

## 离子推力器栅极组件热态间距测量系统研制\*

袁杰红<sup>1</sup>, 梁 栋<sup>1</sup>, 周仕明<sup>1</sup>, 肖势杰<sup>1</sup>, 李兴坤<sup>2</sup>, 杨俊泰<sup>2</sup>

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073;

2. 兰州空间物理技术研究所真空低温技术与物理国家级重点实验室, 甘肃兰州 730030)

**摘要:**为了完成 LIPS-300 离子推力器三栅极组件在真空、高温环境中微小热态间距的高精度测量,设计了一套使用远距显微镜的非接触摄像测量系统。基于拍摄的图像,运用交互式分区方法获得多个圆形合作标志稳定、清晰的边缘,利用合作标志和标定片完成图像放大系数标定、图像畸变校正以及栅极热态间距亚像素级测量。精度验证实验表明,本系统在非加热情况下测量精度优于  $6\ \mu\text{m}$ ,在加热情况下测量精度优于  $12\ \mu\text{m}$ 。大气环境下的加热实验结果显示屏栅和加速栅温度差越大,栅极热态间距的减小量越大,当温差最大为  $150\ ^\circ\text{C}$  时热态间距减少量达到最大,即  $420\ \mu\text{m}$ 。同时,由于安装环的热变形影响,栅极在热稳态时热变形量下降,在冷却期时产生负位移现象,测量结果与国外同类实验趋势一致。系统满足栅极组件热态间距测量的需求。

**关键词:**离子推力器;栅极热态间距;摄像测量学;远距显微镜;亚像素定位

**中图分类号:**TP247;TP317.4;TP319 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2020)01-051-08

## Development of hot gap measurement system for the ion thruster optics

YUAN Jiehong<sup>1</sup>, LIANG Dong<sup>1</sup>, ZHOU Shiming<sup>1</sup>, XIAO Shijie<sup>1</sup>, LI Xingkun<sup>2</sup>, YANG Juntao<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. National Key Laboratory of Vacuum and Cryogenic Technology on Physics, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730030, China)

**Abstract:** In order to complete the high-precision measurement of the LIPS-300 ion thruster hot gap in the vacuum, high-temperature environment, a non-contact videometrics system using a telemicroscope was designed. Based on the captured image, the interactive partitioning edge detection method was used to obtain stable and clear edges of multiple circular cooperation logos, meanwhile the magnification factor calibration, image distortion correction, horizontal plane correction and hot gap subpixel level deformation detection were performed with cooperation logos. The accuracy verification experiments show that the measurement accuracy of the system is better than  $6\ \mu\text{m}$  under non-heating conditions, and the measurement accuracy is better than  $12\ \mu\text{m}$  under heating conditions. Experimental results show that the greater the temperature difference between the screen and the accelerator grid, the larger the reduction of the grid hot gap, when the screen grid and the accelerator grid temperature difference is at most  $150\ ^\circ\text{C}$ , and the hot gap reduction reaches a maximum of  $420\ \mu\text{m}$ . At the same time, due to the thermal deformation of the mounting ring, the thermal deformation of the grid decreases during thermal steady state, and the negative displacement occurs during the cooling period. The results of grid thermal deformation measurements are consistent with the trend of similar previous experiments, and the system meets the requirements of ion thruster hot gap measurement.

**Keywords:** ion thruster; grid hot gap; videometrics; telemicroscope; subpixel positioning

LIPS-300 是兰州空间技术物理研究所自主研发的一款直径为  $300\ \text{mm}$  的高功率、高推力、多模式栅极离子推力器,专为中国新一代大型桁架式卫星平台设计。栅极组件是栅极离子推力器的关键部件,LIPS-300 栅极组件为三栅极结构,由三片球面多孔栅极组成,栅极通过安装环固定在总环上,室温下栅极安装间距为  $1.25\ \text{mm}$ 。离子推力器电离室工作后,来自电离室的热辐射和等离子体的能量

沉积会迅速加热栅极,并且使栅极中心温度高、边缘温度低,温度场沿栅极径向对称,近似成二次曲线分布<sup>[1]</sup>(屏栅中心温度可达  $400\sim 500\ ^\circ\text{C}$ ,边缘温度比中心低  $100\sim 300\ ^\circ\text{C}$ <sup>[2]</sup>)。栅极受热膨胀,内部产生弯曲应力和拉伸应力导致球面结构产生变形,其一阶热变形固定为沿球半径向外突出,在栅极中心处产生最大热变形<sup>[3]</sup>。工作时,屏栅中心的温度比加速栅中心温度高  $50\sim 100\ ^\circ\text{C}$ <sup>[2]</sup>,屏

\* 收稿日期:2018-08-22

基金项目:真空低温技术与物理国家级重点实验室开放基金资助项目(ZWK1702)

