

空间光学敏感器技术进展与应用^{*}

郝云彩

(北京控制工程研究所,北京 100190)

摘 要:空间光学敏感器作为航天器控制与导航以及空间监视测量的重要传感器在航天任务实施中发挥着重要作用,论述空间光学敏感器概念的内涵和外延、分类方法、特点、设计目标与方法、应用,对各类敏感器的技术进展和应用情况进行概要综述,归纳此类敏感器的发展趋势。

关键词:空间光学;敏感器;自主导航;交会对接;非合作目标;自主导航;深空导航;脉冲星

中图分类号: V448 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-1579(2017)04-0009-10

DOI: 10.3969/j.issn.1674-1579.2017.04.002

Technical Progress and Application of Space Optical Sensor

HAO Yuncai

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100090, China)

Abstract: Space optical sensor (SOS) as a kind of measurement instrument for spacecraft guidance, navigation and control (GNC) and space surveillance measurements plays an important part in space mission. For roundly understanding of the SOS in this paper a set of outline of the SOS is explained such as the connotation and extension of the concept, classification method, performance trait, design target and method, application, and etc. The technical progress and application of the listed below SOS are summarized. At the end of the paper the development trend of SOS is concluded.

Keywords: space optics; sensor; rendezvous and docking; non-cooperative target; autonomous navigation; navigation in deep space; pulsating radio sources

0 引 言

近年来,随着空间任务多样化和复杂化提升,空间光学敏感器技术迅猛发展,同时也出现了各种各样类型的敏感器研究报道,然而单个或者其中一类敏感器的论述较多,对于空间光学敏感器的全面综述却很少见,为了使读者概观了解这一类敏感器的技术发展和应用情况,本文总结了空间敏感器的概念、分类、性能特点、设计方法、技术发展和应用等,根据国内外发展情况总结发展趋势,为空间光学和 GNC 设计科研工作者提供参考。

1 空间光学敏感器

1.1 空间光学敏感器的概念

广义的空间光学敏感器概念(space optical sensor, SOS)是指应用于空间环境通过对目标光学信息或能量的光电感知和处理,实现对航天器姿态、运动特性或者对目标几何、光度、光谱等属性测量的一类科学仪器。按照这个解释,空间光学敏感器的范围很大,既包括姿态测量和导航敏感器,又包括光学有效载荷,如航天器姿态测量光学敏感器、各类航天遥感器、空间目标几何和光度探测敏感器。如星敏感器、地球敏感器、太阳敏感器、月球敏感器、深空探测导

^{*} 总装备部预先研究基金资助项目(30508040202)。

收稿日期:2017-04-19

航光学传感器、地球航天器自主导航传感器、空间视觉测量传感器、对地观测相机、空间望远镜、卫星多光谱和高光谱相机、空间激光雷达(包括测距仪)、着陆传感器、激光和光纤陀螺,等。然而,实际上国内学者通常把空间光学传感器的称谓特指为航天器姿态和导航传感器,而把有效载荷等成像设备归为空间光学遥感器,形成习惯叫法。因此本文定义空间光学传感器是指用于航天器控制与导航系统,通过对天文目标或者人工目标之几何或者光度信息的光电感知和处理,或者对光子飞行时间探测和处理,获取并确定航天器姿态和导航信息的一类空间光电仪器。

1.2 空间光学传感器的分类

空间光学传感器在国际上没有严格规定的分类方法,本文认为按照不同属性可产生不同的分类概念。一般从功能上来说,可以分为姿态传感器、导航定位传感器、目标特征传感器 3 大类。姿态传感器是确定航天器姿态,导航传感器确定航天器位置和运动参数,目标特征传感器是确定航天器所接近的对象所需提供的导航特征信息,如着陆传感器、空抓捕传感器、视觉传感器、在轨服务传感器等。从所获取信息的形式划分,可以分为成像传感器、非成像传感器,如 0~1 太阳传感器、脉冲星导航传感器、激光雷达类传感器等。也可以按照探测目标的种类分为恒星传感器、地球传感器、太阳传感器、月球传感器、着陆传感器、小行星传感器、陆标传感器、脉冲星导航传感器、非合作目标传感器等;按照可分为姿态测量传感器、自主导航传感器、相对位姿测量传感器、交会对接传感器、天基监视传感器、态势感知传感器、深空导航传感器等;按照探测光谱可以分为红外传感器、紫外传感器、可见光传感器、多光谱传感器等;按照探测器分类可以分为 CCD 传感器、APS 传感器、EMCCD 传感器、ICCD 传感器、析像管传感器、PSD 传感器、APD 传感器、红外探测器(HgCdTe、InSe、InGaAs 等)传感器等;按照精度高低可分为低精度传感器($\geq 15''$, 1σ)、中等精度传感器($6'' \sim 15''$, 1σ)、高精度传感器($1'' \sim 6''$, 1σ)、甚高精度传感器($0.1'' \sim 1''$, 1σ)、超高精度传感器($0.05'' \sim 0.1''$, 1σ)、极高精度传感器(优于 $0.05''$, 1σ)等;按照质量和体积可以分为重型传感器($> 5\text{ kg}$)、中型传感器($5 \sim 2\text{ kg}$)、轻型传感器($2 \sim 1\text{ kg}$)、超轻型传感器($1 \sim 0.5\text{ kg}$)、微型传感器($0.5 \sim 0.1\text{ kg}$)、纳型传感器($100 \sim 30\text{ g}$)、皮型传感器(30 g 以下)等;按照空

间环境承受能力可以分为长寿命传感器、高可靠传感器、热稳定传感器、抗辐照传感器等;按照动态特性(正常工作的旋转角速率大小)分可以分为高动态传感器、一般动态传感器等;按照传感器设计方案可分为一体化传感器、共系统传感器、分离式传感器、集成传感器、扫描式传感器、凝视传感器、无太阳抑制角传感器等等。此外,还可以把上述各种分类方法结合进行多种层次综合而分类,如轻型一体化高精度星传感器、长寿命高精度微型太阳传感器、共系统高精度红外地球传感器等。空间光学传感器的分类很灵活,没有一定的标准,以上所总结出来的一些分类方法,在描述一个传感器时比较实用,但是不能统一规定各个档次的指标范围,这是由于不同传感器原理决定了其物理上的指标极限不同。

