温度控制系统如图 3 所示。带有防护罐的相机在测量前需经过专业精密标定,以此来消除石英玻璃窗口折射所带来的测量系统误差^[6]。

3.2 相机旋转悬臂机构和自旋机构

为了解决高低温箱内测量相机的运动问题,同时为满足相应的测量精度,可采用相机固定拍摄角度,并通过旋转悬臂机构和自旋机构围绕天线周围环形拍摄的方式,相机光轴与天线主轴方向(悬臂旋转轴)夹角约为 35° ,如图 4 所示。天线热变形测量时,固定安装在带有石英玻璃窗口的常压防护罐内的测量相机,整体通过相机自旋转机构安装于悬臂旋转机构上,由悬臂旋转机构带动,对下方的天线进行 360° 环拍测量。由于测量采用的 M30 相机视场角为 $84^{\circ} \times 84^{\circ}$,带上防护罐后设计测量相机离天线口面高度约为 2.5m,相机摄站旋转半径约为 2.1m,采用此种测量布局方式,单个摄站的拍摄范围基本上能够覆盖整个天线。另外,天线上典型位置处的标志点基本上能够被所有的摄站拍摄到,这样就能够保持良好的拍摄交会角,也能够保证获得良好的点位测量精度。同时,经过精密标定的带有防护罐的相机,在每个摄站位置依靠相机旋转机构,绕相机光轴转动并进行多角度拍摄,来完成自标定,以提高测量精度。

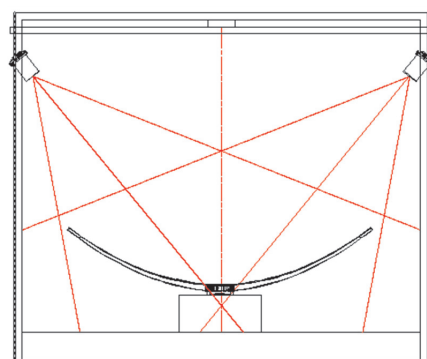


图 4 测量系统示意图

Fig.4 Measuring system

悬臂旋转机构主要由支撑结构和悬臂机构组成。其中,支撑结构主要负责给悬臂旋转机构提供稳定的支撑;而悬臂旋转机构主要负责带动相机防护罐绕被测天线进行 $0^{\circ} \sim 360^{\circ}$ 往返圆周转动,在转动过程中,相机防护罐对准天线角度保持不变。相

机防护罐安装于相机自旋转机构上,相机自旋转机构安装于悬臂旋转机构上,主要是为实现测量相机绕相机光轴做 0° 、 90° 、 -90° 3 个轴向角位置转动,每个角位置可驻留保持。为了保持悬臂旋转机构和相机自旋机构在高低温环境下的正常工作运行,两套机构中的关键部件——转台在测量过程中都进行了温控处理,如图 5 所示。



图 5 悬臂与相机旋转机构

Fig.5 Cantilever and rotating mechanism

在天线整个热变形测量过程中,外部自动控制系统控制悬臂旋转机构、相机自旋转机构,并且按照设定的参数运动。在环形测量方式的基础上优化测量网型,主要是对测量的布站参数进行了设计。在热变形自动测量过程中,当悬臂旋转机构每旋转 10° 时,相机拍摄一次,共约 36 个摄站,每个摄站内相机绕光轴自旋转 3 个角度拍摄,每次测量约 110 张照片。摄站布局示意图如图 6 所示。

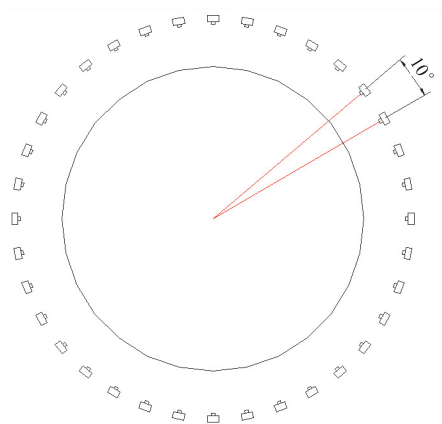


图 6 摄站布局示意图

Fig.6 Station position

3.3 数据传输控制系统

在相机防护罐内,相机采用电缆通过舱体法兰

上的真空穿墙插座与外部分析控制系统相连(如图 7 所示),这样可以实现远程相机图像采集控制功能,同时也能将所采集数据实时上传至外部分析系统。外部机构控制系统能自动控制冷热气发生机的输出温度,能实现悬臂旋转机构和相机自旋机构的自动旋转,实现整个热变形测量系统的自动化,控制系统软件如图 8 所示。



图 7 防护罐控制插头

Fig.7 Control plug of can



图 8 机构控制系统

Fig.8 Control system of mechanism

4 系统测量精度影响分析

天线热变形测量系统在常压高低温环境下进行测量时,系统测量精度主要受以下两方面因素影响:

- (1) 测量网型影响;
- (2) 相机防护罐窗口玻璃影响。

由于被测伞状天线形状为抛物面,相机的视场角固定,那么,采用环形自动拍摄方式时,相机距离天线口面的远近及摄站布局不仅会直接影响天线上各点的光线入射角,而且在当前摄站若拍摄天线对面边缘点时,相机高度越低,光线则越倾斜,若标志点入射角过于倾斜,会拉低点位测量精度,同时影响

伞状天线成像的完整性。相机过低时,单张相片就不能拍全整个伞状天线,而能拍到边缘点的摄站只有一部分,这样就会拉低点位测量精度。所以,依据相机视场角和被测天线尺寸,针对环形测量方式,设计出合适的摄站布局和测量高度,从而改善了天线上各标志点的光线入射角和交会角,可进一步提高点坐标测量精度。

热变形自动测量系统采用的 MPS 软件,在图像拍摄和解算过程中进行了独有的自标定处理过程,

依据相机精密标定数据,可以通过最优化解算来优化相机的内外部参数,从而减少或消除光学玻璃窗口对测量精度的影响。

为了验证测量系统的测量精度,在自动测量系统视场中心放置两根基准尺,并在周围布设控制场,其中一根基准尺作为基准长度使用,另一根基准尺作为被测长度,两根基准尺都经过干涉仪标定。测量结果如表 1 所示,可以看出,该热变形测量系统的测量精度优于 0.020mm。

表 1 系统测量精度(单位:mm)
Table 1 Measurement accuracy (Unit:mm)

序号	理论值	测量值 1	测量值 2	测量值 3	测量值 4	测量值 5	
1	801.933	801.942	801.944	801.943	801.94	801.939	
2	802.233	802.234	802.238	802.234	802.237	802.234	
3	801.636	801.634	801.638	801.637	801.632	801.632	
4	802.107	802.109	802.112	802.102	802.108	802.106	
		偏差 1	偏差 2	偏差 3	偏差 4	偏差 5	均值
		0.009	0.011	0.01	0.007	0.006	0.009
		0.001	0.005	0.001	0.004	0.001	0.002
		-0.002	0.002	0.001	-0.004	-0.004	-0.001
		0.002	0.005	-0.005	0.001	-0.001	0.000

5 测量结果及分析

热变形测量系统通过测量相机获得的各工况照片,经数据传输系统实时导入专用摄影测量软件进行坐标解算,以此进行天线热变形量分析计算。

5.1 坐标解算

用专用软件 MPS 对各工况拍摄像片进行扫描,识别出编码标志;利用具有相同点号的编码标志进行匹配,并通过后方交会将像片统一到摄影测量坐标系下,同时得到每张像片的外方位元素;再根据像片的外方位元素,利用核线匹配原理对单点标志进行同名点匹配;最后,采用光束法平差技术,对相机的内外方位元素和空间点坐标一起进行计算,提取出在测量坐标系下的点坐标^[7]。

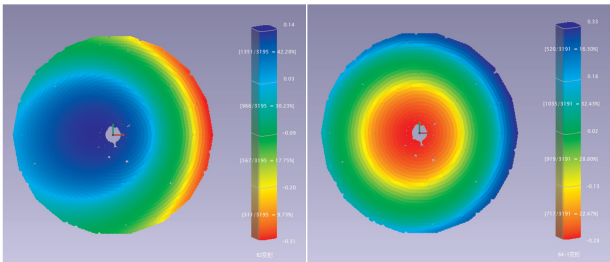
5.2 结果分析

根据 6.1 节中天线上测量点坐标解算方法,可以计算出在各个工况下每个标志点的坐标。以常温状态下测量结果为基准,以天线上所有单点为公共点,将各工况测量坐标下的结果通过公共点转换,将坐标系与基准的坐标系统一,比较各个单点在三轴方向及总体的位移量,所有单点位移量的均方根值

(RMS)即为各工况下天线相对基准的变形量。表 2 为在高温和低温工况下伞状天线的热变形量,图 9 为两工况下天线热变形量云图。

表 2 天线热变形量(单位:mm)
Table 2 Thermal deformation of antenna (Unit:mm)

工况	常温	高温 80℃	低温-65℃
天线热变形(RMS)	0	0.11	0.24



(a) 高温 80℃ (b) 低温-65℃

图 9 天线热变形量分析

Fig.9 Thermal deformation of antenna

6 结论

本文基于数字摄影测量原理,结合专研的高低温防护设备、自动旋转系统及数据传输系统,设计研制了热变形自动测量系统,实现了对伞状天线进行高低温热变形测量的自动化、灵活性和高精度。同时,通过对测量网型的优化设计和测量相机的精密标定,能够实现5m以下天线产品在常压 $-100^{\circ}\text{C} \sim 100^{\circ}\text{C}$ 温度范围内 $20\mu\text{m}$ 的高精度测试需求,并可以作为高精度航天产品天线进行热变形测量的重要手段,成功地解决了在常压宽范围高低温环境下进行星载天线热变形测量的技术难题。其相比于国外真空环境测量,在成本和效率方面具有极大的优势。同时,测量环境温度范围对标真空环境,系统热变形测量能力均显现出了其优越性,并已在通信、导航、中继等多个卫星天线分系统热变形测量中发挥了重要作用。后续研究团队将在当前的基础上继续攻关,进一步扩大系统的测量温度范围,争取尽快具备 $-150^{\circ}\text{C} \sim 150^{\circ}\text{C}$ 以内天线产品热变形测试的能力,为相关高精度天线产品和其他大型结构进行热变形测

量提供有力保障。

参考文献:

- [1] 蒋山平,杨林华,许杰,等.真空低温环境下卫星天线变形摄影测量技术[J].光学技术,2013,39(4):313-317.
- [2] 万小平,于新战.某卫星固定反射器热变形测试分析与模型修正[J].航天器环境工程,2016,33(6):672-675.
- [3] 黄桂平.数字近景工业摄影测量关键技术研究与应用[D].天津:天津大学博士论文,2005.
- [4] 黄桂平.数字近景工业摄影测量理论、方法与应用[M].北京:科学出版社,2016.
- [5] 范生宏.工业数字摄影测量中人工标志的研究与应用[D].郑州:解放军信息工程大学硕士论文,2006.
- [6] 范生宏.相机保护罐玻璃对摄影测量精度的影响规律分析与误差补偿[J].航天器环境工程,2016,33(2):206-210.
- [7] 柏宏武,王勇,黄桂平,等.一种卫星天线真空热变形测量方法[J].空间电子技术,2016,13(3):20-25.
- [8] 柏宏武,王勇,黄桂平,等.一种卫星天线真空热变形测量方法[J].IEEE Microwave and Guided Wave Letters, 1991,1:288-290.
- [9] 黄发.天线多极化技术研究[D].成都:电子科技大学硕士学位论文,2017.
- [10] 杨焯,赵玉冬,张宇翔,等.一种宽带宽波束双极化交叉阵子天线设计[J].空间电子技术,2017,(1):53-56.
- [11] Pozar D M. A Microstrip Antenna Aperture Coupled to a Microstripline [J]. Electronics Letters, 1985, 21(2): 49-50.
- [12] Targonski S D, Waterhouse R B, Pozar D M. Wide-band Aperture-coupled Stacked Patch Antenna using Thick Substrate [J]. Electronics Letters, 1996, 32(21): 1941-1942.
- [13] Croq F, Pozar D M. Stacked Slot-coupled Printed Antennas [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2003, 51(3): 441-448.
- [14] Chakrabarty S B, Klefenz F, Dreher A. Dual-Polarized Wide-Band Stacked Microstrip Antenna with Aperture Coupling for SAR Applications [A]. IEEE Antennas and Propagation Society International Symposium [C], Salt Lake, UT, USA, 2000: 2216-2219.
- [15] Gao Shichang, Le-Wei L, Leong M S, et al. Dual-Polarized Slot-coupled Planar Antenna with Wide Bandwidth [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2003, 51(3): 441-448.

(上接第55页)

基于加权最小二乘的星间数据 高精度压缩算法^①

王登峰,陈素芳,刘 玄,钟兴旺

(中国空间技术研究院西安分院,西安 710000)

摘 要:星间双单程测距技术(DOWR)是保证KBR测量精度最主要的手段。KBR星间原始相位测量量作为DOWR的输入数据,其精度对实现星间微米级测距具有重要意义。重力卫星将星上原始相位测量数据下传至地面,在地面进行测距、测速解算。为了解决卫星星地数据传输量大和数传带宽受限的矛盾,并确保下传至地面的原始测量数据精度不损失,文章提出利用分段加权叠加最小二乘拟合算法,对星上测量信息进行拟合压缩下传的方法;并利用该方法,对研发的KBR地面试验系统中实测的相位信息进行分析,结果表明,文中提出的算法压缩比为15.6:1,压缩精度对测距的影响小于 $0.01\mu\text{m}$ 量级,对测速的影响小于 $0.01\mu\text{m/s}$ 量级,该量级的误差对于整个系统微米级测距的影响可忽略。研究成果对我国重力探测卫星KBR系统实现高精度的数据压缩及星地间大数据量的压缩传输具有重要意义。

关键词:数据压缩;K波段测距仪;双单程测距;最小二乘拟合;分段加权叠加

中图分类号:TN821+.1

文献标识码:A

文章编号:1674-7135(2018)05-0062-06

DOI:10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.010

High-precision Compression Algorithm for Intersatellite Measurement Data Based on Wighted Least Square

WANG Dengfeng, CHEN Sufang, LIU Xuan, ZHONG Xingwang

(China Academy of Space Technology(Xi'an), Xi'an 710000, China)

Abstract: Dual one way ranging is the main approach to ensure the measurement accuracy of KBR. As the input data of dual one way ranging, phase measurement data is grate significance to ensure the micron-level ranging precision. Generally, Gravity satellite put the phase measurement data to the ground, then calculate the distance and velocity. To solve the problem of contradiction between the large amount of data transmission and the limited bandwidth, and ensure the precision of the original data is not lost, using the piecewise-Weighted stacking least squares fitting algorithm to compress the phase data measured on the satellite is proposed. A set of KBR system is developed to generate the measured data for simulation analysis. The result show that, the compression ratio is 15.6:1, Meanwhile, the high compression precision guarantee the influence on distance measurement is almost $0.01\mu\text{m}$, velocity measurement is almost $0.01\mu\text{m/s}$, this magnitude is negligible for the whole system measurement. The research results of this paper have great significance to the high-precision data transmission and mass data transmission of inter-satellite ranging system of Chinese first generation earth gravity exploration satellite.

Key words: Data compression; K-band ranging; Dual one way ranging; East square fit; Piecewise-Weighted stacking

^① 收稿日期:2018-08-08;修回日期:2018-09-05。

基金项目:航天系统部装备预先研究项目(30502040401)。

作者简介:王登峰(1979—),本科,毕业于西安电子科技大学,高级工程师,研究方向:星间精密测量与时频同步。

E-mail: chsf1989@163.com

0 引言

利用卫星对地球重力场进行测量具有划时代的意义,是当今大地测量领域的研究前沿和关注热点之一。KBR 作为重力卫星的关键科学设备,也是低低星跟踪技术模式中重力测量所必须的关键技术。KBR 系统的高精度测量主要是由双单程测量体制 DOWR 来保证的。我国已经启动了地球重力场探测计划,相关科研机构 and 学者对 KBR 做了较为深入的研究^[1-4]。文章从 KBR 的测量原理出发,根据工程实际需求,研究了利用分段加权叠加最小二乘拟合压缩算法,通过对在轨相位测量数据进行压缩,星地传输过程中传输压缩参数,然后在地面通过压缩参数对数据进行恢复的方法,提出了完整的星上数据压缩算法。研发了一套 KBR 地面试验系统,利用系统实测数据,对压缩算法进行了分析验证,验证结果表明该算法对实际工程设计具有重要意义。

星上数据压缩技术是伴随着对地观测卫星发展起来的。为了缓解海量观测数据对星地数传系统造成的巨大压力,将常见的压缩算法用于处理图像数据,包括各种数据编码压缩、小波变换压缩及其各种组合改进算法。不同算法在压缩比与数据压缩精度及算法实现复杂度之间各有优劣^[5],且算法多用于图像数据的处理。KBR 系统传输的相位数据是一种连续的规律性数据,为了保证实现星间微米级测距,对相位测量值的精度要求极高。数据编码压缩算法的硬件实现相对简单,但数据压缩比较低;小波变换可以实现高压比压缩,但其硬件实现复杂,且在压缩比高时,会损失精度。上述两者均不能很好地满足 KBR 测量数据高压比且高精度的压缩要求。而最小二乘拟合算法作为一种数学优化技术,通过最小化误差的平方和,使得这些拟合的数据与实际数据之间残差的平方和最小,因而更符合数据特性,而且算法实现简单,复杂度低,可以实现在高压比条件下的高精度压缩。

1 重力卫星星间测量原理

如图 1 所示,DOWR 的测量原理^[2]为:卫星 1 和卫星 2 向对方发射连续的单频载波信号,每颗卫星记录接收信号相对于本地发射信号的相位变化,并按照一定的采样频率(10Sa/s)同步提取相位值后传到地面,地面对两颗卫星的单程相位观测值求和并进行误差校正处理后,得到双向单程距离。

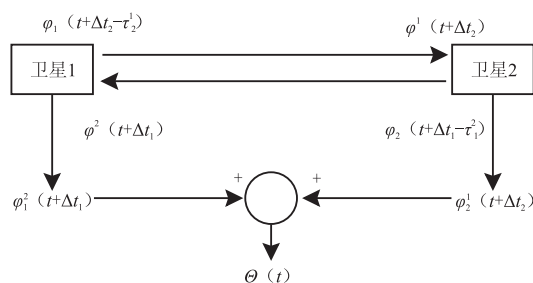


图 1 DOWR 的测量原理

Fig.1 Measuring principle of DOWR

设在指定标称时刻 t , 两颗卫星间的单程载波相位测量值分别为 $\varphi_1^2(t+\Delta t_1)$ 和 $\varphi_2^1(t+\Delta t_2)$, 则双向单程测距相位观测值 $\theta(t)$ 为:

$$\theta(t) = \varphi_1^2(t+\Delta t_1) + \varphi_2^1(t+\Delta t_2) \quad (1)$$

星间有偏距离可以通过公式(2)计算得到,其中 f_1, f_2 为两星的载波频率, c 为光速,具体推导过程见参考文献[2]。

$$R(t) = \frac{c \cdot \theta(t)}{f_1 + f_2} \quad (2)$$

由上面分析可知,每颗卫星测量的相位信息需要传输至地面,再在地面进行双向单程测距解算。如此,在 10Hz 的采样频率下,仅 KBR 原始相位观测值一项即产生 14Mbit 数据/天;而利用重力卫星反演地球重力场,需要连续一个月的数据,加上其他测试数据,如此大的数据传输量对星地间的数据传输带来巨大压力,可想而知,星上数据压缩处理必不可少。

2 最小二乘拟合压缩算法

为了解决上述问题,提出一种基于最小二乘拟合算法的数据压缩算法。这种算法对数据进行压缩下传,在地面接收到压缩数据后,利用相应的解压缩算法,对原始数据进行解压缩,恢复出原始数据后,再进行测距、测速解算。与经典压缩算法相比,所提算法过程简单、易实现、精度高、且压缩率高。

2.1 最小二乘拟合算法

最小二乘法是一种数学优化技术,通过最小化误差的平方和寻找数据的最佳函数匹配。利用最小二乘法可以简单求出未知数据,并使得这些求得的数据与实际数据之间残差的平方和最小。

利用最小二乘原理^[6,7]进行数据拟合的估计公式如式(3)所示:

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{P} = \mathbf{R} + \delta \quad (3)$$

其中, $\mathbf{A}$ 为已知的观测矩阵, $\mathbf{P}$ 为待求得估计系数, $\mathbf{R}$ 为已知的观测序列(相位观测值), δ 为拟合残差;

$$\mathbf{R} = [R_1, R_2, \dots, R_N]^T \quad (4)$$

根据最小二乘拟合算法原理, 使 $J = \|\mathbf{AP} - \mathbf{R}\|^2$ 取值最小; 根据矩阵相关知识,

$$J = \|\mathbf{AP} - \mathbf{R}\|^2 = (\mathbf{R} - \mathbf{AP})^T (\mathbf{R} - \mathbf{AP}) \quad (5)$$