作者简介:袁杰红(1965—),男,湖南长沙人,教授,博士,硕士生导师,E-mail:yuanjiehong@nudt.edu.cn

栅热变形量大于加速栅变形量,导致栅极热态间距减小。栅极间距减小将影响离子束流的发散角、推力大小,增大电子返流阈值、加重栅极腐蚀<sup>[4-6]</sup>,更严重的是会增大栅极打火概率,甚至接触短路导致推力器关机<sup>[7-8]</sup>。所以需要栅极热态间距的变化量进行测量,掌握其变化规律,在国外,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的 MacRae<sup>[9]</sup>利用带探头的高精度步进电机,通过接触测量了双栅极的热变形,测量精度为 25  $\mu\text{m}$ 。美国喷气推进实验室的 Trava-Airoldi<sup>[10]</sup>设计了一种基于氦氖激光的光学系统测量 900 系列栅极组件热变形。美国航空航天公司的 Pollard<sup>[11]</sup>在推力器侧前方放置镜子,通过远距显微镜拍摄镜子的反射成像,测量了 T5 离子推力器栅极的热变形量。但是以上方法均存在缺陷,MacRae 的接触测量方法无法在束流状态下测量,Trava-Airoldi 的氦氖激光测量方法对镜头的要求十分苛刻,且对环境振动十分敏感,Pollard 的方法通过角度变化计算栅极间距精度较低。基于对以上问题的改进,NASA 的 Soulas<sup>[12]</sup>使用远距显微镜配合螺栓固定的探针测量了栅极的热变形,该测量方式可在开启束流的情况下运行,成功测量了美国宇航局太阳能推进技术应用准备计划(NASA Solar electric propulsion Technology Applications Readiness program, NSTAR)推力器工作时钛栅极组件的热变形及热态间距。NASA 的 Diaz<sup>[13]</sup>对 NSTAR 推力器的钨栅极组件进行了热变形测量,使用了 Soulas 的测量方式,并将两者结果进行了对比,测量效果良好,但 Soulas 的方法无法测量三栅极组件的热态间距,而且固定探针的螺钉头突出到屏栅和加速栅之间,占用了约 0.28 mm 的栅极间距,从测量结果分析其精度不超过 25  $\mu\text{m}$ 。总的来看,离子推力器栅极热态间距的测量是十分困难的,离子推进器在伴随有高温和等离子体的真空环境中工作,在这种复杂的测量环境下,无法使用常见的接触测量方法,云纹和散斑等方法也无法满足测量要求。此外,栅极热态间距和栅极热变形很小,因此对测量精度要求高( $10^{-6} \sim 10^{-5}$  m)。在国内,针对栅极热变形,目前仅有学者进行了仿真计算,如孙明明等<sup>[14]</sup>建立了 LIPS-300 离子推力器有限元分析热模型,在后续研究中<sup>[15-17]</sup>,对栅极力学性能参数进行等效,建立了栅极的等效无孔平板模型,仿真了栅极边缘有约束和无约束两种情况下的栅极热变形,并对 30 cm 离子推力器三栅极组件工作时的热变形量进行了模拟计算。但尚

缺少有效的栅极热态间距变形测量系统,为此,本文设计了一套栅极组件热态间距测量系统,改进 Soulas 的探针法,使用高温结构胶固定探针避免了使用螺栓固定探针产生的影响,提出可检测三栅极组件热态间距的探针安装方案,利用远距显微镜获取探针的高分辨率图像,基于摄像测量原理<sup>[18-19]</sup>利用亚像素定位方法提高测量精度,结合图像处理算法完成图像实时标定和校正,基于 MATLAB2017b 开发软件实现了栅极组件中心位置热态间距的高精度、非接触在线测量。

## 1 测量系统

### 1.1 系统组成

系统由实验台、光源、栅极组件、加热装置、探针、合作标志、远距显微镜、CCD 相机、高精度 4 轴定位平台和测量软件组成,如图 1 所示。

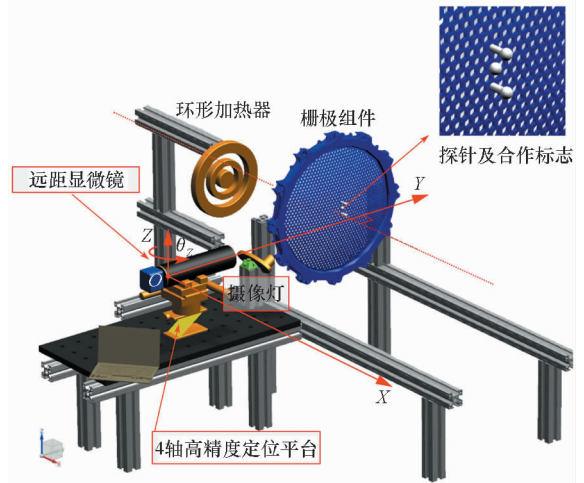


图 1 栅极组件热态间距摄像测量系统示意图

Fig. 1 Ion optics hot gap measurement system

栅极组件通过夹具固定在实验台上,与地面保持垂直。探针及合作标志固定在栅极中心。LED 调焦摄像灯作为光源,其色温调焦范围为 3200 ~ 5600 K,光线角度调节范围为  $15^\circ \sim 55^\circ$ ,安装于栅极组件侧方。远距显微镜选用 Navitar 12x 变焦镜头系统。电荷耦合器件(Charge Coupled Device, CCD)相机图像分辨率为 1600 pixel  $\times$  1200 pixel,感光芯片尺寸为 1/2.5",芯片像元大小为 2.8  $\mu\text{m} \times 2.8 \mu\text{m}$ ,每秒可采集 12 帧图像。镜头和相机安装在高精度 4 轴定位平台上(3 个平移自由度  $x, y, z$ ; 1 个转动自由度  $\theta_z$ ),调整相机位置和角度使相机光轴和栅极组件的纵轴线垂直(位移台精度 5  $\mu\text{m}$ ,旋转台精度  $0.1^\circ$ )。加热装置由一个 2.5 kW 的环型加热器和移动装置构成,预热之后,移动至屏栅后方 1 cm 处进行加热,