1.3 空间光学传感器的性能特点

成像类空间光学传感器所追求的目标是通过成像或者扫描等手段,获取并确定目标稳定性特征的位置和状态,这个稳定特征可以是景物中保持稳定的局部特征,也可以是全部景物或者景物的几何中心,追求的是目标或者其特征的方位或说是精确指向,这就是它的特殊性。除部分传感器如 2D 和 3D 空间视觉传感器需同时具有成像质量和定位精度外,多数此类传感器的成像质量让步于目标定位,如星传感器需要弥散斑尺寸才能得到更高的星点定位精度。

1.4 空间光学传感器的设计目标与方法

空间光学传感器设计方法概括起来是在优化设计理论的指导下,采用从总体到局部,再从局部到总体,多次迭代设计,优化调整总体和分系统技术指标和性能分配,在光学、结构、电子学、热学、消杂光、算法与软件、装调、测试标定等各个传感器技术环节上不断设计与优化,在性能实现上进行合理折中,得到既满足最终指标,又使得实现容易、成本较低的详细设计。因此,空间光学传感器的设计是一个多学科协同设计的很好案例。空间光学传感器的设计目标是满足控制系统提出的技术任务。主要包含光轴(视轴)指向的精度、导航精度、工况适应性、信息的时间特性、空间环境适应性、通信与协议、尺寸、质量、功耗、杂光抑制、运动状态适应性、光机电热接口、可靠性和寿命等。核心指标是传感器的精度,设计的主要任务就是在其他一切要求满足的条件下保证姿态或者轨道位置的精度指标。

1.5 空间光学敏感器的用途

各类空间光学敏感器的用途非常大,是航天控制系统必不可少的运动状态测量设备,任务越复杂、精度要求越高的控制任务,越是需要高精度高性能的光学敏感器. 同样,空间光学敏感器技术水平的提高,可以促进控制能力的提升. 国内外针对各种不同的航天控制任务发展了大量的不同种类的空间光学敏感器,而且随着航天任务的发展,将会有更多的空间光学敏感器类型诞生,已有空间光学敏感器的技术性能也将不断提高,随着电子元器件制作水平的提高和探测器的发展,空间光学敏感器的精度、尺寸和质量小型化、功耗低、寿命长、微光机电化等特性也将不断提高,随着新原理、新技术、新工艺的发展,还将会出现一批具有跨越性技术发展的空间光学敏感器. 这些光学敏感器像各类航天器的“眼睛”一样,提供其姿态和导航信息,使各种各样的航天任务得以实施.

2 空间光学敏感器的研究进展及应用

2.1 星敏感器的研究进展

最早星敏感器仅能探测一颗恒星,采用析像管作为探测器进行星定位,这种星敏感器一般采用一个万向伺服机构巡星^[1],恒星定位精度取决于万向旋转机构的转角精度、轴间误差和析像管^[2]对于星点弥散斑的定位精度,虽然也能达到 3" 以上的精度,但是不能实现自主全天识别功能,因此智能性比较差. 到 70 年代 CCD 固体成像器件的诞生催发了星敏感器向着多星探测变革,智能性明显提高,具备了发展全天自动星图识别智能化星敏感器的基础^[3-4]. 以 CCD 作为探测器的星敏感器发展经历了两代,现在向第三代发展,即基于 APS 和基于 MCM、SoC 技术的星敏感器. 一般主要是随着探测器和信息处理器技术的发展而更新换代的.

2000 年前后,国外又涌现出了大量新型智能型星敏感器,其特点是大视场($8^{\circ} \times 8^{\circ} \sim 30^{\circ} \times 40^{\circ}$)、相对较低的探测星等(4.5 Mv ~ 6.5 Mv)、较高的数据更新率(4 ~ 10 Hz)、低精度($\geq 15''$, 1σ)、中级精度($6'' \sim 15''$, 1σ)、高精度($1'' \sim 6''$, 1σ)、甚高精度($0.1'' \sim 1''$, 1σ)、采用一体化和模块化设计、体积小、质量小、功耗低等. 表 1 为国外部分比较著名的公司研制的具有飞行经历的中高精度产品. 表 2 是国产比较成熟的产品. 此外,国外近几年发展了很多新概

念基础上的产品,如 MEMS 星敏感器、干涉成像星敏感器、恒星陀螺等,国内的产品还包括北航、清华大学、航天其他研究院等单位开发的一些新产品类型,限于篇幅本文不展开论述.

表 1 近年来国外开发的一些星敏感器产品
Tab. 1 Overseas star sensors developed in recent years

研制单位	型号	视场角/(°)	光轴指向精度(1σ)/(″)
美国 JPL	ASTROS	2.2×3.3	0.8
美国 JPL	STELLAR,瞄准式	2×2	0.3
美国 JPL	星/相关跟踪器	2×2	0.16
美国 JPL	AST-201	8.8×8.8	1
美国 JPL	AST-301	5×5	0.18
美国 BRC	CT-411 星跟踪器	10×10	1.3
美国 PEC	CCD ST	7×7	<1
德国	ASTRO-15	14×14	1
法国	SED-36	—	0.3 ~ 0.8
美国	HAST	8×8	0.2
日本	ALOS		0.21

表 2 国内开发的部分星敏感器产品
Tab. 2 A part star sensors of China

产品代号	ST-APS1-1	ST-CCD2-2	ST-CCD
视场/(°)	20×20	20×20	16×16
光轴指向精度(3σ)/(″)	3.0	3.0	10
质量/kg (含遮光罩)	3.4	2.6	4.2
最大功耗/W	14.4	7	9
数据更新率/Hz	8	10	4
寿命/年	8/15	8	3

德国 Jena Optronic 公司在长寿命高精度星敏感器研究方面取得很大的成果,代表产品有 Astro-15,寿命 15 年^[5]. 在微型星敏感器领域,以美国 JPL 产品为代表的 MAST 微型 APS 星敏感器^[6]只有几十克重. 在甚高精度星敏感器领域,目前国际上已经达到亚角秒精度水平,如法国的 SED36^[7]、日本的先进陆地观测卫星 ALOS^[8]和美国的 AST-301 甚高精度星敏感器^[9],中国北京控制工程研究所也已经开发出来亚角秒星敏感器等等.

