

空间推力器用铠装热控器件技术研究发展述评^{*}

段德莉, 李 曙

(中国科学院金属研究所, 辽宁 沈阳 110016)

摘 要: 空间推力器是调整航天器运行轨道和姿态的推进系统中的关键部件, 为保证推力器启动温度和可靠运行, 必须采用专门的热控设施。本文介绍了各类空间推力器的不同热控需求, 重点阐述了目前空间推力器用铠装热控器件关键技术以及种类、性能和应用, 总结了铠装热控器件的考核试验及判定指标, 并提出了铠装热控器件技术的发展方向。

关键词: 空间推力器; 热控; 铠装加热器; 铠装温度传感器; 寿命试验; 综述

中图分类号: TG47 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 01-0028-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190374

Review on Technology Progress for Sheathed Thermal Control Elements of Space Thruster

DUAN De-li, LI Shu

(Institute of Metal Research, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110016, China)

Abstract: Space thrusters are key components of the propulsion system used for controlling the orbit and attitude of the spacecraft. To ensure start-up temperature of the thruster and its reliable operation, special thermal control devices must be installed. This paper mainly summarizes different thermal control requirement for various kinds of space thrusters. The key technologies of sheathed thermal control elements are discussed. Also its classification, performance and application are addressed. Test methods and criteria for sheathed thermal control elements are introduced and the development direction of sheathed thermal control elements is proposed.

Key words: Space thruster; Thermal control; Sheathed heater; Sheathed temperature sensor; Life test; Review

1 引 言

航天器在脱离运载火箭进入空间后, 为完成各种飞行任务, 其机动性将完全依靠自身配置的空间推力器所提供的动力来实现^[1]。概括起来, 这些任务主要包括航天器变轨控制, 轨道转移和保持, 自身姿态调整和保持, 航天器的交会、对接和分离, 在外星着陆和起飞以及离轨和再入等。各类空间推力器利用携带的推进剂作为工作介质, 通过能量转换把从各种不同形式的能源中释放的能量转化为

工质动能, 形成高速射流以产生推力。空间推力器不受外界环境条件和飞行速度的限制, 能在大气层以外的空间工作, 是唯一可用于空间飞行的推进装置。总之, 推进系统是航天器中的重要分系统, 用来控制调整航天器的运行轨道和飞行姿态, 空间推力器的工作状态关系到航天器空间任务的完成和运行寿命。

航天器推进系统工作环境是地球大气层以外的宇宙空间, 此前还要经历从地球到运行轨道的过渡, 所处的热环境完全不同于地面^[2]。大多数空间推力

^{*} 收稿日期: 2019-06-02; 修订日期: 2019-07-24。

通讯作者: 段德莉, 博士, 研究员, 研究领域为空间热控材料与器件。E-mail: duandl@imr.ac.cn

引用格式: 段德莉, 李 曙. 空间推力器用铠装热控器件技术研究发展述评[J]. 推进技术, 2020, 41(1):28-37. (DUAN De-li, LI Shu. Review on Technology Progress for Sheathed Thermal Control Elements of Space Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(1):28-37.)

器的推力室及喷管均安装在航天器舱板外,处于低温的空间环境中(可达 -50°C 甚至更低);然而当空间推力器点火工作时,推力室将达到相当高的温度(可达 1100°C 甚至更高)。因此,空间推力器的热控技术具有特殊性,其热控设施和器件具有专用性。本文讨论的铠装热控器件是应用于空间推力器热控设施的专用器件,直接安装在推力器上,对于维持推力器启动温度、按指令灵敏点火、降低推进剂消耗、保证推力器寿命和安全运行等,均具有关键作用,是空间推力器上的关键部件。

2 空间推力器的热控需求

空间推力器一般有以下几种类型^[3-7]:压缩气体推进系统(也称冷气推进)推力器、液体化学推进系统(包括单组元和双组元)推力器、电推进系统推力器、核推进系统推力器及微推进等。其中,液体化学推进系统和电推进系统是目前最广泛应用的推力器,须采用主动热控技术和措施才能可靠安全运行。

2.1 单组元肼推力器及热控措施

目前,单组元推力器广泛采用肼作为推进剂。肼在正常状态下稳定,须在一定温度环境中与催化剂接触分解或在更高温度下直接分解,产生高温气体,故又称为催化分解或电热分解推力器,其提供的推力虽然较小,但适合用于精密的姿态和轨道控制,在国内外航天器姿态和轨道控制上得到最广泛的应用^[3-8]。

单组元推力器的主要优点是:结构相对简单,可靠性高,技术成熟,成本低,应用广泛,是一类非常重要的空间推进系统。对于空间推力器总冲要求较小($<2.5\times 10^5\text{N}\cdot\text{s}$)的航天器,如长寿命、低轨道对地观测卫星或宇航飞船轨道舱等的推进系统,因其对姿态和轨道控制精度要求高、启动频繁、推力调节范围大、工作时间长,大多采用单组元肼推力器进行姿态或轨道控制^[3-9]。

在常用的单组元肼推力器中,肼的分解反应需要催化条件。单组元肼催化分解式推力器的基本结构如图1所示^[10]。

肼的催化分解技术对催化剂要求苛刻,不仅需要其具有催化活性和大的表面积,而且要求耐高温、抗抗震、不易毒化,通常采用表面镀有贵金属材料的多孔陶瓷颗粒制成。在低于一定温度下与肼的接触反应称为冷启动,这种条件下催化剂极易粉化,而催化剂的损伤会极大地限制推力器的工作寿命。为此,在单组元肼催化分解式推力器上,必须通过热控使催化床维持一定的热启动温度^[11-13]。试验和工程实践均已证实,在未对催化床进行热控的条件下点火(冷启动),不仅推进剂肼的消耗量明显增加,而且多孔陶瓷催化剂很快老化失效,致使肼催化分解式推力器的工作寿命大幅度缩短。低轨道、长寿命的对地观察卫星和飞船由于任务特点,需要其用于姿、轨控的单组元肼推力器能随时点火、频繁启动和高效率、长寿命地工作,故必须采用专门的热控制技术措施,以确保推力器催化床处于所需要的启动温度。单组元推力器热控设施和器件的必要性和重要性显而易见。

