

文章编号 1004-924X(2017)增-0001-17

小行星光学导航传感器技术发展趋势

刘兴潭, 吴奋陟, 武延鹏*

(北京控制工程研究所, 北京 100190)

摘要:随着人类探索太空能力的不断提升,深空探测逐渐成为世界各国航天领域的热点。小行星探测已被列入我国未来深空探测工程四次重大任务之一。其中,导航传感器技术在提高地面测控效率、增强探测器生存能力、完成定位任务需求等方面具有重要地位。本文综述了国内外小天体深空探测任务方案及导航传感器配置情况,分别概述了探测器在星际巡航段、接近交会段、绕飞巡视段和下降着陆段的导航方法及传感器功能,并进一步对现有导航传感器系统的研究成果进行了概括。最后总结了小行星探测导航传感器技术的发展趋势,提出我国发展小行星导航技术的建议与思考。

关键词:小行星探测;导航传感器;发展趋势

中图分类号:V447.1 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20172514.0001

Development trend of optical navigation sensor technology for asteroid exploration

LIU Xing-tan, WU Fen-zhi, WU Yan-peng*

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

* Corresponding author, E-mail: wuyanpeng@gmial.com

Abstract: With the advancement of human ability to space exploration, deep space exploration has become a worldwide hot issue in the field of aerospace. In China, asteroid exploration has been involved in the four major tasks of future deep space exploration project. Navigation sensor technology, acting as a research focus in the field of exploration, plays an important role in improving the efficiency of ground measurement and control, enhancing the survivability of probes and completing the positioning task requirements. The paper reviews mission plans for deep space exploration of small celestial bodies and their navigation sensor configurations at home and abroad. The navigation methods and sensor functions of the detector in interplanetary cruise phase, approach interphase phase, flying around inspection phase and falling landing phase are summarized. In addition, the research achievements of existing navigation sensor systems are recapitulated. Finally, the development trend of asteroid detection navigation sensors is summarized and some suggestions and considerations on asteroid navigation technology in China are provided.

Key words: asteroid exploration; navigation sensors; development trend

1 引言

小行星是 21 世纪深空探测活动的重要目标,蕴涵着丰富的物质资源。在太阳系内,人们迄今为止已发现超 70 万颗小行星。按照轨道类型,小行星可分为近地小行星、主带小行星、特洛伊小行星和海王星外天体^[1]。目前,小行星探测是我国未来深空探测工程四次重大任务之一,并将在首次火星探测任务完成之后实施^[2]。通过拍摄小行星表面的高分辨率三维影像,结合地表高程数据,探测器可获取小行星特性及其空间环境的高精度数据,如形状、尺寸、姿态、轨道、地质、地貌等,为后续着陆区的选择提供依据,从而保证取得样本的科学性^[3]和航天员登陆的安全性。

本文首先概述了美国、中国、欧洲各国和日本等的深空探测任务方案,重点展现其导航传感器的应用配置情况;其次针对小行星深空探测器航行的星际巡航段、接近交会段、绕飞巡视段和下降着陆段,分别介绍各阶段的自主导航方法和导航传感器的功能实现;进一步从自主导航光学系统的基本原理、工作流程和关键技术出发,总结国内外导航传感器系统的研究成果;最后分析小行星探测导航传感器技术的发展趋势,提出我国发展小行星探测导航技术的建议与思考。

2 小天体深空探测发展现状

目前,人类已通过一系列深空探测器对小行星开展了初步的无人探测,形式包括飞越、撞击、绕飞、巡视探测、表面原位探测以及小行星的采样返回等。本文对国外几次深空探测任务及其姿态确定系统的发展现状进行了概述。

2.1 NEAR

1996 年,美国发射的近地小行星交会探测器(NEAR-Shoemaker)对第 433 号小行星“爱神”(Eros)进行了探测,完成了人类史上第一次无人太空船降落于小行星的壮举。NEAR 探测器能够自主计算太阳、地球、小行星和探测器的位置,从而保证探测器能够根据科学任务和下传数据的操作要求自动调整姿态^[4],并对故障情况做出反应,保护探测器的安全。

NEAR 探测器结构如图 1 所示。其三轴稳定,姿态确定系统采用 5 个数字式太阳传感器、1 个星传感器和惯性导航单元,主要利用速率陀螺和星传感器联合确定姿态。另外还配有红外脉冲激光测距仪(NEAR Laser Rangefinder, NLR),用来测量自身与目标小行星 Eros 的相对距离。NLR 还可为着陆导航做前期准备,配合其他测量数据对 Eros433 小行星周围建模,确定详细的地貌特征,规划着陆方案^[5]。

此外,NEAR 还携带了 6 个科学载荷以获得小行星表面及内部特性,包括多光谱成像仪(MSI)、近红外光谱仪(NIS)、激光测距仪(NLR)、X 射线谱仪(XRS)、 γ 射线谱仪(GRS)和磁力计(MAG)。

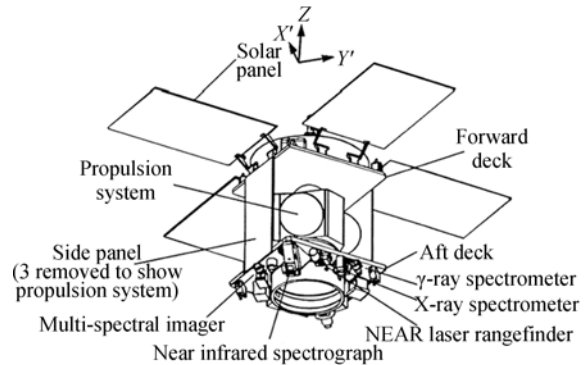


图 1 NEAR 探测器结构图

Fig. 1 Configuration diagram of NEAR detector

2.2 DeepSpace-1

1998 年,美国新盛世计划的第一个星际任务探测器“深空 1 号”(DeepSpace-1, DS-1)^[6],先后飞越了小行星布雷尔(Braille)和彗星波瑞利(Borrelly),其主要任务是验证离子推进系统、制导探测器的星载自主导航系统等关键技术,为深空探测进行技术储备^[7]。它采用了聚光太阳能电池阵、自主导航系统、高级微电子和通讯设备等 12 项新技术^[8],值得一提的是,DS-1 上的导航系统是自主光学导航在太空中的首次应用。

DS-1 探测器采用太阳传感器、星传感器和速率陀螺确定姿态。当星传感器故障时,采用光学相机 MICAS(Miniature Imaging Camera and Spectrometer)作为替代,其外观如图 2 所示。

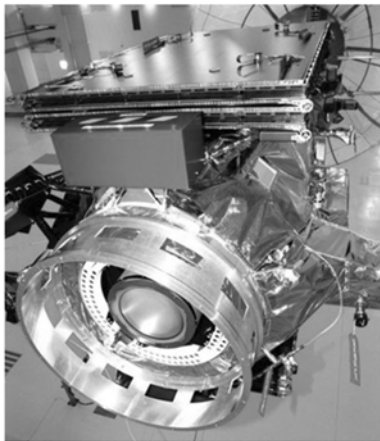


图 2 DeepSpace-1 探测器外观图

Fig. 2 Appearance of DeepSpace-1 detector

2.3 Stardust

1999 年, NASA 发射了彗星探测任务“星尘号”(Stardust), 并在 2004 年以距 Wild-2 彗星中心 120~150 km 的距离飞越彗星, 同时采样带回 1 000 个直径超过 15 μm 的彗星尘埃粒子。与 DS-1 不同的是, “星尘号”首次实现了交会段的光学自主导航^[9]。

“星尘号”的光学系统由光学相机、反光镜和潜望镜三部分组成, 可以在姿态不变的情况下对彗星进行观测^[10], 其结构如图 3 所示^[11]。

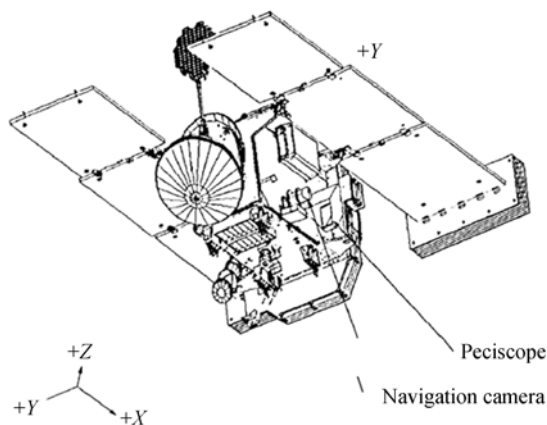


图 3 Stardust 探测器结构图

Fig. 3 Configuration diagram of Stardust detector

2.4 Hayabusa

日本于 2003 年发射了世界上首颗执行小行星着陆并取样返回地球的“糸川”(Itokawa)小行星探测器——“隼鸟号”(Hayabusa), 2014 年又成功发射了“隼鸟二期”(Hayabusa-2), 该探测器预