在高动态性能方面,EADS SODERN 的 HYDRA 星跟踪器的动态性能尤为突出. 可实现无陀螺卫星姿态控制,可确定角速度最高可达 $10(^{\circ})/s$. 德国

ASTRO-APS 数据更新率 30 Hz^[10]。

以上两款实现高精度高动态特性主要依靠多个探头实现。美国恒星视觉技术公司开发了一款恒星陀螺星敏传感器 (StarCam SG100)^[11], 具有 100 Hz 数据更新率, 可输出高精度姿态测量和卫星角速率的测量, 不存在像陀螺那样的零飘移。国内北京控制工程研究所研制了基于 EMCCD 和像增强器的两种高动态星敏传感器^[12], 北京航空航天大学 and 清华大学在此领域也有突破性进展。

通过以上的综述, 分析出星敏传感器发展趋势:

1) 遮光罩: 向着小型化发展, 降低尺寸与质量、提高消光能力是其追求的目标, 甚至提出无遮光罩和太阳免疫设计概念。

2) 精度指标: 向着优于 ($1'' \sim 0.1''$) (3σ) 的甚高、超高精度星敏传感器方向发展。

3) 数据更新率指标: 发展趋势是恒星陀螺技术可实现的 50 ~ 100 Hz, 甚至美国 JPL 提出 200 Hz 的数据更新率想法^[13], 以至于可以替代高精度陀螺。

4) 快速机动测量特性: 向着 $10(^{\circ})/s$ 以上的动态特性发展。

5) 探测器器件: 目前是 CCD 和 APS 并重, 未来向采用 APS 探测器、sCMOS^[14] 和 APPS^[15] 方向发展, 追求大面阵、高灵敏度、高量子效率、高抗辐照特性、低功耗等综合性能。

6) 在质量上, 同精度水平下追求高度轻量化。

7) 寿命: 越来越高 (30 年 GEO, 20 年 LEO), 追求超长寿命指标。

8) 综合指标水平越来越高。

9) 将 MEMS 与星敏传感器一体化组合设计。

10) 星敏传感器专门技术的不断创新是国际上发展的一种趋势。如采用 TDI CCD 成像模式^[9]、抗辐照光学设计、新型探测器技术、显微镜扫描技术^[16]等。

2.2 地球敏传感器

地球敏传感器是通过测量地球或者地球大气层的某光谱辐射边界确定地心矢量的一种敏传感器, 按光谱可分为红外、紫外、可见光地球敏传感器, 按照成像形式可分为扫描式、凝视成像式地球敏传感器, 精度受探测原理限制, 一般在 $0.01^{\circ} \sim 0.05^{\circ}$ (1σ) 左右, 配上太阳敏传感器或者星敏传感器可以双矢量确定卫星三轴姿态, 地球敏传感器、太阳敏传感器 (星敏传感器)、陀螺是一种常见的姿态测量组合。

紫外地球敏传感器是探测地球大气的紫外辐射亮度边界确定地心矢量方位的。据美国学者研究, 地球

大气在 (290 ~ 300 nm)^[17] 和 (350 ~ 360 nm)^[18] 两个谱段均具有锐利的辐射边界, 比地球红外 (14 ~ 16 μm)^[19] 大气边界锐利得多, 从而可以得到更高的边界测量精度, 提高地心矢量的确定精度。

可见光地球敏传感器原理简单易行, 但是据国外验证结果看, 精度较低。

国际上红外地球敏传感器的主要生产家有法国的 Sodern 公司^[20]、法国 LAAS-CNRS 公司^[21]、美国的 Goodrich 公司和 Servo 公司^[22]、意大利的伽利略公司等, 各自都开发了多代产品, 技术指标互有高低, 受到探测原理和探测器影响, 一般精度最高在 $0.03^{\circ} \sim 0.06^{\circ}$ (3σ) 左右。

中国红外地球敏传感器一直跟踪国外先进技术, 并且在引进消化吸收基础上, 如北京控制工程研究所研制的 IRES 系列地球敏传感器等。HoneyWell 公司从 1993 年开始进行 ERADS (earth reference attitude determination system) 的研制^[17]。美国 Goddard 空间飞行中心研制了 RSAS^[18], 北京控制工程研究所研制成功了紫外月球敏传感器产品和高轨道紫外敏传感器产品, 取得了飞行试验数据。哈工大和北航等单位在紫外地球敏传感器理论上进行过探讨。

2.3 太阳敏传感器

太阳敏传感器按照用途一般分为 0 ~ 1 太阳出现敏传感器、模拟式太阳敏传感器、数字 (或者编码式) 太阳敏传感器三大类, V 缝式太阳敏传感器是不太常用的一类, 为自旋卫星特制。也可以按照探测器不同分为光电池太阳敏传感器、CCD 太阳敏传感器、APS 太阳敏传感器、PSD 太阳敏传感器等, 还可以按照设计方案特色分为超大视场太阳敏传感器、一体化多功能太阳敏传感器、N 缝太阳敏传感器、单孔太阳敏传感器、多孔太阳敏传感器、游标太阳敏传感器等^[23]。

在中国太阳敏传感器研究领域, 北京控制工程研究所作为航天太阳敏传感器型号产品主要生产单位, 上海技物所和 812 所、清华大学、北京航空航天大学、浙江大学、国家天文台等高校和科研院所也都在太阳敏传感器创新研究中取得了进展, 国内精度等指标水平已经赶上国外。

国外太阳敏传感器的发展比较成熟, 并也在不断革新。荷兰 TNO TPD 研究所与法国的 SODERN 公司合作研制出 APS 太阳敏传感器^[24], JPL 的微型太阳敏传感器采用 APS 和 MEMS 技术, 质量仅 10 g^[25]。俄罗斯 OPTECS (optoelectronic complexes and systems) 所属的光电器件实验室研制了“N”型、太阳敏传感器和

自主导航用的太阳敏感器^[26]. 丹麦技术大学(DTU)为了皮型卫星 DTUosat 研制的基于 MOEMS 太阳敏感器^[27]. 美国 Adocle 公司是全球太阳敏感器产品类型最多、品种最全的供货商,占据了空间飞行器用太阳敏感器市场的 40%,与北京控制工程研究所的两种太阳敏感器光学探头的测角原理完全相同^[28].