2.2 双组元推力器及热控措施

双组元推力器主要采用四氧化二氮/甲基肼作为推进剂,其比冲寿命和冲量特性都比单组元推进系统高。自20世纪80年代初“交响乐”卫星飞行成功以来,双组元统一推进系统已成为当今卫星推进系统的主流,其高性能比冲是当今大型长寿命卫星普遍采用的主要原因,如美国休斯601系列卫星平台、劳拉空间公司1300系列平台、法国SPACE-Bus3000系列卫星平台等。双组元推进系统在今后较长时期内仍是商用卫星的首选^[14]。我国的“东三”、“东四”平台也采用双组元统一推进系统,包括1台490N远地点轨控推力器和12~14台10N姿控推力器^[14-15]。

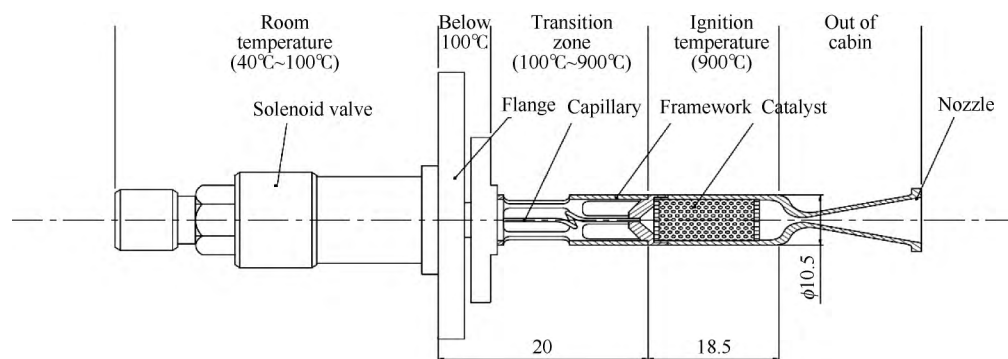


Fig. 1 A structure sketch map of a catalytic hydrazine thruster with small impulsion^[10] (mm)

推力器能否按程序指令正常点火是推力器正常工作最基本要求,而保持双组元推进剂(燃料和氧化剂)的及时供给则是重要前提。处于低温空间环境中的双组元推力器,其喷注器位于推力器的头部,在喷注器以及电磁阀中一般含有多组推进剂流道,当它们的温度低于推进剂的冰点时,可能使推进剂发生冻结而致推力器无法工作^[8]。

因此,保证双组元推进剂处于一定工作温度范围,是推力器按指令点火的必要条件^[9]。为保证推进系统正常工作,须对其喷注器以及电磁阀采取专门的热控技术和措施^[16],以确保推进剂处于要求的温度范围。因此,双组元推力器热控设施和器件也是保证推力器安全工作的关键。

图2(a)为490N双组元推力器照片,图2(b)为10N双组元推力器示意图^[17]。热控器件通常安装在推力器的法兰盘上,热量从法兰盘传导到喷注器上。

2.3 电推进推力器及热控措施

电推进推力器是将来自电源系统的电能转化成离子体动能的动力装置,根据能源转换方式,可分为电热式、电磁式和静电式三类^[11]。其中,电磁式稳态等离子推力器(霍尔推力器)突破了传统化学推进喷射动能受限于推进剂化学内能的约束,实现了比化

学推进高一个量级的比冲性能,因而近年来得到迅猛发展^[12-13,18]。霍尔推力器主要应用于深空探测主推进、GEO卫星位置保持、GEO卫星轨道转移及科学观测与试验航天器等^[19]。

图3为霍尔推力器照片及其空心阴极的示意图^[20]。

霍尔推力器主要包括放电室、阳极、空心阴极和磁路系统,工作原理是:空心阴极发射的电子在径向磁场和轴向电场的共同作用下,与放电室中的推进剂分子碰撞电离,沿轴向加速等离子体使之高速喷出产生推力;同时,空心阴极发射电子将喷出的离子中和。空心阴极既作主阴极,又作中和器,是霍尔推力器中的关键构件,主要包括触持极、发射体、加热元件和支架等^[20-22]。阴极工作时,须加热电子发射体到其工作温度以上(通常高于1100℃)发射电子,霍尔推力器才能持续工作。加热器件是空心阴极工作的先决条件,而空心阴极是推力器正常启动和可靠工作的必要条件。因此,空心阴极的热控设施和器件对霍尔推力器的可靠性和寿命至关重要。