计将于 2018 年到达在地球和火星之间轨道上运行的 C 类小行星 1999JU3, 采样后于 2020 年返回地球^[12]。隼鸟号小行星探测器验证了离子推进、导航路标、行星借力飞行及采样返回地球等技术, 并在探测器与目标交会附着段, 验证了探测器的光学自主导航技术。该技术利用星载导航光学敏感器和激光测距仪等的测量信息及预先投放的导航信标来估计探测器的轨道, 成功完成了自主附着过程^[13]。

Hayabusa 探测器使用小行星多谱段成像相机 (AMICA) 获得小行星表面的遥感图像, 从而进行光学导航。为研究小行星表面的物理特性及矿物质组成、获得小行星地表高精度的地形轮廓, 它还搭载了近红外光谱仪 (NIRS) 以及激光测距设备 (LIDAR) 进行测距^[14], 其结构如图 4 所示。



图 4 Hayabusa 探测器外观图

Fig. 4 Appearance of Hayabusa detector

2.5 Rosetta

欧洲的“罗塞塔号”彗星探测器 (Rosetta)^[15] 于 2004 年发射, 由 NASA 的深空网络 (DSN)、光学光谱和红外遥控成像系统 (OSIRIS)^[16] 辅助其通信导航, 并在小行星绕飞着陆阶段提供支持^[17]。历经十年旅程, Rosetta 不仅对航程中遇到的“斯坦斯”、“鲁特蒂亚”等小行星进行了探查, 还于 2014 年成功释放“菲莱”着陆器登陆 67P/楚留莫夫-格拉希门克 (67P/Churyumov - Gerasi-menko) 彗星开展任务, 但于 2016 年与地面失联。

Rosetta 探测器姿态确定系统由 2 个星敏感器、2 个太阳敏感器和惯性单元组成, 结构如图 5 所示。

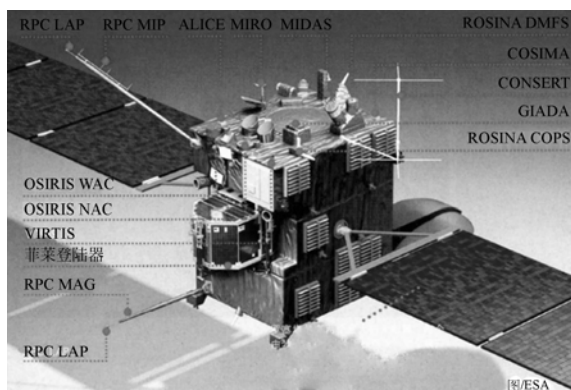


图 5 Rosetta 探测器结构图

Fig. 5 Configuration diagram of Rosetta detector

2.6 Deep Impact

2005 年,美国发射的双探测器任务“深度撞击号”(Deep Impact)^[18]由飞掠器和撞击器组成,其目标是与 Tempel1 彗星相撞,观测撞击事件和喷射物羽状膨胀,并使用飞越探测器上的成像敏感器获得喷射物的红外图像和撞击坑完整的高分辨率图像,以探测彗核的内部成分^[19]。在导航方面,Deep Impact 的撞击器利用星载高分辨率敏感器对彗星所成的图像以及姿态敏感器获得的姿态信息,通过自主导航系统实时计算彗星撞击点相对于撞击探测器的位置,实施了三次轨道机动^[20]。Deep Impact 采用了 DS-1 的扩展版光学自主导航系统,该系统被认为是十分经典的完全自主导航系统。

Deep Impact 的姿态确定系统分为无星模式与有星模式,在无星模式下采用星敏感器与陀螺联合定姿的方式确定姿态,在有星模式下利用 ITS(Impactor Target Sensor)拍摄彗星视场中的恒星进行姿态确定。

Deep Impact 任务中飞掠器的自主导航系统包含中分辨率相机(MRI)和高分辨率相机(HRI),高分辨率相机又分可见光探测器和红外探测器,撞击器的光学敏感器与中分辨率相机的参数则完全相同^[21]。飞掠器结构如图 6 所示,撞击器结构如图 7 所示。

2.7 Dawn

2007 年,为进一步测试离子推进技术的可行性,NASA 发射了“黎明号”探测器(Dawn)。该探测器于 2011 年、2015 年分别抵达灶神星(Vesta)、谷神星(Ceres)^[22]。

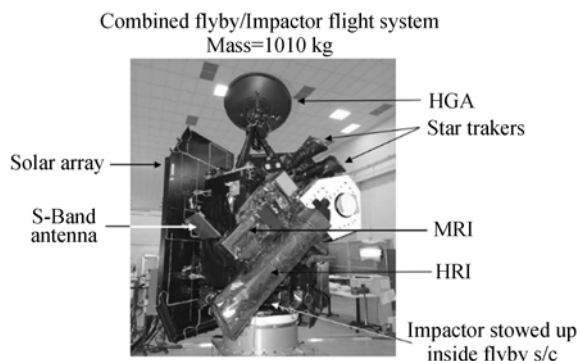


图 6 Deep Impact 飞掠器结构图

Fig. 6 Configuration of flyby s/c flight system

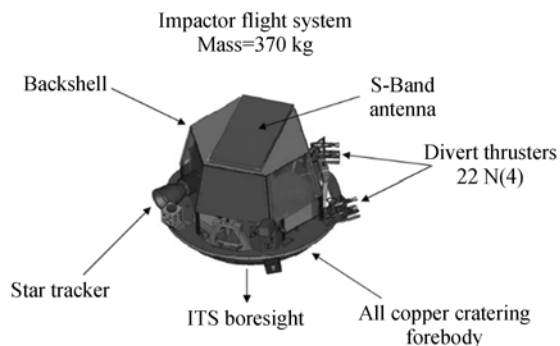


图 7 Deep Impact 撞击器结构图

Fig. 7 Configuration of impactor s/c flight system

“黎明号”探测器三轴稳定,姿控系统包括 2 台星跟踪器、3 个双轴惯性参考单元、16 台太阳敏感器和 4 个反作用轮装置,使用与推力器相结合的 2 个反作用轮来帮助控制姿态^[23],其结构如图 8 所示。

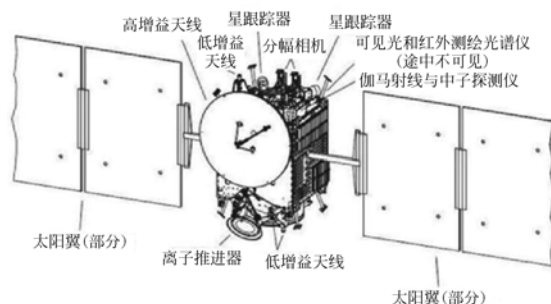


图 8 Dawn 探测器结构图

Fig. 8 Configuration diagram of dawn detector

2.8 嫦娥系列

我国于 2010 年成功发射了“嫦娥 2 号”探测器,该探测器于 2012 年成功飞掠小行星 4179 (Toutatis)。“嫦娥 2 号”利用自身携带的 CMOS

相机得到超过 100 张 Toutatis 的高分辨率可见光图像^[24]。2013 年,携带玉兔号月球车的“嫦娥 3 号”被顺利运送到月球转移轨道。它成功使用了软着陆技术,同时运行两套探测器即软着陆器和巡视探测器,将紫外相机、光学望远镜和测月雷达嵌入到探测器的遥操作系统中进行激活使用。对在月面执行任务的探测器,嫦娥能够进行遥操作控制,且在极端温度环境下成功完成月面生存,其外观如图 9 所示。

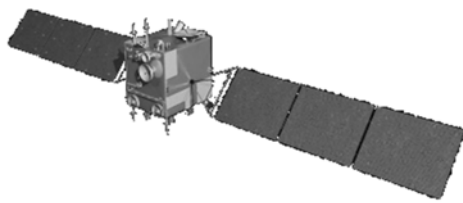


图 9 嫦娥二号探测器外观图

Fig. 9 Appearance of Change-2 detector

2.9 OSIRIS-REx

2016 年,NASA 成功发射了小行星采样返回任务探测器——“起源、光谱释义、资源识别与安全-风化层探测器”(OSIRIS-REx)。该探测器将飞往直径为 500 m 的一颗近地小行星“贝努”(Bennu),预计在 2018 年 8 月到达,届时将通过分析小行星上的原始物质,对目标小行星进行多光谱测量,研究行星形成和生命起源,获得小行星的整体特征。

OSIRIS 将使用激光高度计(O LA)、可见光与红外光谱仪(OVIRS)、热辐射光谱仪(OTES)、

成像探测包(OCAMS)和风化层 X 射线成像光谱仪(REXIS)等对小行星表面进行 2 年的观测建模,然后在最佳取样点通过“接触即分离”样品获取机械臂(TAGSAM)与小行星表面近距离接触,并通过喷出氮气搅动小行星表面来过滤采集超过 60 g 的风化层尘埃和岩石样品,其取样返回容器继承了“星尘”任务的技术^[25],预期于 2023 年返回地球。