随着新型探测器技术、微电子、微机械加工、集成光学及电子技术和计算机技术的发展,采用高性能阵列成像器件(APS)、专用集成电路(ASIC)、可编程门阵列器件(FPGA)和高性能数据处理器,研制出更小、更轻、更低功耗、更高精度和高可靠性的产品,是太阳敏感器的发展趋势.

2.4 基于合作或非合作目标的交会对接敏感器

交会对接敏感器一般按照测量目标分类,可以分为基于合作目标的交会对接敏感器和基于非合作目标的交会对接敏感器. 合作目标可以分为有源目标和无源目标,有源目标一般是辐射源,辐射源的波谱一般取决于敏感器的响应波谱,有源目标可以是稳定功率的灯,如 LED 阵列、LD 等,无源目标一般是角镜阵列、黑白漆图案等. 非合作目标一般指被追踪航天器本身,并没有专门设置测量目标,而是利用视觉相机测量被追踪航天器表面的辐射或者反射波谱,自提取特征完成测量,因此一般采用双目相机定解完成,或者单目多角度滤波解算,近年来在接近段开始采用激光成像敏感器.

自主交会对接敏感器一般是分段配置的^[29-30],一般可以分为超远程、远程、近程、超近程(逼近段),超远程是百公里外到十几公里依靠地面导引和微波雷达提供导航信息,远程是从十几公里以外直到几公里近程衔接上为止,所采用的敏感器一般是微波/激光雷达、瞄准相机等;近程从几公里到百米,主要采用测距仪、有源标志测量相机;超近程一般从百米到一米以内,主要靠有源标志测量相机. 除了自主交会对接外还有人控交会对接,主要通过光学瞄准镜为宇航员提供判定手段.

国际上美国、前苏联/俄罗斯、中国、日本、欧空局等主要掌握空间交会对接技术的国家所采用的测量理论方法大同小异,所采用的敏感器方案各有特点,近程及其以外的测量手段都是微波和激光雷达为主,视觉相机为辅. 主要区别在于超近程段测量方案上,美国开发了先进视觉导航系统(advanced vision guidance system, AVGS)^[31],俄罗斯开发了交会光电系统(opto-electrical system, OES),日本开发了

逼近相机敏感器(proximity camera sensors, PXS)^[32],欧空局开发了相对导航视频仪(relative navigation system with videometer, RVDM)^[33],而中国则开发了两款测量敏感器,一种是前期采用 LED 目标器的 CCD 成像敏感器,一种是后期采用角镜阵列目标器的(camera type rendezvous and docking sensor, CRDS). 总的发展趋势一致,就是基于角镜阵列反射器的主动激光光源光电视频敏感器.

非合作目标的交会对接活动主要用于目标航天器失效修复、空间碎片处理、在轨加注、空间未知目标的贴近操作等领域. 在近距离及以外距离主要采用微波/激光雷达测距测角,视频相机辅助测角,在百米内主要采用机器视觉和 3D 激光雷达的方案测量^[34-35],一般有扫描 LIDAR 和闪光 LIDAR 两种方案. 如美国开发的 Tridar 敏感器,采用激光雷达和三角激光测量结合的扫描方案,解决了远近测量兼顾和全程高精度的问题^[36].

国际上比较著名的轨道服务任务有美国的“轨道快车”计划、日本的 ETS-VII 卫星、德国的 ESS 计划、美国的 SUMO 计划等.

交会对接敏感器的精度主要取决于仪器设计的精度和目标特征定位算法的精度,同时应考虑交会对接环境杂光影响和故障规避等可靠性加强设计.

2.5 编队星间测量敏感器

近年来,国际上兴起了运用编队卫星联合实现一些特殊任务的研究,这样一些任务要求实时测量参与编队的卫星之间的相对位置和方向,而且测量精度非常高,光学合成孔径相机等广泛应用. 而光学的合成孔径相机要求子孔径卫星间距离测量达到微米级,这是由合成孔径成像的原理决定的.

ESA 实施了一项 DARWIN 计划^[37]采用的方案是一个编队飞行的合成孔径干涉成像器. 这个成像器要求各个卫星之间的光程差实测精度 $0.1 \mu\text{m}$,因此必须采用光学延迟线(ODL)进行光程差补偿. 这种 ODL 在光束合成的各个通道上都进行配置,主要是进行光程差的精密补偿.

对于星座之间的星间测量除了导航卫星手段外,也可以采用光学敏感器进行,视线相机和激光测距等是常用手段. 星间测量敏感器在功能性能上的发展趋势向高精度、一体化、轻小型、大范围、涵盖姿态和位置测量发展. 在技术手段上,由激光测距和光学相机为主的手段向多敏感器一体分段测量、机器视觉测量、干涉补偿测量方向发展.

2.6 地球轨道光学全自主导航敏感器

目前卫星导航主要靠地面站点测量的方式,随着导航卫星系统的发展,开始采用导航卫星定位测量.以上均存在所依设备被毁坏后卫星不能导航的问题,因此全自主导航得到了大力发展,这对于国防具有战略意义.