使 J 最小时,

$$\frac{\partial J}{\partial \mathbf{P}} = -2\mathbf{A}^T \mathbf{R} + 2\mathbf{A}^T \mathbf{AP} = 0 \quad (6)$$

得到估计系数为:

$$\mathbf{P} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{R} \quad (7)$$

在数据恢复时, 根据已知的拟合系数 $\mathbf{P}$ 和观测矩阵 $\mathbf{A}$, 得到原始数据的估计值, 即恢复出的观测值为:

$$\hat{\mathbf{R}} = \mathbf{AP} \quad (8)$$

根据公式(3)~(7), 将已知的观测序列 $\mathbf{R}$ 利用观测矩阵进行拟合, 数据拟合后进行传输时, 仅需要对拟合计算得到的估计系数 $\mathbf{P}$ 进行传输即可; 地面处理时, 再根据拟合系数 $\mathbf{P}$ 和观测矩阵 $\mathbf{A}$, 利用公式(8), 将原始数据进行恢复。

为了保证地面接收到压缩数据的正确性, 在星上数据进行压缩完成后, 计算出压缩数据的残差, 将残差和估计系数一起下传。如此, 在接收到压缩参数进行解压缩时, 可以对压缩精度进行判断, 若压缩精度异常, 则选择重新下传, 以避免压缩异常或者数据异常造成地面解算错误。拟合残差为:

$$\delta = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (X_i - \hat{X}_i)^2} \quad (9)$$

其中, $X_i = R_i - \hat{R}_i$ 为原始数据值和通过解压缩后恢复出的数据差值, N 为每组拟合的点数。

2.2 分段加权叠加

利用最小二乘拟合算法, 可以将相位数据按照数据压缩顺序进行恢复。在保证数据恢复精度的同时, 还要保证各分段点的边界条件和平滑, 即保证数据在上一段数据的终点值等于下一段数据的起始值, 确保恢复数据边界点处一阶导数连续, 保证曲线的平滑。为了解决分段点处的连续性, 一般将拟合数据进行重叠处理, 即在拟合时, 上一段数据与下一段数据重叠一定的点数; 在恢复时, 利用加权函数对重叠部分数据进行加权叠加处理, 得到连续平滑的恢复数据^[8]。

选择加权函数要保证前一段数据的加权值由 1 渐变到 0, 后一段数据的加权值由 0 渐变到 1^[8], 而且两段加权函数值的和应该始终为 1。本文中选取正弦函数作为加权函数, 具体方程为:

$$kk1 = \frac{1}{2} - \frac{1}{2} \sin\left(\frac{i^* \pi}{M} - \frac{\pi}{2}\right) \quad (10)$$

$$kk2 = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \sin\left(\frac{i^* \pi}{M} - \frac{\pi}{2}\right) \quad (11)$$

将重叠数据恢复出原始数据的计算方程为:

$$T_i = a1 * kk1 + b1 * kk2 \quad (12)$$

其中, $kk1$ 、 $kk2$ 为连续两段数据的加权函数, $i = 0, 1, \dots, M$, M 为重叠处理的点数, $a1$ 为上一段数据的重叠部分数据, $a2$ 为下一段数据的重叠部分数据, T_i 为恢复出的重叠部分数据。

2.3 相位测量值的分段加权叠加最小二乘拟合压缩

通过对 DOWR 和最小二乘拟合算法的分析, 本节以相位测量数据为例, 给出利用最小二乘拟合算法进行相位测量值的压缩和解压缩流程; 并根据重力卫星在轨运行的最大工况进行分析, 给出算法中压缩参数的选择。

2.3.1 数据压缩流程

利用最小二乘拟合算法进行数据压缩的过程如下:

(1) 选取观测矩阵 $\mathbf{A}$, 利用 Matlab 仿真计算, 得到 $\mathbf{B} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T$, 将矩阵 $\mathbf{A}$ 和矩阵 $\mathbf{B}$ 作为固定值, 在软件中进行存储;

(2) 读取分段相位数据, 按照顺序读取需要拟合的相位测量值 $\mathbf{R} = [R_1, R_2, \dots, R_N]^T$;

(3) 计算估计参数 $\mathbf{P} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{R} = \mathbf{BR}$;

(4) 相位估计值实时恢复, 利用 $\hat{\mathbf{R}} = \mathbf{AP}$, 得到拟合恢复的相位测量值, 将拟合恢复的相位测量值与相位原始值计算出拟合残差;

(5) 数据拟合完毕后, 将得到的估计参数与残差信息进行打包下传。

2.3.2 数据解压缩流程

数据解压缩过程如下:

(1) 利用公式 $\hat{\mathbf{R}} = \mathbf{AP}$, 由观测矩阵 $\mathbf{A}$ 和下传的估计系数 $\mathbf{P}$ 进行相位数据解压缩, 得到包含重叠数据的相位测量值的恢复值;

(2) 利用公式(12)对重叠数据进行加权计算, 得到重叠部分的恢复数据, 与未重叠部分组成整体

恢复数据;

(3)利用恢复的相位数据进行后续测距、测速等解算。

根据上述压缩和解压缩算法流程,星上相位数据压缩过程及地面数据解压缩过程均用到相同的观测矩阵 $\mathbf{A}$,而且解压缩过程中仅用到了矩阵 $\mathbf{A}$ 和估计参数 P ,所以,在星上和地面约定相同的矩阵 $\mathbf{A}$ 后,在数据传输过程中,仅需要传输估计参数 P 即可得到解压缩的数据。为了评价数据压缩精度,在传输过程中增加了压缩残差,因此,星地数据传输格式为[估计系数 P ,压缩残差]。

2.3.3 数据压缩参数选择

根据上述压缩和解压缩算法流程,在整个算法中,观测矩阵 $\mathbf{A}$ 、每段压缩数据量 N 和重叠加权数据量 M 为可变量,其中,观测矩阵 $\mathbf{A}$ 的选择与数据压缩的阶数及估计参数 P 的个数相关;每段压缩数据量 N 和重叠加权数据量 M 的选择决定了整个数据压缩的压缩比,并且与数据压缩精度相关。

(1)分段压缩数据量 N 的选择

在 KBR 测量过程中,相位数据为 10Sa/s (Sa/s 表示每秒采样数据为 10 个),实时测量中数据量很大。为了保证每个测量数据的精度,对相位数据采用分段压缩。这样做既可提高压缩精度,又可避免单个异常点对所有数据造成影响。仿真结果表明,每段压缩数据量 N 越大,数据压缩精度就越差,但是整体压缩比越高。为了满足整个系统对相位数据精度的要求,在保证精度的基础上,选择较大的 N ,以提高压缩率。通过对实测数据及最大工况数据的仿真分析, N 选取 100 较为合适。

(2)观测矩阵 $\mathbf{A}$ 的选择

根据实测 GRACE 星间运动规律,星间距离变化呈现正弦变化特性;又根据相位与运动速度之间的关系,得到的测量相位也为正弦运动规律。在此运动规律下,通过 Matlab 仿真分析,2 阶拟合不能完全消除运动中的正弦特性,而 3 阶拟合可以消除该特性。随着拟合阶数的增加,拟合精度并没有明显改善,反而会增加计算复杂度,降低压缩比。因此,相位数据拟合阶数选择为 3 阶。结合上面分析, N 为 100,则矩阵 $\mathbf{A}$ 选择如下:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & \cdots & 1 \\ t_1 & t_2 & t_3 & \cdots & t_{100} \\ 0.5t_1^2 & 0.5t_2^2 & 0.5t_3^2 & \cdots & 0.5t_{100}^2 \\ t_1^3/3 & t_2^3/3 & t_3^3/3 & \cdots & t_{100}^3/3 \end{bmatrix}_{4 \times 100}^T \quad (13)$$

在重力卫星设计中,相位数据采样间隔为 0.1s ,所以, $t_1, t_2, \dots, t_{100}$ 取值按照数据采样间隔,为 $0, 0.1, \dots, 9.9$;将 $t_1, t_2, \dots, t_{100}$ 带入矩阵 $\mathbf{A}$ 公式,得到矩阵 $\mathbf{A}$ 的具体数值为:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & \cdots & 1 \\ 0 & 0.1 & 0.2 & \cdots & 9.9 \\ 0 & 0.005 & 0.02 & \cdots & 49.005 \\ 0 & 0.00033 & 0.0027 & \cdots & 323.433 \end{bmatrix}_{4 \times 100}^T \quad (14)$$

由算法可知,数据压缩后,每 100 点的相位数据得到的压缩估计参数 P 为 4 个,压缩残差 1 个,由此,可极大地减少数据的传输量。

(3)重叠加权数据量 M 的选择

对数据进行重叠处理,是为了保证数据在分段点的连续;重叠点数越多,恢复数据越平滑。但是,随着重叠点数的增加,数据压缩比呈线性下降。另外,数据重叠点数会对数据压缩精度带来影响,随着重叠点数的增加,需要利用加权算法计算的点数也随之增加,而精度却下降。结合实测数据仿真结果,本文选取 M 为 10 即可满足要求。

3 数据拟合压缩对测量精度影响评估

3.1 KBR 试验系统简介

为了验证利用压缩算法的有效性,参考 GRACE 的 KBR 设计方案,研制了 KBR 设备并组成地面试验系统,如图 2 所示。

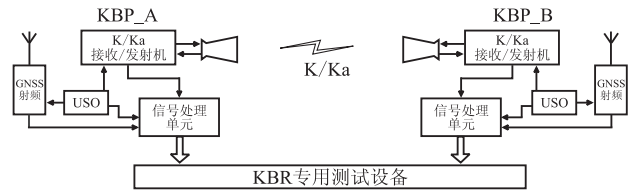


图 2 KBR 试验系统框图

Fig.2 Block diagram of KBR

该系统主要由 K/Ka 波段天线、GNSS 天线、微波收发设备、USO 以及信号处理单元组成。数字信

号处理单元用于获取 KBR 系统单向相位测量值,同时捕获跟踪 GNSS 导航信号,产生伪距测量值。将 KBR 的测量值打包发送至专用测试设备,以备后续数据处理。

3.2 仿真结果

3.2.1 分段加权叠加算法评估

根据前节对于最小二乘拟合算法和分段加权叠加算法的介绍,在利用最小二乘拟合算法对数据进行分段拟合时,恢复出的数据会出现一阶导数不连续,从而对系统后续数据处理产生影响。为了得到一阶导数连续的数据,将数据进行叠加拟合,再利用公式(8)~(10)进行解压缩计算。为了验证该方法的可行性,对实测数据进行仿真分析,结果如图 3 所示。

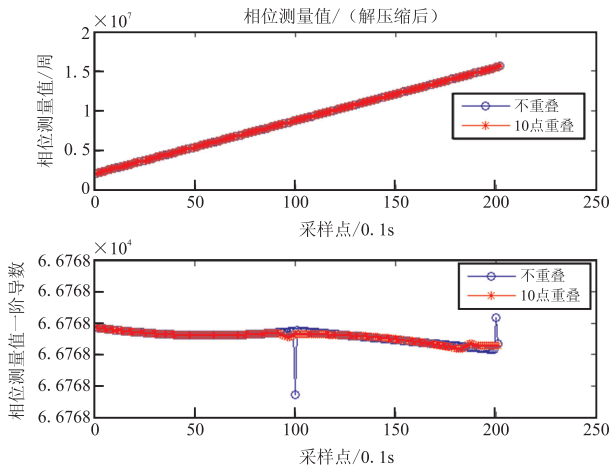


图 3 分段加权叠加后得到的相位拟合结果

Fig.3 Phase fitting result after Piecewise-Wighted stacking

如图 3 所示,仿真了不进行数据重叠和数据重叠点数为 10 点时的相位数据恢复结果。从图中的相位测量值一阶导数可以看出,数据不重叠时,在一段数据与后一段数据的连接处(第 100、200...点),一阶导数不连续;而经过 10 点重叠叠加之后,可以得到一阶导数连续的数据值,这就消除了数据一阶导数不连续给系统测量所带来的影响。

3.2.2 压缩算法对测量精度影响评估

根据 KBR 测量原理,相位值下传至地面主要是为了后续测距、测速的计算。为了验证拟合算法对测距、测速精度的影响,将原始相位数据与拟合后恢复的相位数据分别进行 DOWR 双向测距比对,得到压缩算法前后的测距、测速结果,如图 4、图 5 所

示。

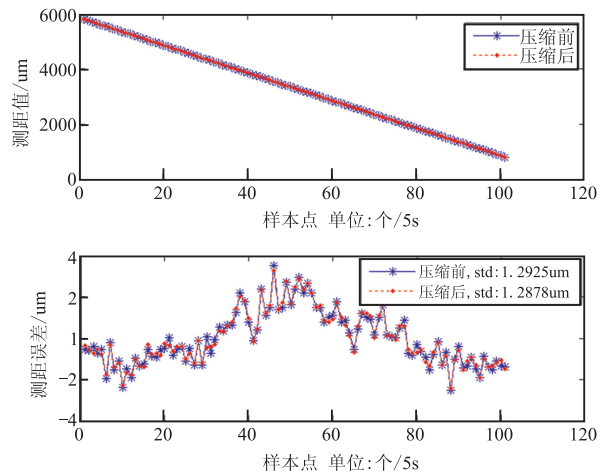


图 4 压缩算法前后测距精度

Fig.4 Precision of distance measurement before and after compression algorithm

压缩前后测距比对:由图 4 所示,当相位数据不进行压缩而直接进行双向比对时,测距误差标准差为 $1.2925\mu\text{m}$;将相位数据经拟合算法压缩后,再利用解压缩算法,恢复出相位信息,对恢复的相位信息进行双向比对,得到的测距误差标准差为 $1.2878\mu\text{m}$,压缩前后变化为 $0.0047\mu\text{m}$,这对系统微米级的测距精度影响可忽略不计。

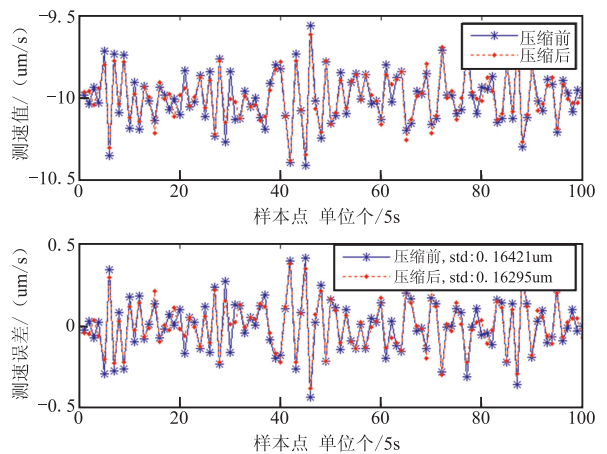


图 5 压缩算法前后测速精度

Fig.5 Speed measurement accuracy before and after compression algorithm

压缩前后测速比对:由图 5 所示,压缩前原始的测速结果,测速误差标准差为 $0.16421\mu\text{m/s}$;相位测量值经过压缩算法,再经解压缩后,进行双向比对,

得到的测速误差标准差为 $0.16295\mu\text{m/s}$, 压缩前后变化为 $0.0013\mu\text{m/s}$, 对系统的影响可忽略不计。

4 结论

针对重力卫星 KBR 系统的相位测量值在星地间传输过程中传输量大及数据带宽受限的矛盾, 提出了基于分段加权叠加的最小二乘拟合数据压缩传输方法。通过仿真分析和实际验证, 证明了该算法的可行性, 在工程实现上具有重要意义。另外, 本算法还具有以下特点:

(1) 将复杂的数据压缩问题转化为简单的数据矩阵运算, 且算法压缩比高, 可以高精度地恢复出原始数据, 压缩对系统的高精度测量所产生的影响可忽略不计。

(2) 利用分段加权的方法, 有效解决了最小二乘拟合中数据在分段点一阶导数不连续的问题。

(3) 根据不同数据特点和精度要求, 该算法可改变观测矩阵并动态调整分段压缩长度, 对类似的数据压缩具有一定的普适性。

(4) 在算法确定后, 分段压缩数据长度亦随之确定; 在压缩过程中, 若剩余数据量小于分段长度, 则算法将无法对该部分剩余数据进行压缩。因此, 如何在确定的算法条件下, 对小于压缩长度的数据

进行有效压缩和恢复, 值得在算法的后续研究中进行改进。

参考文献:

- [1] 郑伟, 许厚泽, 种敏, 等. 星间距离影响 GRACE 地球重力场精度研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2011, 31(2): 60-65.
- [2] 蒙艳松, 钟兴旺, 杨珊珊. GRACE KBR 的测量新体制及其精度分析[J]. 空间电子技术, 2008, 5(3): 51-67.
- [3] 王登峰. 低低卫卫跟踪星间微波测距技术研究[D]. 西安, 西安电子科技大学, 2011.
- [4] 陈莉. 卫星重力测量中的星间精密测距关键技术研究[D]. 长沙, 国防科学技术大学, 2013.
- [5] 徐冰. 国外星上数据压缩算法发展研究[J]. 国际太空, 2014(1): 41-47.
- [6] Thomas J B. An Analysis of Gravity-Field Estimation Based on Inter-satellite DualOne-Way Biased Ranging[C]. Jet Propulsion Laboratory. JPL Publication 98-15, 1999: 87-88.
- [7] Steven M M. 罗鹏飞, 张文明, 刘忠, 等译. 统计信号处理基础[M]. 北京: 电子工业出版社, 2011: 182-226.
- [8] 孔庆鹏, 宋开臣, 陈鹰. 基于分段最小二乘拟合的瞬时频率估计方法[J]. 农业机械学报, 2006, 37(11): 204-207.

基于鲁棒估计的捕获段面目标图像处理^①

张存读, 赵建辉, 李 帆

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要:深空探测捕获段导航图像为含轮廓面目标图像, 目标质心与光心并不重合, 传统加权质心方法无法有效提取目标视线。文章通过最小平方中值法对提取的面目标导航图像真实边缘轮廓进行椭圆鲁棒拟合, 该方法能够有效估计出目标中心视线, 同时能够抑制由于目标表面坑洞等纹理特征引起的误差, 对伪边缘、拍摄噪声均不敏感。最后, 通过大量仿真与真实图像处理, 对算法进行验证。结果表明, 用文中方法估计的目标中心投影点坐标精度优于0.1个像素, 视线误差优于 1×10^{-4} rad, 方法具有极高的鲁棒性, 对捕获段图像处理有一定的参考价值。

关键词:深空探测; 面目标; 椭圆拟合; 鲁棒估计

中图分类号: V443+.4

文献标识码: A

文章编号: 1674-7135(2018)05-0068-09

D O I: 10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.011

Extended Object Image Processing Based on Robust Estimation Algorithm During Capture Stage

ZHANG Cundu, ZHAO Jianhui, LI Fan

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering,
Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The navigation image is a contoured extended object image during capture stage in deep space exploration, and the center of mass and optical center of the navigation image don't coincide. The traditional weighted centroid method cannot extract the line of sight of target effectively. In this paper, the elliptical robust fitting of the extracted true edge contour of the navigation image is performed by the least squares median method and it can estimate the line of sight of the target with high accuracy. The error caused by complicate texture characteristics, such as surface holes of target, is suppressed and the whole approach is not sensitive to noise and false edge. Experiments with a large number of simulation images and real images are carried out and the result shows that the extracted center of the ellipse by the proposed method can reach 0.1 pixel precision and the error line of sight is better than 1×10^{-4} rad. The proposed method has good robustness and effectiveness which has certain reference value for image processing during capture stage.