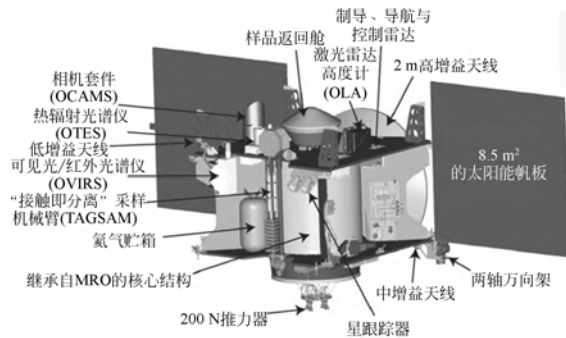


图 10 OSIRIS-REx 探测器结构图

Fig. 10 Configuration diagram of OSIRIS-REx detector




OSIRIS-REx 探测器的姿态确定采用三轴稳定系统,姿态控制系统由 1 个太阳敏感器、2 个星敏感器和 4 个反作用轮以及惯性导航器件组成^[26],其结构如图 10 所示。该探测器搭载的数学类科学载荷包括:一套成像探测组件 OCAMS (PolyCam、MapCam、SamCam)、可见光与红外光谱仪、热辐射光谱仪和激光高度计,具体功能和参数如表 1 所示。

表 1 OSIRIS-REx 探测器的光学载荷性能

Tab. 1 Performance of optical detector loads of OSIRIS-REx

载荷名称	功能	参数特征	示意图	
成像探测组件 (OCAMS)	多光谱相机 (PolyCam)	远距离首次测绘 Bennu 小行星的全球影像,近距离高分辨率成像	光学系统口径为 200 mm,在 2 km 外对 Bennu 的成像分辨率达 1 m,可用于估算探测器与小行星的相对速度	
	测绘相机 (MapCam)	全球测绘并对采样点地形进行高精度成像	寻找排气羽流,以 4 种颜色绘制小行星图像,长时间曝光增加采样点分辨率到毫米级	
	采样相机 (SamCam)	采样点成像并监视整个采样过程	分辨率达毫米级,采样频率为 1 Hz	

续表 1

载荷名称	功能	参数特征	示意图
可见光与红外光谱仪 (OVIRS)	提供 Benu 小行星的可见、红外光谱信息,获取小行星矿物和有机物分布	谱段为 0.4~4.3 μm ,小行星全貌成像精度为 20 m~5 km;采样点附近精度为 0.08 m~2 m;与 OTES 结合选取采样点	
热辐射光谱仪 (OTES)	提供 Benu 小行星的矿物、热辐射分布	谱段为 4~50 μm ,采样频率为 0.5 Hz,精度为 0.25 K	
激光高度仪 (OLA)	提供 Benu 小行星的高分辨率地形信息	扫描激光雷达	

姿态确定系统的性能直接影响着探测器轨道的确定精度,分析上述小天体探测任务可知,在深空探测领域中姿态确定主要采用星敏感器和陀螺的搭配方式^[27]。在高性能姿态确定和控制系统中,常采用星敏感器和陀螺的组合来提供深空探测器的惯性参考姿态基准。这样的恒星/惯性组

合姿态确定系统通过陀螺敏感高频的姿态变化,高频输出惯性角速度或者角增量,并利用星敏感器有效抑制陀螺系统中的姿态漂移。

表 2 列出了二十多年来多个国家针对深空小天体探测开展的任务年份、名称、主要目标天体及导航技术的应用情况。

表 2 小天体探测任务年表
Tab. 2 List of asteroid exploration

时间	国家	任务	目标天体	导航技术应用
1996	USA	NEAR	Eros	Optical camera
1998	USA	DeepSpace-1	Braille, Borrelly	Navigation camera
1999	USA	Stardust	Wild-2	Optical camera
2003	Japan	Hayabusa-1	Itokawa	Navigation camera, Laser range finder
2004	Europe	Rosetta	67P	Navigation camera, Radar
2005	USA	Deep Impact	Tempell	Navigation camera
2007	USA	Dawn	Vesta, Ceres	Navigation camera
2010	China	Change-2	Toutatis	Optical camera
2013	China	Change-3	Moon	Optical camera
2014	Japan	Hayabusa-2	1999JU3	Navigation camera, Laser range finder
2016	USA	OSIRIS-REx	Benu	Wide-angle navigation camera

3 深空探测航行各阶段导航方法

深空探测器航行从飞离地球到接近或着陆遥远的目标天体,具有距离远、耗时长的飞行特点,

整个过程可分为:分离逃逸段、星际巡航段、接近交会段、绕飞巡视段和下降着陆段。图 11 所示为 Rosetta 任务的运行轨道。由于各个航行阶段的观测条件、空间环境、运行轨迹等存在差异,故每阶段的导航方式及导航敏感器不尽相同^[28]。

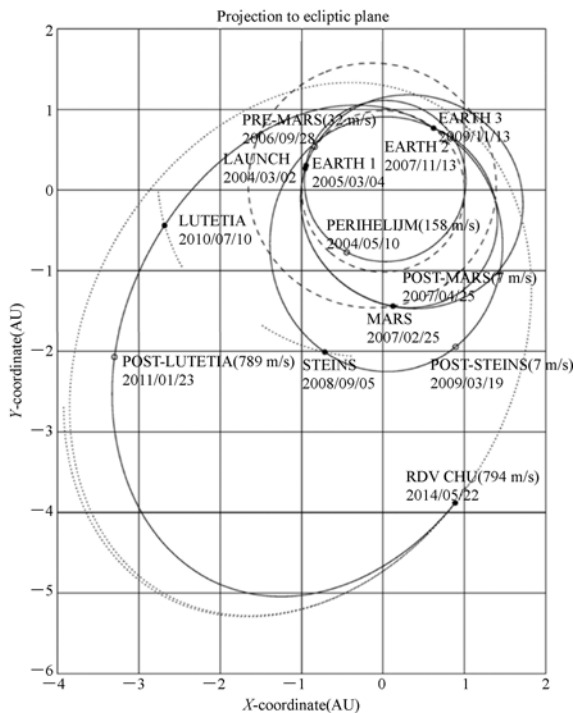


图 11 Rosetta 任务的运行轨道

Fig. 11 Trajectory of Rosetta mission

3.1 分离逃逸段

分离逃逸段是火箭发射初期至进入地球逃逸轨道前的飞行阶段,一般依靠惯性导航进行跟踪定位。通过航天器在轨运行段地面测控系统多站多设备长时间接力跟踪,能够确定航天器发射入轨点轨道,获取长时间弧段的航天器外弹道跟踪测量数据。然后,通过对长弧段跟踪数据的预处理,由高精度航天器轨道动力学模型,用数值积分法可解得航天器的空间运动方程。最后得到较高精度的航天器发射入轨点位置和速度^[29]。

3.2 星际巡航段

星际巡航段是探测器以太阳为中心引力体的飞行阶段,从达到第二宇宙速度(11.2 km/s)进入地球逃逸轨道开始,即飞行器完全摆脱地球引力束缚飞离地球,一直到能在视场内捕获目标小行星的距离。期间的自主导航任务在于确定探测器相对日心的轨道。

由于这一段是深空探测器航行中历时最长、距离最长的轨道段,期间的动力学模型和星历数据往往不甚精确,且探测器离目标天体太远,难以准确观测到探测目标,故自主导航方案一般将连

续观测飞行轨道附近的一些已知星历的信标天体作为行星际巡航段的导航天体,如太阳、行星以及其他小行星等,再结合已知星历信息,通过滤波法估算探测器运行的轨道根数,以按预期完成轨道控制与调整^[30]。因此,导航敏感器的配置通常为星敏感器、惯性测量单元和高精度窄视场导航相机。

典型的 DS-1 的巡航段自主导航系统就是通过预先由光学观测得到的小行星和背景星位置,利用高精度成像敏感器所拍摄的带有恒星背景的 12 颗小行星图像作为轨道确定的唯一数据源,从而确定了探测器的位置和速度^[31]。经过加权最小二乘滤波处理敏感器所得图像,DS-1 能够算出自身运行的轨道参数,相关结果反馈给导航系统后,继续用于计算飞向目标天体所需的机动策略。DS-1 在整个巡航段,光学自主导航的速度精度达到了 0.5 m/s,位置精度达到了约 250 km^[32],实现了星际巡航段的任务要求。

3.3 接近交会段

接近交会阶段是从探测器距离的光学敏感器已能成功在视场内捕获目标天体开始,一直到距离小行星满足绕飞段的入口要求为止。期间的自主导航任务主要在于确定探测器相对目标天体的轨道和姿态。