环形加热器中心和栅极的中心对齐,环形加热器的构型可以近似在栅极上施加一个中心温度高边缘温度低的温度场,模拟推力器点火后产生的径向温度场。测量软件基于 MATLAB2017b 开发,由标定模块、在线测量模块、离线测量模块及数据显示保存模块构成。

本系统在真空中运行时,摄像灯以及相机等设备均位于栅极的羽流区外,避免离子束流和栅极表面高温直接对设备测量造成影响,同时用锡箔纸、石英玻璃片对设备和镜头进行保护,防止环境中高速离子的溅射腐蚀,保证了设备在真空、高温和等离子环境下长时间正常工作。

## 1.2 测量方法

本文设计了一种在不影响栅极间距的情况下对三栅极组件热态间距进行测量的方法。如图 2 所示,将两个氧化铝探针用高温结构胶和高温陶瓷胶分别固定到屏栅和加速栅的中心孔中。并在探针和减速栅极上用高温陶瓷胶固定圆形合作标志,用于亚像素定位提高测量精度。为了便于安装,探针分为两段直径,加速栅探针底部直径为 1.8 mm,可以穿过屏栅孔(1.9 mm)但无法穿过加速栅孔(1.25 mm)。而屏栅探针底部直径为 2.2 mm,无法穿过屏栅。第二段直径均为 0.8 mm 均可以从减速栅中探出。圆形合作标志为直径 1.5 mm 的氧化锆圆球。

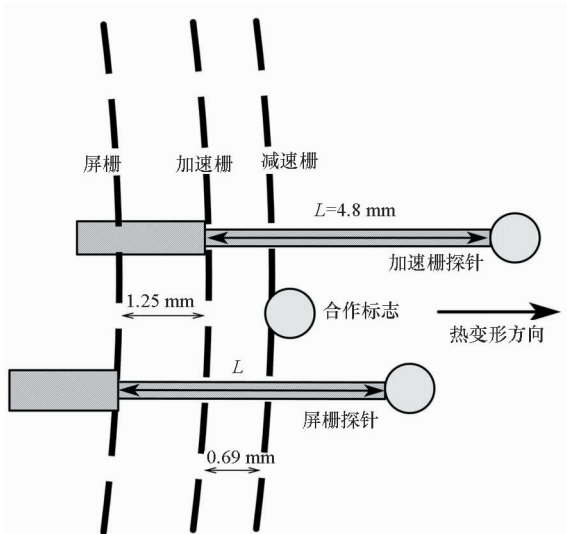


图2 探针及合作标志安装示意图

Fig. 2 Cooperation logos installation

通过探针和栅极的位移来间接测量栅极热态间距以及变形量。远距显微镜通过 4 轴高精度定位平台安装在栅极组件的侧方,调整定位平台和显微镜,将探针及合作标志成像在视场的中央。图像中三个圆形合作标志的水平方向

位移分别代表屏栅加速栅和减速栅中心的变形量,其差值为栅极间距的变化量。工作时,远距显微镜采集图像序列实时传送到计算机,合作标志的边缘像素由分区 Canny 边缘检测提取。基于合作标志的边缘像素,利用最小二乘法对圆心的坐标进行拟合,高精度测量合作标志位移,同时对图像进行校正和放大系数标定。本文开发的数字图像处理软件集成了图像处理和计算功能,可实现栅极热变形量和热态间距变化的在线检测和输出。

## 2 关键算法

对合作标志的定位及其位移的检测是本测量方法的核心问题。对图像的预处理保证了合作标志边缘检测的稳定性,利用最小二乘法拟合圆心位置进行亚像素定位,通过图像畸变校正、图像放大系数标定保证热态间距测量的精度。

### 2.1 合作标志定位

Canny 算子<sup>[20]</sup>在固定的参数下无法精确检测出同一图像中多个与背景对比度不同的物体边缘。本文将视场划分为上、中、下三个部分,加速栅的合作标志位于上部区域,减速栅合作标志位于中部区域,屏栅合作标志位于下部区域,每个区域里的只有单一的检测元素,由此便能针对单一元素用 Canny 算子进行不同参数的高斯滤波、双阈值处理的边缘检测,根据检测结果分别调整每个区域的高斯函数标准差  $\sigma$  和高低阈值  $T_L, T_H$ ,使三个区域均达到最佳的边缘检测效果。基于 Canny 算子的分区边缘检测得到了圆形合作标志清晰的边缘像素,精度达到了整像素级。为了提高合作标志的定位精度,提取球形合作标志的边缘像素点,将每一点像素的坐标代入标准圆方程,利用最小二乘法联立方程组解出圆方程,计算圆心坐标和半径值,基于圆心坐标定位合作标志,精度达到亚像素级。如图 3 所示。

### 2.2 图像放大系数标定

放大系数是影响摄像测量精度中的关键参数,图像中物体的像素大小乘以放大系数后转化为世界中物体的实际大小,放大系数标定的误差在测量结果中将成百上千倍地放大。要达到高精度测量,必须要对摄像系统进行高精度标定。

首先利用圆形合作标志进行标定,直径  $\bar{d} = 1.5 \text{ mm}$  的氧化锆圆球,精度 G10 级,即精度  $a = 0.25 \mu\text{m}$ 。以 B 类不确定度评定氧化锆圆球的直