Key words: Deepspace exploration; Extended object image; Ellipse fitting; Robust estimation

0 引言

深空光学导航是当前深空探测自主组合导航方式中的一种重要导航方式。可在巡航段、捕获段、着陆段、小行星飞越时进行导航^[1,17]。在捕获段导航时, 导航目标由点状圆斑图像扩展为面目标图像, 而

且当目标光心与质心不再重合时, 这就需要用新的方法寻找目标的质心。由于目标由远及近成像, 并会经历无清晰轮廓小目标, 其中包含全部清晰轮廓、部分轮廓的情况^[2]。同时, 目标表面存在岩石、坑洞、沟壑等特征以及背光面伪边缘的存在, 都会使得

^① 收稿日期: 2018-04-12; 修回日期: 2018-07-13。

基金项目: 国家重点基础研究发展计划资助项目(2014CB744201); 国家自然科学基金资助项目(1233005)

作者简介: 张存读(1992—), 博士生, 研究方向为深空探测导航图像处理。E-mail: zhangcundu@buaa.edu.cn

捕获段图像处理方法较为复杂。

目前,随着深空探测的发展,国内外已提出不少针对捕获段导航图像的处理方法。在“深空 1 号”图像处理中,对于未知的面目标则采用先求解目标的光学中心,再计算光学中心与目标质心的偏移量。当未知目标形状与椭球越近,偏移量误差越小^[3, 4]。若面目标近似为三轴椭球,其在像面的投影为椭圆形。文献[5, 6]提出了一种可在轨处理面目标图像的拟合算法。该拟合算法首先对图像进行预处理,并且通过太阳方向确定真实边缘,然后进行鲁棒拟合估计椭圆参数,最后通过椭圆参数估计目标中心视线。文章后面提出了利用 Cholesky 分解采用非迭代的方式确定目标视线,进而进行光学导航^[7]。文献[8]则通过计算光照方向 n 与边缘位置梯度向量 g 的夹角小于 90° 来确定真实边缘点,然后,分别利用最小二乘法和 Levenberg-Marquardt 算法对天体轮廓进行拟合。文献[9]提出将 3 个相邻像素点灰度值超过给定阈值作为目标边缘,以消除 1~2 个噪声像素引起的误判。在进行参数椭圆参数估计时,文献[10, 11]提出了一种数值稳定的且直接可以用最

小二乘法拟合方法估计的椭圆参数。

针对捕获段图像导航信息提取问题,本文提出了基于自适应 RANSAC 算法和最小平方中值的鲁棒估计方法,该方法通过对导航图像进行预处理、有效边缘提取及鲁棒拟合估计,利用仿真图像和真实图像进行有效性验证,证明了提取方法满足深空探测要求。

1 面目标图像边缘提取

1.1 面目标图像预处理

当捕获段面目标图像受到深空复杂环境噪声干扰时,需要进行图像预处理,以改善图像效果,使之适应后续边缘提取。其基本思想是,增强感兴趣区域的信噪比,抑制不感兴趣的区域。首先,从双向反射理论对面目标仿真^[12]的探讨中得到如图 1 所示的图像,其中(a)、(b)为真实图像^[13],大小为 400×300 ; (c)、(d)为仿真图像, (d)为添加表面纹理的结果,大小为 1024×1024 。仿真图像的作用是已知仿真参数,能够对算法进行定量分析和验证。

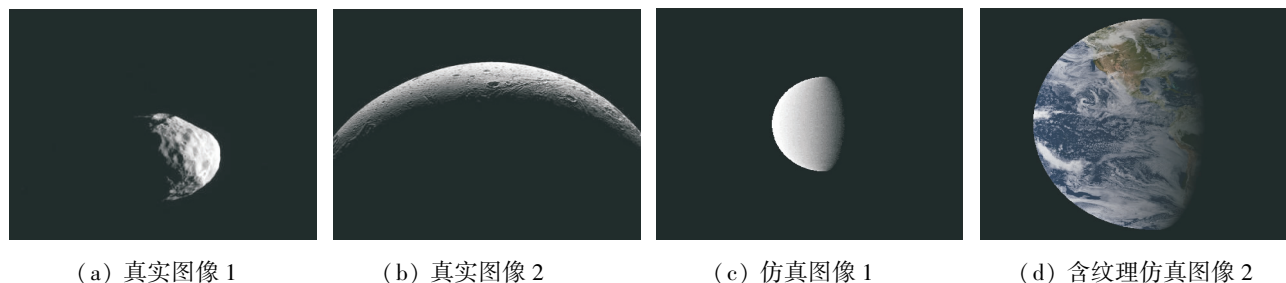


图 1 捕获段面目标图像

Fig.1 Images of The Extend objects during capture stage

由于图像本身存在背景噪声,所以,先对图像进行阈值分割,以用于去除大量背景噪声;然后利用图像闭操作^[14],将一些局部靠近的点连在一起,同时去除毛刺。在实际拍摄图像的过程中,可能存在背景恒星或者噪声较强部分仍留在阈值分割图像中的情况,从而使得面目标检测出现误判。由于面目标面积一般大于 20 个像素^[2],所以将前述处理后图像中连通域小于 20 的部分去掉,以确定是否存在面目标,最后选出图像中连通域最大的一个作为最后处理的面目标。以图 1(d)为例,图(2)分别为阈值分割、图像闭操作、去除面积小于 20、选取最大面积连通域的结果,可以看出,图 2(d)作为预处理最终结

果,其真实边缘明显,伪边缘形状复杂,为后续有效边缘提取带来许多方便。

1.2 有效边缘检测

边缘检测可以通过求解图像一阶梯度找到梯度最大值,或者对图像进行二阶求导,找到导数过零点像素。边缘检测必须满足两个要求:一是能够有效抑制噪声,减少由噪声引起的边缘产生;二是尽量准确地定位边缘像素位置。一般,抑制噪声和精确边缘是很难同时满足的,因为边缘是通过高频信息,例如梯度极值来进行检测的,而高频段包含大量噪声。若提高边缘检测敏感度,同时也提高了对噪声的敏

感性。以下通过 canny 算子^[15]来获取图像边缘,其主要包含 4 个步骤:(1)用高斯滤波器平滑图像;(2)用一阶偏导数的有限差分来计算梯度幅值和方

向;(3)寻找梯度幅值极大值;(4)用双阈值法检测和连接边缘。

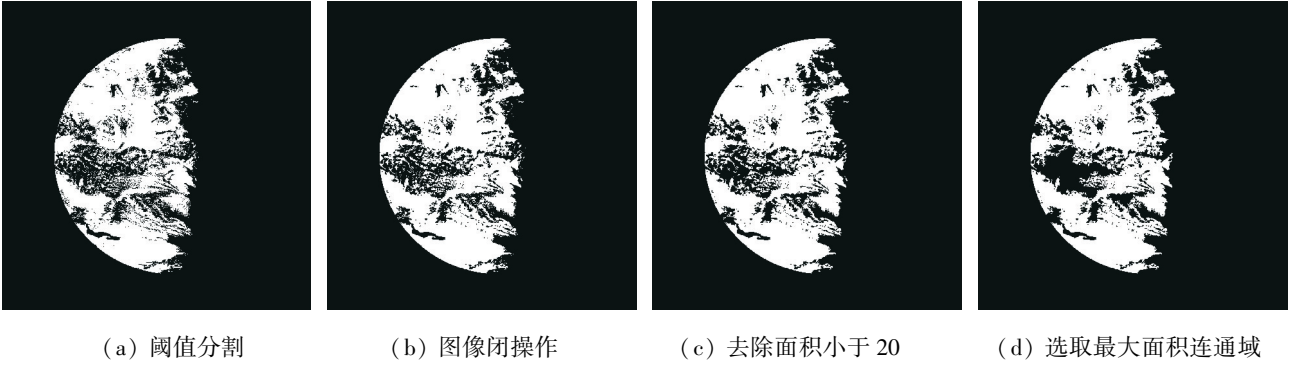


图 2 预处理后图像

Fig.2 The Preprocessed Images

二维高斯滤波分布可表示为:

$$G(x, y) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} e^{-\frac{x^2+y^2}{2\sigma^2}} \quad (1)$$

其中 (x, y) 为连续坐标, σ 为高斯分布标准差。将其与原始图像卷积,得到经过平滑后的图像,高频噪声被有效抑制,减少了误边缘的产生。然后,利用如下二阶有限差分算子来获取平滑图像在 x 和 y 方向上的梯度:

$$S_x = \begin{bmatrix} -1 & 1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}, S_y = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ -1 & -1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

上述差分算子可通过图像的二维矩阵直接计算,如下式所示:

$$\begin{aligned} P(i, j) &= [f(i+1, j) - f(i, j) + f(i+1, j+1) - f(i, j+1)]/2 \\ Q(i, j) &= [f(i, j) - f(i, j+1) + f(i+1, j) - f(i+1, j+1)]/2 \end{aligned} \quad (3)$$

其中 $f(i, j)$ 是图像中坐标为 (i, j) 处的灰度, $P(i, j)$ 为 x 方向幅值, $Q(i, j)$ 为 y 方向幅值。

通过式(4)计算每个像素点梯度的幅值 M 和方向 θ :

$$\begin{aligned} M(i, j) &= \sqrt{P(i, j)^2 + Q(i, j)^2} \\ \theta(i, j) &= \arctan(Q(i, j)/P(i, j)) \end{aligned} \quad (4)$$

需要注意的是,此处计算出的像素点梯度方向 θ ,将作为后续真实边缘鉴别的像素点方向向量。得到梯度图像后,需要找到梯度局部极值作为图像可能的边缘点。其找寻原则是对每一个像素点,沿着其梯度方向,比较其梯度幅值与前后两个点的幅值大小,若大于前后两个点,则保留,若小于任何一点,

则将对对应像素点置 0。如图 3 所示,将梯度方向由图像虚线分为大的 8 个方向,假设像素点 (i, j) 梯度方向在大方向 1 或者(1)范围内,且夹角为 θ ,则像素点幅值 $M(i, j)$ 需要与对应的前后两点梯度值插值,即

$$\begin{aligned} M_{\text{前}} &= M(i+1, j) + \text{abs}(\tan\theta) \times (M(i+1, j-1) - M(i+1, j)) \\ M_{\text{后}} &= M(i-1, j) + \text{abs}(\tan\theta) \times (M(i-1, j+1) - M(i-1, j)) \end{aligned} \quad (5)$$

大于这两个幅值则保留,其他 6 个方向计算与此类似。

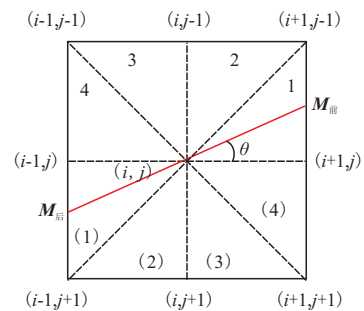


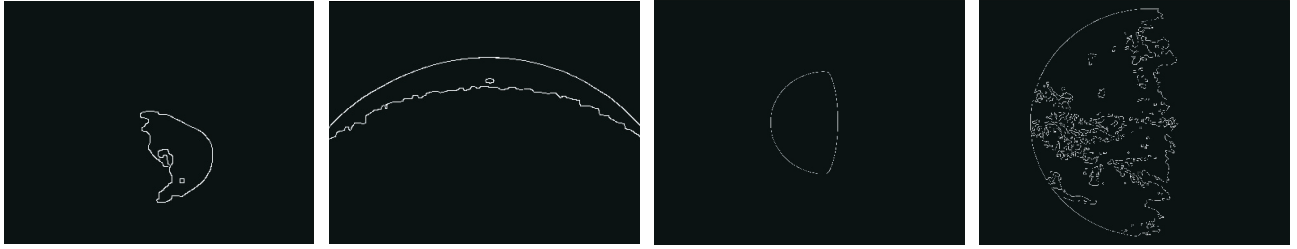
图 3 梯度幅值局部最大值检测

Fig.3 Local Maximum Detection of The Gradient Magnitude

最后,利用双阈值算法检测有效边缘。在通过找寻梯度局部极值点的结果时,发现仍然存在大量的伪边缘。这时,我们可以指定一个低阈值和高阈值,大于高阈值的像素梯度值 A ,则可以肯定为图像边缘,为边缘的粗轮廓;而大于低阈值的像素梯度值

B ,则包含所有 A ,同时也包含了边缘的细节部分和噪声产生的边缘。然后根据轮廓 A ,从 B 中选择出与 A 连接的像素点,作为最后的边缘。对图 1 中的图像进行处理,得到如图 4 所示的结果。可以看出,图像边缘被较好地提取出来,图 4(a)、(b)、(d)所示图像,由于目标表面存在各种坑洞、岩石等特征,

导致边缘并不单一,且由于太阳方位与拍摄角度影响,使得太阳直射面与背光面的交界处产生伪边缘,需要进行适当处理后,提取出真边缘。而图 4(c)中所示的未添加纹理的仿真图像,其伪边缘单一,是较为理想的情况。



(a) 图 1(a) 边缘

(b) 图 1(b) 边缘

(c) 图 1(c) 边缘

(d) 图 1(d) 边缘

图 4 边缘提取结果

Fig.4 The Results of Edge Extraction

可以通过太阳光照射方向来确定真实边缘。文献[5]提出将图像按照太阳光照射方向的夹角进行旋转,使得目标被太阳光照射到的一面在图像的正左侧,然后按行进行扫描,遇到的第一个非 0 像素点则为对应边缘;由于是直接对预处理后的图像进行旋转而没有进行边缘提取,其计算量较大;同时,旋转后的图像像素位置不为整数,像素灰度值则需要通过插值确定,这样将会导致面目标中心估计存在偏差。另一种方法是,通过计算太阳光照方向与前述确定的边缘像素方向间的夹角进行判断^[8],由于真实边缘与太阳照射方向的夹角小于 90° ,令前述得到的边缘像素梯度方向为 $\mathbf{g}$,光照方向为 $\mathbf{n}$,则真实边缘满足

$$\frac{\mathbf{g} \cdot \mathbf{n}}{|\mathbf{g}| |\mathbf{n}|} > 0 \quad (6)$$

图 5(a)所示为式(6)方法提取的结果,可以看到,由于表面坑洞、纹理等特征,与真实边缘具有相

$$P' = P \cdot \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ -0.5 * n & 0.5 * m & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{m} \cdot \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ -0.5 * m & 0.5 * n & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中, m, n 为图像行列像素个数,向量 $\mathbf{m} = [0 \ \cdots \ 1 \ \cdots \ 0]_{N \times 1}^T$ 为按行扫描时,如果为第一个像素,则代表真实边缘,对应位置置 1,其余点为伪边缘点,对应位置置 0,这相当于提取真实边缘点的掩模。

由于只有提取出的边缘点参与计算,而不是整

同的边缘特性,二者像素点梯度方向相近,因此,提取边缘包含真实边缘和复杂纹理所形成的伪边缘。此处对于图 5(a)所得到的边缘像素点,将其坐标按照太阳方向与水平方向的夹角进行旋转,将边缘像素横纵坐标按顺序构造为如下矩阵:

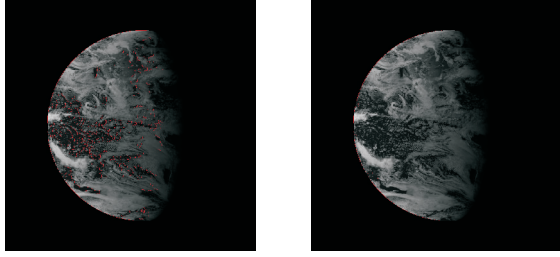
$$P = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & 1 \\ x_2 & y_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_N & y_N & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中, N 为提取边缘像素点的个数。

上述像素点中,坐标原点是在左上角的坐标,将其移动到图像中心,然后根据太阳光照射方向夹角 α ,将边缘旋转到水平方向,最后按行进行扫描,取第一个像素点为真实边缘点,并将其在 P 中所对应的像素点保留,其余为伪边缘点并消去。公式为:

$$\begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{m} \cdot \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ -0.5 * m & 0.5 * n & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

副图像,则能够大大减少计算量,且没有插值所导致的误差。得到的边缘结果如图 5(b)所示。我们还可以看出,当伪边缘基本被去除时,由于表面特征等原因,(b)的真实边缘上仍有部分伪边缘点,需要后续算法进行处理。



(a) 式(6)提取真实边缘 (b) 本文方法提取真实边缘

图5 真实边缘提取结果

Fig.5 The Results of Real Edge Extraction

2 边缘点椭圆拟合

2.1 改进最小二乘椭圆拟合

椭圆有隐式方程、参数方程、矩阵表示等几种表示方式,其隐式方程为:

$$F(x, y) = Ax^2 + Bxy + Cy^2 + Dx + Ey + F = 0 \quad 4AC - B^2 > 0 \quad (9)$$

其中, x, y 为椭圆上点的坐标。此式包含 6 个变量, 有 5 个自由度, 为 5 个比率因子, 最小解需要 5 个点求出。 $|F(x, y)|$ 也被称为点到椭圆的代数距离。由隐式方程中的参数 $[A, B, C, D, E, F]^T$ 可以计算出椭圆的 5 个标准参数, 如图 6 和式(10)^[5]所示。

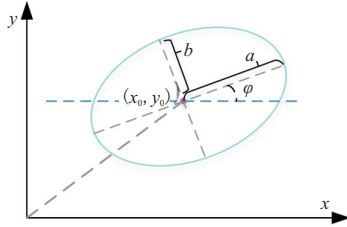


图6 二维椭圆示意图

Fig.6 The Diagram of Ellipse

$$x_0 = \frac{2CD - BE}{B^2 - 4AC}$$

$$y_0 = \frac{2AE - BD}{B^2 - 4AC}$$

$$a = \sqrt{\frac{2[AE^2 + CD^2 - BDE + F(B^2 - 4AC)]}{(B^2 - 4AC)[\sqrt{(A - C)^2 + B^2} - A - C]}}$$

$$b = \sqrt{\frac{2[AE^2 + CD^2 - BDE + F(B^2 - 4AC)]}{(B^2 - 4AC)[\sqrt{(A - C)^2 + B^2} - A - C]}}$$

$$\phi = \begin{cases} 0 & B = 0 \text{ and } A < C \\ \frac{\pi}{2} & B = 0 \text{ and } A > C \\ \frac{1}{2} \cot^{-1} \left(\frac{A - C}{B} \right) & B \neq 0 \text{ and } A < C \\ \frac{\pi}{2} + \frac{1}{2} \cot^{-1} \left(\frac{A - C}{B} \right) & B \neq 0 \text{ and } A > C \end{cases} \quad (10)$$

其中, x_0, y_0 为椭圆中心坐标, a, b 为主轴, ϕ 为倾斜角。此处计算公式用于后续定量比较时使用。

椭圆拟合的原则是, 将提取的带噪声边缘点在将要拟合的椭圆上, 使代价函数最小, 比如代数距离二范数最小或者几何距离二范数最小。此处以代数距离作为最小化对象, 式(9)重新写为

$$F(x, y) = F_a(x) = x^T a = 0 \quad (11)$$

其中, $a = [A, B, C, D, E, F]^T$, $x = [x^2, xy, y^2, x, y, 1]^T$ 。若得到点集 (x_i, y_i) , $i = 1, \dots, N$ 是前述提取出的边缘像素点坐标, 采用代数距离二范数最小的代价函数如下式所示:

$$\min_a \sum_{i=1}^N F(x_i, y_i)^2 = \min_a \sum_{i=1}^N (F_a(x_i))^2 = \min_a \sum_{i=1}^N (x_i^T a)^2 \quad (12)$$

同时, 椭圆约束 $4AC - B^2 > 0$ 可以转化为等式约束, 因为椭圆自由度只有 5 个, 令 $4AC - B^2 = \text{常值}$, 只是让 $F(x, y)$ 乘上一个系数, 结果不变。因此令 $4AC - B^2 = 1$, 写成矩阵形式为:

$$a^T C a = 1 \quad (13)$$

其中

$$C = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (14)$$

令 $D = [x_1 \ x_2 \ \dots \ x_N]^T$, 则椭圆拟合的代价函数可转化为如下最小化问题:

$$\arg \min_a \|Da\|^2 \quad s.t. \quad a^T C a = 1 \quad (15)$$

引入拉格朗日乘子, 将上式转为无约束优化问题:

$$\arg \min_a a^T D^T D a + \lambda (a^T C a - 1) \quad (16)$$

上式为无约束二次优化问题, 直接对向量 a 求导, 得到

$$(D^T D)a = \lambda C a, \quad (D^T D)^{-1} C a = \frac{1}{\lambda} a \quad (17)$$

则代价函数的最小值为:

$$J = a^T D^T D a = \lambda a^T C a = \lambda \quad (18)$$

因此, 代价函数的最小值为矩阵 $(D^T D)^{-1} C$ 的最大正特征值的倒数, 最优的椭圆参数为该特征值所对应的特征向量。但上述推导存在不足, 若测量

点都位于椭圆(或者靠近椭圆)上,由于 $D^T D$ 为奇异矩阵,则方程无解。这是一个人为构造的结果而非方法的固有缺陷。对上式进行改进,得到改进最小二乘椭圆拟合方法^[11]。代价函数不变,将上述方程中的 a, C, D 修改为:

$$a = \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \end{bmatrix}, a_1 = [A \ B \ C]^T, a_2 = [D \ E \ F]^T$$

$$C = \begin{bmatrix} C_1 & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix}, C_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 2 \\ 0 & -1 & 0 \\ 2 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D = [D_1 \ D_2], D_1 = \begin{bmatrix} x_1^2 & x_1 y_1 & y_1^2 \\ x_2^2 & x_2 y_2 & y_2^2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_n^2 & x_n y_n & y_n^2 \end{bmatrix},$$

$$D_2 = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & 1 \\ x_2 & y_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_n & y_n & 1 \end{bmatrix}, S = D^T D = \begin{bmatrix} S_1 & S_2 \\ S_2^T & S_3 \end{bmatrix} \quad (19)$$

