

引文格式: 樊金侠, 傅骁, 颜荣, 等. 基于激光干涉的可调圆形尾喷管喉部面积标定方法研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(7): 43-49.
FAN Jinxia, FU Xiao, YAN Rong, et al. Rapid calibration method of throat area of geometry-variable circular nozzle based on laser interference[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(7): 43-49.

基于激光干涉的可调圆形尾喷管喉部面积 标定方法研究*

樊金侠^{1,2}, 傅 骁¹, 颜 荣^{1,2}, 李 杰², 梁春疆³, 段发阶¹

(1. 天津大学精密测试技术及仪器国家重点实验室, 天津 300072;

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 绵阳 611730;

3. 善测(天津)科技有限公司, 天津 300382)

[摘要] 航空发动机可调尾喷管喉部面积直接影响其气动性能, 传统上使用内径千分尺测量喉部尺寸, 存在效率低下、喷口密封片下垂影响测量精度等问题。因此, 提出一种基于激光干涉的可调圆形尾喷管喉部面积标定方法, 设计激光干涉光路内置的同轴式长度测量结构, 采用压力传感器实时反馈实现推力自适应控制, 利用喉部尺寸测量数据计算喉部多边形面积, 基于最小二乘法建立喉部面积与发动机控制信号之间的关联模型, 实现喉部面积快速标定。试验结果证明, 研制系统的尺寸测量精度为 $41\ \mu\text{m}$, 建立面积标定模型的拟合优度为 0.98147, 具有操作简捷、快速的特点, 满足航空发动机测试需求。

关键词: 航空发动机; 尾喷管; 喉部面积; 尺寸测量; 激光干涉

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.07.043



樊金侠

高级工程师, 研究方向为航空发动机计量与检测技术。

现代航空发动机正朝着高推重比、高增压比、高涡轮前温度及高机动性能方向发展, 尤其以新一代变循环发动机为代表, 发动机推力和升力已经达到一个新高度。尾喷管是航空发动机推力和升力产生的关键部件, 其产生推力的大小及方向对航空发动机的性能有决定性影响。研究表明, 尾喷管的初始膨胀角、总长度、面积扩张比、外罩长度、外罩内壁扩张角等几何参数对尾喷管性能有重要影响^[1], 其中尾喷管的喉部面积直接关系气流在外喷管的膨胀程度, 从而影响推力系数、升力系数和俯仰力矩系数^[2-3]。伴随着飞机机动性能要求

不断提高, 越来越多的高性能航空发动机采用可调尾喷管取代了传统的固定式尾喷管, 可调尾喷管的独特结构使其能够根据发动机控制信号改变喉部面积, 进而实现不同转速工况下发动机推力、升力等性能的调控。

为了保证发动机性能控制准确可靠, 可调尾喷管喉部面积必须在试验前进行标定, 确保控制信号与喉部面积准确对应。为此, 在试验中首先需要测量获取尾喷管喉部面积, 进而建立标定模型。国内外针对尾喷管喉部面积测量的相关报道较少。吴立巍^[4]提出了一种基于图像分析的发动机尾喷口面积测量方法, 采用视

* 基金项目: 国家重点研发计划(2020YFB2010800); 国家自然科学基金(61905175, 61971307); 国家重点实验室探索性课题(Pilt2103); 霍英东教育基金会资助(171055); 青年人才托举工程(2021QNRC001); 广东省重点研发计划(2020B0404030001); 国防科技重点实验室基金(6142212210304); 中国航发四川燃气涡轮研究院外委课题(GJCZ-2021-0029, GJCZ-2020-0040)。