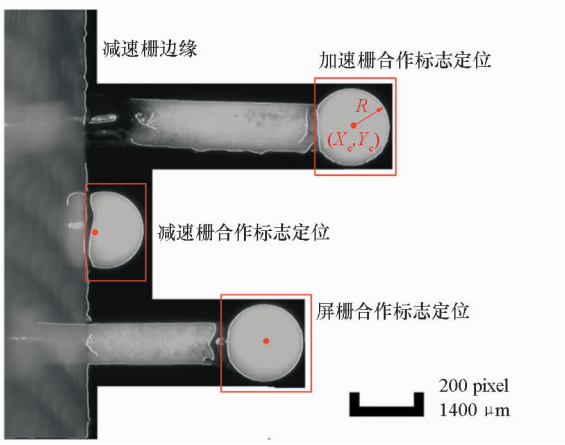


图 3 合作标志亚像素定位

Fig. 3 Cooperation logos subpixel positioning

径,在  $P = 0.954$  的置信水平下  $k_1 = 2$ ,假设圆球直径服从三角分布  $k_2 = \sqrt{6}$ ,由式(1)计算圆球直径  $d_{\text{real}} = 1500 \pm 0.204 \mu\text{m}$ 。

$$d_{\text{real}} = \bar{d} \pm U_d = \bar{d} \pm k_1 \cdot u_B(\bar{d}) = \bar{d} \pm k_1 \cdot \frac{a}{k_2} \quad (1)$$

式中:  $U_d$  为圆球直径的扩展不确定度;  $u_B(\bar{d})$  为圆球直径的 B 类标准不确定度;  $k_1, k_2$  均为包含因子。

在  $n = 100$  帧图像上分别拟合合作标志的半径值并以 A 类不确定度评定像素半径测量结果,在  $P = 0.954$  的置信水平下,由式(2)计算像素半径  $r_{\text{pixel}} = 106.914 \pm 0.02 \text{ pixel}$ 。

$$r_{\text{pixel}} = \bar{r} \pm U_r = \bar{r} \pm k_1 \cdot u_A(\bar{r}) \\ = \bar{r} \pm k_1 \cdot \sqrt{\frac{1}{n \cdot (n-1)} \cdot \sum_{i=1}^n (r_i - \bar{r})^2} \quad (2)$$

式中,  $U_r$  为合作标志像素半径值的扩展不确定度,  $u_A(\bar{r})$  为合作标志像素半径值的 A 类标准不确定度。

由不确定度传递公式(见式(3))计算放大系数为  $\lambda = 7.0194 \pm 0.00162 \mu\text{m}/\text{pixel}$ 。

$$\lambda = \frac{d_{\text{real}}}{2 \cdot r_{\text{pixel}}} = \frac{\bar{d}}{\bar{r}} \pm \frac{\bar{d}}{\bar{r}} \cdot \sqrt{\left(\frac{U_d}{\bar{d}}\right)^2 + \left(\frac{U_r}{\bar{r}}\right)^2} \quad (3)$$

此外,采用棋盘格的二维图像标定法对放大系数进行验证。如图 4 所示,由夹持工具将标定片固定在位移台上,通过位移台的精密移动,调整标定片贴于探针的侧面,使标定片和探针处于同一  $ZOX$  平面。棋盘格边长  $\bar{l} = 0.5 \text{ mm}$ ,精度  $a = 1 \mu\text{m}$ ,以 B 类不确定度评定棋盘格的边长  $l_{\text{real}} = 500 \pm 0.816 \mu\text{m}$ 。拍摄 10 帧标定片图像,在视场中部选择一个  $6 \times 6$  的棋盘格区域,利用 Geiger<sup>[21]</sup> 定位算法获取角点位置,计算棋盘格边长  $n$  共计 980 个,在  $P = 0.954$  的置信水平下,以

A 类不确定度评定边长测量结果  $l_{\text{pixel}} = 71.424 \pm 0.043 \text{ pixel}$ 。由不确定度传递公式计算放大系数  $\lambda = 7.00048 \pm 0.0122 \mu\text{m}/\text{pixel}$ 。

通过比较可知,棋盘格和合作标志标定结果基本一致,误差最大为  $0.0122 \mu\text{m}/\text{pixel}$ ,合作标志标定流程简单,可在测量的同时进行标定,适用性更强,但是存在光源干扰合作标志边缘检测值的误差,故有必要在测量之前用棋盘格标定进行验证。进一步减小误差可采用更高精度的标定板,减少自身尺寸的不确定度。此处未对图像进行切向和径向畸变校正,由于镜头制作工艺提升切向畸变可忽略,径向畸变主要存在于图像边缘区域,图像中部的径向畸变很小也可忽略。