其中, $S_1 = D_1^T D_1, S_2 = D_1^T D_2, S_3 = D_2^T D_2$ 。将上式带入(17)中,得到:

$$S_1 a_1 + S_2 a_2 = \lambda C_1 a_1, S_2^T a_2 + S_3 a_2 = O_{3 \times 1}$$

$$\Rightarrow a_2 = -S_3^{-1} S_2^T a_1, M a_1 = \lambda a_1 \quad (20)$$

其中, $M = C_1^{-1} [S_1 - S_2 S_3^{-1} S_2^T]$ 。则上述椭圆拟合的最优化问题转化为了求 M 矩阵的最小特征值与其对应特征向量的问题。特征向量即为最终的拟合椭圆参数。

2.2 基于 RANSAC 算法和最小平方中值算法的椭圆鲁棒拟合

由于图像边缘提取结果中,除了椭圆边缘像素

点外,还因目标表面的坑洞、纹理等特征而存在错误的边缘点,如图 5(b)、(d)所示。如果直接利用改进最小二乘方法进行椭圆拟合,就会受到伪点干扰,因此,需要加以识别并剔除,并从给出的点集中确定有效点集并重新拟合椭圆。本文给出利用随机抽样一致 Random Sample Consensus (RANSAC) 的鲁棒估计算法,其能够应付大比例野值。如图 7 所示,其算法思想为:随机选最小数据点数,两点定义一条直线,该直线的支集由在一定距离阈值内的点数来度量。令这样的随机选择重复多次,具有最大支集的线就认为是鲁棒拟合,在距离阈值内的点成为内点。最左边两点定义为蓝色实线,两边虚线为距离阈值,可以看出其支集有 9 点,而外部野值点所确定的红色直线,其支集仅有 3 点。将前述具有最大支集所包含的内点,利用改进最小二乘确定最终结果。

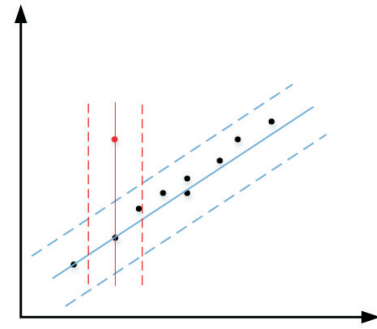


图 7 RANSAC 直线估计

Fig.7 Straight Line Estimation Based on RANSAC

此处利用椭圆拟合模型,其最小数据集为 5 个点。算法步骤如表 1 所示,已知数据点集 $S = ((x_1, y_1), \dots, (x_N, y_N))$, 此处需要给定距离阈值 t , 迭代次数 K 。

表 1 基于 RANSAC 算法的椭圆鲁棒估计

Table 1 Robust Ellipse Estimation Based on RANSAC Algorithm

输入:	迭代次数 K , 最小样本点数 $s=5$, 距离阈值 t , 数据点集 S
输出:	拟合椭圆参数 a
1	循环迭代步骤 2, 3 K 次
2	随机从 S 中选择 5 个数据点 $(x_{i_1}, y_{i_1}), \dots, (x_{i_5}, y_{i_5}), 1 \leq i_k \leq N, k=1, \dots, 5$
3	通过式(20)估计椭圆参数 a_i
3	计算剩余点代数距离小于距离阈值 $ F(x_i, y_i) < t$ 的数据点集 S_i, S_i 为内点
4	迭代完成后, 选择具有最多内点的点集 $S_{\max}$, 根据式(21)重新估计椭圆参数 a

一般来说,距离阈值随边缘点测量误差变化而变化,实际一般取经验值。迭代次数过大会使得计算量增加,但最终效果变化不大,因此,选取合适的迭代次数是必要的,只要保证由最小样本点数所组成的随机样本至少有一次没有野值的概率为 p ,假定 w 为选择任意数据点为内点的概率,则 $\varepsilon = 1 - w$ 为伪点的概率,最小样本 s 选取存在伪点的概率为 $1 - w^s$,迭代 K 次(每次选择最小样本 s),有 $(1 - w^s)^K = 1 - p$,从而

$$K = \log(1 - p) / \log(1 - (1 - \varepsilon)^s) \quad (21)$$

因此,此处给出一种自适应计算迭代次数的方法,如表 2 所示。由于数据点集已知,最小样本点个数已知,迭代次数已知,仅有距离阈值一个经验值,算法得到简化。

表 2 基于自适应 RANSAC 算法的椭圆鲁棒估计

Table 2 Robust Ellipse Estimation Based on Self-adaptive RANSAC Algorithm

	输入:最小样本点数 $s=5$,距离阈值,数据点集 S
	输出:迭代次数 K ,野值比率 ε
1	$K = \infty$, $sample_count = 0$
2	当 $K > sample_count$ 重复 3,4,5,6
3	随机选取最小样本 5 点,利用表 1 中步骤 2,3 计算内点数
4	令野值比率 $\varepsilon = 1 - (\text{内点数}) / (\text{总点数})$
5	取 $p = 0.99$,并由式(21)求 N
6	$sample_count + 1$

从表 1 和表 2 可以看出,自适应 RANSAC 算法需要距离阈值的先验知识,而不同测量噪声将产生

不同的距离阈值,为实际运用带来了一定困难。本文给出一种具有较强鲁棒性的最小平方中值 Least Median of Squares (LMS) 估计算法,其能够处理伪点数小于 50% 的模型估计,算法代价函数^[16]为:

$$\arg \min_{\mathbf{a}} (\text{med}_{i=1, \dots, N} \varepsilon_i^2) = \arg \min_{\mathbf{a}} (\text{med}_{i=1, \dots, N} F(x_i, y_i)^2) \quad (22)$$

此处可理解为对于待拟合点,找到一个椭圆,使得所有数据点到椭圆代数距离平方的中值最小,其中 ε_i 对应于拟合点 (x_i, y_i) 的代数距离 $F(x_i, y_i)$ 。最小化此代价函数是一个非线性优化问题。求解方法如表 3 所示,对于每次随机抽取的 5 点,根据式(20)计算一组椭圆参数,然后计算所有数据点的 $\varepsilon_i^2 = F(x_i, y_i)^2$,再计算中值 $M_j = \text{med}(F(x_i, y_i)^2)$,因此, K 组总共有 $M_1, \dots, M_K$ 个中值,取最小值 $\min(M_j)$ 作为最终结果。当测量误差为高斯分布时,前述方法收敛速度较慢,可根据最后计算得到的椭圆参数,计算数据点代数距离 $\varepsilon_i = |F(x_i, y_i)|$,根据 ε_i 的绝对中位差^[16]

$$\text{mad} = \text{med}_{i=1}^N |\varepsilon_i| - \text{med}_{j=1}^N |\varepsilon_j| \quad (23)$$

来鲁棒确定数据点中的伪点,计算公式如下:

$$w_i = \begin{cases} 1 & |\varepsilon_i| < 3 \times f \times \text{mad} \\ 0 & |\varepsilon_i| \geq 3 \times f \times \text{mad} \end{cases} \quad (24)$$

其中, $f = 1.4826 \left(1 + \frac{5}{N-5}\right)$ 为修正系数^[16]。将 w_i 与数据点 (x_i, y_i) 相乘,剩下的点为内点,最后利用式(20)重新估计椭圆参数,作为 LMS 算法的最终结果。

表 3 基于 LMS 算法的椭圆鲁棒估计

Table 3 Robust Ellipse Estimation Based on LMS Algorithm

	输入:最小样本点数 $s=5$,数据点集 S
	输出:拟合椭圆参数 $\mathbf{a}$
1	迭代步骤 2,3,4K 次
2	从点集 S 中随机选取 5 点 $(x_{i_1}, y_{i_1}), \dots, (x_{i_5}, y_{i_5})$ $1 \leq i_k \leq N, k=1, \dots, 5$
3	根据式(20)计算椭圆参数 $\mathbf{a}_i$
4	计算所有点的代数距离平方 $F(x_i, y_i)^2$,取 $M_j = \text{med}(F(x_i, y_i)^2)$
5	迭代完成得到 $M_1, \dots, M_K$,求 $\min(M_j)$ ($j=1, \dots, K$) 所对应的椭圆参数 $\mathbf{a}_{\min}$
6	根据 $\mathbf{a}_{\min}$,计算所有点的代数距离平方 $\varepsilon_i = F(x_i, y_i) $
7	根据(24)计算 mad ,再计算修正系数 f
8	根据(25)计算 w_i
9	去除 $w_i = 0$ 对应的数据点,用剩余点按(20)计算椭圆参数 $\mathbf{a}$

3 捕获段图像处理仿真

利用改进最小二乘(LS)方法、自适应 RANSAC 算法、LMS 算法对来对捕获段图像进行处理,对大量真实图像和仿真图像进行拟合,得到的真实图像大小为 400×300 ,仿真图像大小为 1024×1024 ,对应

相机视场 $30^\circ \times 30^\circ$,椭圆中心坐标真值为 $(514, 560.5)$ 。

部分拟合结果如图 8 所示,其中,蓝色为改进最小二乘拟合结果,绿色为最小中值平方结果,青色为自适应 RANSAC 算法结果。

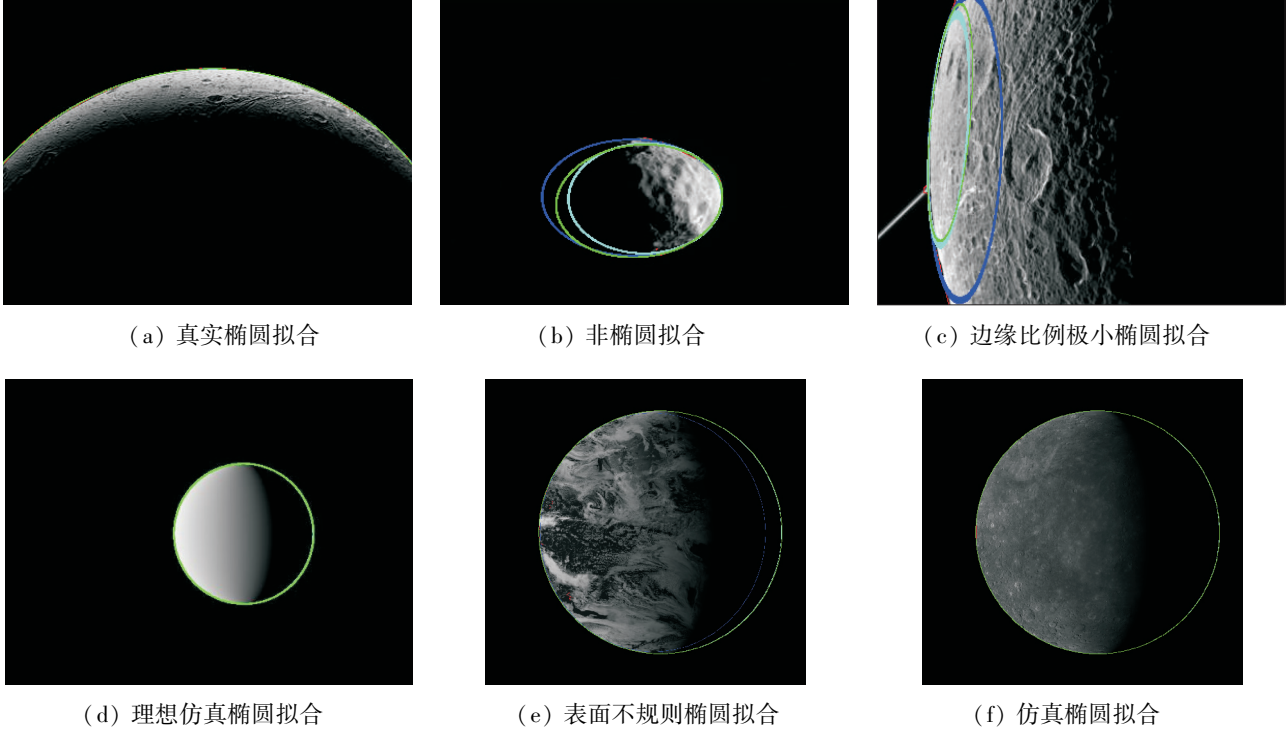


图 8 椭圆拟合结果

Fig.8 The Results of Ellipse Estimation

图 8(d)、(e)、(f) 为仿真图像,其余为真实图像。表 4 和表 5 为用三种方法估计图 8 中椭圆参数的拟合误差,单位为像素。从图 8(a)、(d)、(f) 和表 1 中可以看出,在边缘点误差较小时,三种方法精度较高且相近;当边缘数据点占据椭圆圆周比例更大时,精度更高,LMS 算法能够达到 0.1 个像素;对于非椭圆目标或者边缘所占椭圆比例较少时,如图 8(b) 和 (c) 所示,三种方法所求中心均不理想,因此,在 RANSAC 与 LMS 算法中随机抽取 5 点时,为防止抽取边缘点靠近,可将得到的数据点根据其最大最小坐标进行分组,然后随机选择 5 组,并从每组中随机取一点的方式来抽取数据;对于图 8(e) 中表面存在坑洞、沟壑等,使得边缘像素存在伪点时,改进最小二乘方法失效,RANSAC 和 LMS 方法能取得亚像素精度;同时,注意到中心坐标 x_0 误差较小, y_0 误差较大,对于改进最小二乘法,即使在出现伪点失

效时,其拟合的中心 x_0 仍有较高精度,这是因为上述图像中边缘点在 x 轴上基本位于中心 x_0 两边,而在 y 轴方向投影基本在中心 y_0 的一侧,需要通过估计才能够计算出 y_0 。由于存在误差,且边缘像素点精度为 1 个像素,因此,估计的中心 y_0 误差较大;三种方法的倾斜角误差均较大,原因是由于三轴椭圆主轴长度差别不大,投影到像平面近似为圆,并不存在倾斜角这个参数。体现在数学关系式上,根据式 (9) 和式 (10),当近似为椭圆时,椭圆隐式方程系数 B 接近于 0,而在计算倾斜角时,根据式 (10) 需要计算项 $(A-C)/B$,对变量 B 求偏导有

$$\frac{\partial((A-C)/B)}{\partial B} = -(A-C)/B^2 \quad (25)$$

由于 B 极小,在 B 有微小变化时此项变化极大,因此,倾斜角在目标投影近似为圆时误差极大。如表 2 所示,基于 RANSAC 和 LMS 方法的视线矢量

误差能够达到 1×10^{-4} rad 量级,满足深空探测导航精度要求。

表 4 三种方法拟合精度
Table 4 Fitting Accuracy of Three Methods

参数误差	中心 x_0	中心 y_0	主轴 a	主轴 b	倾斜角 ϕ/rad
LS+图(d)	0.1289	-2.6712	-0.0954	-2.3325	0.1532
LS+图(e)	-2.6479	-62.0830	-16.5710	-69.4660	-0.0184
LS+图(f)	0.1579	-0.2272	0.7535	-1.2969	1.2134
RANSAC+图(d)	0.1289	-2.6712	-0.0954	-2.3325	0.1532
RANSAC+图(e)	0.1011	-0.5981	-0.0570	-1.7419	0.2099
RANSAC+图(f)	0.1579	-0.2272	0.7535	-1.2969	1.2134
LMS+图(d)	0.2154	-1.3802	0.2976	-1.0596	0.5907
LMS+图(e)	-0.0724	0.0726	0.1155	-1.0592	0.0199
LMS+图(f)	-0.0023	0.1455	1.0804	-1.0340	1.5916

表 5 视线矢量误差
Table 5 The Error of Line of Sight

参数误差	DLS 视线误差/rad	RANSAC 视线误差/rad	LMS 视线误差/rad
图(g)	0.0015	0.0015	9.2527e-04
图(h)	0.0317	1.4809e-04	8.6236e-05
图(i)	1.4478e-04	1.4478e-04	7.6149e-05

4 结论

(1)本文提出了一种基于鲁棒估计算法的捕获段面目标导航图像信息快速提取方法,通过对图像进行预处理、边缘有效提取、边缘鲁棒拟合,能够从单张图像直接估计出目标中心视线而不需要其他信息。

(2)通过大量真实图像和仿真图像对算法进行验证,对于投影近似椭圆的面目标,算法对图像噪声、表面不规则纹理、数据存在伪点的情况下表现出较强鲁棒性,中心点坐标精度达到 0.1 个像素,视线矢量误差达到 1×10^{-4} rad 量级。

(3)研究发现,对于非椭圆目标或者数据点占椭圆边缘比例较小时效果一般,需要在后续工作中进一步加强对相关算法的研究,提高算法的鲁棒性和适应性。

参考文献:

[1] 王密,郑兴辉,程宇峰,等.火星探测巡航段与捕获段光学自主导航方案与关键技术[J].武汉大学学报(信息科学版),2016,41(4): 434-442.
[2] Rebordão J M.Space Optical Navigation Techniques: an

Overview[A].Iberoamerican Optics Meeting and Latin American Meeting on Optics,Lasers,and Applications[C]. Washington: SPIE,2013: 87850J1-87850J20.
[3] Bhaskaran S,Riedel E J,Synnott P S,et al.The Deep Space 1 Autonomous Navigation System-A Post-Flight Analysis[C].Astrodynamics Specialist Conference,AIAA,2000:42-52.
[4] Riedel J E,Bhaskaran S,Synnott S P,et al.Navigation for the New Millennium: Autonomous Navigation for Deep-Space 1[C].Proceedings of the 12th International Symposium on Space Flight Dynamics[C],Eurpoean Space Agency,1997:303-320.
[5] Lightsey G E,Christian J A.Onboard Image-Processing Algorithm for a Spacecraft Optical Navigation Sensor System[J].Canadian Journal of Occupational Therapy,2013,78(1): 37-44.
[6] Christian J A.Optical Navigation Using Planet's Centroid and Apparent Diameter in Image[J].Journal of Guidance Control & Dynamics,2015,38(2): 192-204.
[7] Christian J A,Robinson S B.Noniterative Horizon-Based Optical Navigation by Cholesky Factorization[J].Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2016,39(12): 2757-2765.
(下转第 96 页)

低温光谱仪在面向深空探测的思考及启示^①

张 琢,郑国宪,苏 云,董 杰

(北京空间机电研究所,北京 100094)

摘 要:文章通过跟踪目前国外基于深空探测领域的可见红外光谱仪的研究现状,分析该类光谱仪在未来深空探测领域中的应用需求;对标国际上典型低温光谱仪技术指标,梳理关键技术的未来发展趋势;提出面向深空探测应用的低温光谱仪科学任务及总体方案,为实现低温光谱探测技术在深空探测领域的应用奠定基础。

关键词:深空探测;低温光学;红外光谱;光栅分光

中图分类号: V443+.4

文献标识码: A

文章编号: 1674-7135(2018)05-0077-06

DOI: 10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.012

Observations and Inspirations of Cryogenic Spectrometer in Deep Space Exploration

ZHANG Zhuo, ZHENG Guoxian, SU Yun, DONG Jie

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: This paper tracks the current research status of visible and infrared spectrometer based on deep space exploration. It also analyzes the application demand of this kind of spectrometer in the field of deep space exploration. Comparing with technical parameters of typical low temperature spectrometer in international range, we comb the future development trend of key technologies and propose the overall scheme of spectrometer in the deep space exploration application. This lays a foundation for the application of cryogenic spectral detection technology in deep space exploration.