3 铠装热控器件的特点、分类及应用

空间推力器的热控设施一般包括加热装置、测温装置、保温装置以及控制电路和温度遥测系统等。

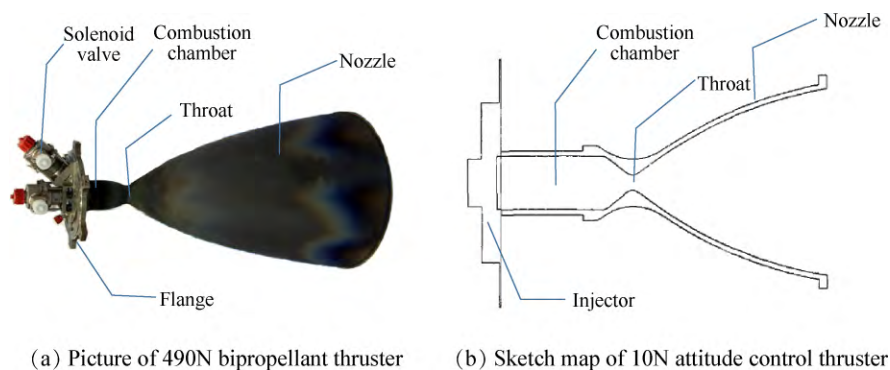


Fig. 2 Bipropellant thrusters for the space propulsion system^[17]

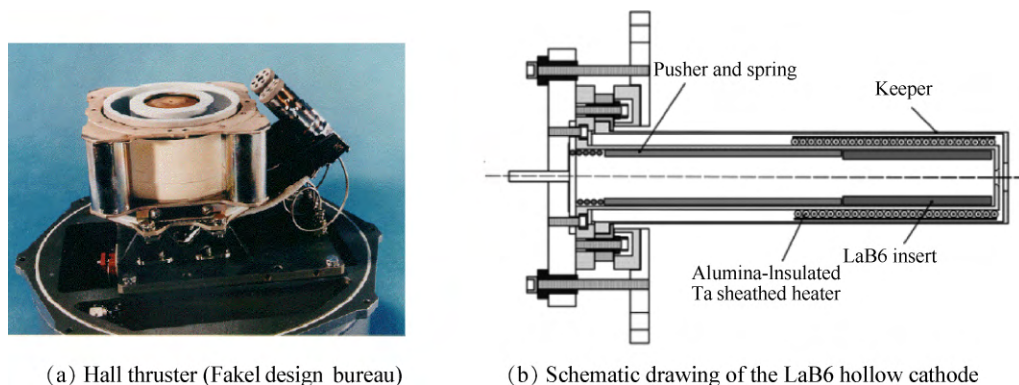


Fig. 3 Steady state plasma thruster (Hall thruster) and its hollow cathode^[20]

热控设施中的电加热装置是最关键的部件,因为它不仅要利用航天器上分配的有限宝贵能源,长期维持推力器所要求的热控温度,而且还要在推力器点火后产生的高温环境中,保持稳定的电热性能,尤其要保证自身的电绝缘性能,以确保热控设施长期工作和推力器频繁点火,更要防止星上电路受到损害。根据航天器推进系统的特点和工程要求,空间推力器的热控设施一般采用独立成件和模块组装的方式,其中铠装热控器件是制备加热装置和测温装置的最优选择。

铠装热控器件依据其功能、技术特点、性能指标和外型可以分为六类:铠装加热电缆、管式铠装加热器、铠装测温传感器、异形铠装加热器、铠装热控组件和一体化加热器。

3.1 铠装加热电缆

铠装加热电缆(也称矿物绝缘加热电缆)包括发热芯、绝缘材料和金属套管,从结构上说,发热芯在最内层,其外是绝缘层,绝缘层外是金属保护套管;从材料上说,发热芯多选择Ni80Cr20电热合金丝,绝缘材料为氧化镁,套管多为不锈钢。

铠装加热电缆的主要制作过程:氧化镁粉烧结成为中心带孔的瓷柱;发热直丝、氧化镁瓷柱与金属套管穿装组合在一起;经多次拉挤成型。铠装加热电缆的氧化镁粉层密实,发热线芯、氧化镁粉与金属外护套之间紧密接触,几乎成为一个整体。其最大制造长度可以达几百米,因而其散热表面积可以人为的控制,降低了其表面功率密度。另外,其直径细(最细外径为1mm),机械柔韧性好,可以方便地弯曲加工成各种形状或随受热设备的外形变化而紧密贴近,传热效率高。铠装加热电缆是一项成熟技术,被广泛应用于多个工业领域^[23]。

图4(a)为铠装加热电缆的截面示意图,图4(b)为铠装加热电缆的照片。

在空间推力器热控设施中,铠装加热电缆应用

于尺寸较大的单组元推力器催化床和双组元推力器法兰盘上,其主要技术参数为:电缆外径1mm,米电阻40Ω,绝缘性能20MΩ/250VD.C.。铠装加热电缆的最大缺陷是单位长度上电阻低,星上电源需降压后方能使用,高电压、低功率、集中加热、小空间配置是其应用难点;吸潮性、绝缘性能、备份配置、安装工艺等方面也均存在不足。上述问题的存在限制了铠装加热电缆在空间推力器热控上的应用,近年来有逐步被其他类型的铠装加热器所取代的趋势。

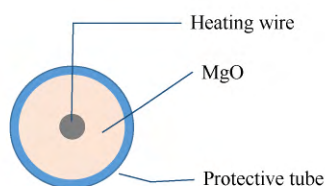
法国Thermocoax公司生产的铠装加热电缆结构更精细,保护管中可以包含2根或4根加热丝,形成1个或2个加热回路,既有利于提高加热效率,又便于安装,但可靠性和寿命会有所降低。

3.2 管式铠装加热器

对于低轨航天器的小推力姿、轨控单组元推力器,由于推力室催化床尺寸小、允用加热功率低、额定工作电压高,通常在其上缠绕铠装加热电缆的方案已无法实现,这类推力器的热控必须选用专门研制的管式铠装加热器^[24]。

管式铠装加热器的外型是依据小型推力器的形状尺寸和加热功率应集中于催化床的要求而设计的,见图5。为配合管式铠装加热器的安装,在推力器反应室(催化床)外壁加工出半圆形的安装台,其长度与管式加热器工作段的长度相当。装配时将加热器工作段放置在半圆形的安装台上,再用金属薄带压紧,点焊在推力器上,从而保证加热器安装稳固且导热良好。