利用光学导航相机对目标天体连续跟踪拍照,适时转入自主相对导航控制,对序列图像进行处理后提取出目标天体的形心,结合已知姿态信息,用滤波法可确定探测器在惯性空间中的轨道根数,同时系统计算更新目标天体的星历信息,完成轨道修正。交会段的导航敏感器配置包括星敏感器、惯性测量单元和导航相机,其中在捕获初期可以使用低分辨率宽视场相机。

在 Stardust 与小行星接近交会段,针对小天体中心的自主跟踪任务^[33],自主导航方案为:先通过图像处理发现目标天体中心,然后组合小天体图像信息和探测器姿态信息,用卡尔曼滤波估计探测器的位置、速度和姿态等状态^[34]。

在接近交会段,DS-1 探测器上的自主导航光学系统通过观测目标天体成功实现了应用,其导航过程如图 12 所示。

MUSES-C 任务中发展的 ONC 轻型光学导航相机(Optical Navigation Camera)和激光雷达

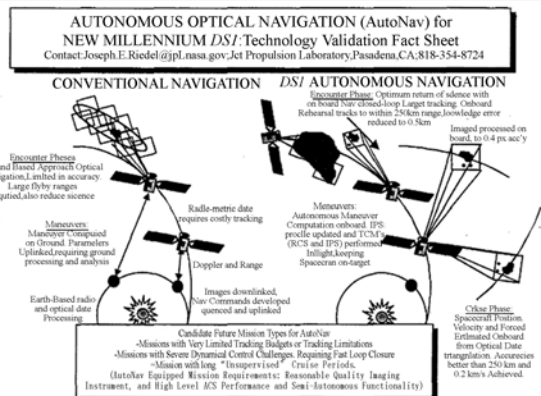


图 12 DS-1 的自主导航过程

Fig. 12 Diagrammatic and comparative description of DS-1 auto navigation

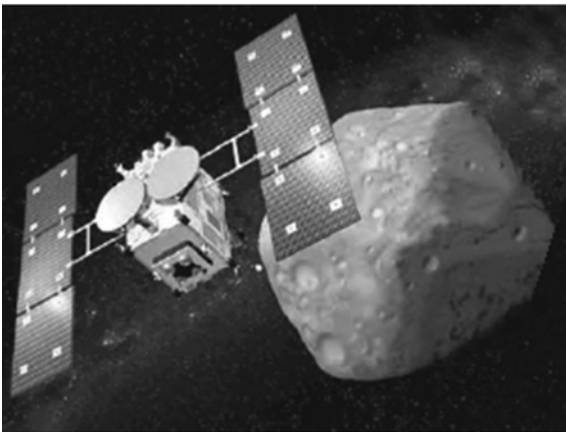


图 13 Hayabusa-2 与小行星 1999JU3 的交会过程

Fig. 13 Rendezvous moment of Hayabusa-2 and asteroid 1999JU3

(LIDAR)也在接近交会段获得了验证。Hayabusa 探测器上携带了多波段成像仪(ONC)、激光高度计(OLA)、近红外光谱仪(NIRS3)、热红外成像仪(TIR)、独立照相机(DCAM)、小型携带撞击器(SCI)、小行星试验微/纳机器人(MINERVA)和移动小行星表面勘察着陆器(MASCOT)9个有效载荷。其中,多波段成像仪系统中的窄视场导航相机能够获得高分辨率图像,辅助制定着陆计划;宽视场导航相机则用于实时导航。激光雷达包括两个激光测距仪(Laser Range Finder, LRF) LRF-S1 和 LRF-S2,配合导航相机从而获得小行星表面图像和探测器与小行星表面的距离信息,再经过导航算法处理,可获得探测器的位置和速度。图 13 所示为 Hayabusa-2 与小行星

1999JU3 的交会过程示意图。

3.4 绕飞巡视段

绕飞巡视段是从距离小行星满足绕飞段的入口要求开始到探测器完成绕飞探测任务为止的航行过程。期间的自主导航任务在于确定探测器相对环绕天体的姿态和轨道,从而按照预定轨道进行近距离的小行星地形地貌测绘。

当探测器完成接近交会段的飞行,进入了目标小天体轨道后,因探测器距离天体较近,使用导航光学相机便可得到分辨率更高的小天体图像。如美国的 OSIRIS-REx 任务,绕飞时所采用的多光谱相机(PolyCam)和测绘相机(MapCam),能够分别实现近距离高分辨率成像和全球测绘并对采样点地形进行高精度成像。图 14 所示为 OSIRIS-REx 在绕飞巡视段对小行星的观测过程。绕飞巡视段的导航敏感器配置一般包括星敏感器、惯性测量单元和宽视场导航相机。

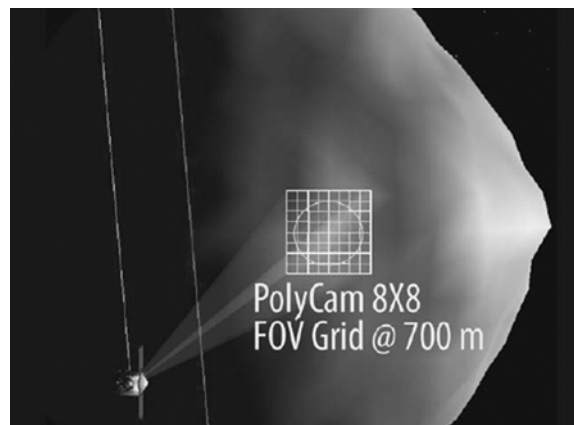


图 14 OSIRIS-REx 在绕飞段对小行星的观测

Fig. 14 OSIRIS-REx's observation of asteroids in flying around inspection phase

通常为了全面而科学地考察所环绕的小行星,探测器需要在绕飞轨道运行几周甚至几个月,通过光学成像、光谱分析和激光测距等观测手段,对小天体开展形心、边缘等特性的测量。然后,结合地面测控中心的自主导航滤波算法,对深空网导航数据、光学特征跟踪数据和激光测距仪所测的高度信息进行综合处理。如经过图像处理提取目标天体的边缘信息,结合探测器的姿态信息来确定其相对目标天体固联坐标系的轨道参数,在

得到小天体的质量、形状、引力场、自旋状态等物理参数后,可进一步建立精确的小天体三维概貌、动力学模型和特征点数据库等。

针对小天体探测任务的需要,美国喷气推进实验室(JPL)的 S. Bhaskaran 等研究了绕飞小天体轨道自主确定技术,提出一种基于宽视场相机和预处理的目标小天体模型绕飞小天体探测器轨道的自主确定算法^[35],以较低成本实现了预期目标。该方法先用导航相机观测小天体的边缘图像,再和预处理的小天体模型进行匹配,以得到探测器的实时位置,最后将这些位置矢量输入到滤波器中,可得到探测器的轨道参数。

以 MUSES-C 的研制为背景,日本 ISAS 的 J. Kawaguchi 等对绕飞小天体的自主光学制导与导航技术展开了研究,通过处理两帧图像来得到视线的转移信息。其关键技术包括视线拦截制导、制导与导航策略的稳定性与精度分析和有效规划飞行状态策略^[36]。

针对绕飞过程中小天体的三维模型重构及探测器运动估计^[37],文献[37]提出了一种利用绕飞段拍摄序列图像对小天体三维模型进行重构,同时估计探测器位置姿态的 PCA-SIFT 算法。该算法可对探测器绕飞小天体过程中拍摄的序列图像进行特征点提取及匹配。在窄视场情况下,利用得到的稳定特征点序列,通过弱透视投影变换简化成像模型,并利用 SVD 因式分解算法重构了小天体的三维模型,同时估计出探测器的位置和姿态。仿真结果表明,该算法能够较为准确地估计探测器姿态,在 50 km 轨道处能达到 0.05° 的精度。

3.5 下降着陆段

下降着陆段从探测器完成绕飞探测任务开始到附着在小行星表面为止。期间的自主导航任务在于确定探测器相对着陆点的速度与位置,识别着陆区域的障碍物等。

在下降着陆段,探测器距离目标天体已经足够近,视场中几乎充满了目标信息。此时,导航传感器能够准确地识别目标天体的表面情况,结合任务需求在备选点中筛选出相对安全的着陆点。同时,在此阶段中测距传感器的使用能够确定探测器相对着陆点坐标系的位置和姿态,通过自主

障碍检测与安全着陆区域预测,有效降低软着陆风险。下降着陆段的自主导航一般采用具有自主障碍检测功能的高精度自主导航与控制方案,导航传感器配置则通常包括测距测速仪、惯性测量单元和高精度宽视场导航相机及三维成像仪。其中,采用激光雷达(LIDAR)主动成像传感器感知探测器着陆环境属于主动式自主导航,采用光学相机作为主要导航传感器来获取环境图像序列则属于被动式自主导航。