觉法实现了几何结构可调的尾喷管出口截面积测量;李季^[5]、杨海成^[6]、高继昆^[7]、徐开明^[8]、王振兴^[9]等采用三坐标测量机实现了涡轮导向叶片排气面积测量,并开展了不确定度分析;朱华仙等^[10]研制了一种发动机涡轮导向器喉道排气面积直接测量装置,提高了测量效率;宋慧军等^[11]设计了一种定点式测量结构,实现了发动机叶片喉道面积检测。需要注意的是,可调尾喷管喉部面积与涡轮导向器喉道面积、叶片喉道面积有明显不同,可调尾喷管喉部实际由数个密封片和调节片交叠形成,其尺寸可达1000 mm,在试验条件下,上端密封片、调节片受重力影响而下垂,对喉部面积形成遮挡,需要一定的外部推力使其恢复原位才能开展测量,因此,视觉法和三坐标法均难以适用于尾喷管喉部面积测量。据了解,目前试验人员采用内径千分尺在人为推力辅助下进行测量,存在效率低下、推力有主观不确定性、密封片下垂影响面积测量精度等问题,进而影响面积标定的效率和精度。可调尾喷管喉部面积测量首先要解决喉部尺寸测量问题,而喉部尺寸测量本质上是受限空间内的长度测量,激光干涉技术作为一种高精度、非接触、可溯源的长度测量技术,在数控机床、光刻机等重要领域广泛应用^[12-14],特别是近年来发展的光纤式激光干涉技术^[15-16],为受限空间内的长度测量应用奠定了基础。

本文提出一种基于激光干涉的可调圆形尾喷管喉部面积标定方法,首先设计并研制了一种基于激光干涉、电动推杆、压力传感的尾喷管喉部尺寸专用测量装置,实现了大范围、高精度、便携式的喉部面积测量,其次构建了基于最小二乘法的喉部面积标定模型,开发了标定软件,实现了喉部面积的快速标定,为航空发动机尾喷性能测试提供数据支撑。

1 喉部尺寸测量装置

某型航空发动机可调尾喷管喉部尺寸变化范围为300~1000 mm,其测量精度要求不大于50 μm。可调尾喷管喉部尺寸测量示意如图1所示,喉部结构由密封片和调节片交叠形成,其形状近似为圆形,但实际试验中为提高性能测试准确性,仍然将其视为复杂多边形。在尺寸测量过程中,顶部密封片和调节片受到重力影响而下垂,导致测量可能出现偏差,因此需要一定大小的外部推力将密封片、调节片推回原位,然后才能进行测量,这对传统的人工手动使用内径千分尺测量造成了极大不便。

因此,设计了一种基于激光干涉、电动推杆、压力传感的喉部尺寸专用测量装置,系统总体组成如图2所示,主要包括激光干涉仪、电动推杆、上位机、PLC控制器、压力传感器等。

设计的尺寸测量装置结构示意图如图3(a)所示,主体由电动推杆和可调伸缩杆并排构成,其中可调伸

缩杆采用手动拉伸、锁紧方式,方便在大范围内快速设置工作距离,可调伸缩杆锁紧后,直线电机旋转带动传动机构,进而带动丝杠旋转,通过T型丝杠使电动推杆移动,电动推杆顶部与两侧的滑杆固定连接,电动推杆移动带动滑杆移动,使两端的测头顶住尾喷管喉部,实现测量。

在可调伸缩管内部设置测量光路,如图3(b)所示,光路内置使测量装置具有更好的稳定性和抗干扰性,有效避免了环境空气扰动和人工操作干扰。采用光纤式激光干涉仪,可调伸缩管一端固定专用激光探头,滑杆一端固定专用反射镜,探头随可调伸缩管移动,反射镜随滑杆移动。待测整体长度为L,其可看作3部分组成,分别是固定探头端长度L₀₁,固定反射镜端长度L₀₂,移动距离长度L_x,根据几何关系有