从结构上说,它主要由电阻发热芯件、过渡引出及绝缘保护组件、铠装壳体、固化封装组件及外引线等部分组成;从材料上说,其发热体为细径镍铬系电热合金丝,过渡线为粗径镍系合金丝,外引线为多股镀银铜导线,绝缘材料包括石英、陶瓷、氧化镁、聚酰亚胺、热缩管、玻璃钢和环氧树脂等,铠体材料为不锈钢或高温合金。为使器件具有较高的结构强度、



(a) Schematic drawing of cross-section of sheathed heating cable



(b) Picture of the sheathed heating cable

Fig. 4 Schematic drawing of cross-section of sheathed heating cable and its picture

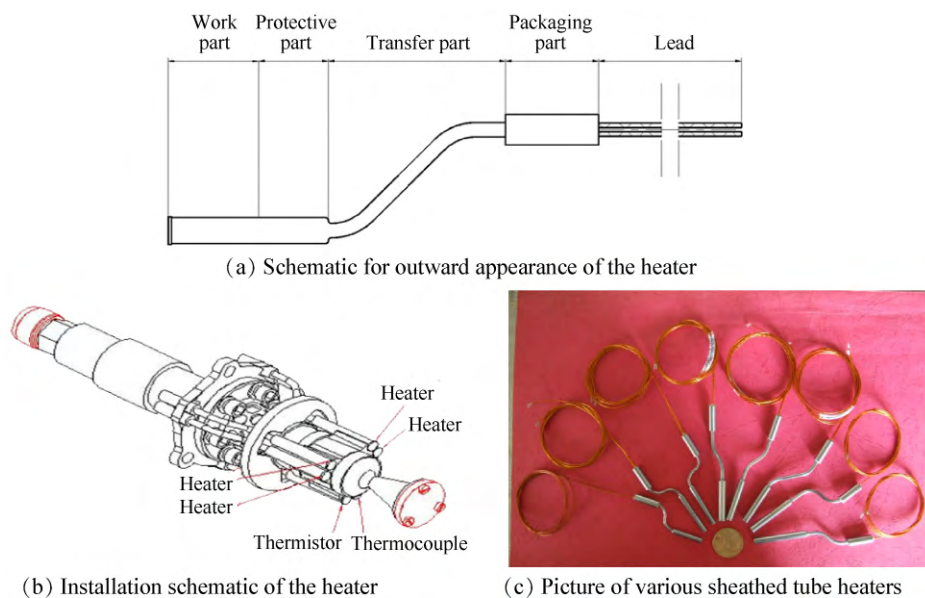


Fig. 5 Schematic and picture of sheathed tube heaters

较小的热损耗及装配方便,采用薄壁变径管整体铠装方案;通过选择发热丝径、合理布局发热体、改善发热芯件与催化床之间的热接触等措施,提高器件的允用功率密度;采用复合绝缘和过渡引出技术,保证了器件的电学、热学、力学性能。

器件以四孔石英管为骨架,集支撑与绝缘包覆于一体,精密穿绕螺旋电热丝,制成发热芯件;薄壁变径金属管整体铠装降低了工艺难度,减小传导热损,减轻了器件重量,并提高了结构整体的牢固程度;电阻焊接保证发热芯与过渡线、过渡线与外引线的可靠连接;复合式绝缘技术保证了内部组件的稳定,大幅度提高器件耐高温绝缘性能;模具化成型和过渡线与外引线焊点的密封增强了器件的整体性和一致性,这些是器件制作过程中的关键技术。

管式铠装加热器主要技术参数:额定电压 $7V \sim 28V$,工作电阻 $25\Omega \sim 500\Omega$,额定功率 $0.5W \sim 3W$,工作段耐温 $850^\circ C \sim 1100^\circ C$,常温绝缘性能 $250M\Omega/250V$ D.C.,高温绝缘性能 $(1 \sim 5)M\Omega/250V$ D.C.,工作段尺寸 $\Phi(3.4 \sim 4.5)mm \times (6 \sim 22)mm$,在轨寿命 $3a \sim 10a$,地面贮存 $2a \sim 3a$ 。

管式铠装加热器具有集中加热、功率稳定、器件耐热、高温绝缘性好和使用寿命长等优势;它直接对催化床进行加热,以维持推力器热启动所需 $120^\circ C \sim 180^\circ C$ 环境,保证肼催化剂以至卫星推进系统高效率、长寿命工作。加热器不仅在航天器空间运行期间持续通电,稳定加热,还能承受推力器长、短脉冲点火时产生的 $1000^\circ C$ 高温和频繁的高低温度交变,保持良好的绝缘性能和功率稳定性。使小型单组元推力器

实现了元件分离化、组装集合化、易于检测、便于安装和由一次电源供电的热控方案。

国内,管式铠装加热器最早由中国科学院金属研究所研制,不仅填补了国内技术空白,而且达到国际先进水平,成功应用于“资源一号”卫星的1N姿态推力器和20N轨控推力器,随后得到迅速推广,应用到“资源二号”、“海洋一号”、“海洋二号”、“环境”等中、低轨道观察卫星及导航卫星。目前,有近百个航天器的推进系统采用了管式铠装加热器,运行情况和遥测数据均已表明,器件全面达到技术指标,完全满足设计要求,实现预定功能并超寿命服役。国外,法国 Thermocoax 公司能够生产管式铠装加热器,其技术指标与国内的相当,但 Thermocoax 公司更倾向于将两个加热回路铠装在同一个铠管中,制成双回路管式铠装加热器,可以减少每个推力器上加热器的使用量。