在全自主导航能力的研究方面,各个国家都走过了自己的技术发展历程.美国军方、NASA、前苏联、欧空局、中国航天五院等都进行了多种自主导航敏感器的研制,并取得了富有成效的结果.

如美国从 70 年代 SS/ANARS 研究六分仪自主导航和姿态基准测量系统,80 年代麻省理工学院的 DRAPER 实验室研究了星光折射/星光散射自主导航方案和设备^[38-39],90 年代美国 Microcosm 公司研制了 MANS 自主导航系统^[40].

美国 Honeywell 公司还发展了一种地球基准姿态确定系统(ERADS)^[17].NASA 的 Goddard 空间飞行中心也在研制瑞利散射姿态敏感器(RSAS)^[18],以上各类设备的位置精度可达 50~250 m.

俄罗斯采用一种基于雷达高度计的自主导航系统,包括雷达高度计、星敏感器、红外地球敏感器和捷联式陀螺组件.精度据称 200 m.

中国在全自主导航光学敏感器方面也做了实质性探索,并进行了在轨试验.先后研制了圆锥红外敏感器^[40]、紫外敏感器、高精度轻小型全自主导航定姿定位光电罗盘等样机^[41].

此外,俄罗斯还研究采用光学相关器通过对于地形图像的相关匹配进行姿态和位置的提取,也是全自主导航的一个重要发展方向.总之,近年来,尤其是 90 年代以来,成像式探测器及处理器的进步使得成像式导航敏感器成为全自主发展的方向.

2.7 深空探测光学导航敏感器

深空自主导航具有超越地面测控的性能表现,在一定程度上起到对地面测控进行备份或者降低地面测控负担的作用.当前主流的深空探测自主导航技术是基于光学导航敏感器对参考天体和目标进行成像与它们之间已知星表投射匹配确定飞行轨道位置.除此之外,国内外也探索了基于 X 射线脉冲星的自主导航方法,虽然这些方法还没有实际成熟,但从原理上具有巨大性能优越性,飞行试验也证明了其可行性.

深空探测光学导航敏感器的关键技术有 3 项:1)高精度的光学导航敏感器硬件;2)处理长曝光时

间下复杂飘逸轨迹星体图像所构成的星图与星表匹配的高精度高鲁棒性算法;3)系统地面验证技术.光学导航敏感器是深空自主导航系统的关键,针对不同深空探测任务的具体需要,美国、欧空局和日本等发展了一系列的导航光学敏感器.

UV/Visible Camera 是 Clementine 探测器发展的导航图像敏感器. Cassini Imaging 是 1997 年发射的卡西尼探测器的光学导航敏感器与科学观测设备.微型图像相机和分光仪(miniature imaging camera and spectrometer, MICAS)是深空一号自主导航系统的关键敏感器^[42],导航相机是星尘(STARDUST)^[43]探测器的图像导航敏感器. MUSES-C 任务发展的光学导航相机有窄视场光学导航相机(ONC-T)和宽视场光学导航相机(ONC-W), AMIE(asteroid and moon micro-imager experiment)是欧空局的 SMART-1 任务发展的一个微型光学导航相机,其视场为 $5.3^\circ \times 5.3^\circ$. OSIRIS(optical, spectroscopic, and infrared remote imaging system)是欧空局的罗塞塔任务发展的导航光学敏感器^[44].此外,随着深空自主导航与光学敏感器技术的发展,国外一些相关的技术发明专利先后被授权,包括深空天文光学导航和脉冲星导航方面.2012 年,在 863 计划支持下北京控制工程研究所成功研制出深空光学自主导航敏感器原理样机,并经过实验室测试验证^[45].

综上所述,国外已经将深空导航光学敏感器成功应用于火星探测等任务中,并取得了预期的良好成效,中国也紧跟其后,取得了先期研究成果,在未来深空自主导航中运用这项技术.

2.8 天体着陆、巡视器导航和避障敏感器

空间着陆敏感器在地外天体探测中起到非常重要的作用.其主要目的是提供轨道器着陆之前着陆地点和区域选定,同时与惯性器件一道进行着陆过程的全自主导航测量.着陆导航敏感器的一般组成包括^[46]:1)惯性测量单元(IMU);2)测速、测距敏感器;3)图像敏感器.

美国 Surveyor 系列探测器的着陆导航敏感器^[47]主要包括高度标定雷达、雷达测高计和多普勒速度敏感器.高度标定雷达的工作极限要求探测器相对于月球垂面的方位姿态角不超过 25° .

SELENE-B 探测器安装了雷达高度计/电波高度计、电波速度计和图像敏感器^[48].

欧洲的 EuroMoon2000 月球探测器在约 1 km 处使用来自雷达的高度和速度信息用于导航数据的更

新.提出了基于视觉的自主障碍检测和导航,其中关键的敏感器就是立体导航相机.

在美国的重返月球计划中 NASA 提出,100 m 进行悬停1 min、图像敏感器拍摄下方图像,悬停过程中进行图像分析判断障碍物,对存在的风险则进行着陆点修正.

美国先后发射的勇气号与机遇号火星探测器,除了火星探路者的着陆技术之外还使用了下视导航相机(downward-looking camera),主要用于连续拍摄着陆区域通过图像处理技术估计着陆器水平方向的速度.

陆面漫游敏感器主要解决深空探测着陆以后,探测漫游器视觉成像目标识别与环境地形感知问题,为路径规划和避障探测服务.一般这种应用的相机是配套的,包括全景相机、导航相机、避障相机等^[49].

中国的探月计划中成功实现了着陆器和巡视器飞行和月面巡视,着陆器配置了光学雷达测量高度和地面障碍物,配置了着陆点图像避障相机以发现月面着陆点附近的障碍物.巡视器的敏感器配置了一对导航相机和一对避障相机,分别用于月面巡视路径规划和障碍物规避.

综上所述,各种地外天体的着陆探测和陆面巡视任务所需要的敏感器基本类型是大同小异,主要取决于测量参数和测量精度.一般着陆需要测距、测高和测速雷达,辅助以光学地形敏感器,主要解决着陆器相对于着陆区域的相对速度和相对位置,以及着陆点位置的具体确定.巡视敏感器主要采用双目视觉敏感器组合,有时采用地面3D空间测量雷达,主要解决陆面行走的路径规划和障碍识别和规避问题.