国内外已有的小天体着陆探测任务中主要采用的着陆自主导航方法多是惯性导航,这种方法行之有效,且在月面着陆任务中得到了验证。但初始导航误差、惯性测量误差以及引力场模型误差会使得惯性导航误差逐渐累积,往往不可忽略,还需结合测距测速修正。然而仅仅使用测距测速传感器,只能抑制惯性导航器件速度和高度方向上的误差,并不能提供水平误差修正。当着陆精度要求不高时,此法还是行之有效的。不过,随着深空探测精确着陆要求的提出,未来还是需要发展更为高效自主的定点导航着陆技术。

NEAR 任务中,为预防多光谱成像仪失效等故障带来的影响,NASA 将激光测距仪作为备份导航传感器,由激光测距仪的测量信息进行近轨道导航^[38]。文献[39]研究了 NEAR 任务的测量数据,得出激光测距仪在测量与确定 Eros 形状和探测器轨道的情况良好,在只借助于激光测距仪导航时,相关导航精度在 100 m 左右^[39]。

针对 Rosetta 任务中着陆彗星的自主制导、导航与控制需求,其中包括绕飞阶段扩展卡尔曼滤波的自主导航问题、下降与着陆阶段精确参数估计的自主 GNC 系统以及与彗星表面接触后着陆器的控制等,欧空局提出了基于激光测距和微波测量的自主导航算法^[40-41],

针对 MUSES-C 任务中小行星表面着陆的需求,日本 ISAS 提出了基于光学测量的自主着陆小天体探测技术,即利用地表特征点以及侧面轮廓重构小天体的三维模型及地表高度图。其导航和制导策略是^[42]:先通过导航光学相机对可视着陆区域成像,再利用激光测距仪测量探测器和小行星地表间的距离,该过程中导航滤波器会处理相关图像与距离信息,从而获得探测器的位

置和速度,最后通过已知制导律来实现探测器的软着陆。其中,自主着陆小行星导航算法利用所提取和跟踪的特征点来确定探测器与目标天体的相对位置与姿态^[43],从小行星地表图像中提取可视特征点并精确跟踪,再用激光测距仪测量探测器到特征点的距离,并利用扩展卡尔曼滤波处理特征点的图像和距离信息,从而能够确定探测器的轨道。图 15 为 Hayabusa-2 的着陆过程。

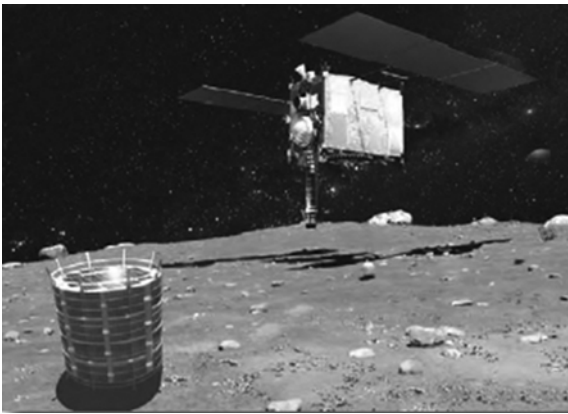


图 15 Hayabusa-2 的着陆过程

Fig. 15 Landing process of Hayabusa-2

嫦娥三号导航系统为突破月面软着陆、深空测控通信与遥操作、月面巡视勘察、深空探测运载火箭发射等关键技术,配备了星敏感器、惯性测量单元、激光测距敏感器、微波测距测速敏感器、光学成像敏感器、激光三维成像敏感器和伽玛关机敏感器。其中,惯性测量单元、激光测距敏感器、微波测距敏感器和微波测速敏感器用于软着陆动力下降的自主导航;光学成像敏感器和激光三维成像敏感器用于障碍识别,光学成像敏感器用于获取粗避障的光学图像,激光三维成像敏感器用于获取视场内点的斜距处理得到着陆区的三维高程数据,用于精避障;伽玛关机敏感器在任务末段缓速下降的过程中提供关机信号^[44]。

基于计算机视觉方法,美国喷气推进实验室的 A. E. Johnson 等发展了自主着陆小行星导航算法^[45]。考虑到地外天体表面分布着许多形状各异的岩石、纹理和小天体撞击留下的陨石坑等天然陆标,此算法的思想由此衍生,即通过跟踪可见的特征点和识别陆标,引入地外天体表面图像

信息,确保探测器的精确导航和避障。此外,通过处理单个相机指向小行星的图像流和激光测距仪测得的探测器和指向特征点的距离来估计探测器的相对运动、绝对位置以及小天体的三维地形图^[46]。

文献^[47]论述了基于序列图像的深空探测着陆过程自主导航问题,从技术发展趋势角度提出采用序列图像信息是提高着陆过程自主导航精度的重要方式。但其难点问题主要有:针对深空探测着陆过程自主导航实时性的要求,在星载计算机存储和计算能力有限的约束下,如何稀疏表征目标天体表面的三维地形模型库;如何实现快速可靠的多尺度图像特征提取、匹配与跟踪;如何实现多维多时空导航信息的快速最优融合处理等。因此,需要针对上述难点问题深入开展研究,以满足地外天体精确定点着陆任务的需求^[47]。

3.6 不同任务阶段导航方法小结

从任务需求角度出发,深空探测各个航行阶段所采用的导航方法应根据实际情况进行相应的方案规划。导航方案的制定需要综合考虑监视目标、观测条件、空间环境、轨道姿态等因素,而这在一定程度上给导航算法的设计和实现设置了更严格的标准,故在相关导航敏感器的配置和算法研究等方面,应针对每一阶段的实际需求采用相应的导航方式及导航敏感器。

4 小行星探测导航敏感器发展现状

在小行星探测任务中,发展自主实时高精度的导航技术在提高探测器生存能力和节约地面测控资源等方面具有明显的优势。

光学导航方法因具有精度高、自主性强、实时性好及不需要地面支持等优点,而成为近年来深空小天体探测导航的主要方法和研究热点^[48]。从 1971 年美国的火星探测器“水手 9 号”(Mariner-9)开始,小行星探测器仅利用星载光学观测数据就能完成火星入轨阶段的导航任务。若没有光学导航,Voyager 任务仅能返回 10% 的科学数据^[49]。

自主光学导航技术的首次应用是在 DS-1 探测器上,其主要思想是:通过对小行星和背景星的

光学测量,结合预先观测得到的小行星和背景星的相对位置,从而确定探测器的位置和速度^[50]。本节将对自主导航光学系统的基本原理、工作流程和关键技术进行分析,总结国内外导航传感器系统的研究成果。

4.1 光学自主导航的工作流程及关键技术

光学导航基于物理光学测量法,通过测量导航装置和参考表面之间的相对运动的程度(速度和距离),进而确定相对位置和姿态信息。激光测距仪和导航相机是光学导航必备的仪器,用拍照获得高清图像进行平面特征点的采集,可以通过构建着陆平面法向量来推算航天器位置^[51]。

根据现有深空探测任务中所采用的导航传感器技术,可知光学导航是首选的导航方式。在不同的探测任务中,制定光学导航流程需考虑到目标天体特性、具体航行阶段和预期实现功能等因素,光学自主导航所涉及的主要工作流程^[52]如图 16 所示。

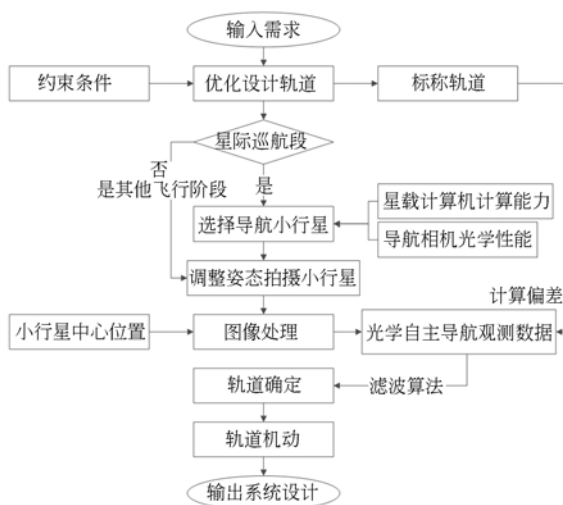


图 16 光学自主导航主要的工作流程

Fig. 16 Main workflow of optical autonomous navigation

根据深空探测中自主光学导航的主要流程可知,其中涉及到许多导航制导与控制领域的关键技术,包括但不限于:轨道确定算法、导航小行星的选取与规划技术、高精度星传感器技术、导航观测数据提取技术、摄制并处理光学导航传感器图像技术、探测器自主轨道与姿态确定技术、轨道机