3.3 铠装测温传感器

铠装测温传感器包括铠装热敏电阻、铠装热电偶和铠装铂电阻,其外型与管式铠装加热器一致,设计原则、结构方案和工艺技术也与加热器类似,不同之处在于用温度敏感元件取代发热芯件以及采用相应的过渡线。

铠装热敏电阻一般采用耐高温负温度系数的热敏电阻作为温度敏感元件,敏感体材料为 $Co-Mn-Ni-Mg-Fe-O$ 五元系氧化物^[25],外包覆玻璃釉和高温水泥,铂丝为引脚线;为尽量降低器件的附加电阻,并保证与热敏元件引脚线的可靠连接,铠装热敏电阻的过渡线采用粗径铂丝。铠装热电偶选择机械强

度高、热电势大的镍铬-镍硅(镍铝)K型偶作为温度敏感元件,其在温度为500℃以上广泛使用,并可在温度高达1260℃的氧化或惰性气氛中连续使用;铠装热电偶采用同种材料作为延长导线,并加装金属屏蔽套,以保证其抗干扰性能,见图6。铠装铂电阻采用2B级的耐高温PT100铂电阻作为温度敏感元件,其特点是采用陶瓷、高温水泥等材料对元件进一步封装,以避免在高温环境中受污染而失效;铠装铂电阻的过渡线采用铂丝,为提高测量精度也可采用3线制引出。

铠装测温传感器所用三类温度敏感元件相比较,热电偶和铂电阻的电信号与温度呈良好线性关系,一致性和互换性好,耐温性高,测温范围宽;缺点是电信号区分度较小,热电偶还存在补偿问题。热敏电阻在理论上对200℃以下的温度区间有较高的测量分辨率;缺点是不能测量高温,阻值与温度呈非线性关系,每支元件的电阻-温度特性曲线各异,经历高温后易产生漂移。



Fig. 6 Interference-resistant sheathed thermocouples

铠装测温传感器安装在空间单组元推力器催化床上,用于监测催化床的温度,可以判断推力器是否达到启动温度及推力器的工作状态,与管式铠装加热器配合,为推力器的催化床提供温度环境保障。也可以根据推力器热控区域温度和形状的不同,将各类温度敏感元件铠装在不同形状的铠体中,设计不同的机电接口,保证准确测量热控区域的温度。目前,铠装测温传感器主要应用于中、低轨道观测卫

星及导航卫星等。

三种铠装测温传感器的主要技术指标见表1。

3.4 异形铠装加热器

异形铠装加热器主要应用于双组元推力器和新型空间推力器。由于推力器的热控区域形状复杂,而星上的能源有限,为合理分配功率和提高加热效率,同时满足装配需要,须采用异形铠装加热器。根据推力器热控和装配要求,器件的加热面可设计为平面、弧面或其他曲面;不仅接触面积大,传热效率高,还可以进行主备份一体配置。

异形铠装加热器主要技术参数:额定电压12V~42V,工作电阻15Ω~300Ω,额定功率2W~30W,工作段耐温400℃~1100℃,常温绝缘性能250MΩ/250V D.C.,高温绝缘性能(1~5)MΩ/250V D.C.,加热面积80mm²~2000mm²,在轨寿命3a~10a,地面贮存2a~3a。

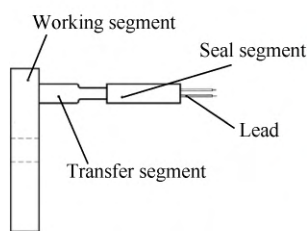
片式铠装加热器如图7所示,主要包括工作段、过渡引出段、固封段和外引线,其加热面为平面,主要应用于空间双组元推力器,对法兰盘或喷注器端面进行加热^[26]。

片式铠装加热器具有双弧边平板状外形的加热片,与被加热部件接触面积大,结构主体为金属材料,体积小,换热效率高;发热芯采用螺旋镍铬合金丝,骨架为单孔石英管,可根据设计需要采用多段式发热芯结构,在较小的区域内形成较大的电阻;可直接使用星上一次电源,功率调整范围宽,实现高电压低功率下对被加热部件进行加热;采用一体化铠壳的设计和工艺,整个器件具有气密性,耐潮湿性和绝缘性能好;同时,器件具有较低的功率密度,使用更安全,运行寿命长。多种规格的片式铠装加热器已应用于“神舟”系列飞船和“天宫”目标航天器,并随着新型双组元推力器的推广而应用到更多型号的航天器上。

弧状铠装加热器从结构上包括工作段、过渡引出段、固封段和外引线,如图8所示,制作关键技术

Table 1 Specifications of sheathed temperature sensors

Main technical parameters	Sheathed thermistor	Sheathed thermocouple	Sheathed platinum resistor
Measuring range	(-20 ~ 200)℃	(0 ~ 1100)℃	(-40 ~ 1000)℃
Temperature tolerance	850℃	1100℃	1000℃
Insulating property	Room temperature: 250MΩ/250V D.C., high temperature: (1 ~ 5)MΩ/250V D.C.		
Size	Φ(3.4 ~ 4.5)mm×(6 ~ 22)mm		
Life time	(3 ~ 10)years		
Storage time	(2 ~ 3)years		



(a) Schematic drawing



(b) Picture

Fig. 7 Sheathed plate heater

片式铠装加热器相似,但加热面为其内弧面,发热芯件均匀地排布在器件的加热面内,热阻小且加热效率高。在工程应用中通常由2支弧状铠装加热器构成环形,对较小的圆柱区域进行加热。目前,弧状铠装加热器已应用于新型双组元推力器喷注器热控及绿色单组元推力器催化床前端热控。