2.9 X射线脉冲星导航敏感器

最近几年来,国内外对于光学脉冲星导航敏感器的研究如火如荼,美国等开展较早,中国紧随其后,并已经研究出来这种敏感器的验证样机,最近已经在实践十三号卫星上得到有效验证.脉冲星导航敏感器就是通过探测多颗脉冲星周期性电磁和粒子辐射的目标特性观测航天器脉冲到达时间和太阳质心坐标系原点到达时间的时间差,从而确定航天在太阳质心坐标系下位置的一类敏感器.

脉冲星导航原理和各国技术发展在文献^[50]有详细论述,本文不再赘述.由于脉冲星的种类多,有光学波段和软X射线脉冲星,从能量密度和数量

看软X射线脉冲星是一种选择.一般通过超光滑表面的掠入射反射系统进行软X射线脉冲星能量收集,采用高灵敏度的X射线探测器进行采样,采用甚高精度原子钟记录能谱和计算脉冲到达时间.中国脉冲星导航研究虽然开展的较晚,然而取得成效却较快^[51],安装在实践十三号卫星上的导航敏感器捕获到准确的脉冲星能量谱,与星库匹配精度据称可达千分之一以上.

从目标源恒时性和周期稳定性看,脉冲星导航具比卫星导航有很大的优势,存在的问题还是导航精度的有待提高问题,其次是尺寸质量和功耗较大问题.随着X射线探测器灵敏度提高和原子时钟精度提高,以上问题都会得到解决.

2.10 空间光学敏感器设计方案多样化

除了以上各类敏感器以外,近20年以来,学者们还提出了各种变化的设计方案,以达到某种优势性能.这些方案有的得到验证,有的仍然是一种设计,下面列举几种以便开阔思路.

美国 Draper Lab 在 NASA 新千年计划(the new millennium program)中,率先开展了“惯性星罗盘”的研究^[52],提出将恒星敏感器和基于 MEMS 的惯性陀螺一体化设计的新型姿态敏感器概念,其目的主要为了微小卫星三轴姿态控制和大量装备天基武器之用.

美国阿拉巴马大学的亨茨威尔大学生探索与开发空间协会大学生们曾经设计和一个轻小型的研究卫星,其姿态敏感器采用的是全景环透镜姿态确定系统(the panoramic annular lens attitude determination system, PALADS)^[53].其结构特点是采用了一个环形360°透镜,将空间三维目标成像到二维成像平面上.而平常的透镜是将二维平面成像到二维成像面上.国内浙江大学、长春光机所等单位也开发出来类似的产品.

意大利罗马大学的 Daniele Mortari 提出了一种新型月-日敏感器(Moon-Sun attitude sensor)^[53].其主要设计思想为:在地球轨道上观测月球,并用光电探测器对其进行成像,通过对月球的图像进行分析和处理,就能够得到卫星对地的三轴姿态信息.

意大利罗马大学学者提出了三视场星敏感器^[54],将3个不同方向的视场成像在同一个焦平面上,从而一套硬件可以作为3个星敏感器使用,这样将大量节约成本.

天基态势感知敏感器^[55-58]这类敏感器主要包

括航天器的激光告警敏感器、空间碎片监视敏感器、非合作目标接近告警敏感器等、空间站自巡视敏感器等,主要解决大视场范围和多种目标光谱特性的探测与监测问题。此外,天基监视星座的目标识别和跟踪系统也具有空间敏感器的成像定位性能特点,因此也可以归到这一研究领域,这类敏感器已经是一种发现识别、跟踪定位的有效载荷了。

星光定向仪^[59]这类敏感器主要是解决不依赖导航卫星和地面站的卫星、导弹、飞机、舰船的基于星敏感器的全自主导航问题,主要技术方案实质就是一种各种环境使用的星敏感器,和惯性敏感器^[60](地平仪、加速度计、陀螺仪)联合确定自身所处的位置和运动方向。

3 结 论

空间光学敏感器伴随着航天任务的发展而不断发展,由最初有限的几类航天器姿态控制与导航测量敏感器,发展到今天这样种类繁多、功能各异、应用广泛的状况,主要依赖于电子学、探测器件、处理器、光学、算法、试验手段等方面的技术进步。因此本文不可能面面俱到,只尝试把空间光学敏感器赋予清晰的概念,对其分类、特点、设计方法、应用等基本要素进行系统性阐述,综述了其技术发展状态和发展趋势,对于读者全面系统了解和掌握本领域的发展状况具有参考意义,对空间敏感器技术的进一步创新发展具有良好的铺垫作用。

4 致 谢

本文是基于作者多年科研课题研究和调研资料完成的,感谢作者课题研究团队和曾经与作者进行合作的所有专家对本人的支持,本文若对读者有一些参考价值,离不开他们的协同和贡献。