动策略、提高星载计算机计算性能和系统稳定性的技术。对于深空自主导航系统,上述关键技术的解决能够为成功开展高效的小行星探测任务奠定基础。

4.2 光学导航传感器系统

在光学导航系统中,光学导航传感器属于核心组成部分。但与其他导航测量传感器相比,光学导航传感器观测的目标小、距离远,会受到探测极限灵敏度、测量精度及动态范围的限制^[53]。为了进一步提高自主光学导航的能力及其适用范围,导航传感器的发展是关键。本文通过梳理国内外已经实践成功的深空小天体探测活动,对各任务中比较典型的光学导航系统及其采用的导航传感器系统进行了总结,有以下几类:

(1) 微型图像相机和分光仪 (Miniature Imaging Camera and Spectrometer, MICAS)。MICAS 是 DS-1 任务采用的导航光学传感器,实际上只有两个可视频道^[54]。一是相当于标准的电荷耦合设备 (Charge Coupled Device, CCD),用于巡航过程中的探测,其平面分辨率为 $1\,024 \times 1\,024$ 像素,焦距为 677 mm,能获得的视场 (FOV) 为 0.8° ,即大约 14 mrad ^[55];另一个是相当小的主动像元传感器 (Active Pixel Sensor, APS),其平面分辨率是 256×256 像素,FOV 为 0.26° ,焦距为 677 mm,主要用在接近和飞越小行星段^[56]。MICAS 能够高质量地获取小行星图像和跟踪背景恒星。

(2) 光学导航相机 (Optical Navigation Camera, ONC)。日本 MUSES-C 任务中的轻型光学导航相机,包括一个窄视场相机 ONC-T 和两个宽视场相机 ONCW-1、ONCW-2。ONC-T 包括 8 个滤色镜,视场为 $5.7^\circ \times 5.7^\circ$,分辨率为 $20''$,工作距离大于 5 km。ONC-W 的视场为 $60^\circ \times 60^\circ$,分辨率为 $200''$,工作距离小于 5 km^[57]。窄视场相机主要用于科学观测和构建精确的小天体三维形状模型,选择合适的着陆点;宽视场相机用来进行自主光学导航(特征点的检测、跟踪)。

(3) 多光谱成像仪 (Multi-Spectral Imager, MSI)。NEAR 探测器上的 MSI 由一个可见光和近红外波段 CCD 相机和一个数据处理单元组成。CCD 相机的光焦距为 168 mm,视场为 $2.93^\circ \times$

2.25°。MSI 的主要科学用途是测量小行星 433Eros 的体积和测绘其表面形态,同时它也是探测器被小天体引力场捕获前的导航测量装置^[58]。

(4) 光探测测距仪/激光测距仪(Light Detection And Ranging instrument/Laser Range Finder, LIDAR/LRF)^[59]。LIDAR 是一个脉冲激光雷达,应用在 MUSES-C 任务中。LIDAR 主要用来测量目标小行星的引力场、形状和表面粗糙度。当探测器距离小行星表面 50 km 时,LIDAR 开始测量探测器与小行星表面的距离;当距离小于 50 m 时,激光测距仪则用来测量探测器距离小天体表面的距离^[60]。

以 NASA-LaRC 为 ALHAT 项目研制的闪光式三维成像激光雷达为代表,此敏感器的功能为:在 20~0.1 km 进行测量、在 15~5 km 参照地形进行相对导航,以及在 1 000~100 m 针对障碍进行检测、规避(HAD)和障碍相对导航(HRN)^[61]。

(5) 光学、光谱和红外遥感成像系统(Optical, Spectroscopic, and Infrared Remote Imaging System, OSIRIS)^[62]。OSIRIS 是 Rosetta 任务中的导航敏感器,根据任务需要,敏感器应在宽波长范围内具有高空间分辨率。它由一个窄视场相机(Narrow Angle Camera, NAC)、一个宽视场相机(Wide Angle Camera, WAC)系统和共用的电子盒组成。窄视场相机的视角是 2.4°,宽视场相机的视角是 12°,两者的 CCD 平面分辨率都是 2 048×2 048 像素。其中,窄视场相机的主要导航功能为确定彗核的旋转状态及其转动惯量、彗核的体积和体密度、质量损失率和非引力的大小、着陆地点的特征。宽视场相机的主要导航功能为确定彗星所有喷射物的质量及其随时间的变化、彗星的光学和物理性质,并估计尘埃分布等^[63]。

(6) OSIRIS-REx 成像探测组件(OSIRIS-REx Camera Suite, OCAMS)^[64]。OCAMS 的多光谱相机(PolyCam)的视场为 0.8°,在无穷远距离时使用焦距 629 mm、精度达到每像素 13.5 μrad ,在 200 m 范围时它的焦距为 610 mm,精度为每像素 13.9 μrad 。测绘相机(MapCam)

焦距为 125 mm,视场为 4°,精度达每像素 68 μrad ,最佳的拍摄范围从 125 m 到无穷远。采样相机(SamCam)焦距为 24 mm,视场为 20.8°,精度达每像素 354 μrad ,最佳拍摄范围是 3~30 m。

图 17 所示为 OCAMS 运行距离(横坐标)与分辨率(纵坐标)的关系(彩图见期刊电子版)。不同任务阶段中 OCAMS 成像仪的工作方式各有不同;紫色线条表示了 PloyCam 在远距离情况下的小行星全貌成像,涉及 PolyCam 的主要行动发生在 3.2 km 处^[64],距离越近分辨率越高;绿色线条体现了 MapCam 在较近距离处对小行星采样点目标地形的测绘精度;蓝色线条代表了 SamCam 在采样过程中的精度,可知当探测器与目标天体相当接近的时候,它能够有效捕捉并记录 TAG 采样过程。

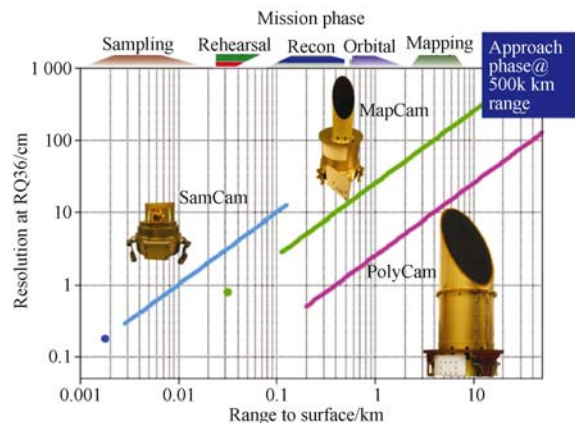


图 17 OCAMS 运行距离分辨率

Fig. 17 OCAMS operational range resolution

成像敏感器是深空探测任务各阶段自主导航系统的关键组成部分,特别在小行星软着陆方面,自主导航系统的导航敏感器要具有测量精度高、灵敏度高、体积小、质量轻、功耗低等特点。随着国际深空探测活动进程的持续深入,今后还会有源源不断的自主导航系统面世。

表 3 列出了典型的光学导航敏感器系统,光学敏感器技术作为发展自主导航不可缺少的核心环节,其研发制造能力也在逐年提高。因此,提升光学敏感器的制造水平对于开展我国的深空探测工程和完善自主导航技术,有着深远的意义。

表 3 典型的光学导航传感器系统

Tab. 3 List of typical optical navigation sensor systems

光学导航 传感器系统	参与任务 (年份)	光学传感器	平面分辨率 /pixel	视场/ (°)	用途
MSI 多光谱成像仪	NEAR (1996)	CCD 相机	—	2.93×2.25	在可见光和接近红外波段测量小行星 433Eros 的体积和测绘其表面形态
MICAS 微型图像相机和 分光仪	DS (1998)	可见光频谱 探测器: CCD 相机 APS	CCD:1024× 1024 APS:256× 256	CCD:0.8 APS:0.26	CCD:巡航段探测 APS:接近和飞越小行星段 获取高质量小行星图像和跟踪背景恒星
ONC 光学导航相机	MUSES-C (2003)	窄视场相机 ONC-T 宽视场相机 ONC-W	均为 1000× 1024	ONC-T:5.7 ONC-W:60	ONC-T:构建小天体三维模型,选择着陆点;ONCW:进行特征点的检测、跟踪,实时导航
Stardust	Stardust (1999)	光学相机、 反光镜和 潜望镜	CCD:1024× 1024	3.5	完成了飞越彗星 Wild-2 交会段的光学自主实时导航
LIDAR/LRF 雷达测距仪/ 激光测距仪	MUSES-C (2003)	脉冲激光雷达	—	—	测量目标小行星的引力场、形状和表面粗糙度
OSIRIS 光学光谱和红外 遥感成像系统	Rosetta(2004)	窄视场相机 NAC 宽视场相机 WAC	均为 2048× 2048	NAC:2.4 WAC:12	NAC 能提供彗星细胞核结构和形态的高分辨率图像,WAC 可抑制高杂散光,并具有高动态范围,用于调查彗星表面物质散发过程 ^[63]
AutoNav System	Deep Impact (2005)	中分辨率 相机 MRI 高分辨率 相机 HRI 多光谱相机 PolyCam	均为 1024× 1024	MRI:0.57 HRI:0.12	MRI:提供导航图像和冲击中的高分辨率图像 HRI:跟踪及备份,对陨石坑做高清晰度拍摄 ^[65]
OCAMS 成像探测组件	OSIRIS-REx (2016)	测绘相机 MapCam 采样相机 SamCam	均为 1024× 1024	PC:0.8 MC:4 SC:20.8	PC:多功能相机,远距离全球成像,近距离高分辨率成像 MC:全球测绘,并对采样点地形成像 SC:采样点地形成像以及全程记录采样 ^[66]