Fig. 8 Sheathed arc-shaped heaters

螺旋铠装加热器从结构上也包括工作段、过渡引出段、固封段和外引线,如图9所示。其工作段可以由铠装加热电缆缠绕而成,也可以由发热体、绝缘材料和金属套管通过专门技术组装而成。螺旋铠装加热器主要应用于空间绿色单组元推力器催化床热控、集成型推进系统微小推力器热控、空间电推进空心阴极热控等。应用于电推进空心阴极的螺旋铠装加热的电热材料多选用钨钼等难溶金属,甚至石墨发热体^[27-29]。

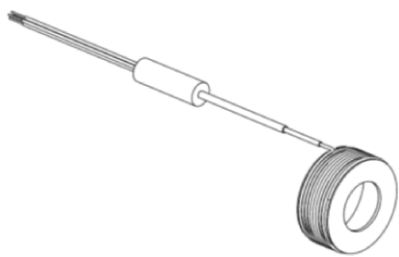
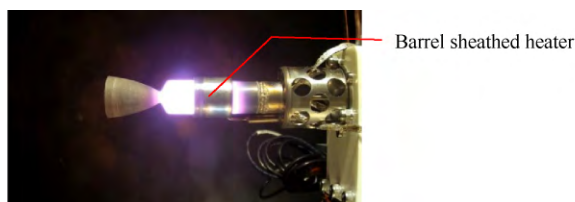


Fig. 9 Sheathed spiral heater

美国 Busek 公司近年研制的 5N 绿色推力器使用了圆筒状铠装加热器,如图10所示。其加热效率有明显提升,这与其安装方式有关。使用异形铠装加

热器的推力器通常在需要加热的地方加工出安装槽,片式铠装加热器上有安装孔,采用螺钉将加热器固定在安装槽中。弧状铠装加热器放在安装槽中后,用金属薄带固定并点焊在安装槽内。而圆筒状铠装加热器用外力不能起到很好的固定作用,通常使用钎焊的办法进行固定,加热器与推力室之间由密实金属连接,加热效率高。

Fig. 10 Scalability demonstration of Busek's green monopropellant catalyst BGT-5 (5N) thrusters^[30]

3.5 铠装热控组件

铠装热控组件主要由加热器和测温传感器组合构成,两部分铠装在同一铠体内,各自独立由外引线引出,分别连接星上电源和测量控制电路,共同实现热控所需加热和测温功能。铠装热控组件包括四部分:工作段、过渡引出段、固封段和外引线。工作段中包含发热芯件和测温元件;采用薄壁变径不锈钢铠管作为过渡引出管,减少热传导,同时降低对固封段的热影响;发热芯和测温元件的过渡线与外引线的焊点可以固封在一个套管中,也可以分别固封在两个套管中,见图11。

铠装热控组件制作技术与异形铠装加热器相似,但内部包含两个组件:加热组件由螺旋发热体穿装骨架,经调值、灌粉、过渡线焊接和绝缘保护制成;温度传感器组件由温度敏感元件经过渡线焊接、绝缘保护制成。采用整体铠装技术将加热组件和测温传感器组件装入铠体内,发热芯件排布在铠壳加热面内,温度敏感元件装配于铠壳相应安装孔内,两者之间由石英骨架、陶瓷绝缘件和氧化镁微粉可靠隔离,保证绝缘。

铠装热控组件主要技术指标:额定电压12V~42V,工作电阻 $20\Omega\sim 200\Omega$,额定功率3W~15W,测温精度 0.15°C ,测温范围 $-40^{\circ}\text{C}\sim 450^{\circ}\text{C}$,工作段耐温 $300^{\circ}\text{C}\sim 500^{\circ}\text{C}$,常温绝缘性能 $250\text{M}\Omega/250\text{V D.C.}$,高温绝缘性能 $(1\sim 5)\text{M}\Omega/250\text{V D.C.}$,工作段尺寸 $\Phi(8\sim 40)\text{mm}\times(8\sim 25)\text{mm}$,在轨寿命3a~10a,地面贮存2a~3a。

铠装热控组件应用于推进系统的流量控制器,对流量控制器进行加热,并提供温度反馈。流量控制器工作原理是利用温度变化在流量控制器内部产生压阻,进而控制推进剂流量,达到精确控制推力器产生的推力,是保证推力器正常工作的必要条件。目前,已成功应用于“东三”B推进平台,并向其他推进平台推广。

3.6 一体化加热器

一体化加热器是将加热器与推力室构成一体化的设施,以实现对流动介质(液体或气体)的高效快速加热,可应用于空间冷喷气推力器、电热肼推力器、绿色推力器等。一体化加热器有多种形式,可以是将铠装加热器置于推力室内部如图12(a),在加热器周围填充催化剂,使催化剂与铠装加热器直接接触,提高加热效率;可以是将外置加热器与推力室内多孔蓄换热材料相结合如图12(b),或直接内置多孔电热材料发热体如图12(c),实现对流动介质直接加热,换热速度快,加热效率高,甚至可能免用催化剂。

一体化加热器的铠体材料为不锈钢或高温合金,电热材料为镍铬合金,蓄换热材料为泡沫镍、泡沫镍铝,多孔电热材料为泡沫镍铬、泡沫镍铬铝

等^[31-34]。一体化加热器是一类正在发展完善中的铠装热控器件,随着空间新型推力器的发展,一体化加热器必将得到推广应用。

一体化加热器的主要技术参数:额定电压7V~28V,额定电阻 $20\Omega\sim 500\Omega$,额定功率5W~30W,工作段耐温 $850^{\circ}\text{C}\sim 1100^{\circ}\text{C}$,常温绝缘性能 $250\text{M}\Omega/250\text{V D.C.}$,高温绝缘性能 $(1\sim 5)\text{M}\Omega/250\text{V D.C.}$,工作段尺寸 $\Phi(6\sim 30)\text{mm}\times(8\sim 50)\text{mm}$,在轨寿命3a~10a,地面贮存2a~3a。