参 考 文 献

- [1] UNSPECIFIED CENTER. Precision attitude determination system (pads) system design and analysis: single-axis gimbal star tracker[R]. NASA-CR-144726, TRW-13900-6016-RU-00 76N17190, 1974.
- [2] BROSS W. Development of an all-electronic star sensor with image dissector tube [R]. NASA-TT-F-12646, BMWF-FB-W-68-76 69N40343, 1969.
- [3] STANTON R H, HILL R E. A CCD star sensor for fine pointing control of spaceborne telescopes [C]//Aerospace Sciences Meeting. Washington D. C. : AIAA, 1979.
- [4] RICHARD H. CCD star tracker experience: key results from Astro 1 flight [C]//Proceedings of Space Guidance, Control, and Tracking. Washington D. C. : SPIE, 1993.
- [5] SCHMIDT U, ELSTNER C, MICHEL K. ASTRO 15 star tracker flight experience and further improvements towards the ASTRO APS star tracker[C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Washington D. C. : AIAA, 2008.
- [6] LIEBE C C, ALKALA I L, DOMINGO G, et al. Micro APS based star tracker [C]//Aerospace Conference. New York: IEEE, 2002.
- [7] BLARRE L, OUAKNINE J. High accuracy modern star trackers: recent improvements proposed on SED36 and HYDRA star trackers [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Washington D. C. : AIAA, 2006.
- [8] TAKANORI I. Precision attitude and position determination for the advanced land observing satellite (ALOS) [C]//Enabling Sensor and Platform Technologies for Spaceborne Remote Sensing. Washington D. C. : SPIE, 2005.
- [9] BEZOOIJEN V, Roelof W H. SIRTf autonomous star tracker, IR Space Telescopes and Instruments [C]//Proceedings of SPIE. Washington D. C. : SPIE, 2002.
- [10] SCHMIDT U. ASTRO APS-the next generation hi-rel star tracker based on active pixel sensor technology [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Washington D. C. : AIAA, 2005.
- [11] KATAKE A, BRUCCOLERI C. StarCam SG100: a high-update rate, high-sensitivity stellar gyroscope for spacecraft [C]//Sensors, Cameras, and Systems for Industrial/Scientific Applications XI, Proceedings of SPIE-IS&T Electronic Imaging. Washington D. C. : SPIE, 2010.
- [12] LI Y F, LI D M, LIANG Y B. Subpixel centroiding algorithm for EMCCD star tracker [C]//International Conference on Optical Instruments and Technology: Advanced Sensor Technologies and Applications (Proceedings Volume). Washington D. C. : SPIE, 2008.
- [13] BEDABRAT P, HANCOCK B, LIEBE C, et al. Stellar gyroscope for determining attitude of a spacecraft [R]. NASA Report, DocumentID: 20110016302.
- [14] RODRICKS B, FOWLER B, LOWES J, et al. Radiation damage studies on a 5T sCMOS image sensor with

- integrated readout electronics [C]//Hard X-Ray, Gamma-Ray, and Neutron Detector Physics XII. Washington D. C. : SPIE, 2010.
- [15] CLARK N, FURTH P. Intelligent star tracker [C]//Proceedings of the 43rd IEEE Midwest Symposium on Circuits and Systems. New York: IEEE, 2000.
- [16] CLARK N, FURTH P. Intelligent star tracker[J]. Circuits and Systems, 2000(3): 8-11.
- [17] FRITZ T, GALLARNEAU L, PLEDGER D. 3-axis ultraviolet attitude reference sensor [C]//Digital Avionics Systems Conference. Washington D. C. : AIAA/IEEE, 1995.
- [18] HILSENATH E. Test-flight of the rayleigh scattering attitude sensor[R]. NASA Technical Report, DocumentID: 19980076135.
- [19] RAMANI S, JAIN Y K, KAMALAKAR J. Atmospheric 14-16 micron band radiance measurements by satellite-borne earth sensors[C]//Proceedings of SPIE on Infrared Technology. Washington D. C. : SPIE, 1989.
- [20] POCHARD M, FRANCOIS M, FISCHER, D, et al. Qualification of a new static infrared earth sensor[C]//54th International Astronautical Congress. Paris: IAF, 2003.
- [21] ALBUKERQUE J, FRANCOIS M, POCHARD M, et al. Development of static earth horizon sensors[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Washington D. C. : AIAA, 2003.
- [22] MARTIN R R. Wide angle earth sensor[C]//Proceedings of Earth Observing Systems. Washington D. C. : SPIE, 1997.
- [23] 王红睿, 李会端, 方伟. 航天太阳敏感器的应用与发展[J]. 中国光学, 2013, 6(4): 481-489.
- WANG H R, LI H R, FANG W. Application and development of space sun sensors[J]. Chinese Journal of Optics, 2013, 6(4): 481-489.
- [24] BOOM C W, LEIJTENS J A P, v. DUIVENBODE L M H, et al. Micro digital sun sensor: system in a package [C]//International Conference on MEMS, NANO and Smart Systems. New York: IEEE, 2004.
- [25] LIEB C. Micro sun sensor[R]. NASA Technical Report, DocumentID: 20060046221.
- [26] ZABIYAKIN A S, PRASOLOV V O, BAKLANOV A I, et al. Sun sensor for orientation and navigation systems of the spacecraft[C]//Proceedings of SPIE. Washington D. C. : SPIE, 1999.
- [27] PEDERSEN M, HALES J H, FLERON R W. Linear two-axis MOEMS sun sensor and the need for MEMS in space [C]//The 54th International Astronautical Congress. Paris: IAF, 2003.
- [28] 赵媛, 莫亚男, 吕政欣. 新型编码式太阳敏感器误差分析与修正方法研究[J]. 空间控制技术与应用, 2016, 42(2): 38-42.
- ZHAO Y, MO Y N, LUE Z X. Error analysis and modify method of the new coded sun sensor[J]. Aerospace Control and Application, 2016, 42(2): 38-42.
- [29] 郝云彩. 空间自主交会对接光学导航敏感器测量组合技术发展与设计概要[C]//全国第十二届空间及运动体控制技术学术会议. 北京: 中国自动化学会, 2006.
- [30] 解永春, 张昊, 石磊, 等. 交会对接光学成像敏感器设计中的关键问题[J]. 航天控制, 2006, 24(5): 35-45.
- JIE Y C, ZHANG H, SHI L. Some key technical problems in the design of optical sensor used in RVD[J]. Aerospace Control, 2006, 24(5): 35-45.
- [31] RICHARD T H, THOMAS C B. DART AVGS flight results [C]//Proceedings of Optical Engineering Sensors and Systems for Space Applications. Washington D. C. : SPIE, 2007.
- [32] MOKUNO M, KAWANO I, HORIGUCHI H, et al. Engineering test satellite VII rendezvous docking optical sensor system[R]. AIAA Technical Report, DocumentID: 1994-3689.
- [33] DIDIER P, STÉPHANE R, PATRICK D, et al. Accurate and autonomous navigation for the ATV [J]. Aerospace Science and Technology, 2007, 11(6): 490-498.
- [34] HINKEL H, CRYAN S, D' Souza C, et al. NASA's automated rendezvous and docking sensor development and its applicability to the GER [R]. NASA Report, DocumentID: 20150002825.
- [35] ANDREW C M. Rendezvous lidar system for terminal rendezvous, capture, and berthing to the international space station [C]//Proceedings of SPIE. Washington D. C. : SPIE, 2008.
- [36] ZHU X, SMITH I C, BABIN F. A hybrid 3D sensor (NEPTEC TriDAR) for object tracking and inspection [C]//Proceedings of SPIE. Washington D. C. : SPIE, 2006.
- [37] CHUNG S J, LOBOSCO D, MILLER D, et al. Multidisciplinary control of a sparse interferometric array satellite testbed [R]. AIAA Technical Report, DocumentID: 2003-5433.
- [38] 李勇, 魏春岭. 卫星自主导航技术发展综述[J]. 航天控制, 2002, 20(2): 70-74.
- LI Y, WEI C L. Review on the development of autonomous navigation techniques for satellites [J]. Aerospace Control, 2002, 20(2): 70-74.