5 结 论

现今深空探测活动特别是小天体探测已经从早年间近距离飞越、绕飞与低空勘探,成功升级到小行星表面软着陆并实施采样返回等一系列勘探动作。众多的深空任务将空间探测全面推进到

了一个新的时代,而自主导航技术在其中起到不可或缺的作用,先进导航系统采用将诸多传感器协同搭配的方案。依据现有成果,预测今后导航技术将会向多维导航信息融合推进。随着深空技术的发展,单一导航技术将不再适用于复杂的任务需求,而组合导航系统则能够通过优势互补来提高导航系统的精度和效率。本

文通过综述国内外已有的深空探测任务,总结了近年来导航技术的发展情况,进一步完善导航敏感器功能,从而辅助人类开展更为深入细致的深空探测研究。

参考文献:

- [1] 杨剑峰, 盛英华, 徐博. 我国小行星探测发展趋势研究[C]. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第九届学术年会论文集(下册), 中国宇航学会深空探测技术专业委员会, 2012.
- YANG J F, SHENG Y H, XU B. Asteroid detection trends in China[C]. *Professional Committee of Chinese Society of Astronautics Deep Space Exploration Technology Proceedings of the Ninth Annual (Book)*, 2012. (in Chinese)
- [2] 新华. 中国未来将实施四次重大深空探测任务[J]. 太空探索, 2017(3): 5.
- XIN H. China's future would be the implementation of four major deep space exploration mission[J]. *Space Exploration*, 2017(3): 5. (in Chinese)
- [3] LORENZ D A, OLDS R, MAY A, *et al.*. Lessons learned from OSIRIS-REx autonomous navigation using natural feature tracking[C]. *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 2017: 1-12.
- [4] MILLER J K, WILLIAMS B G, BOLLMAN W E, *et al.*. Navigation of the near earth asteroid rendezvous (NEAR) mission[C]. *AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting*, 1995.
- [5] COLE T D. NEAR laser rangefinder: a tool for the mapping and topologic study of asteroid 433 Eros [J]. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 1998, 19(2): 142-157.
- [6] 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 Space Flight Dynamics*, European Space Agency, 1997: 303.
- [7] BHASKARAN S, RIEDEL J E, SYNNOTT S P, *et al.*. The deep space 1 autonomous navigation system-a post-flight analysis [J]. *Astrodynamics Specialist Conference*, AIAA, 2000: 3935.
- [8] 刘宇飞. 深空自主导航方法研究及在接近小天体中的应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- LIU Y F. *Study on the deep space autonomous navigation method and its application in approaching the small celestial bodies*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)
- [9] 羽子. 美国星尘号探测器首次实现彗星采样返回[J]. 国际太空, 2011(1): 23-25.
- YU Z. American Stardust probe comet sample return for the first time [J]. *International Space*, 2011(1): 23-25. (in Chinese)
- [10] BHASKARAN S, RIEDEL J E, SYNNOTT S P. Autonomous nucleus tracking for comet/asteroid encounters; the STARDUST example[C]. *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 1998, 2: 353-365.
- [11] BHASKARAN S, RIEDEL J E, SYNNOTT S P. Autonomous nucleus tracking for comet/asteroid encounters; the Stardust example[C]. *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 1998, 2: 353-365.
- [12] 王存恩. 日本即将发射隼鸟-2 小行星探测器[J]. 国际太空, 2014(11): 24-35.
- WANG C E. Japan is about to launch Hayabusa-2 small planetary probes[J]. *Space International*, 2014(11): 24-35. (in Chinese)
- [13] KUBOTA T, HASHIMOTO T, KAWAGUCHI J, *et al.*. Navigation, guidance and control of asteroid sample return spacecraft: MUSES-C [J]. *Nec Research & Development*, 2001, 425(425): 511.
- [14] KUBOTA T, HASHIMOTO T, SAWAI S, *et al.*. An autonomous navigation and guidance system for MUSES-C asteroid landing[J]. *Acta Astronautica*, 2003, 52(2-6): 125-131.
- [15] ULAMEC S, ESPINASSE S, FEUERBACHER B, *et al.*. Rosetta lander-Philae: implications of an alternative mission [J]. *Acta Astronautica*, 2006, 58(8): 435-441.
- [16] KELLER H U, BARBIERI C, LAMY P, *et al.*. OSIRIS-the scientific camera system onboard Rosetta[J]. *Space Science Reviews*, 2007, 128(1-4): 433-506.
- [17] ALEXANDER C, CHMIELEWSKI A, GULKIS S, *et al.*. The U. S. Rosetta Project at its second science target: asteroid (21) lutetia, 2010 [C].

- Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 2011: 1-22.
- [18] BLUME W H. Deep impact mission design[J]. *Space Science Reviews*, 2005, 117(1-2): 23-42.
- [19] MASTRODEMOS N, KUBITSCHKEK D G, SYNNOTT S P. Autonomous navigation for the deep impact mission encounter with comet tempel 1[J]. *Space Science Reviews*, 2005, 117(1-2): 95-121.
- [20] KUBITSCHKEK D G, MASTRODEMOS N, SYNNOTT S P, *et al.*. Deep impact autonomous navigation: the trials of targeting the unknown[C]. *29th Annual AAS Guidance And Control Conference*, AAS, 2006.
- [21] OWEN W M JR, MASTRODEMOS N, RUSH B P, *et al.*. Optical navigation for deep impact[C]. *Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, AAS, 2006: 1231-1251.
- [22] RUSSELL C T, CAPACCIONI F, CORADINI A, *et al.*. Dawn discovery mission to Vesta and Ceres: present status[J]. *Advances in Space Research*, 2006, 38(9): 2043-2048.
- [23] 李虹琳, 李金钊. 美国“黎明号”小行星探测器到达谷神星[J]. *中国航天*, 2015(4): 14-20.
LI H L, LI J ZH. The United States, "Dawn" small planet reach Ceres[J]. *Aerospace China*, 2015(4): 14-20. (in Chinese)
- [24] HUANG J C, WANG X L, MENG L ZH, *et al.*. Approach strategy and imaging technology for Chang'E-2 satellite flying by asteroid 4179 toutatis[J]. *Science China Technological Sciences*, 2013, 43(5): 478-486.
- [25] 焦维新. “奥西里斯”升空去贝努小行星采样[J]. *国际太空*, 2016(9): 48-53.
JIAO W X, OSIRIS-REx spacecraft launched to Bennu asteroid to collect samples[J]. *Space International*, 2016(9): 48-53. (in Chinese)
- [26] 李虹琳, 李佳. 美国首次小行星采样返回探测任务[J]. *中国航天*, 2016(10): 19-24.
LI H L, LI J. The first asteroid sampling mission in the United States[J]. *Aerospace China*, 2016(10): 19-24. (in Chinese)
- [27] WILLIAM B G. Technical challenges and results for navigation of NEAR Shoemaker[J]. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 2002, 23(1): 34-45.
- [28] 常晓华. 深空自主导航方法研究及在小天体探测中的应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- CHANG X H. *Research on deep space autonomous navigation scheme and application to small celestial bodies exploration*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)
- [29] 方海舰, 黄静琪, 张荣之, 等. 基于火箭 GNSS 数据的北斗卫星射入转移轨道确定[C]. 第七届中国卫星导航学术年会论文集, 中国卫星导航系统管理办公室学术交流中心, 2016.
- FANG H J, HUANG J Q, ZHANG R ZH, *et al.*. The Beidou satellite launched into orbit determination based on rocket GNSS data[C]. *China Satellite Navigation Academic Conference*, 2016. (in Chinese)
- [30] 刘宇飞, 崔平远. 深空探测巡航段自主光学导航方案研究[J]. *系统仿真学报*, 2008, 20(7): 1781-1785.
- LIU Y F, CUI P Y. Autonomous navigation scheme of cruise phase in deep-space exploration[J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 20(7): 1781-1785. (in Chinese)
- [31] DESAI S, HAN D, BHASKARAN S, *et al.*. Autonomous optical navigation (AutoNav) technology validation report[J]. *Deep Space*, 2000, 1: 10.
- [32] BHASKARAN S, DESAI S D, DUMONT P J, *et al.*. Orbit determination performance evaluation of the deep space 1 autonomous navigation system[C]. *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, ASS, 1998.
- [33] BHASKARAN S, MASTRODEMOS N, RIEDEL J E, *et al.*. Optical navigation for the stardust wild 2 encounter[C]. *Proceedings of the 18th International Symposium on Space Flight Dynamics*, European Space Agency, 2004: 455.
- [34] BHASKARAN S, RIEDEL J E, SYNNOTT S P. Autonomous nucleus tracking for comet/asteroid encounters: the STARDUST example[C]. *Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, IEEE, 1998, 2: 353-365.
- [35] BHASKARAN S, RIEDEL J E, SYNNOTT S P. Demonstration of autonomous orbit determination around small bodies[J]. *Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Halifax, Nova Scotia, Canada*, February 14-17, 1995.
- [36] KAWAGUCHI J, HASHIMOTO T, MISU T, *et al.*. An Autonomous optical guidance and navigation around asteroids[C]. *47th International As-*