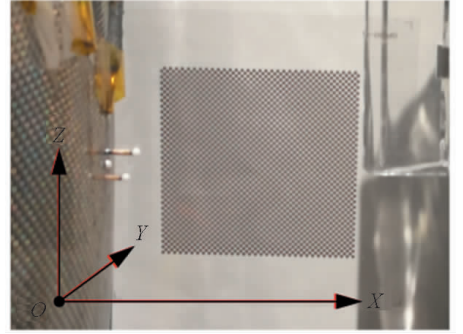


图 4 图像放大系数标定

Fig. 4 Calibration board installation

### 2.3 相机坐标系与探针坐标系的校正

若由于相机或栅极组件安装时产生角度误差,使相机坐标系和探针坐标系的  $X$  方向坐标轴互相之间不平行,那将导致合作标志的位移方向与摄像机光轴不垂直,对测量结果造成影响。如图 5 所示,若位移方向向内偏移角度为  $\alpha$ ,则圆形合作标志移动前后的半径  $r_1, r_0$  会出现图中的误差  $\Delta = r_1 - r_0$ ,此时合作标志的横向位移将出现误差  $\Delta d$ 。

$$\Delta d = \frac{d}{\cos\alpha} - d \quad (4)$$

可求解偏移角度  $\alpha$ ,通过角度投影变换,将合作标志位移方向校正成与摄像机光轴垂直的情况,消除坐标系角度带来的误差。

$$d_{\text{real}}^\alpha = d + \Delta d = \frac{d}{\cos\alpha} \quad (5)$$

坐标系角度的偏差对测量精度的影响较小。根据式(4)可知,偏角  $\alpha$  造成的误差为:  $\alpha = 1^\circ$  时,误差约为  $d \times 0.015\%$ 。在实际测量中偏角  $\alpha$  一般可以控制在  $1^\circ$  以内,故坐标系角度对测量精度的影响不大。

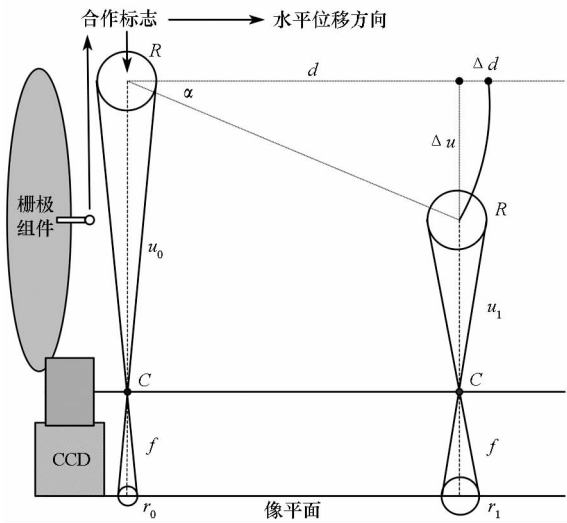


图 5 相机与探针坐标系角度校正

Fig. 5 Coordinate system angle correction

### 3 实验

#### 3.1 测量精度验证

利用定位平台使远距显微镜在 X 轴方向上位移一个已知量,然后在图像中计算圆形合作标志的横向(X 轴方向)位移量进行验证。以 100 μm 的步长移动 10 次,每次测量 10 帧数据,计算每移动 100 μm 合作标志在图像中的 X 轴方向、Z 轴方向位移量以及半径变化量,共计 200 组数据,实验结果如图 6 所示。Z 轴位移和半径 R 无明显变化,说明探针位移方向和相机光轴垂直。以 A 类不确定度评价每 100 μm 的像素位移量为  $S_{\text{pixel}} = \bar{s} \pm 2 \cdot u_A(\bar{s}) = 14.567 \pm 0.316 \text{ pixel}$ , 已知比例尺标定结果为  $\lambda = 7.000\ 448 \pm 0.012\ 2 \text{ }\mu\text{m/pixel}$ , 圆形合作标志的位移测量结果即为  $S_{\text{real}} = S_{\text{pixel}} \cdot \lambda = 101.969 \pm 0.284 \text{ }\mu\text{m}$ 。以 B 类不确定度评价每 100 μm 的平台位移量,已知位移台精度为  $a = 5 \text{ }\mu\text{m}$ , 设位移台误差为三角分布,则  $k_2 = \sqrt{6}$ , 在  $P = 0.954$  的置信水平下,平台位移  $D = \bar{d} \pm k_1 \cdot \frac{a}{k_2} = 100 \pm 4.082 \text{ }\mu\text{m}$ 。测量误差  $\delta = S_{\text{real}} - D = 1.969 \pm 4.092 \text{ }\mu\text{m}$ , 最大误差为  $6.061 \text{ }\mu\text{m}$ 。

影响系统测量精度的因素主要有放大系数的标定、坐标系角度的校正、探针及合作标志的热稳定性,前两者已在第 2 节进行了分析。探针与合作标志是本方法测量变形的参考物,要保证其高温环境下稳定,自身不发生变形和位移,牢固黏接在栅极上,如果其自身发生变形将直接影响测量精度。所以在材料的选择上,应与栅极具有近似热膨胀系数,减少热变形不一致的影响(见表 1)。

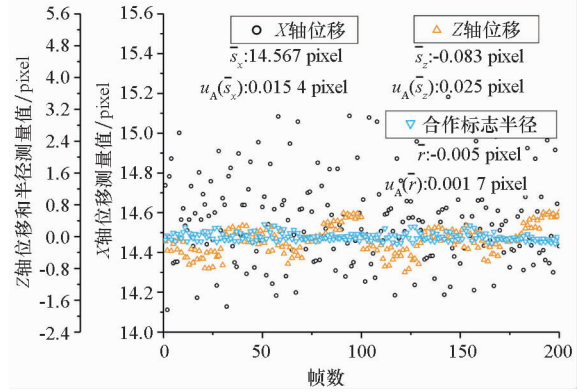


图 6 移动 100 μm 的像素位移量测量结果

Fig. 6 Pixel displacement measurement results after 100 μm movement

表 1 探针及高温胶的热膨胀系数

Tab. 1 Thermal expansion coefficient of pins and high temperature glues

材料	热膨胀系数/℃
栅极:钼	$5.0 \times 10^{-6}$
探针:氧化铝	$6.8 \times 10^{-6}$
合作标志:氧化锆	$10.3 \times 10^{-6}$
翌坤 8907 高温结构胶	$12.0 \times 10^{-6}$
翌坤 8969 高温陶瓷胶	$8.0 \times 10^{-6}$