- [39] CHORY M A, HOFFMAN D P, MAJOR C S, SPEC-TOR V A. Autonomous navigation-where we are in 1984 [R]. AIAA Technical Report, DocumentID: 1984-1826.
- [40] 李明群, 魏春岭, 梅志武, 等. 基于资源一号 02B 卫星姿态敏感器的自主导航[J], 空间控制技术与应用, 2009, 35(3):58-60.
- LI M Q, WEI C L, MEI Z W, et al. Autonomous navigation based on attitude sensors for CBERS-02B[J]. Aerospace Control and Application, 2009, 35(3): 58-60.
- [41] HAO Y C, CHENG H Y, XIONG K, et al. Compact autonomous navigation system [C]//International Conference on Space Optics. Greece; ICS, 2010.
- [42] SODERBLOM L, SANDEL B, THOMAS D, et al. Miniature integrated camera spectrometer (MICAS) [R]. NASA Technical Report, Document ID: 20060032346.
- [43] BHAT R S. Wild approach maneuver strategy used for stardust spacecraft[R]. AIAA Technical Report, Document ID: 2004-5395.
- [44] KUBITSCHKE D G. Deep impact autonomous navigation; the trials of targeting the unknown [R]. NASA Technical Report, Document ID: 20060043726.
- [45] 郝云彩, 王大轶. 深空自主导航光学敏感器及其验证[J]. 空间控制技术与应用, 2012, 38(3):5-10.
- HAO Y C, WANG D Y. An optical navigation sensor and its validation for deep space navigation[J]. Aerospace Control and Application, 2012, 38(3):5-10.
- [46] 张晓文, 李骥, 黄翔宇, 等. 基于陆标图像的天体定点着陆信息融合导航方法[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40(6):10-15.
- ZHANG X W, LI J, HUANG X Y, et al. Information-fusion- integrated navigation for celestial body pinpoint landing based on landmark image[J]. Aerospace Control and Application, 2014, 40(6):10-15.
- [47] CHANDEYSSON P L. Meeting at langley research center on surveyor landing aid for Apollo[R]. NASA Technical Report, DocumentID: 19780074249.
- [48] MATSUMOTO K. Optical obstacle avoidance for moon landing[C]//The 53rd International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation (IAF). Washington D. C. : AIAA, 2002.
- [49] 李明, 齐春子. 月面巡视探测器运动控制方法研究[J]. 航天控制, 2008, 26(3):74-78.
- LI M, QI C Z. Study on the motion control methods of the lunar rover[J]. Aerospace Control, 2008, 26(3): 74-78.
- [50] 帅平, 李明, 陈绍成, 黄震. X 射线脉冲星导航系统原理与方法[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
- [51] 帅平, 李明, 陈绍龙, 等. 基于 X 射线脉冲星的导航卫星自主导航[J]. 中国空间科学技术, 2008, 28(2):1-7.
- SHUAI P, LI M, CHEN S L. Autonomous navigation for navigation satellites based on X-ray pulsars[J]. Chinese Space Science and Technology, 2008, 28(2):1-7.
- [52] DENNEHY N, GAMBINO J, MAYNARD A, et al. The inertial stellar compass (ISC): a multifunction, low power, attitude determination technology breakthrough [R]. NASA Technical Report, Document ID: 20030054377.
- [53] MARK A. STEDHAM P P B. Panoramic annular lens attitude determination system (PALADS) [C]//Proceedings of SPIE. Washington D. C. : SPIE, 1995.
- [54] MORTARI D. Moon-Sun attitude sensor[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(3): 360-364.
- [55] DANIELE M, ROMOLI A. StarNav III: SA three fields of view star tracker [C]//Aerospace Conference. WWashington D. C. : IEEE, 2002.
- [56] ZHU X, SMITH I C, BABIN F. A hybrid 3D sensor (NEPTEC TriDAR) for object tracking and inspection [C]//Laser Radar Technology and Applications XI, Proceedings of SPIE. Washington D. C. : SPIE, 2006.
- [57] REASONS D S. Overview environmental assessment for the space based infrared system (SBIRS) [R]. AD Technical Report, DocumentID: ADA413834, 1996 DEC.
- [58] LEWIS P. HI-CLASS on AEOS: a large aperture laser radar for space surveillance/ situational awareness investigations [R]. AD Technical Report, DocumentID: ADA400666, 2001.
- [59] LAMBERT J V. Historical overview of optical space object identification [C]//Imaging Technology and Telescopes, Proceedings of SPIE. Washington D. C. : SPIE, 2000.
- [60] PAPPALARDI F. Alternatives to GPS [C]//MTS/IEEE Conference and Exhibition. New York; IEEE, 2001.

作者简介: 郝云彩(1966 年—), 男, 研究员, 研究方向为空间光学敏感器与自主导航。