$$L = L_x + L_{01} + L_{02} \quad (1)$$

式中,固定探头端长度L₀₁和固定反射镜端长度L₀₂提前利用高精度手段进行标定,均为固定长度,在喉部长度测量过程中,只需利用激光扫描频

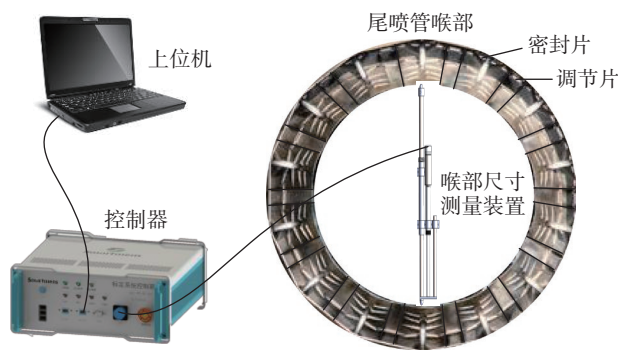


图1 尾喷管喉部尺寸测量示意图

Fig.1 Schematic diagram of nozzle throat size measurement

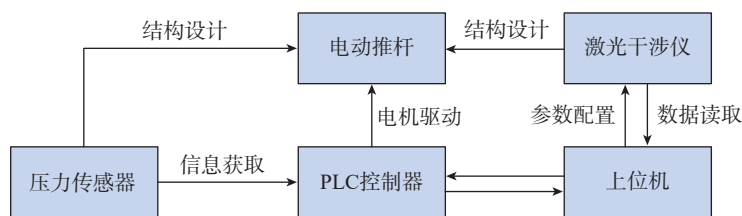


图2 系统总体结构图

Fig.2 Overall system structure diagram

干涉测距仪测得移动距离长度 L_x , 再将三者相加即可。

2 喉部面积快速标定方法

可调尾喷管喉部尺寸精确测量为面积标定奠定了基础, 为确保控制信号与喉部面积一一对应, 提出一种可调圆形尾喷管喉部面积快速标定方法, 如图4所示, 具体步骤如下。

(1) 标定准备工作。根据待测尾喷管喉部直径的变化范围以及测量精度要求, 选择测量工具, 清洁被测部位表面油污。

(2) 标记检测位置。对尾喷管喉部密封片和调节片进行编码标记, 如图5所示, 圆上直径相对位置的一对密封片或调节片为1组, 总共标记 m 组密封片(1#, 2#, ..., m #) 和 m 组调节片(1'#, 2'#, ..., m '#), 一般取 $m \geq 3$ 。

(3) 各状态喉部尺寸检测。规定尾喷管喉部从最大至最小分段为 N 个状态(一般取 $N \geq 5$), 为消除回程误差, 保证测量精度, 严格按照由大到小的顺序, 控制尾喷管调节至不同状态 i , 利用测量工具检测每一组密封片之间的距离(记为 $D_{i1}, D_{i2}, \dots, D_{im}$) 和调节片之间的距离(记

为 $D'_{i1}, D'_{i2}, \dots, D'_{im}$), 记录该状态下的控制信号值 V_i 。

(4) 各状态喉部面积计算。对每个状态的喉部面积进行计算, 需要特别注意的是, 虽然尾喷管喉部近似为圆形, 但实际是由若干密封片和调节片拼接而成的多边形, 因此须建立几何模型, 具体分析如图6所示, 假设喉部由 n 个密封片和 n 个调节片拼接形成, 则多边形的面积可视为 $2n$ 个三角形面积的叠加(包括 n 个密封片三角形和 n 个调节片三角形), 因此某状态 i 下的多边形面积可计算为

$$S_i = n \left[W \cdot \frac{\bar{D}_i}{2} \cdot \frac{1}{2} + 2 \cdot \frac{\bar{D}'_i}{2} \cdot \tan(\theta - \alpha) \cdot \frac{\bar{D}'_i}{2} \cdot \frac{1}{2} \right] = \frac{n}{4} [W\bar{D}_i + \bar{D}'_i{}^2 \tan(\theta - \alpha)]$$

$$\alpha = \arctan \frac{W}{\bar{D}_i}$$

$$\bar{D}_i = \frac{D_{i1} + D_{i2} + \dots + D_{im}}{m}$$

$$\bar{D}'_i = \frac{D'_{i1} + D'_{i2} + \dots + D'_{im}}{m}$$

$$\theta = \frac{180^\circ}{n}$$

(2)

式中, W 为密封片宽度; θ 为密封片和调节片之间的夹角; α 为密封片三

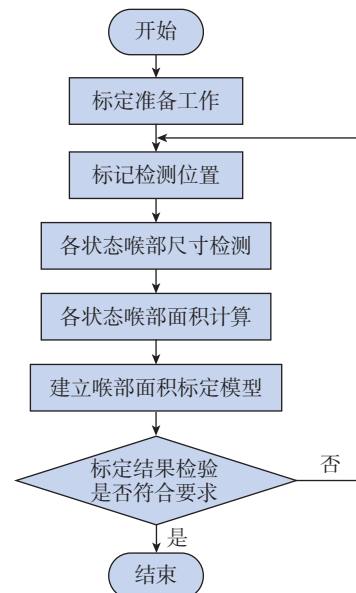


图4 可调圆形尾喷管喉部面积标定流程图
Fig.4 Flow chart of throat area calibration of adjustable circular nozzle