利用线膨胀公式计算高温下探针的最大轴向伸长量用于估计探针自身变形带来的影响。

$$\delta = \alpha \cdot L \cdot \Delta T \quad (6)$$

由图 2 所示,探针的计算长度为 4.8 mm,由于栅极间温度差异较大,需要分段计算探针在不同区域间的热膨胀量。实验中室温 30 ℃,屏栅最高 356 ℃、加速栅最高 238 ℃、减速栅下游估计最高为 138 ℃,计算结果为加速栅探针最大伸长 3.9 μm,屏栅探针最大伸长 5.8 μm。

同时在 450 ℃ 高温下进行耐热实验,加热-冷却循环冲击 5 次,在实验过程中没有发现探针、合作标志变形、脱落的现象,探针在冷却后可恢复到原位。综合考虑,影响系统测量精度最主要的因素是图像放大系数的标定误差以及探针自身的热变形。对比美国 NASA 的 MacRae 变形测量精度(25 μm),本文测量系统在非加热状态下测量精度优于 6 μm,需要指出位移台的调整精度和测量误差处于同一级别对精度验证造成影响,系统实际测量精度应优于 6 μm。考虑到探针的最大热膨胀为 5.8 μm,故在加热状态下测量精度优于 12 μm,比 NASA 测量精度高 52%。

### 3.2 大气环境下加热实验

实验 LIPS - 300 栅极组件具有三层球面栅极,由内至外分别是屏栅、加速栅及减速栅,加速栅和屏栅的间距为 0.9 mm,本实验件未加装减速栅。实验在大气环境中进行,加热热源为 2.5 kW 的径向加热器,沿径向在加速栅和屏栅分别黏接 5 个 K 型热电偶测量温度,如图 7 所示。远距显微镜通过 4 轴精密定位平台安装在栅极侧方。为了检测实验台在加热过程中是否出现热变形,在栅极边缘与型材架的固定位置处使用千分表进行位移检测。整个测量系统如图 8 所示。

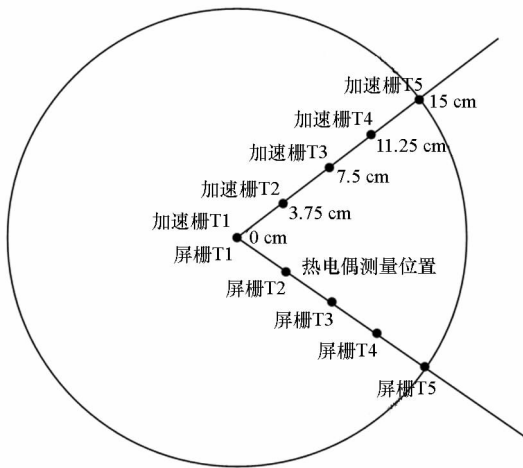


图 7 热电偶安装位置

Fig. 7 Thermocouples installation

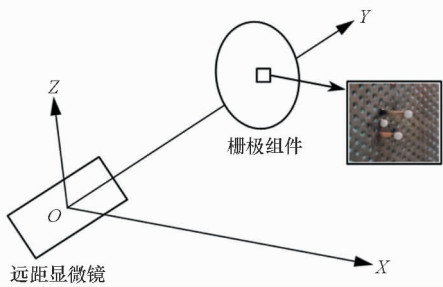


图 8 大气环境下 LIPS - 300 热态间距测量实验

Fig. 8 Hot gap measurement experiment

室温 30 °C 开启检测系统后,第 30 s 开始加热,第 573 s 停止加热开始冷却,第 2050 s 结束测量。整个实验过程中屏栅和加速栅的温度如图 9 所示,加热初期 1 min 内温度变化率最大,加热 4 min 后温度基本稳定,加热器模拟了沿径向分布的温度场。实验整个过程中屏栅和加速栅的热变形数据以及热态间距变化量如图 10 所示,开始加热后的 1 min 内随着温度快速升高,屏栅和加速栅迅速产生变形,其中屏栅变形明显大于加速栅,在屏栅和加速栅温差最大 150 °C 时,栅极间距

最大减小 413  $\mu\text{m}$  (约定为屏栅变形量减去加速栅变形量)。加热 1 ~ 4 min 期间,温度仍在上升但速率明显下降,屏栅和加速栅分别达到各自最大变形量为 859  $\mu\text{m}$  和 548  $\mu\text{m}$ 。加热 4 min 后随着栅极温度趋于稳定,屏栅和加速栅的变形量逐步回落至 690  $\mu\text{m}$  和 331  $\mu\text{m}$ ,屏栅中心温度稳定为 356 °C,加速栅中心温度稳定为 238 °C。第 573 s 移开加热器开始冷却,温度快速下降,屏栅和加速栅变形迅速减小并产生负值,最大达 -260  $\mu\text{m}$ 。随着冷却过程栅极变形和间距缓慢回复,在第 2050 s 实验结束时,热变形和间距变化量基本回复到零,温度回到室温 30 °C。实验中圆形合作标志半径无明显变化,故  $\alpha$  修正角取零。图像放大系数标定为 7.00  $\mu\text{m}/\text{pixel}$ 。千分表示数值无明显变化。