Key words: Deep space exploration; Cryogenic optical; Infrared spectral; Grating spectrometer

0 引言

要实现行星探测,环绕探测是必不可少的一步。而行星环绕探测的一个非常重要的科学目标就是对行星矿物组成及分布的探测。开展行星矿物质详查,有助于研究行星演化的历史,有助于行星资源的开发与利用。此外,探测行星的含水矿物成分,对于地外生命的探索具有重要意义。当然,对于含气行星,大气成分的探测也是一个重要的科学目标。而光谱仪是实现这些科学目标所必需的仪器设备。另外,光谱仪还可以通过分析物质成分来判别行星表面硬度,以此来分析哪些地方适于巡视器着陆和行走,从而保证原位探测任务的成功实施。

1 需求分析

深空探测对光谱仪的要求不同于其他探测需求,具体体现在以下几点:

(1) 光谱覆盖范围—满足小行星典型矿物类型、分布特点的研究需要;

(2) 光谱分辨率—能够区分与光谱特性相似的矿物,实现对未知矿物的探测;

(3) 空间分辨率满足填图需求—提供小行星地形地貌特征,以及精确的矿物空间分布情况;

(4) 具备对较低温目标的探测能力—实现对常年温度较低、更具科学探测价值区域的高精度探测。

深空地外行星表面温度低,反照率也低,这使探

^① 收稿日期:2018-01-23;修回日期:2018-06-20。

作者简介:张琢(1985—),工程师,硕士。研究方向为空间光学遥感载荷总体论证、仿真和设计。

E-mail: zhangzhuo424@sina.com

测系统接收到的信号非常弱。尤其在中波红外谱段 $3\mu\text{m}$ 后,光谱仪自身的光机背景杂光对噪声影响增

大,成为载荷的主要噪声来源,导致信噪比快速降低,无法探测有效信息^[1],如图 1 所示。

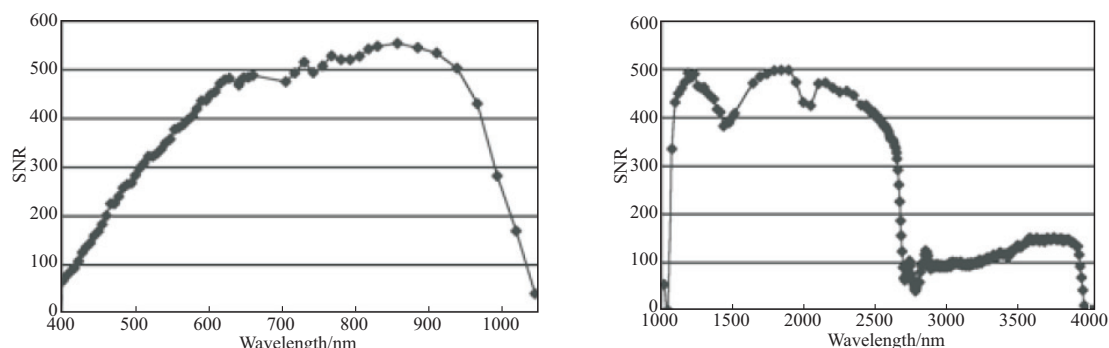


图 1 信噪比随着谱段范围扩展下降明显

Fig.1 SNR as the range of spectral ranges decreased obviously

深空探测目标的特殊性决定了其载荷需要集多功能于一体,并尽量做到宽谱段、高分辨率和轻小型化。由于探测目标的温度大部分都很低,光谱仪的自身辐射会成为重要的噪声来源。为了减小光谱仪自身噪声,获得高的信噪比,低温光学技术逐渐得到应用,从而可以在更宽的谱段范围内获得更高的空间分辨率和光谱分辨率,得到更高精细度的物质组成图谱。

在国外深空探测领域中,光谱仪一直是各国关注的焦点。据统计,在历次小行星、彗星、金星等深空探测活动中,低温光谱探测技术已经成为光谱仪类载荷的标配,它代表了深空领域超光谱探测技术的发展方向,将带动深空探测系统技术、高精度高集成度载荷设计技术、深空应用的低温光学系统技术以及数据图像处理及应用技术的发展。

当探测目标温度较低时,如果系统工作在常温,在中长波红外谱段,系统本身将产生很大的噪声,甚至淹没信号。因此,要实现对深空低温地区的探测,光学系统必须采用低温光学技术,并对探测器进行主动制冷,使光谱仪工作在低温环境下,有效抑制光机系统噪声尤其是中波红外谱段的噪声,从而大幅提升光谱仪信噪比,满足深空探测对光谱仪的特殊技术要求。

目前,在我国已完成的嫦娥一号月球探测卫星上搭载了一台高光谱仪,但光谱分辨率仅为 $7\text{nm} \sim 30\text{nm}$,与国外先进水平相比,在技术上存在较大差距;在科学任务方面也无法满足对精细矿物探测的需求,难以获得举世瞩目的科学发现。

本技术的研究将为我国深空探测领域发展宽谱段高分辨率光谱探测载荷奠定技术基础和设计依据,为全面提升我国深空探测光谱仪的性能做出贡献,并将引领和带动轻小型化深空探测光学遥感载荷相关技术的发展。

2 国内外现状和趋势分析

2.1 研究现状

2.1.1 国外研究现状

在国外深空探测领域中,很多任务均搭载了低温红外光谱探测载荷^[2]。国外已经用于深空探测的低温光谱仪的技术指标如表 1 所示,可以看出光谱仪的光谱分辨率越来越高。对于不同的工作环境,系统的工作温度稍有差别,但均采用被动制冷,且都在 190K 以下。红外探测器工作温度在 70K 左右,采用主动制冷。

2.1.2 国内发展现状

目前,我国嫦娥一号月球探测任务中搭载了一台干涉式成像光谱仪,工作谱段为 $0.48\mu\text{m} \sim 0.96\mu\text{m}$,设置了 32 个通道,光谱分辨率为 325cm^{-1} ($7\text{nm} \sim 30\text{nm}$),空间分辨率为 200m。与国外先进水平相比,在空间分辨率、光谱范围和光谱分辨率等各方面均存在较大差距。

国内的超光谱研究工作起步较晚,进行相关研究的主要单位有航天科技集团公司五院 508 所(以下简称 508 所)、中科院上海技物所、西安光机所、长春光机所。

(1) 508 所

在上世纪 80 年代末,508 所与哈尔滨工业大学联合开展了星载成像光谱仪的理论研究,完成了星载成像光谱仪设计和试验等方面的理论探讨。90 年代初,针对海洋遥感应用开发了成像光谱仪模式的海洋水色成像仪。1992 年起,针对气象卫星应用需求,开展了星载小面阵成像光谱仪原理样机研制。1999 年完成风云三号中分辨率成像光谱仪原理样机的研制。2005 年,开始了中分辨率宽覆盖可编程成像光谱仪技术的预先研究,目前已经完成工程样机研制。“十二五”期间,508 所承担了“GF-5 号”大

气环境红外甚高光谱分辨率探测仪、“FY-3 号”高光谱温室气体监测仪的型号研制。

(2)其他主要研究单位

中科院上海技物所研制了机载模块化光谱成像仪 OMIS、推扫式光谱成像仪 PHI,承担了“GF-5 号”可见短波红外高光谱相机的研制工作。西安光机所开展了环境卫星高光谱成像仪的研制工作。长春光机所开展了“天宫一号”可见光超光谱成像仪的研制工作。

表 1 国外低温光谱仪技术指标比较表

Table 1 comparison table of technical indicators of foreign low temperature spectrometer

年份	光谱仪	光谱范围 / μm	光谱分辨率/ nm	视场角 / mrad	角分辨率 / mrad	系统温度/ K	探测器温度/ K	质量/ kg 功耗/ W
1989	NIMS(伽利略号)	0.7~1 1~5.2	12.5 25	0.5	10.2 μrad	—	64 64	18kg 12W
1996	尼尔号 NIS	0.8~2.6	22/44	0.76°	—	—	—	14kg
1997	VIMS(卡西尼号)	0.35~1.05 0.85~5.1	7.3 16.6	32	0.17×0.17 0.25×0.5	135	230 70	— 23.9W
2003	隼鸟号	0.764~2.27	23.56	0.1°	—	260	—	2.6/21.5
2003	OMEGA(火星快车)	0.35~1.05 0.93~2.69 2.52~5.09	7 14 20	154	1.2 1.4×1.1 1.4×1.1	190	190 70 70	23.5kg 47.6W
2004	VIRTIS(罗塞塔号)	0.25~1.0 0.95~5 2.03~5.03	2 10 3	64×64 64×64 0.58×1.75	0.25 0.25 0.5~1.5	130	130 80 80	30kg 28W
2005	VIRTIS(金星快车)	0.25~1.0 1~5 2~5	2 10 3	64×64 64×64 0.58×1.75	0.25 0.25 0.5~1.5	155	155 70 70	30kg 28W
2006	新视野号	1.25~2.5	5	0.9°	60.83 μrad	—	130	—
2007	VIR/MS(黎明号)	0.25~1 0.95~5.05	2 10	64×64	1.2 1.4×1.1	135	135 70	24.2kg 50W
2011	JIRAM(朱诺号)	2~5	9	64	0.24	130	95	13.1kg 18.4W
2014	隼鸟二号	0.7~2.1	11	0.1°	—	260	—	2.6/21.5
2016	奥西里斯	0.4~4.3	7.5~22	—	—	160	105	—

2.2 趋势分析

纵观国外相关光谱仪的发展可以看出,随着遥感技术的不断发展,在深空探测领域,光谱仪的功能和性能不断提升。国际上行星探测光谱仪的特点及发展趋势如下:

(1)国外小行星探测光谱仪的分光方式多样,

但主要采用色散式分光来实现。

(2)谱段范围越来越宽,谱段覆盖可见光到甚长波红外谱段。可见光至中波红外谱段主要探测矿物和大气成分,中长波至长波红外谱段主要探测热辐射^[3]。为了涵盖绝大部分的矿物成分,获得丰富的物质组分信息,光谱范围覆盖可见光至短波红外

- 2.6 μm , 逐渐扩展至中波红外 5 μm 。
- (3) 空间分辨率逐渐提高, 在可见光至中波红外谱段, 空间分辨率最高可达 18m, 多数在 100m ~ 400m 之间。
- (4) 光谱分辨率较高, 可以获得精细的物质组分信息, 提高物质组分探测能力, 光谱分辨率可从 12nm ~ 25nm 逐步提高至 2nm ~ 5nm。
- (5) 系统工作于低温, 对低温目标的探测能力更强; 光谱仪的探测能力越来越强, 系统工作温度从 260K 逐步降低至 130K。

3 设计思路分析

3.1 任务分析

低温红外光谱仪搭载在环绕器上, 能够覆盖的科学目标主要包括矿物及分布、生命迹象、地形地貌以及大气成分等方面, 提供可见光至中波红外谱段的辐射强度图像及光谱信息。低温光谱仪具体可实

现的科学探测任务如表 2 所示。

3.2 系统组成

低温红外光谱探测仪能够确定目标行星的整体特征(包括尺寸、形状、反照率等)和局部特性(包括矿物特征、地形形貌、表面粗糙度、表面尘埃组分及分布等)^[4]。光谱仪还可以同时获取空间信息和光谱信息。

通过借鉴文献[5]中描述 Rosetta 号上可见红外光谱仪的系统组成, 根据需求, 提出本文的低温光谱仪整机系统设计思路, 主要包括光学子系统、电子学子系统和热控子系统, 如图 2(a)所示。该光谱仪可以实现在 0.4 μm ~ 5 μm 谱段范围内的光谱成像探测。整个光谱仪系统的工作流程可概述为: 来自目标的信息经过遮光罩进入光学系统, 经过色散分光后到达焦面电路, 最后经数据处理单元处理后传输到卫星平台, 如图 2(b)所示。

表 2 低温光谱仪的科学探测任务
Table 2 scientific task of low temperature spectrometer

开展矿物质详查、 大气成分探测	◆行星全球矿物成分的大尺度分布调查, 获得表面岩石和矿物的分布规律, 研究行星演化历史。
	◆行星表面矿物资源的鉴别和富集区初步研究与分析, 确定有价值的着陆区, 有助于行星资源的开发与利用。
	◆含水矿物探测, 探索地外生命。
表面硬度分析, 服务于着陆点选择	◆探测行星大气成分, 研究行星气候变化。
	◆分析出被研究地区的土壤的坚实或松散程度, 以此来分析行星表面哪些地方适于着陆器着陆和巡视器行走。

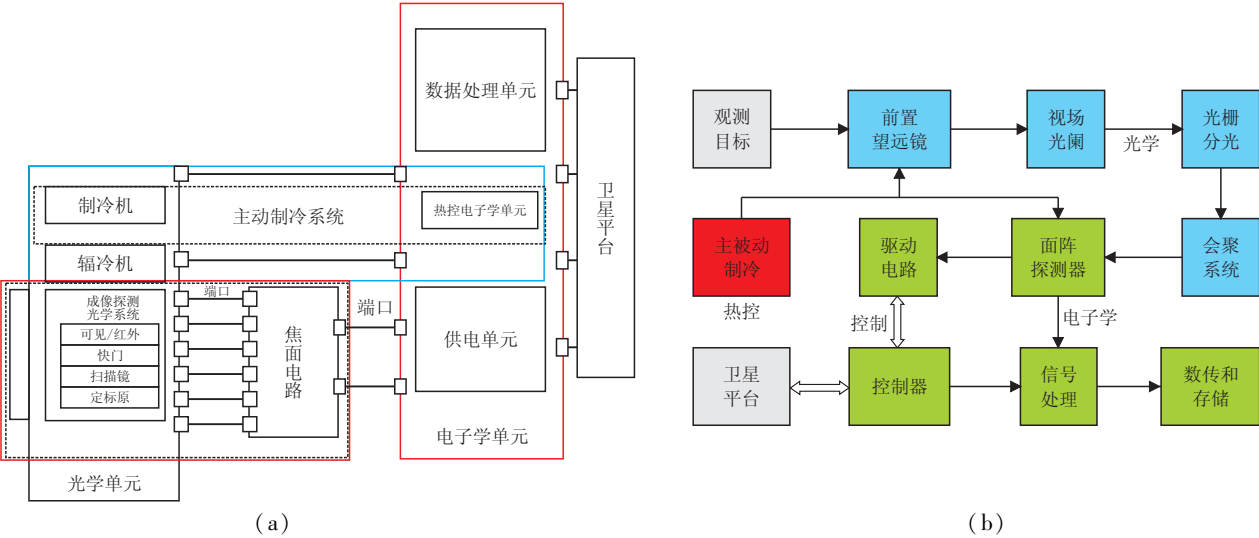


图 2 低温光谱仪系统组成框图
Fig.2 The low temperature spectrometer system block diagram

本文提出的光谱仪可以通过一个光学系统来覆盖全谱段,采用离轴望远镜+offner 光谱仪型式,采用推扫方式完成视场内二维光谱绘图;望远镜出瞳与光栅重合,消除场曲和彗差;狭缝位于像面处,将系统分隔为前置望远镜和 offner 光谱系统,如图 3(a)所示。光谱仪通过在同一个光栅基底上的不同区域刻蚀不同密度的刻槽来实现分光^[6]。两个通道通过刻蚀不同深度的凹槽实现不同谱段的衍射效率,扩大系统的动态范围^[7],如图 3(b)所示。通过前文对探测需求与任务的分析,得到低温光谱仪技术指标,如表 3 所示。

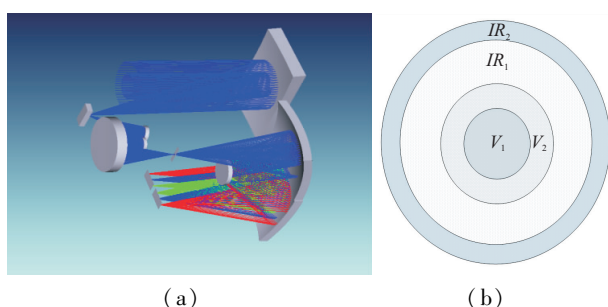


图 3 光学系统结构构型图及光栅分光原理示意图
Fig.3 The optical system configuration diagram and grating spectrometer schematic diagram

表 3 低温光谱探测仪技术指标小结

Table 3 low temperature spectrometer technical index summary

项目	技术指标
光谱范围	可见 $0.45\mu\text{m} \sim 1.05\mu\text{m}$ 、红外 $1.0\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}$
光谱分辨率	$5\text{nm}@0.45\mu\text{m} \sim 1.05\mu\text{m}$ 、 $10\text{ nm}@1.0\mu\text{m} \sim 5\mu\text{m}$
信噪比	$>40\text{dB} (>100)$
质量	$<15\text{kg}$

3.3 关键技术分析

(1) 低温光学技术

(a)影响:抑制光机系统自身辐射噪声,提高信噪比。

(b)难点分析:需在常温条件下进行整机设计、加工、装调、测试,保证在低温环境下能够正常工作。

(c)解决途径:采用低温光学设计方法,通过光学元件和结构材料的匹配性设计,以及特殊的消热差方法设计,保证系统在超大温区范围内成像质量不变。

(2) 高精度复用型光栅刻蚀加工技术

(a)影响:在复用型光栅的不同区域实现不同谱段色散。

(b)难点分析:在同一片光栅上的不同区域刻蚀不同密度,需要光栅各个不同区域保证同心,实施工艺保护。

(c)解决途径:改进传统光栅成型工艺,采用高精度套刻方式来解决不同心问题。在同一光栅新的区域进行光栅刻蚀时,对原有部分进行光刻胶方式,以解决腐蚀防护工艺问题。

(3) 光谱色畸变和谱线弯曲校正

(a)影响:光谱数据处理精度。

(b)难点分析:现有校正方法存在精度不足和非必要计算规模过大等因素。

(c)解决途径:采用拱形狭缝的方式校正光学系统的色畸变和谱线弯曲,采用 OFFNER 型光谱仪系统结构形式,可将因传统设计方式产生的谱线弯曲减少 2/3 以上,色畸变可忽略,提升光学系统本身能量。

(4) 高精度星上定标技术

(a)影响:物质成分及其含量的判定准确度。

(b)难点分析:国内高精度星上绝对辐射定标技术研制基础相对薄弱,整个链路、全寿命周期的定标误差分配模型有待完善和验证。

(c)解决途径:星上定标采用定标光源(窄带干涉滤光片)+漫射板的方案,采用两组光源以降低光源的不确定度,提高辐射定标精度。

(5) 高集成度轻小型电子学技术

(a)影响:信号质量和系统小型化。

(b)难点分析:低温红外系统弱信号跨温区传输时易引入噪声,影响信号质量,降低探测信噪比。若将传统方案的前置电路及 AD 单元放入低温区,则在系统功耗及体积上就要付出极大代价。

(c)解决途径:采用低温低功耗专用前置信号处理集成电路(ASIC)作为光谱仪低温区的前置信号处理电路,该 ASIC 在一只芯片上集成了探测器偏置、驱动、信号读出、放大、16bitAD 转换、数字信号并串转换和 LVDS 高速串行输出功能,采用数字型号跨温区长距离传输,可以有效提高系统的综合性能。

4 结论与启示

低温光谱仪已经成为深空探测任务必备的物质

成分探测设备。该光谱探测技术将宽谱段与高光谱分辨率集于一体,可应用于深空探测任务中物质组成和分布等科学目标的实现,研究矿物质与地形的关系,探测某些区域低温度目标,完善低光照地区的资源分布数据,具有广泛的应用前景。

通过对前文国外研究现状及趋势分析,结合针对关键技术的难点分析,初步提出未来我国空间低温光谱探测技术的发展启示,主要有以下几点:

(1)由于低温光谱仪光谱范围宽,可以获得更高的空间分辨率和光谱分辨率,可广泛应用于深空探测任务中,且应用成果显著。而国内在空间低温光谱探测技术方面尚无应用,需要尽快在该技术方面有所突破。

(2)采用低温技术,将整机温度降低,抑制光谱仪自身光机噪声,提高探测灵敏度,提升信噪比;在相同口径条件下,低温光谱仪可以探测到更全面的行星物质分布,完善低温地区的矿物资源分布数据;保证在相同探测信噪比的条件下,系统口径可以适当减小,以降低载荷质量与体积,更加适合深空探测需求。

(3)光谱仪谱段覆盖较宽,尤其针对中波红外谱段,为了能够实现较低温、较弱目标的探测,需要保证高探测信噪比,因此,突破高探测灵敏度、低噪声光谱成像技术是关键。

(4)深空探测轨道复杂、风险高,因此,对载荷的体积和质量要求非常苛刻,为提高宽谱段高分辨率低温光谱仪对任务的适应能力,需要开展轻小型化和高集成化设计。

(5)定标精度需要提高,国内目前的绝对辐射定标精度在5%左右,光谱定标精度最高为0.003nm,因此,星上辐射定标源在稳定性、均匀性及器件响应均匀性等方面都需要攻关,需要突破高精度星上定标技术。

(6)深空探测领域中光谱数据反演模型和现有产品的精度有待提高。

参考文献:

- [1] Viviano C E, Moersch J E. Using THEMIS data to resolve the discrepancy between CRISM/OMEGA and TES modeled phyllosilicate abundance in Mawrth Vallis [J]. *Icarus*, 2013, 226(2013): 497-509.
- [2] Coradini. Virtis: An imaging spectrometer for the Rosetta Mission [J]. *Space Science Reviews*, 2007, 128: 529-559.
- [3] Rivkin. The nature of M-class asteroids from 3 μ m observations [J]. *Icarus*, 2000, 145: 512-526.
- [4] Lazzarin M. Visible spectral properties of asteroid 21 Lutetia target of Rosetta Mission [J]. *Astronomy & Astrophysics*, 2004, 425: 504-514.
- [5] Piccioni G, Drossart P. Virtis: The visible and infrared thermal imaging spectrometer [J]. *Scientific Instruments*, 2014, SP-1295: 706-733.
- [6] Tosi F. The light curve of asteroid 2867 Steins measured by VIRTIS-M during the Rosetta fly-by [J]. *Planetary and Space Science*, 2010, 58: 1066-1076.
- [7] Coradini A, Capaccioni F. Virtis: The imaging spectrometer for the Rosetta Mission [J]. *Adv. Space Res.*, 2014, Vol. 24, No. 9: 1095-1104.