- tronaical Congress*, 1996.
- [37] 崔平远, 邵巍, 崔祐涛. 绕飞过程中小天体三维模型重构及探测器运动估计研究[J]. *宇航学报*, 2010, 31(5): 1381-1389.
- CUI P Y, SHAO W, CUI H T. 3-D small body model reconstruction and spacecraft motion estimation during fly-around[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(5): 1381-1389. (in Chinese)
- [38] COLE T D. NEAR laser rangefinder: a tool for the mapping and topologic study of asteroid 433 Eros[J]. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 1998, 19(2): 142-157.
- [39] BORDI J J, MILLER J K, WILLIAMS B G, *et al.*. Near Earth Asteroid Rendezvous (NEAR) navigation using altimeter range observations[R]. *The Interplanetary Network Progress Report*, IPN PR 42-146, 2001.
- [40] DE LAFONTAINE J. Autonomous spacecraft navigation and control for comet landing [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1992, 15(3): 567-576.
- [41] CHAMPETIER C, REGNIER P, DE LAFONTAINE J. Advanced GNC concepts and techniques for an interplanetary mission[C]. *Proceedings of the Annual Rocky Mountain Guidance and Control Conference Guidance and Control*, 1991: 433-452.
- [42] KUBOTA T, HASHIMOTO T, SAWAI S, *et al.*. An autonomous navigation and guidance system for MUSES-C asteroid landing[J]. *Acta Astronautica*, 2003, 52(2-6): 125-131.
- [43] MISU T, HASHIMOTO T, NINOMIYA K. Autonomy in guidance using image-based terrain recognition and optical navigation[J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences*, 1999, 21: 227-236.
- [44] 黄翔宇, 张洪华, 王大轶, 等. “嫦娥三号”探测器软着陆自主导航与制导技术[J]. *深空探测学报*, 2014, 1(1): 52-59.
- HUANG X Y, ZHANG H H, WANG D Y, *et al.*. Autonomous navigation and guidance for Chang'E-3 soft landing[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2014, 1(1): 52-59. (in Chinese)
- [45] CHENG Y, JOHNSON A, MATTHIES L. MER-DIMES: a planetary landing application of computer vision[C]. *Proceedings of IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*, IEEE, 2005, 1: 806-813.
- [46] JOHNSON A, WILLSON R, CHENG Y, *et al.*. Design through operation of an image-based velocity estimation system for Mars landing[J]. *International Journal of Computer Vision*, 2007, 74(3): 319-341.
- [47] 王大轶, 徐超, 黄翔宇. 深空探测着陆过程序列图像自主导航综述[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2016, 48(4): 1-12.
- WANG D Y, XU CH, HUANG X Y. Overview of autonomous navigation based on sequential images for planetary landing[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2016, 48(4): 1-12. (in Chinese)
- [48] GANDIA F, GRAZIANO M, MILIC E. Optical navigation for cooperative autonomous interplanetary spacecraft[J]. *GMV S. A., Isaac Newton*, 2003.
- [49] ELACHI C. The critical role of communications and navigation technologies to the success of space science enterprise missions[C]. *Keynote Address DESCANSO International Symposium*, 1999.
- [50] DESAI S, HAN D, BHASKARAN S, *et al.*. Autonomous optical navigation (AutoNav) technology validation report[R]. *Deep Space 1 Technology Validation Report*, 2002: 1-39.
- [51] 朱圣英. 小天体探测器光学导航与自主控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- ZHU SH Y. *Optical Navigation and Autonomous Control Methods Research for Small Body Probe* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [52] 崔文. 深空探测光学自主导航研究[D]. 北京: 清华大学, 2012.
- CUI W. *Research on Optical Autonomous Navigation for Deep Space Exploration* [D]. Beijing: Tsinghua University, 2012. (in Chinese)
- [53] 何峰, 王峰, 窦伟, 等. 火星探测自主导航光学敏感器设计[C]. 2013 上海遥感与社会发展国际学术研讨会论文集, 中国空间科学学会, 上海市红外与遥感学会, 2013.
- HE F, WANG F, DOU W, *et al.*. Mars exploration autonomous navigation optical sensor design [C]. *China Aerospace Society Deep Space Exploration Technology Specialized Committee Academic Annual Meeting, Chinese Society of Space Research*, 2013. (in Chinese)

- [54] BHASKARAN S, RIEDEL J E, SYNNOTT S P, *et al.*. The deep space 1 autonomous navigation system-a post-flight analysis [C]. *Astrodynamics Specialist Conference*, AIAA, 2000: 3935.
- [55] BHASKARAN S, DESAI S D, DUMONT P J, *et al.*. Orbit determination performance evaluation of the deep space 1 autonomous navigation software [C]. *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, 1998.
- [56] RIEDEL J E, BHASKARAN S, DESAI S, *et al.*. Deep space 1 technology validation report: autonomous optical navigation[R]. Pasadena CA, USA: JPL Publication, JPL, 2000.
- [57] TAKASHI K, MATSUOKA M, UO M. Optical hybrid navigation and station keeping around Itokawa[C]. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, AIAA, 2006: 21-24.
- [58] HAWKINS III S E. Overview of the multi-spectral imager on the NEAR spacecraft[J]. *Acta Astronautica*, 1996, 39(1-4): 265-271.
- [59] KUBOTA T, HASHIMOTO T, SAWAI S, *et al.*. An autonomous navigation and guidance system for MUSES-C asteroid landing[J]. *Acta Astronautica*, 2003, 52(2-6): 125-131.
- [60] MUKAI T, ARAKI H, MIZUNO T, *et al.*. Detection of mass, shape and surface roughness of target asteroid of MUSES-C by LIDAR[J]. *Advances in Space Research*, 2002, 29(8): 1231-1235.
- [61] AMZAJERDIAN F, PETWAY L B, HINES G D, *et al.*. Lidar sensors for autonomous landing and hazard avoidance [C]. *Proceedings of AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition*, AIAA, 2013: 172-182.
- [62] SREFI. Optical, spectroscopic, and infrared remote imaging system[J]. *European Space Agency*, 2004.
- [63] THOMAS N, KELLER H U, ARIJS E, *et al.*. OSIRIS-the optical, spectroscopic and infrared remote imaging system for the Rosetta orbiter[J]. *Advances in Space Research*, 1998, 21(11): 1505-1515.
- [64] SMITH P H, RIZK B, KINNEY—SPANO E, *et al.*. The OSIRIS—REx camera suite (OCAMS) [C]. *Lunar and Planetary Science Conference*, 2013, 44: 1690.
- [65] MASTRODEMOS N, KUBITSCHKEK D G, SYNNOTT S P. Autonomous navigation for the deep impact mission encounter with comet tempel 1[J]. *Space Science Reviews*, 2005, 117(1-2): 95-121.
- [66] RIZK B, D'AUBIGNY C D, GOLISH D, *et al.*. OCAMS: the OSIRIS-REx camera suite[J]. 2017: 12-18.

作者简介:



刘兴潭(1994—),女,山东临沂人,硕士研究生,2016年于北京航空航天大学获得学士学位,主要从事光学成像敏感器及空间图像处理算法的研究。E-mail: xingtanliu@163.com



武延鹏(1977—),男,河北邢台人,研究员,2004年于清华大学获得博士学位,主要从事空间导航敏感器总体技术的研究。E-mail: wuyanpeng@gmail.com



吴奋陟(1986—),女,河南洛阳人,工程师,2008年于合肥工业大学获得学士学位,2011年于清华大学获得硕士学位,主要从事视觉导航敏感器标定方案的研究。E-mail: wu.fenzhi@foxmail.com