从实验结果可知栅极热变形具有以下特点:

1) 栅极间距的变化量取决于两栅极的温度差。栅极间的温度差越大,栅极热态间距的减小量越大。栅极间距的最小值出现在加热初期,此时屏栅和加速栅的温度差最大,随后温度差减小时,间距量也随之回升。

2) 在加热初期栅极温度迅速变化时,栅极产生剧烈变形,当温度趋于稳定时,变形量将缓慢减小到稳定值。停止加热开始冷却时,温度迅速减小,栅极变形也会迅速下降并产生负位移现象,等待栅极完全冷却后,栅极变形量缓慢回到零位。其他真空环境实验<sup>[9, 12-13]</sup>也具有上述变形特点。Rawlins 等<sup>[22]</sup>指出栅极组件中的球面栅极和栅极安装环都会产生变形,球面栅极受热膨胀使栅极中心的拱高增大,栅极固定环受热膨胀使栅极中心拱高减小。所以栅极达到最大热变形后,在温度维持不变的情况下,热变形量逐渐减少的原因是栅极安装环及其周围区域的温度上升慢,热容量大导致其热变形滞后于栅极。当栅极球面产生变形后,安装环温度才慢慢升上来,并产生一个径向变形,径向热应力将栅极球面向四周拉扯,导致球面拱顶高度减少,由此产生热变形曲线逐渐下降的现象。对于在冷却时出现栅极负位移的现象,实验中测量试验台位移的千分表无明显变化,说明栅极负位移现象不是试验台变形引起,而是栅极组件冷却时产生了负向位移。所以同理栅极组件在空气中冷却时,带孔栅极比栅极固定环温度下降快,首先回复变形,而栅极固定环的变形回复慢,所以出现栅极负向变形现象。



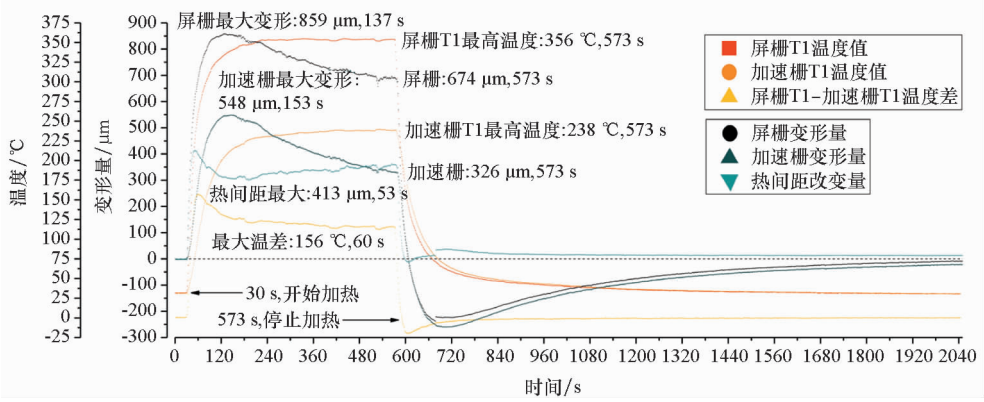


图9 栅极温度测量结果

Fig.9 Grids temperature during the test

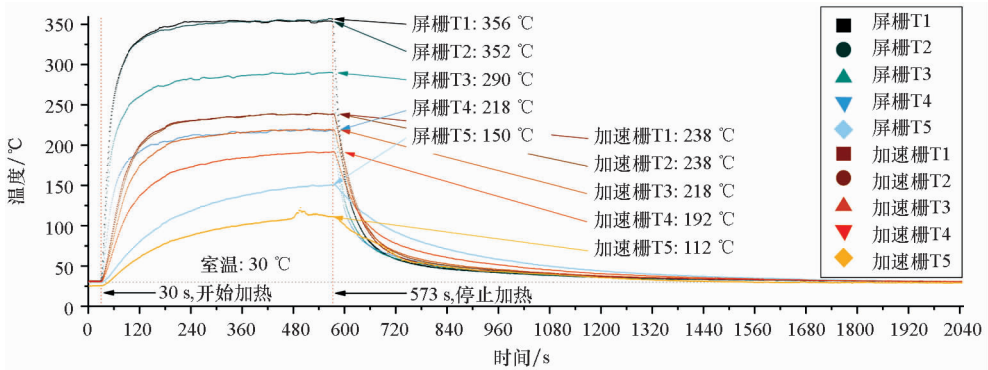


图10 LIPS-300 栅极组件热态间距及热变形量测量结果

Fig.10 LIPS-300 ion optics hot gap and thermal deformation measurements

### 4 结论

本文基于国内栅极热态间距测量需求开发了一种栅极组件热态间距摄像测量系统。结论如下:

1)测量系统满足在真空、高温、等离子环境下对栅极变形进行实时检测的要求,也可基于拍摄的视频调整参数进行离线检测,同时适用于双栅及三栅结构的栅极组件热态间距的测量。

2)系统采用可灵活修改参数的人机界面检测多目标的边缘并采用最小二乘法对合作标志进行亚像素定位,提高测量精度。精度验证实验结果表明,在非加热状态下系统测量误差优于6 μm,在加热状态下考虑探针热膨胀,系统测量误差优于12 μm,比美国NASA的MacRae接触式变形测量方法精度高52%。