基于脉冲星联合定位模型的 TOA 预测 模型误差修正算法^①

苏哲, 凌菲, 张茁, 徐启炳

(中国空间技术研究院 西安分院, 西安 710000)

摘要:为提高脉冲星导航定位精度,修正脉冲信号到达时间的预测误差,文章提出一种基于多航天器联合观测数据的脉冲到达时间预测模型误差修正算法。该算法利用航天器和基准站之间的联合观测数据,通过相关运算测量脉冲到达时间差;通过数学推导得出航天器与基准站之间的位置关系与脉冲到达时间预测模型的关系;利用扩展卡尔曼滤波算法融合多颗不同辐射方向的脉冲星的脉冲到达时间差,实时在线修正预测模型参数误差。仿真实验结果表明,当观测时间超过 100 秒时,该方法可抑制脉冲信号到达时间预测模型的漂移误差。该方法可用于基于脉冲星的深空探测器自主导航系统,提高导航定位精度和脉冲信号到达时间预测精度。

关键词:脉冲星;导航;脉冲到达时间;预测模型

中图分类号: V474

文献标识码: A

文章编号: 1674-7135(2018)05-0083-04

D O I: 10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.013

Pulsar TOA Prediction Correction Algorithm Based on Combined Positioning Model

SU Zhe, LING Fei, ZHANG Zuo, XU Qibing

(China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710000, China)

Abstract: In order to improve the positioning precision of the pulsar navigation and correct the prediction error of the arrival time of the pulse signal, an error correction algorithm based on the joint observation data of multi-spacecraft is proposed. The algorithm uses the joint observation data between the spacecraft and the station to measure the time difference of pulse arrival time through the correlation operation. Through mathematical deduction, the relationship between the position relationship between the spacecraft and the reference station and the prediction model of the pulse arrival time is obtained. The extended Kalman filter algorithm is used to fuse several pulses with different radiation directions. The pulse arrival time difference of pulsars is corrected, and the parameter error of prediction model is corrected online. The simulation results show that this method can depress drift error of the arrival time prediction model when the observation time is exceed 100s. This method can be used in the navigation system using pulsar, and can improve the precision of positioning and arrival time prediction of the pulse signal.

Key words: Pulsar; Navigation; Pulse arrival time; Prediction model

0 引言

X 射线脉冲星导航(XPNAV: X-ray Pulsar-based

Navigation)可以为深空探测的航天器提供三维位置信息和一维时间信息,是一种新型的航天器深空探

① 收稿日期:2018-01-09;修回日期:2018-04-16。

基金项目:国家自然科学基金资助项目(91438107)

作者简介:苏哲(1983—),2011年毕业于西安电子科技大学,获博士学位,研究方向为深空探测、卫星导航。

E-mail: suzhe504@163.com。

测器自主导航技术^[1]。XPNAV 通过将预测和测量得到的脉冲到达时间 (TOA; Time of Arrival) 比对未来修正航天器的位置信息^[2], 实现自主导航。因此, TOA 预测模型精度直接影响导航定位精度^[3], 对于 XPNAV 具有重要意义。

但是, 脉冲双星运行的不规律性、太阳系行星的星历、自由空间的引力波和色散效应等, 导致脉冲星的脉冲到达时间的稳定性发生恶化^[4]。若脉冲星脉冲到达时间的稳定性发生恶化, 将直接导致基于脉冲星的导航定位精度发生恶化。文献[5]梳理影响脉冲星辐射脉冲到达时间稳定性的因素, 并给出了定量分析结果。在此基础上, 文献[6]分析了脉冲星的脉冲到达时间的稳定性与广义相对论效应及引力波的关系, 提出了一种根据射电天文观测到的脉冲到达时间的变化规律反推引力波的方法, 并给出了观测结果。文献[7]全面给出了脉冲到达时间不稳定性的原因和可能的变化规律, 为天文观测提供了理论基础。在脉冲星导航工程应用领域, 文献[8]提出了一种脉冲星时间模型精化及延迟修正分析方法, 但由于脉冲到达时间的不稳定性在短期看主要呈现随机噪声特性, 难以准确预测, 因此, 该方法对脉冲到达时间的不稳定性提高不大, 对导航定位的精度改善有限。

为提高脉冲星导航定位精度, 提高脉冲信号到达时间的预测精度, 本文研究了用多个航天器观测共同的脉冲星进行联合定位、校时的方案, 并进一步提出了提高脉冲星脉冲信号到达时间的稳定性方法。该方法可显著提高脉冲到达时间的稳定性, 提

高导航定位精度和授时精度。

1 X 射线脉冲星多航天器联合观测

多航天器联合观测同一颗脉冲星, 利用辅助观测站(可建于航天器上)接收 X 射线脉冲星信号, 记录脉冲到达时间, 将脉冲到达时间进行对比, 测量脉冲星信号沿脉冲星方向由航天器传播到基准站的距离和基准站与航天器之间的直线距离之和, 然后通过解定位方程确定航天器相对基准站的三维位置关系^[9]。

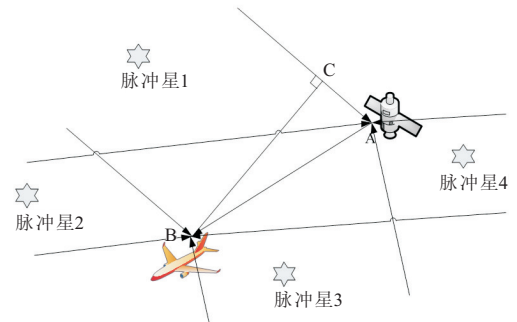


图1 联合观测模型

Fig.1 Model of co-observation

X 射线脉冲星多航天器联合观测三维位置关系如图1所示, 基准站位置为 A, 航天器的位置为 B, β 和 α 为脉冲星的赤经和赤纬。同一个脉冲到达基准站 A 的时间和到达航天器 B 的时延差 ΔT 为:

$$L_{AC} = (\cos\alpha\cos\beta, \cos\alpha\sin\beta, \sin\alpha) \odot \vec{L}_{AB} \quad (1)$$

其中, $\odot$ 表示内积运算, $\vec{L}_{AB}$ 表示由位置 A 至位置 B 的矢量。

可知, 航天器 B 位置 (x_B, y_B, z_B) 满足

$$\left\{ \frac{(x_B - x_A)\cos\alpha\cos\beta + (y_B - y_A)\cos\alpha\sin\beta + (z_B - z_A)\sin\alpha}{\sqrt{(x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2 + (z_B - z_A)^2}} \right\} = L_{AC} \quad (2)$$

利用 4 个不同方向的脉冲星观测信号, 可以得到如下方程:

$$\begin{cases} (x_B - x_A)\cos\alpha_1\cos\beta_1 + (y_B - y_A)\cos\alpha_1\sin\beta_1 + (z_B - z_A)\sin\alpha_1 + r_1 = c \cdot \Delta T_1 \\ (x_B - x_A)\cos\alpha_2\cos\beta_2 + (y_B - y_A)\cos\alpha_2\sin\beta_2 + (z_B - z_A)\sin\alpha_2 + r_2 = c \cdot \Delta T_2 \\ (x_B - x_A)\cos\alpha_3\cos\beta_3 + (y_B - y_A)\cos\alpha_3\sin\beta_3 + (z_B - z_A)\sin\alpha_3 + r_3 = c \cdot \Delta T_3 \\ (x_B - x_A)\cos\alpha_4\cos\beta_4 + (y_B - y_A)\cos\alpha_4\sin\beta_4 + (z_B - z_A)\sin\alpha_4 + r_4 = c \cdot \Delta T_4 \end{cases} \quad (3)$$

式中, r 即为 L_{AB} , $r_i = \sqrt{(x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2 + (z_B - z_A)^2}$ 。根据上式可以计算出:

$$\begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \\ r_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_A \\ y_A \\ z_A \\ r_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos\alpha_1\cos\beta_1 & \cos\alpha_1\sin\beta_1 & \sin\alpha_1 & 1 \\ \cos\alpha_2\cos\beta_2 & \cos\alpha_2\sin\beta_2 & \sin\alpha_2 & 1 \\ \cos\alpha_3\cos\beta_3 & \cos\alpha_3\sin\beta_3 & \sin\alpha_3 & 1 \\ \cos\alpha_4\cos\beta_4 & \cos\alpha_4\sin\beta_4 & \sin\alpha_4 & 1 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} c \cdot \Delta T_1 \\ c \cdot \Delta T_2 \\ c \cdot \Delta T_3 \\ c \cdot \Delta T_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中, ΔT_i 表示到达时间差。

2 基于联合观测的计时模型精化算法

脉冲星的计时模型是指脉冲星的脉冲到达时间的预测模型,理论上一般表述为多项式的形式。多种因素将导致脉冲星的理论计时模型和实际脉冲星的运行情况存在偏差,这些因素包括:冲双星运行的不规律性、太阳系行星的星历、自由空间的引力波和

色散效应等。通过上一节的理论分析可以看出,多航天器相对位置测量受到脉冲星计时模型的影响很小,可忽略不计。因此,基于多航天器脉冲星联合观测的测量精度不受冲双星运行的不规律性、太阳系行星的星历、自由空间的引力波和色散效应等因素的影响。联合观测可获取精确的航天器相对位置信息,可用于精化并实时修正脉冲星计时模型。

多航天器联合观测的脉冲星计时数学模型为:

$$\begin{cases} \frac{(phase_A^{star1} - phase_B^{star1} \cdot \lambda_{star1})}{2\pi} = (x_A, y_A, z_A) \odot (\cos\alpha_1 \cos\beta_1, \cos\alpha_1 \sin\beta_1, \sin\alpha_1) \\ \frac{(phase_A^{star2} - phase_B^{star2} \cdot \lambda_{star2})}{2\pi} = (x_A, y_A, z_A) \odot (\cos\alpha_2 \cos\beta_2, \cos\alpha_2 \sin\beta_2, \sin\alpha_2) \\ \frac{(phase_A^{star3} - phase_B^{star3} \cdot \lambda_{star3})}{2\pi} = (x_A, y_A, z_A) \odot (\cos\alpha_3 \cos\beta_3, \cos\alpha_3 \sin\beta_3, \sin\alpha_3) \end{cases} \quad (5)$$

式中, (x_A, y_A, z_A) 为航天器 A 的位置, $phase_A^{star1}$ 为航天器 A 观测到的脉冲星 1 的信号相位, λ_i 为脉冲星辐射脉冲信号的波长。

由上式可以推导出航天器 A、B 的位置 (x_A, y_A, z_A) 、 (x_B, y_B, z_B) 与脉冲星计时模型的关系为:

$$\begin{aligned} f_{star1} &= \frac{|phase_A^{star1} - phase_B^{star1}| + N_{star1} \cdot 2\pi}{\Delta t_{A \rightarrow B}^{star1}} + \frac{2\pi}{\lambda_{star1}} \cdot \frac{[(x_{A-B}, y_{A-B}, z_{A-B}) \odot (\cos\alpha_i \cos\beta_i, \cos\alpha_i \sin\beta_i, \sin\alpha_i)]}{\Delta t_{A \rightarrow B}^{star1}} \\ f_{star2} &= \frac{|phase_A^{star2} - phase_B^{star2}| + N_{star2} \cdot 2\pi}{\Delta t_{A \rightarrow B}^{star2}} + \frac{2\pi}{\lambda_{star2}} \cdot \frac{[(x_{A-B}, y_{A-B}, z_{A-B}) \odot (\cos\alpha_i \cos\beta_i, \cos\alpha_i \sin\beta_i, \sin\alpha_i)]}{\Delta t_{A \rightarrow B}^{star2}} \\ f_{star3} &= \frac{|phase_A^{star3} - phase_B^{star3}| + N_{star3} \cdot 2\pi}{\Delta t_{A \rightarrow B}^{star3}} + \frac{2\pi}{\lambda_{star3}} \cdot \frac{[(x_{A-B}, y_{A-B}, z_{A-B}) \odot (\cos\alpha_i \cos\beta_i, \cos\alpha_i \sin\beta_i, \sin\alpha_i)]}{\Delta t_{A \rightarrow B}^{star3}} \end{aligned} \quad (6)$$

其中, f_{star1} 表示脉冲星 1 的自转频率,即信号辐射频率; f_{star2} 表示脉冲星 2 的辐射频率; f_{star3} 表示脉冲星 3 的辐射频率; N_{star1} 、 N_{star2} 和 N_{star3} 表示整周期模糊度; $(x_{A-B}, y_{A-B}, z_{A-B})$ 表示航天器 B 相对于基准站 A 的位置矢量。

当基准站 A 和航天器 B 的相对位置较近时,两者接收信号基本一致,可提供准确的相对位置测量结果和计时模型的精化。当航天器 B 相对于基准站 A 的位置较远时,由于脉冲星 X 射线信号的个别脉冲,将导致短期稳定度恶化。为此,本文提出一种基于扩展卡尔曼滤波的脉冲星计时模型精化算法,如图 2 所示。将 (6) 式作为测量结果,则状态递推过程为:

$$\begin{cases} f(t) = f(t_0) + \int_{t_0}^t \dot{f}(t) dt \\ \Phi(t)_{SSB} = \Phi(t_0)_{SSB} + \int_{t_0}^t f(t) dt \end{cases} \quad (7)$$

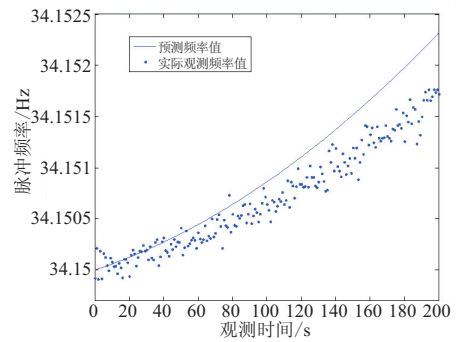


图 2 模型预测频率值与实际观测值的比较

Fig.2 Comparison between the predicted frequency and the actual observation value of the model

3 实验与分析

脉冲星的计时模型为 $f(t) = a_0 + a_1 t + a_2 t^2$ 。该计时模型取自欧洲脉冲星网络 (EPN: European Pulsar Network) 数据库^[10]。EPN 数据库隶属于欧洲天体物理研究所,它收集了超过 1000 颗脉冲星的累积脉冲轮廓。所有脉冲轮廓数据均通过 EPN 格式,采

用 ASCII 字符的方式,存储在纯文本文件中,方便下载和使用。

假设实际的存在误差的脉冲星计时模型的参数为:

$$\begin{cases} a_0 = 34.15 \\ a_1 = 5.64 \times 10^{-6} \\ a_2 = 19.8 \times 10^{-9} \end{cases} \quad (8)$$

假设实际的脉冲星信号的计时模型的参数为:

$$\begin{cases} a_0 = 34.15 \\ a_1 = 4.63 \times 10^{-6} \\ a_2 = 19.3 \times 10^{-9} \end{cases} \quad (9)$$

频率测量结果服从零均值高斯白噪声,标准差为 0.1Hz。利用本文提出的方法对脉冲星计时模型进行扩展卡尔曼滤波修正,结果如图 3 所示。

基于扩展卡尔曼滤波的脉冲星计时模型修正实验可以进行脉冲星计时预测模型的在线实时修正,频率误差随时间收敛,如图 4 所示。

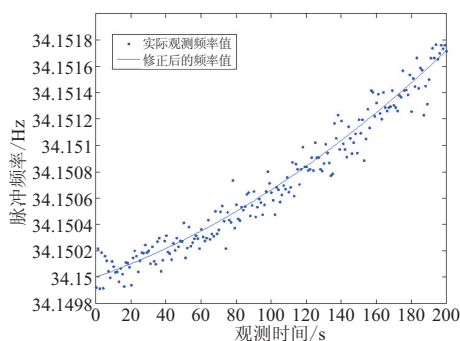


图 3 滤波修正后的频率值与实际观测值的比较

Fig.3 Comparison between filtered and corrected frequency values and actual observations

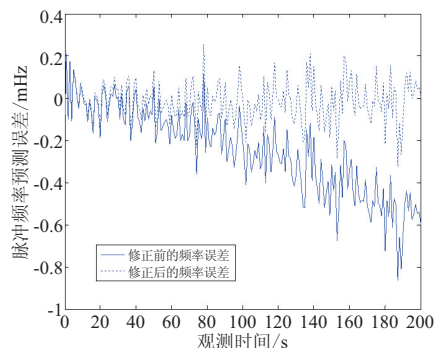


图 4 扩展卡尔曼滤波修正后的频率预测误差

Fig.4 The frequency prediction error corrected by extended Calman filtering

4 结论

在多航天器联合观测多个辐射方向的脉冲星信号的基础上,提出一种基于多航天器联合观测数据的脉冲到达时间预测模型误差修正算法。该算法可实时修正脉冲星脉冲到达时间预测模型参数。仿真实验结果表明了该算法的有效性。

参考文献:

- [1] Sheikh S I, Pines D J. Spacecraft Navigation Using X-Ray Pulsars [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(1): 49-63.
- [2] Sheikh S I. The Use of Variable Celestial X-ray Sources for Spacecraft Navigation [D]. Maryland: University of Maryland, 2005.
- [3] 苏哲, 徐启炳, 王晓亮, 等. 基于两级互模糊函数的脉冲星导航系统累积脉冲轮廓时间延迟测量算法[J]. 空间电子技术, 2016(5): 14-20.
- [4] 苏哲, 王瑛, 陶晓霞, 等. 基于短时 1.5 维谱的脉冲星个别脉冲检测[J]. 空间电子技术, 2015(3): 64-68.
- [5] Chukwude A E, Ubachukwu A A, Okeke P N. Periodicities in rotation and DM of PSR B1557-50 [J]. Astronomy and Astrophysics, 2003, 399(1): 231-235.
- [6] Joseph H, Taylor J H. Millisecond Pulsars: Nature's Most Stable Clocks [J]. Proceedings of IEEE, 1991, 79(7): 1054-1062.
- [7] Taylor J H. Pulsar Timing and Relativistic Gravity [J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, 1992, 341: 117-134.
- [8] Moyer T D. Formulation for observed and computed values of deep space network data types for navigation [J]. Indianapolis: John Wiley & Sons, Inc. 2013: 107-119.
- [9] 张锦绣, 兰盛昌, 徐国栋. 基于脉冲星相关的编队航天器间相对距离的确定[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(3): 650-654.
- [10] EPN 数据库: <http://www.mpifr-bonn.mpg.de/div/pulsar/data/mirrors.html>.

无信标光快速捕获技术研究^①

边晶莹,任 斌,鲁 倩,薛时雨

(中国空间技术研究院西安分院,西安 710000)

摘 要:文章针对卫星光通信的无信标光捕获中由于信号光束散角小、不确定区域大、FPA 偏转范围有限等引起的捕获难度大的问题,提出了“大圈套小圈”的扫描策略,提出了“凝视-扫描”、“跳步-扫描”与“扫描-扫描”3种捕获模式。通过对这3种捕获模式的理论分析、建模仿真与实验验证,明确了在不同应用场景下适合的最佳捕获模式。“大圈套小圈”的扫描策略与最佳捕获模式的结合,可实现无信标光快速捕获。

关键词:无信标光捕获;扫描;捕获时间

中图分类号: V443+.4

文献标识码: A

文章编号: 1674-7135(2018)05-0087-04

D O I: 10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.014

Research on the Fast Acquisition Technology for Beaconless PAT System

BIAN Jingying, REN Bin, LU Qian, XUE Shiyu

(China Academy of Space Technology(Xi'an), Xi'an 710000, China)

Abstract: In beaconless acquisition of satellite optical communication, some problems which the small divergence angle of communication laser, the big field of uncertainty and the limited deflection range of FPA will result in acquisition difficulties. The scanning method of “Small Circle inside Great Circle” and several acquisition modes were proposed. The theoretical analysis, simulation and experiments were performed for diverse acquisition mode. The optimum acquisition mode has been determined in the specific application scenarios. The perfect combination of the scanning method and the best acquisition mode will realize Fast Acquisition in beaconless PAT system.