4 铠装热控器件的试验考核

铠装热控器件作为空间推力器上的关键部件,对其安全性、一致性和可靠性都提出了很高的要求。因此,新型热控器件必须通过全部鉴定级试验考核,才能应用到空间推力器上;定型的热控器件每批次生产完成后,必须通过一系列的验收试验考核,才能交付使用。

4.1 鉴定试验考核

新型热控器件必须通过的鉴定级试验包括:模拟空间推力器热环境的全程电性能考核试验、力学环境试验和地面高空台点火热试车试验。

模拟空间推力器热环境的全程电性能考核试验^[35]:在真空度不低于 $5\times 10^{-2}\text{Pa}$ 环境中进行温度交变试验和持续高温试验,铠装加热器一直保持通电状态。温度交变试验的低温为推力器点火前热控区域的温度,通常在常温到 200°C 之间,高温为推力器点火时对热控器件的反侵温度,通常在 $350^{\circ}\text{C}\sim 1100^{\circ}\text{C}$;

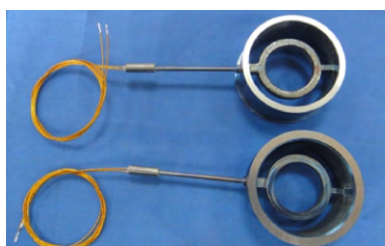


(a) Button thermal control assembly



(b) Ring thermal control assembly

Fig. 11 Sheathed thermal control assembly



(a) Built-in circle heater



(b) Integrative heating assembly



(c) Built-in porous heater

Fig. 12 Integrative sheathed heater

器件在高低温各停留 3min 为一次交变;持续高温试验的温度为推力器点火时对热控器件的反侵温度,每次持续时间不小于 2h。

鉴定级全程电性能考核试验须根据推力器的点火次数和寿命要求来确定试验强度,通常交变次数在 500~3000 次,持续高温时间在 100h~600h。试验前后器件的室温电阻变化率在 $\pm 7\%$ 之间,绝缘值不低于 20M Ω /250VD.C.的器件为鉴定合格品。

鉴定级力学环境试验和地面高空台点火热试车试验,在器件安装后随推力器一起进行。

4.2 验收试验考核

每支热控器件产品交付前必须完成真空额定通电试验、温循试验和通断电老练试验,每批次产品随机抽取 2% 开展模拟空间推力器热环境的全程电性能考核试验。产品交付安装后,随推力器进行力学环境试验,随整星进行热真空和热循环试验。

真空额定通电试验:真空度不低于 5×10^{-3} Pa 环境中,对铠装加热器进行额定电压的通电试验,通电时间为 2h。试验前后器件的室温电阻变化率在 $\pm 2\%$ 之间,绝缘值为 250M Ω /250VD.C.的产品为合格品。

温循试验:在大气条件下对热控器件进行 $-5^{\circ}\text{C} \sim 70^{\circ}\text{C}$ 温度交变试验,变温速率不低于 $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$;在高温和低温端器件温度稳定后停留 2h;循环次数 6.5 次。试验前后器件的室温电阻变化率在 $\pm 2\%$ 之间,绝缘值为 250M Ω /250VD.C.的产品为合格品。

通断电老练试验:在大气条件下对铠装加热器进行额定电压的通断电试验,通电 4h,断电 4h,循环次数 12 次。试验前后器件的室温电阻变化率在 $\pm 2\%$ 之间,绝缘值为 250M Ω /250VD.C.的产品为合格品。

验收级模拟空间推力器热环境的电性能考核试验与鉴定级试验的条件和方法一致,只是交变次数和持续时间不同,一般包括 20 次温度交变试验和 4h 持续高温试验。试验前后器件的室温电阻变化率在 $\pm 5\%$ 之间,绝缘值不低于 20M Ω /250VD.C.的产品为合格品。

5 结束语

目前,管式铠装加热器和管式铠装测温传感器主要应用于单组元肼推力器,铠装加热电缆、异形铠装加热器和铠装热控组件主要应用于双组元肼推力器,一体化加热器还未得到广泛的推广使用。新研制的铠装热控器件必须通过鉴定级试验考核,批量产品必须通过验收级试验考核(包括老练试验和抽样试验),才能保证铠装热控器件的高可靠性。

近年来,单组元绿色推力器发展迅速,有逐步取代单组元肼推力器的趋势,而绿色推力器启动温度高、工作温度高,要求热控器件加热效率高、耐热性更好;电推进势头强劲,不断得到推广和应用,尤其是大功率电推力器成为航天器深空探测的主要推进技术,其空心阴极需要更高的热控温度,要求热控器件加热温度更高、耐热性更好;随着微小航天器的发展,对微小空间推力器的需求不断增加,而微小推力器必然要求热控器件向体积小、加热集中、换热效率高的方向发展;此外,新概念推力器(核推进、太阳能推进)也成为研究热点。总之,随着空间推进技术的发展,铠装热控器件正在向提供更高热控温度、耐受更高环境温度、快速高效加热、高电压、高电阻、高功率密度、微型化等方向发展。

致谢:感谢中国科学院金属研究所热控材料与器件创新课题组全体成员对本文工作的大力支持!