3)分析了影响系统测量精度的影响因素。用两种方法对比验证图像放大系数的标定、对相机和探针的坐标系角度校正、对探针及合作标志的耐热性和热膨胀量进行测试计算,分析得影响系统测量精度的主要因素为图像放大系数的标定误差以及探针自身的热膨胀。

下一步将对离子推力器栅极组件在真空中运行时进行热态间距实测。同时研究等离子体束流光强对摄像测量的影响,以及离子溅射腐蚀对探针的影响。并计划采用石英材料的螺纹或楔形卡口探针安装固定,以及采用更高精度的平移台和标定片来提高测量精度。

### 参考文献(References)

- [1] Soulas G C. Calculation of thermally-induced displacements in spherically domed ion engine grids [C]// Proceedings of 29th International Electric Propulsion Conference, 2005.
- [2] Kaufmann H R. Technology of electron-bombardment ion thrusters [J]. Advances in Electronics & Electron Physics, 1975, 36: 265 - 373.
- [3] Rawlin V K, Banks B A, Byers D C. Design, fabrication, and operation of dished accelerator grids on a 30-cm ion thruster [C]//Proceedings of 9th Electric Propulsion Conference, 1972.
- [4] 陈茂林,夏广庆,徐宗琦,等. 栅极热变形对离子推力器工作过程影响分析[J]. 物理学报, 2015, 64(9): 283 - 289.  
CHEN Maolin, XIA Guangqing, XU Zongqi, et al. Analysis on the effects of optics thermal deformation on the ion thruster operation[J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64(9): 283 - 289. (in Chinese)
- [5] Wirz R, Katz I, Goebel D M, et al. Electron backstreaming determination for ion thrusters [C]. Hartford: 44th AIAA/

- ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2008.
- [6] Farnell C C. Performance and lifetime simulation of ion thruster optics [D]. Fort Collins, Colorado: Colorado State University, 2007.
- [7] van Noord J L. Lifetime assessment of the NEXT ion thruster [C]// Proceedings of 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
- [8] George C, Soulas R S. Post-test inspection of NASA's evolutionary xenon thruster long duration test hardware: ion optics [C]// Proceedings of 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016.
- [9] MacRae G S, Zavesky R J, Goeder S T. Structural and thermal response of 30 cm diameter ion thruster optics [C]// Proceedings of 25th Joint Propulsion Conference, 1989.
- [10] Trava-Airoldi V J, Garner C E, Pivrotto T J, et al. An optical technique to measure ion engine grid distortion due to differential thermal expansion [C]// Proceedings of 21st International Electric Propulsion Conference, 1990.
- [11] Pollard J, Welle R. Thrust vector measurements with the T5 ion engine [C]// Proceedings of 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1995.
- [12] Soulas G C, Frandina M M. Ion engine grid gap measurements [C]// Proceedings of 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- [13] Diaz E M, Soulas G C. Grid gap measurement for an NSTAR ion thruster [C]// Proceedings of 29th International Electric Propulsion Conference, 2005.
- [14] 孙明明, 张天平, 王亮. 30 cm 口径离子推力器热特性模拟分析 [J]. 真空与低温, 2014, 20(3): 158 - 162.  
SUN Mingming, ZHANG Tianping, WANG Liang. Thermal analysis of 30 cm diameter thruster [J]. Vacuum & Cryogenics, 2014, 20(3): 158 - 162. (in Chinese)
- [15] Sun M M, Jia Y H, Huang Y G, et al. Study on the influence of three-grid assembly thermal deformation on breakdown times and an ion extraction process [J]. Plasma Science and Technology, 2018, 20(6): 65509.
- [16] 孙明明, 张天平, 贾艳辉. 30 cm 离子推力器栅极组件热形变位移分析研究 [J]. 真空与低温, 2017, 23(6): 349 - 354.  
SUN Mingming, ZHANG Tianping, JIA Yanhui. The thermal deformation displacement analysis of the grids for a 30 cm diameter ion thruster [J]. Vacuum & Cryogenics, 2017, 23(6): 349 - 354. (in Chinese)
- [17] 孙明明, 张天平, 王亮, 等. 30 cm 离子推力器栅极组件热应力及热形变计算模拟 [J]. 推进技术, 2016, 37(7): 1393 - 1400.  
SUN Mingming, ZHANG Tianping, WANG Liang, et al. Thermal stress and thermal deformation analysis of grids assembly for 30 cm diameter ion thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(7): 1393 - 1400. (in Chinese)
- [18] 于起峰, 尚洋. 摄像测量学原理与应用研究 [M]. 北京: 科学出版社, 2009.  
YU Qifeng, SHANG Yang. Videometrics: principles and researches [M]. Beijing: Science Press, 2009. (in Chinese)
- [19] 于起峰, 陆宏伟. 基于图像的精密测量与运动测量 [M]. 北京: 科学出版社, 2002.  
YU Qifeng, LU Hongwei. Image based precise measurement and motion measurement [M]. Beijing: Science Press, 2002. (in Chinese)
- [20] Gonzalez R C, Woods R E. Digital image processing [M]. 3rd ed. Prentice-Hall, Inc., 2007.
- [21] Geiger A, Moosmann F, Car O, et al. Automatic camera and range sensor calibration using a single shot [C]// Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2012.
- [22] Rawlins V K, Banks B A, Byers D C. Dished accelerator grids on a 30-cm ion thruster [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 1973, 10(1): 29 - 35.