Key words: Beaconless acquisition; Scan; Acquisition time

0 引言

瞄准、捕获与跟踪(Pointing, Acquisition and Tracking, PAT)技术是星间光通信的一项核心技术^[1],在PAT技术中,捕获又是建立与恢复通信链路的关键。传统的捕获技术首先使用束散角较大的信标光对目标卫星进行捕获,捕获跟踪成功后再切换到束散角较小的信号光进行通信^[2]。随着星间光通信的发展,这种信标光的捕获技术将逐渐被无信标光捕获技术所取代。

无信标光捕获是指直接采用信号光进行整个不确定区域的扫描捕获、稳定跟踪^[3]。与信标光捕获

相比,无信标光捕获不需要额外增加大功率信标激光器及相应的信标发射支路,可最大限度地降低系统的复杂度与功耗,有助于激光载荷实现轻量化与小型化。在无信标光捕获中,由于信号光的束散角极小(一般为 $20\mu\text{rad} \sim 30\mu\text{rad}$),又因为定轨误差、姿控误差等引起的两卫星光通信终端间的初始对准误差通常在毫弧度量级,若使用传统的带宽较低的粗跟踪机构CPA来实现扫描捕获,则捕获时间会大大增加,捕获成功的概率也会大幅度下降。针对无信标光捕获中信号光束散角小、不确定区域大、捕获难度大等问题,文章提出了“大圈套小圈”的扫描策

① 收稿日期:2018-06-21;修回日期:2018-08-15。

作者简介:边晶莹(1986—),工程师。主要从事激光通信捕获跟踪技术方面的工作。E-Mail:bianjingying@hotmail.com

略。基于捕获时间的理论模型,对“凝视-扫描”、“跳步-扫描”与“扫描-扫描”3种捕获模式进行了理论分析、建模仿真与模拟实验。

1 理论分析与仿真

1.1 扫描策略

星间激光载荷捕获阶段最常用的扫描方式是阿基米德螺旋线扫描,即从目标终端出现概率最高的中心开始对整个不确定区域进行等线速度螺旋扫描^[4-6]。这种扫描方式效率高且易于实现,实际扫描的快慢取决于扫描执行机构的带宽。对于无信标光的扫描捕获,信号光束散角一般在 $20\mu\text{rad} \sim 30\mu\text{rad}$ 左右;而由卫星姿控误差等引起的不确定区域在 $2\text{mrad} \sim 5\text{mrad}$ 量级,因此,需要选用高精度、高带宽、大范围的精执行机构 FPA 来快速完成不确定区域的扫描。结合激光载荷光学天线的设计与精执行机构 FPA 的选型发现,FPA 经光学天线后的偏转范围往往很难遍历整个不确定区域。本文针对无信标光捕获中信号光束散角小、不确定区域大、FPA 偏转范围有限^[7]等问题,提出了“大圈套小圈”的扫描策略,即粗跟踪机构 CPA 完成大步进、大螺距、大范围的扫描。CPA 每完成一次步进,FPA 需按照自己最大的扫描能力完成精细化扫描,最终在 CPA 与 FPA 的协作下快速遍历整个不确定区域。文中对“大圈套小圈”的扫描方式进行了仿真,见图1与图2。

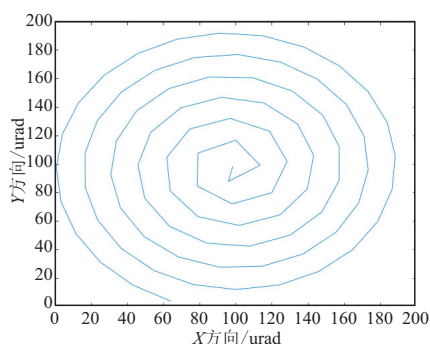


图1 FPA 快速螺旋扫描

Fig.1 Fast spiral scanning of using FPA

考虑激光载荷光学系统及粗、精跟踪机构的实际情况,FPA 螺旋扫描范围设计为 $200\mu\text{rad}$ (光学天线外),扫描时间为 50ms ,CPA 大圈螺旋扫描螺距为 $150\mu\text{rad}$ 左右,遍历 2mrad 的“大圈套小圈”扫描所需时间为 12s 。在扫描参数设计中,若大圈螺距与小圈扫描范围的比值 k 太大,就会产生漏扫现象;若 k

太小,又会大幅度增加扫描时间。通过仿真发现, k 值应选取在 $0.7 \sim 0.8$ 之间,此时扫描性能最优。

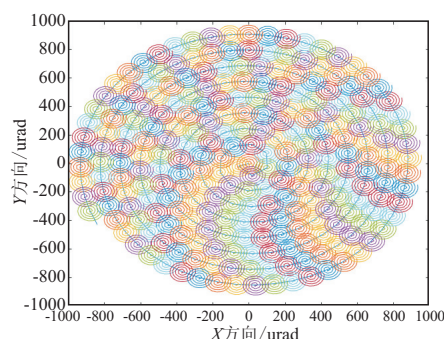


图2 “大圈套小圈”螺旋扫描

Fig.2 Spiral scanning of using “Small Circle inside Great Circle”

1.2 捕获模式

1.2.1 “凝视-扫描”捕获模式

“凝视-扫描”是星间、星地激光通信载荷常用的一种捕获模式,该捕获模式又分为光束扫描与视场扫描两种。光束扫描的前提是凝视方的捕获视场必须覆盖扫描方可能出现的不确定区域,常用于背景光较弱的星间通信。星间通信的凝视方捕获视场可做到几个毫弧度,完全覆盖不确定区域;扫描方进行光束扫描,直至扫描光束进入凝视方的视场;凝视方立即调整姿态并发射回光光束以供扫描方进行探测;若两终端都探测到对方光信号,则标明已成功捕获。视场扫描适用于不确定区域小、且凝视方信号光束散角可覆盖整个不确定区域的空地或星地激光通信系统。地面终端为静止平台,具有较小的开环捕获不确定区域,星上终端发射束散角较小的信号光即可覆盖整个不确定区域。为避免天空强背景光的影响,地面终端可开启小视场扫描;当地面终端的捕获视场接收到对方的信号光后,立即调整姿态并发射回光光束以供星上终端探测,当两终端都探测到对方光信号时则标明捕获成功。

该捕获模式所需的捕获时间取决于开环捕获的不确定区域 θ_U 、束散角 θ_{BC} (或视场角 θ_{CT})、驻留时间 T_d 与扫描次数,其近似表达式为:

$$T_{acq} \approx \frac{1}{(1-k)^2} \cdot \left[\left(\frac{\theta_U}{\theta_{BC}} \right)^2 + \frac{1}{2} \left(\frac{\theta_U}{\theta_{BC}} \right) \right] \cdot T_d \cdot N_t \quad (1)$$

其中, k 代表扫描重叠系数,通常选取 $10\% \sim 15\%$;扫描次数 N_t 需要在捕获概率和捕获时间之间进行优化选取(单次扫描探测概率为 95% ,两次扫描探

测概率可提高到 99.475%,但捕获时间将增加 2 倍)。式(1)方括号中的前项为扫描整个不确定区域所需的扫描数量,后一项为一次扫描结束后回到捕获确定区域中心的扫描数量,当扫描数量较多时,第二项可以忽略。

基于上述理论模型,本文对“凝视-扫描”捕获模式下的捕获时间进行了仿真,捕获时间与重叠因子、不确定区域与束散角的比值以及驻留时间之间的关系见图 3,其中,驻留时间的取值范围为 $100\mu\text{s} \sim 500\mu\text{s}$ 。仿真结果显示捕获时间随重叠因子、不确定区域与束散角的比值的增大而增加。重叠因子的增加会增大捕获概率,但也会增加扫描时间,相对于不确定区域与束散角的比值,这对扫描时间的影响来说并不明显。

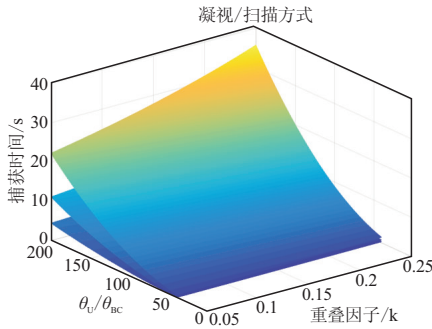


图 3 “凝视-扫描”捕获模式下捕获时间的仿真结果

Fig.3 The simulation result of acquisition time in “staring-scanning” mode

1.2.2 “跳步-扫描”捕获模式

受信号光功率、不确定区域、天空背景光等的限制,实际星载激光终端不仅信号光的束散角不能覆盖整个不确定区域,而且捕获视场也不能充满整个不确定区域。针对这种情况,通常可以采用“跳步-扫描”或“扫描-扫描”两种模式来完成系统捕获。

“跳步-扫描”是在“凝视-扫描”的基础上演变而生的,它的工作过程比“凝视-扫描”复杂一些。它需要使两通信终端按一定时序有序工作,主动方工作于扫描方式,从动方工作于跳步方式。主动方在一个完整的扫描过程中,从动方保持当前视轴不变;当主动方扫描结束且又回到开环捕获不确定区域中心后,从动方跳步一次。主动方扫描范围为一个完整的不确定区域。从动方跳步的次数取决于捕获不确定区域和视场之比(实际过程中,为减少姿态以及振动等因素引起的漏扫,需要考虑视场重叠)。由此可

见,该模式的捕获时间将随着从动方跳步数量的增加而增加,其近似表达式如式(2)所示。

$$T_{acq} \approx \frac{1}{(1 - k_1)^2} \cdot \left(\frac{\theta_{U1}}{\theta_{BC}} \right) T_d \cdot N_t \cdot N \quad (2)$$

其中, k_1 为主动方扫描的重叠因子; θ_{BC} 为主动方的束散角大小; θ_{U1} 为从动方终端可能出现的不确定区域大小; N 为从动方跳步次数。由于该捕获模式下的扫描时间较长,上述公式中忽略了回扫所需的时间。从上述理论模型可以看出,“凝视-扫描”所需时间与跳步次数的乘积即为“跳步-扫描”的捕获时间。若不确定区域是视场的 3 倍,考虑一定的视场重叠因子, N 可取值为 9~13,即“跳步-扫描”的捕获时间将是“凝视-扫描”的 9~13 倍。

1.2.3 “扫描-扫描”捕获模式

“扫描-扫描”捕获模式也叫双端扫描模式,与“跳步-扫描”一样,是针对光束与视场都无法覆盖不确定区域的情况提出的另一个新型捕获模式。该捕获模式是指主动方采用信号光在被动方可能出现的不确定区域内进行扫描,同时被动方的信号光束也在主动方不确定区域内扫描,直到在主动方或被动方视场内出现对方的信号光后,迅速调整姿态,以确保双向捕获成功。考虑重叠因子,该捕获模式下的捕获时间为:

$$T_{acq} = \left[\frac{\theta_{U1}^2}{\theta_{BCr}^2 (1 - k_t)^2} \right] \times T_d \times N_t \times \left[\frac{\theta_{U2}^2}{\theta_{BCr}^2 (1 - k_r)^2} \right] \times N_r \quad (3)$$

其中,脚标 t 为主动方参量;脚标 r 为被动方参量。基于上述理论模型,本文对“扫描-扫描”捕获模式下的捕获时间进行了仿真,见图 4。

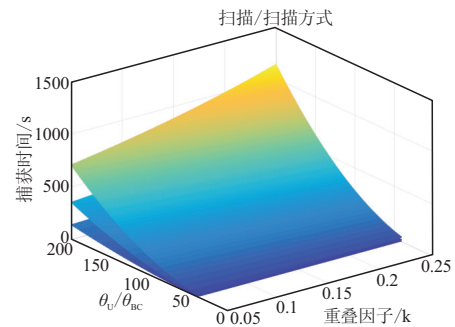


图 4 “扫描-扫描”捕获模式下捕获时间的仿真结果

Fig.4 The simulation result of acquisition time in “scanning-scanning” mode

从仿真结果可看出,捕获时间随重叠因子、不确定区域与束散角的比值、以及驻留时间的变化趋势,

与“凝视-扫描”(或“跳步-扫描”)模式大致相同,但双端扫描模式会大大增加捕获时间。

2 模拟实验

基于两套无信标激光载荷与星间演示验证平台,进行了星间无信标光捕获的模拟实验。载荷 A 与 B 的视场均为 1mrad ,对方不确定区域为 2mrad ,控制载荷 B 按照一定的初始指向误差进行初始指向,控制载荷 A 的初始指向,保证其视场偏离演示验证平台的小孔,偏离角度为 1mrad ,模拟在轨激光载荷 A 的光束与视场都不能覆盖对方不确定区域的工况。在该工况下进行“跳步-扫描”与“扫描-扫描”两种捕获模式的验证。在“跳步-扫描”模式中,激光载荷 B 进行“大圈套小圈”扫描,载荷 A 进行视场的跳步;当载荷 B 完成一个完整的扫描并回到初始指向位置后,载荷 A 跳步一次,直到载荷 A 接收到对方的光束后,载荷 A 迅速调整姿态并发送回光光束以供载荷 B 进行探测;当载荷 A 与 B 都探测到对方的信号光时则标志捕获成功,同时记录捕获时间。在“扫描-扫描”模式中,激光载荷 A 与 B 同时进行“大圈套小圈”扫描,直到 A 或 B 载荷收到对方的光信号并通过调姿确保双方都能探测到对方光信号后,记录捕获时间。

实验过程中对载荷 B 的初始对准误差分别取 0.5mrad 、 1.0mrad 、 1.5mrad 、 2.0mrad 、 2.5mrad 和 3mrad 进行 8 组实验,每组进行 10 次捕获实验以求取平均捕获时间。实验得到两种捕获模式下的平均捕获时间随初始对准误差的变化情况,见图 5。

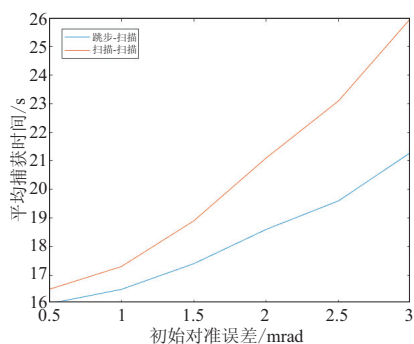


图5 不同捕获模式下平均捕获时间随初始对准误差的变化

Fig.5 The variation of average acquisition time with initial alignment error in the different capture mode

实验结果表明,与“跳步-扫描”模式相比,“扫描-扫描”捕获模式所需捕获时间明显增大,捕获成功的概率也随之减小。

3 结论

针对卫星光通信的无信标光捕获中由于信号光束散角小、不确定区域大、FPA 偏转范围有限等引起的捕获难度大的问题,提出了“大圈套小圈”的扫描策略,提出了“凝视-扫描”、“跳步-扫描”与“扫描-扫描”3种捕获模式。通过对这3种捕获模式的理论分析、建模仿真与模拟实验,明确了不同应用场景下适合的最佳捕获模式:(1)若信号光的束散角可以覆盖整个不确定区域,建议采用“凝视-扫描”捕获模式中的视场扫描;(2)若捕获视场可以覆盖整个不确定区域,建议采用“凝视-扫描”捕获模式中的光束扫描;(3)若信号光的束散角与捕获视场都不能覆盖整个不确定区域,建议采用“跳步-扫描”捕获模式。针对信号光的捕获视场不能覆盖不确定区域的应用场景,进行了模拟实验,实验结果与仿真结果一致,证明了该场景下“跳步-扫描”与“扫描-扫描”模式相比,捕获时间明显缩短,捕获成功概率明显增大。本文的研究对卫星光通信无信标光捕获方案的选择和捕获系统参数的设计,均具有十分重要的指导意义。

参考文献:

- [1] Kazemi A A. Intersatellite laser communication systems for harsh environment of space [C]. Proceedings of SPIE, 2013: 872010-1-13.
- [2] 薛正燕, 开波, 任戈. 星间光通信中快速捕获技术研究 [J]. 无线光通信, 2015, 6: 53-56.
- [3] Dallmann D. GEO-LEO Beaconless Spatial Acquisition Reality in Space [J]. ICSOS, 2015: 978-1-5090-0281-8/15.
- [4] 于思源, 马晶, 谭立英, 等. 激光星间链路中天线扫描捕获技术实验室模拟研究 [J]. 中国激光, 2002, 29(6): 498~502.
- [5] 陈云亮, 于思源, 马晶, 等. 卫星间光通信中多场扫描捕获的仿真优化 [J]. 中国激光, 2004, 31(8): 975~978.
- [6] 罗彤, 胡渝. 星间光链路(OISLs)中捕获系统分析及仿真 [J]. 应用光学, 2002, 23(1): 5~8.
- [7] 鲁倩, 任斌, 边晶莹, 等. 激光通信压电陶瓷型精跟踪机构驱动技术研究 [J]. 空间电子技术, 2017, 6: 2~4.

角误差信号提取系统有线状态性能测试方法研究^①

杨二雷¹, 何兵哲¹, 索红海², 辛保礼¹, 田 森¹

(1.中国空间技术研究院 西安分院, 西安 710000; 2.中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘 要:角误差信号提取系统越来越多地运用在卫星间链路中。但因受制于试验场地和地面重力的影响,角误差信号提取系统无线试验验证存在着一定的局限性。为了解决该问题,文章提出一种新型角误差信号提取系统性能有线状态测试方法,该方法通过量化真实天线在无线状态获取的天线方向图,并将天线方向图量化出相关数组后,通过程序加载到含有信号源、移相器及衰减器件等组成的角误差信号提取系统有线测试设备中。角误差信号提取系统将根据输入数组输出方位向和俯仰向误差电压,通过误差电压就可以绘制S曲线,通过S曲线便可对角信号提取系统的极性、幅度以及交叉耦合进行判断和分析,同时也能与无线状态下的测试结果进行比对。该方法同时还可以实现角误差信号提取系统的AGC曲线测试、信号抖动测试等项目,消除了角误差信号提取系统在交付前仅做健康性检查而带来的不确定性,具有连接简单、试验费用低且能全面评估角误差信号提取系统性能的优点。

关键词:角误差信号提取系统;相位方向图;S曲线;误差分离

中图分类号: V443+.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-7135(2018)05-0091-06

D O I: 10.3969/j.issn.1674-7135.2018.05.015

Research on Wired State Performance Test Method of Angular Error Signal Extraction System

YANG Erlei¹, HE Bingzhe¹, SUO Honghai², XIN Baoli¹, TIAN Sen¹

(1.China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710000, China;

2.China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: The Angular error signal extraction systems are increasingly used in Inter-Satellite Link (ISL). But subject to the test site and ground gravity, the wireless test verification of the angular error signal extraction system has certain limitation. In order to solve this problem, a new wired state test method for angular error extraction system performance is proposed. The method quantifies the antenna pattern by quantifying the antenna pattern obtained by the real antenna in the wireless state, and then quantizing the antenna pattern into the relevant array, the program is loaded into effective test equipment for an angular error signal extraction system composed of a signal source, a phase shifter and an attenuator. The angular error signal extraction system outputs an azimuth and a guard voltage to the error voltage according to the input data, and the error voltage can be used. The S-curve can be used to judge and analyze the polarity, amplitude and cross-coupling of the angular error signal extraction system, and can also be compared with the test results in the wireless state. The method can also realize the AGC curve test and signal jitter test of the angular error signal extraction system. It eliminates the uncertainty caused by the angular error signal extraction system only to be healthy before delivery, and has the advantages of simple, connection, low test cost and comprehensive evaluation of the performance of the angular error signal extraction system.