参考文献

- [1] 朱宁昌,刘国球.液体火箭发动机设计(上)[M].北京:宇航出版社,1994.
- [2] 李联成,张 萍.卫星管路加热带安装工艺方法探讨[J].航天器环境工程,2008,25(4):384-386.
- [3] 范剑峰,黄祖蔚.载人飞船工程概论[M].北京:国防工业出版社,2000.
- [4] Testodov N A, Yakimov E N, Ermoshkin Yu M, et al. Overview of Electric Propulsion Activity in Russia [C]. Italy: The 30th International Electric Propulsion Conference, 2007.
- [5] Turner M J L. Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments [M]. UK: Praxis Publishing Ltd, 2008.
- [6] Diaz N J. 空间核推进器[J]. 国外核动力,1995,16(3):12-17.
- [7] 谭 胜,吴建军,张 宇,等.激光支持的空间微推进技术研究进展,推进技术,2018,39(11):2415-2428. (TAN Sheng, WU Jian-jun, ZHANG Yu, et al. Research Progress of Laser-Supported Space Micropropulsion Technology [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(11): 2415-2428.
- [8] 陈阳春. 25N 双组元发动机热控研究[J]. 火箭推进,2015,41(2):38-49.
- [9] 谭维炽,胡金刚.航天器系统工程[M].北京:中国科学技术出版社,2009.
- [10] 张月来.内置式多孔加热器用泡沫电热材料研究[D].北京:中国科学院大学,2012.
- [11] 张 郁.电推进技术的研究应用现状及其发展趋势[J].火箭推进,2005,31(2):27-36.

- [12] Jacobson D T, Manzella D H, Hofer R R, et al. NASA's 2004 Hall Thruster Program[R]. *AIAA* 2004-3600.
- [13] Baggett R, Dankanich J. Electric Propulsion[J]. *Aerospace America*, 2004, 42(12): 58-59.
- [14] 边炳秀. 卫星推进系统的历史、现状和未来[J]. 控制工程, 2001, 5-6: 28-39.
- [15] 韩崇巍, 赵放伟, 张 吻, 等. 第二代490N发动机热控设计[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(4): 388-391.
- [16] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [17] 丁凤林, 潘海林, 毛晓芳. 双组元姿控发动机的热设计分析[C]. 北海: 中国宇航学会首届学术年会论文集, 2005.
- [18] 郭 宁, 唐福俊, 李文峰. 空间用空心阴极研究进展[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 155-160. (GUO Ning, TANG Fu-jun, LI Wen-feng. Advances in Spaceborne Hollow Cathode[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(1): 155-160.
- [19] 张天平, 张雪儿. 空间电推进技术及应用新进展[J]. 真空与低温, 2013, 19(4): 187-194.
- [20] Goebel D M, Chu E. High-Current Lanthanum Hexaboride Hollow Cathode for High-Power Hall Thrusters[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(1): 35-40.
- [21] Goebel D M, Watkins R M, Jameson K K. LaB₆ Hollow Cathodes for Ion and Hall Thrusters[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(3): 552-558.
- [22] Nürnberger F, Hock A, Tajmar M. Design and Experimental Investigation of a Low-Power Hall Effect Thruster and a Low-Current Hollow Cathode[R]. *AIAA* 2015-3822.
- [23] 任燮炎, 施应峰. 用矿物绝缘(MI)加热电缆代替管状电加热器[C]. 郑州: 中国石油和化工自动化第八届技术年会, 2009.
- [24] 李 曙, 李诗卓, 段德莉, 等. 小型姿、轨控推力器热控用微型铠装电加热器的研制[C]. 黄山: 第五届空间热物理会议文集, 2000.
- [25] 李凤翔, 程家骥, 陆 峰. Co-Mn-Ni-Mg-Fe-O 系材料的高温热稳定性能[J]. 电子元件与材料, 1997, 16(4): 29-32.
- [26] 张荣禄. 双组元推力器用新型片式加热器研制[D]. 北京: 中国科学院大学, 2011.
- [27] Tighe W G, Freick K, Chie K R. Performance Evaluation and Life Test of XIPS Hollow Cathode Heater[R]. *AIAA* 2005-4066.
- [28] Mathers A. Development of a High Power Cathode Heater[R]. *AIAA* 2008-4815.
- [29] Wordingham Christopher J, Taunay Pierre-Yves C R, Choueiri E. Multiple-Kilowatt-Class Graphite Heater for Large Hollow Cathode Ignition[R]. *AIAA* 2015-4010.
- [30] Tsay Michael, Feng Charlie, Paritsky Lenny, et al. Complete EM System Development for Busek's 1U CubeSat Green Propulsion Module[R]. *AIAA* 2016-4905.
- [31] Duan D L, Li S, Ding X J, et al. Preparation of Ni-Cr Alloy Foam by Electro-Deposition Technology[J]. *Material Science and Technology*, 2008, 24(4): 461-466.
- [32] Duan D L, Li S, Zhang R L, et al. Calculation of Apparent Resistivity of Metallic Open Cell Foams by Dodecahedron Model[J]. *Material Science and Technology*, 2007, 23(6): 661-664.
- [33] Duan D L, Zhang R L, Ding X J, et al. Calculation of Specific Surface Area of Foam Metals Using a Dodecahedron Model[J]. *Material Science and Technology*, 2006, 22(11): 1364-1367.
- [34] 张月来, 段德莉, 赵宇航, 等. 泡沫NiCrAl电热合金的制备及其电学性能[J]. 金属学报, 2013, 49(2): 214-220.
- [35] 李诗卓, 李 曙, 张荣禄, 等. 空间发动机(推力器)热环境的模拟及铠装热控器件性能试验方法的研究[C]. 黄山: 第五届空间热物理会议文集, 2000.

(编辑: 张 贺)