Key words: Angular error signal extraction systems; Phase direction map; S-curve; Error separation

^① 收稿日期:2018-04-12;修回日期:2018-07-20。

作者简介:杨二雷(1981—),本科,工程师,主要研究方向为卫星地面测试方法。E-mail: yangel504.qq.com

0 引言

近些年来,为了扩大卫星通信容量,大型伞状天线逐步应用于卫星星间链路中。这些伞状天线采用了柔性金属网面加径向肋结构形式。在外场验证时,伞状天线口面必须水平安装。当受重力等因素影响时,伞状天线型面误差分布无法调整为在轨真实状态,从而无法通过外场试验测试角误差信号提取系统的性能,因此,就需要通过等效测试的方法解决该问题。

角误差信号提取系统中用于跟踪的差模有4种^[1]可选择,其他文献资料对此也有详实的介绍,这里不再赘述。其中,最常使用的是将 TE_{11} 为和模、 TE_{21} 模为差信号的两模跟踪方式^[2]。因此,等效原理就是要等效出天线输出的和、差信号,通过地面程控衰减器、移相器的联动来模拟实际天线输出的方向图,其中,方向图含幅度方向图和相位方向图。

为了验证等效测试方法的有效性,我们需要使

用型面精度稳定性较好的固定天线进行验证,即通过比对无线状态下和有线状态下的S曲线吻合程度判断。如果该方法有效,便可以将吸波暗室垂直口面下获得的方向图进行量化后给专用设备,进行等效测试。因此,本文提出了一种等效测试系统。

1 角误差信号提取有线测试系统

1.1 设备组成框图

角误差地面有线测试,需要模拟同源的和差两路信号。根据分析需求关系,提出将一路信号经功分器功分、移相器相位补偿^[3]及衰减器电平调整等效输出星间链路天线输出的两模跟踪形式,以此模拟出等效天线输出的幅度方向图和相位方向图。

这样便可以在捕跟接收机输出端测试出方位误差信号、俯仰误差信号及和信号来验证角误差分离的性能和功能。

角误差有线测试系统连接关系如图1所示。

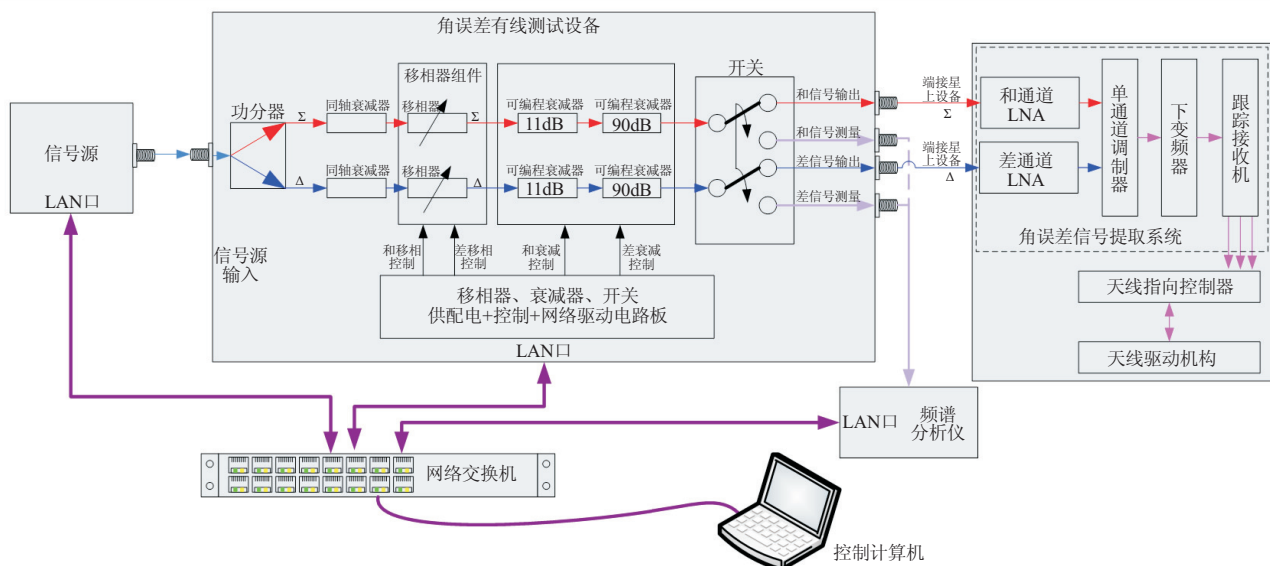


图1 角误差有线测试连接框图

Fig.1 Angle Error Wired Test Connection Diagram

1.2 信号源

信号源提供一路同源信号,应用程序可通过局域网自动配置信号源,在试验中选择 Agilent (现 Keysight) 公司生产的 E8257D 信号源。如果要发送 50MS/s 以下的调制信号,可使用该公司的矢量信号源 E8267D,更高速率的调制信号产生可参考《一种利用通用仪器实现高速率数传信号产生的方法》^[4]。

1.3 角误差信号提取系统有线测试设备

角误差有线测试设备将信号源输入的信号经过功分、移相、衰减、路由选择等处理,为等效星间链路天线输出信号。移相器为铁氧体材质,移相范围:0~360°/2°步进;可编程衰减器衰减范围:0~101dB/1dB 步进。

1.4 控制计算机及软件

控制计算机可通过局域网监控系统内的仪器,软件以图例方式显示人机界面。

控制软件可根据配置自动完成信号源、移相器及衰减器的设置,进行自动测试,采集角误差信号并进行实时绘制 S 曲线。

2 测试项目及方法

角误差信号提取系统有线测试系统是通过程序设置衰减器、移相器等关键器件,对获取的天线幅度方向图及相位方向图,经过量化、抽样及整理,形成角误差有线测试系统,该系统通过可识别的数组形式进行等效测试。需经历固有插损获取→衰减引起的相移测试→天线方向图数据量化及数组整理→数组注入、误差采集→结果比对等步骤。

2.1 角误差有线测试设备的标定

角误差有线测试设备接入测试系统时,需要校准设备的固有插损及衰减器设置引起的相移变化这两部分内容。

角误差有线测试设备的固有插损是指:从该设备输入端分别到和通道、差通道输出的固有插入损

耗。准确测量通道固有插损是为了推算出信号源输出电平设置范围。

衰减器不同档位的衰减会引起不同的相移^[5],测试系统内和差支路程控衰减器均由 90dB 和 11dB 衰减器级联而成。衰减引起的相位可通过矢量网络分析仪获取。由于移相器的移相精度为 2° ,所以,衰减器引起的相移需要近偶取整。

2.2 天线输出信号量化处理

根据程序设计,测试时需要 4 组数据:

- (1) 天线偏离中心的对应角度范围;
- (2) 幅度方向图“和-差”差值数组;
- (3) 和方向图归一化数组(每点位数值与最大值的差值);
- (4) 天线相位方向图中每点对应的相位值数组。

为了获取这 4 组数据,使用受重力影响较小的固面天线进行天线在外场输出信号的量化处理,其连接关系如图 2 所示。

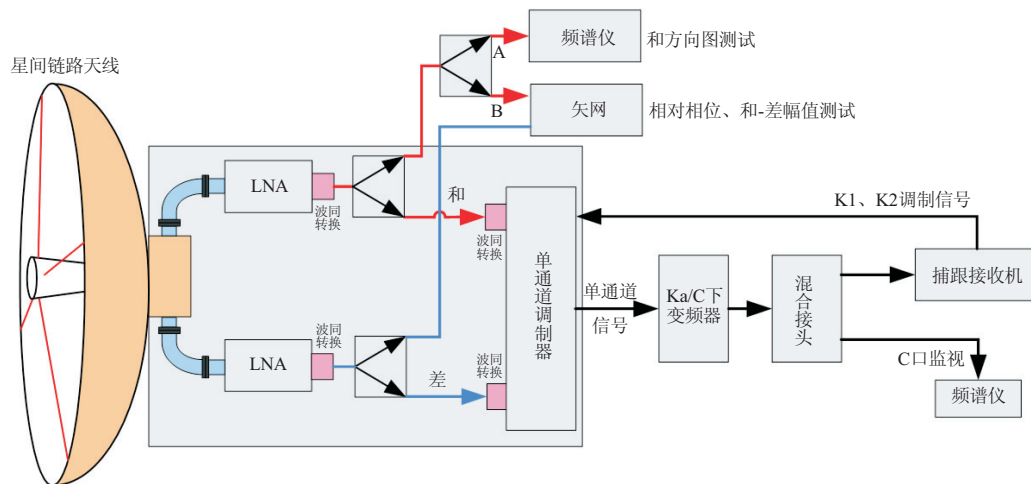


图 2 固面天线测试幅度、相位方向图及 S 曲线连接框图

Fig.2 Fixed surface antenna test amplitude, phase pattern and S-curve connection diagram

通过图 2 连接,可获得固面天线的相位方向和幅度方向图^[6]。测试时,将天线馈源输出的和差信号接入矢量网络分析仪,再利用现有的测试程序获得天线的相位方向图^[7]和幅度方向图^[8]。测试幅度方向图和相位方向图时,将同时测试 S 曲线,从而减小不同次测试带来的随机误差。

数组 1 获取:在天线拉偏过程中,采集电机旋变遥测可以获得天线偏离中心的角度范围数组,并进行

截取,从而获得数组 1。该数组选取波束宽度为 3~5 倍范围,试验选取 $\pm 0.5^\circ$ 范围,该数组将为曲线提供 X 轴坐标,选取时应相对均匀,点数大于 25 点。

数组 2 获取:转动过程中,矢量网络分析仪可将和差通道之间的幅度差进行读取,经过补偿路径插损大小便可以获得数组 2。该数组用来设置角误差有线系统中的差通道衰减器,形成差通道信号电平输出。

数组3获取:天线转动过程中,通过读取和路频谱仪上的数值,可获取和路信号幅度方向图,每点与最大信号进行做差便可以获取数组3。该数组是用来推算外部信号源的输出,可形成每点位和通道信号输出数值。

数组4获取:天线转动过程中,矢量网络分析仪同时获取了和差两路每点相对的相位数据,并与理想相位进行做差,形成补偿相位数组,便可获得数组4。该数组用来设置实际和差通道的相位值。此处应将和差支路衰减引起的相移进行叠加。如果为负值,应补偿与 360° 的差值。

至此,已经完成4组数据的生成,将整理好的4组数据作为程序的配置文件进行调试。调试完成后

便可实现自动测试,测试时采集误差信号。

将调试好的系统接入角误差信号提取系统,根据接收机输出的误差信号绘制S曲线,判断幅度、极性、半波束角度范围、交叉耦合大小与无线外场时获得的S曲线是否一致,这也是判断该方法是否成功的标志。

3 试验验证结果及误差分析

3.1 天线输出量化

某固定天线在无线外场测试的幅度、相位方向图及S曲线,以及通过角误差信号提取系统获取的某工况下无线外场测试的幅度、相位方向图及S曲线如图3所示。

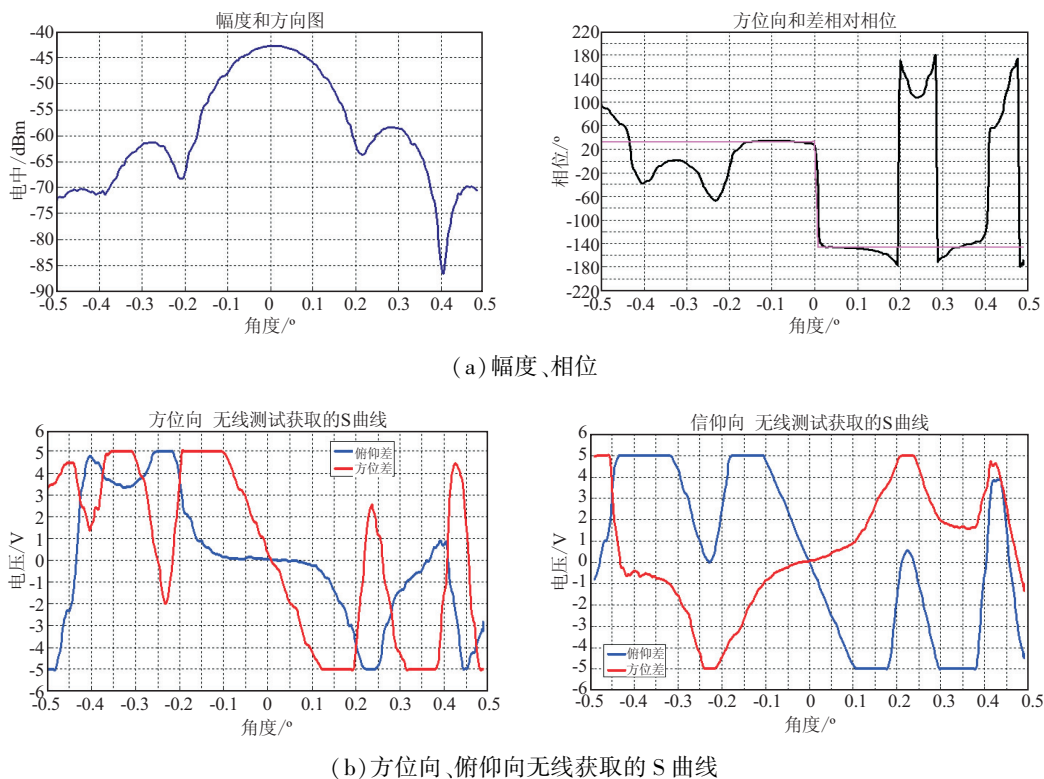


图3 无线条件下获取的方向图及S曲线

Fig.3 Direction pattern, phase, and S-curve obtained when wireless

3.2 角误差信号提取系统测试结果

注入程序进行测试,将有线、无线相同配置下获取的S曲线及交叉耦合在同一个图例中进行显示。显示结果如图4和图5所示。

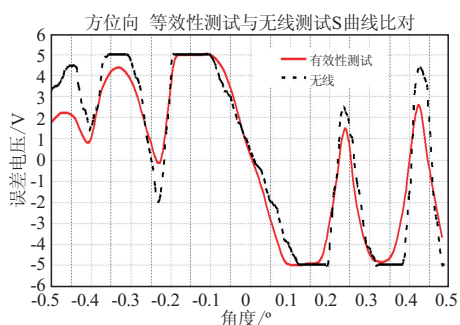
3.3 误差分析

经过有线测试曲线与无线测试结果的比对,可以得出:有线测试曲线与无线测试结果在极性和幅

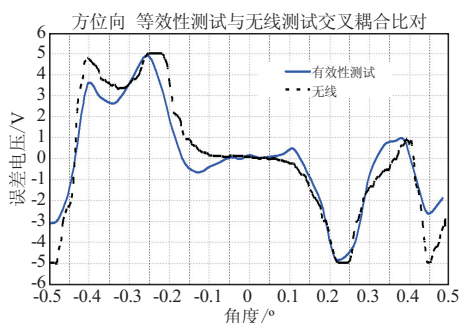
度方面一致性较好,存在微小误差。分析如下:

(1) 数据量化误差

数据量化过程中,因受制于角误差有线测试设备中衰减器的步进量、移相器步进的影响,故存在一定的偏差。



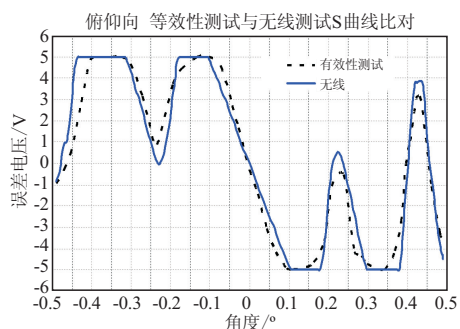
(a) 方位向 S 曲线比对



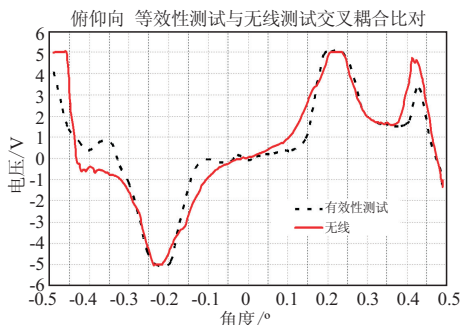
(b) 方位向交叉耦合比对

图4 有线测试与无线测试 S 曲线与交叉耦合比对

Fig.4 Comparison of S-curve and cross-coupling of wired and wireless test



(a) 俯仰向 S 曲线比对



(b) 俯仰向交叉耦合比对

图5 有线测试与无线测试 S 曲线与交叉耦合比对

Fig.5 S-curve and cross-coupled comparison between wired test and wireless test

(2) 角误差有线测试设备信号动态范围限制

不同衰减下的相移测试,受矢量网络分析仪内部接收机灵敏度的限制,只能采集到衰减器 0dB ~ 50dB 范围的对应相移。当量化出的衰减值大于 50dB 时,程序会默认并按最大 50dB 设置移相器,因此,会存在一定误差。

(3) 有线测试和无线测试环境差异

在有线测试时,因外部设备的相位稳定性、重复性受外界因素影响较小,所以,容易获取较理想的和差通道相位校准值,这是无线状态无法比拟的。因此,有线测量得到的交叉耦合相对较小。

4 角误差有线测试系统应用

通过以上分析可以看出,角误差有线测试系统能很好地等效无线状态的测试工况,并根据实现原理,角误差有线测试可以模拟天线形成的和差信号进行 S 曲线。根据系统特性,该系统同时还能进行 AGC 电压测试、输出角误差信号抖动测试等,这些方面可以在有线条件下完整地验证测试角误差系统提取系统的性能。

4.1 S 曲线测试

S 曲线是表征天线在波束范围内空间偏离电轴角度及方向,由接收机输出的误差值^[9]绘制的曲线,并且能表征极性、跟踪斜率及交叉耦合等信息,是角误差测试的必测项目^[10]。本方法最主要的就是绘制出 S 曲线(并与无线状态下获取的 S 曲线进行比对),在测试时,应涵盖角误差信号提取系统不同入口电平、单载波以及不同数传调制方式、调制速率下的 S 曲线,其中,数传信号参数设置参照文献^[4]。

4.2 AGC 电压测试

AGC (Automatic Gain Control 自动增益控制) 表征是指进入角误差跟踪通道的能量大小,其应用程序可以控制外部信号源,再按照 2dB 步进调整输入电平,并通过与之对应的遥测采样获得,最后绘制曲线并检查观察曲线是否光滑。这些数据均可作为卫星在轨运行时的遥测参考。

4.3 角误差信号抖动测试

角误差信号抖动表征是指是在无角误差信号输出时,角误差系统的自身稳定情况,是衡量跟踪可靠性的关键指标^[11]。在地面测试时,关闭角误差系统通道差支路低噪放,和信号在动态范围内按照 10dB

步进输入到角误差系统中,每组统计 10 分钟误差信息,做标准偏差。标准偏差反映数值相对于平均值(mean)的离散程度,指标一般要求小于 180mV。在 EXCEL 中标准偏差对应函数为 STDEVA(value1, value2, ...),其公式为:

$$\text{STDEVA}(\text{value1}, \text{value2}, \dots) = \sqrt{\frac{n \sum x^2 - (\sum x)^2}{n(n-1)}}$$

5 结束语

本文提出一种有线测试角误差信号提取系统的实用方法,可用于星间链路伞状天线无法参与外场试验时的等效测试。该方法通过外部信号源、功分器、移相器、衰减器等器件组成测试系统,可以等效出天线馈源输出的和差信号,从而可以进行等效测试。该方法同时还能测试 AGC 曲线、数传性能以及信号抖动等项目,可全面验证角误差信号提取系统特性。

该方法具备连接简单、操作自动化、测试全面等优点,可作为通用测试设备,能节约试验经费;由于在室内测试,故不受天气影响。

参考文献:

[1] 李靖. TE21 模单通道自跟踪系统, 无线电通信技术

[J]. 2005 31(6):42-44.

- [2] 杨可忠, 杨智友, 章日荣. 现代面天线新技术[M]. 北京: 人民邮电出版社, 1993 年 1 月, 38~43.
- [3] 石荣, 陈锡明, 唐海, 等. 差模跟踪接收机和差通道相位标校与调整[J]. 电子信息对抗技术, 2006, CN51-1694 (2006)01-0006-04.
- [4] 杨二雷, 何兵哲, 辛保礼, 等. 一种利用通用仪器实现高速率数传信号产生的方法[J]. 空间电子技术, 2016 (1): 89-93.
- [5] 陈建伟. 微波衰减与相移联测[J]. 物理通报, 2011, 8 (046): 115-117.
- [6] 陈伟贤, 尹友田. 航天天线测试方法[M]. 中国航天工业行业标准. QJ 1729A-96.
- [7] 郭荣斌, 吴杰, 王亚海. 基于射频矢量网络分析仪的天线测试系统[C]. 全国微波毫米波会议论文集. 2003 年.
- [8] 李剑锐. 矢量网络分析仪在天线方向性测试中的应用[J]. 科技信息, 2010(1): 862-1036.
- [9] 赵鸿, 余晓川, 王珊珊. 跟踪接收机理论分析与方案设计[C]. 空间电子学学术年会论文集, 2006, 503-508.
- [10] 黎孝纯, 薛丽. 对宽带数传信号的角跟踪理论[J]. 电子学报, 2005, 33(10): 73-76.
- [11] 张彦峰. 和差信号相位差对单通道信号的影响分析[J]. 无线电工程, 2009, 39(2): 39-40.

~~~~~

(上接第 76 页)

- [8] Shuang L, Lu R, Liu Z Y P. Image Processing Algorithms For Deep-Space Autonomous Optical Navigation[J]. Journal of Navigation, 2013, 66(4): 605-623.
- [9] Jerath N, Ohtakay H. Mariner IX Optical Navigation Using Mars Lit Limb[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 1974, 11(7): 505-511.
- [10] Fitzgibbon A, Pilu M, Fisher R B. Direct Least Square Fitting of Ellipses[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1999, 21(5): 476 - 480.
- [11] Halir R F J. Numerically Stable Direct Least Squares Fitting of Ellipses[C]. Proc. 6th International Conference in Central Europe on Computer Graphics and Visualization, 1998: 125-132.
- [12] A C J. Optical navigation for a spacecraft in a planetary system[D]. Texas: University of Texas at Austin, 2010.
- [13] <https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/iodt.html> [EB/OL].
- [14] 冈萨雷斯, C.R, 伍兹, 等. 数字图像处理: 第 3 版[M]. 北京: 电子工业出版社, 2010.
- [15] Canny J. A Computational Approach to Edge Detection [J]. IEEE transactions on pattern analysis and machine intelligence, 1986, 8(6): 679-698.
- [16] 黄浴, 袁保宗. 基于修正最小平方中值定理的鲁棒运动估计[J]. 电子学报, 1996, 1(7): 27-31.
- [17] 林扬皓, 赵剡, 吴发林. 火星探测器轨道偏差传播分析[J]. 空间电子技术, 2017, 14(05): 41-46.