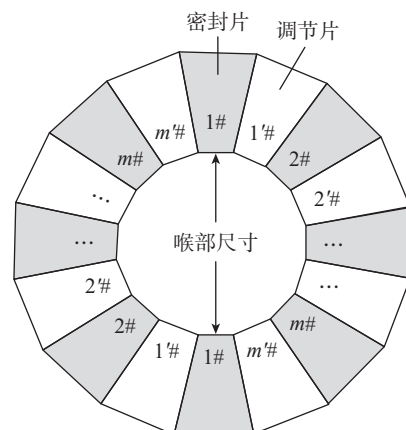


图5 喉部标记检测位置示意图
Fig.5 Schematic diagram of throat marker detection location

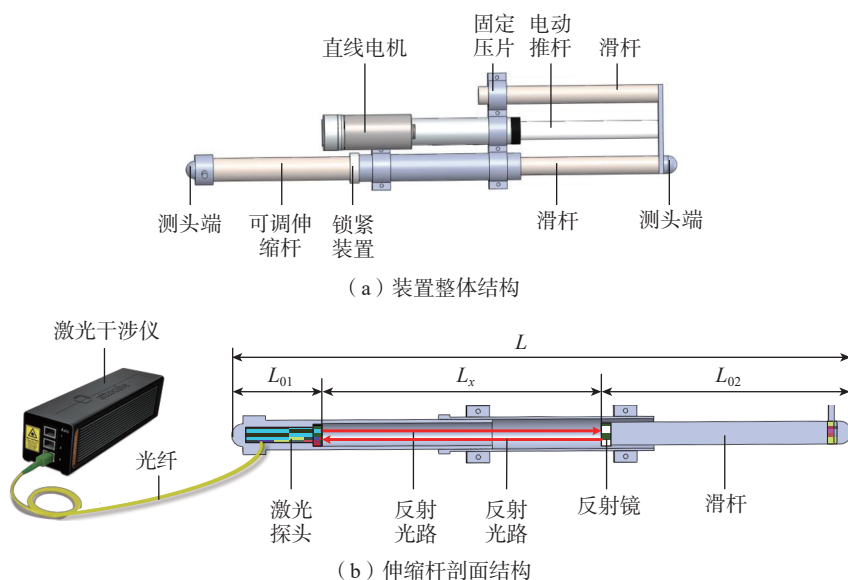


图3 装置结构示意图
Fig.3 Schematic diagram of device structure

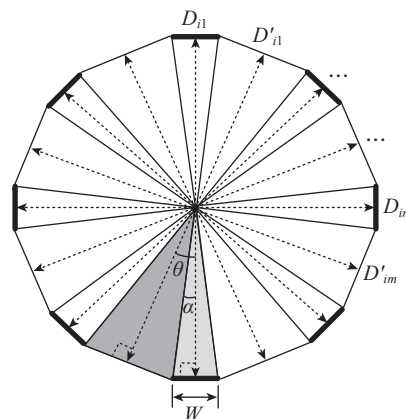


图6 喉部面积计算示意图
Fig.6 Schematic diagram of throat area calculation

角形顶角的 1/2; \bar{D}_i 为密封片之间的平均距离; \bar{D}'_i 为调节片之间的平均距离。

(5) 建立喉部面积标定模型。基于最小二乘法, 利用各状态下喉部面积计算值 S_i 和控制信号值 V_i (剔除粗大误差), 根据需要建立线性或非线性拟合模型, 以一阶线性拟合为例, 输入量为控制信号值 V , 输出量为喉部面积估计值 \hat{S} , 两者应符合

$$\hat{S} = \hat{k}V + \hat{b} \quad (3)$$

式中, \hat{k} 、 \hat{b} 为拟合系数估计值。根据最小二乘法, 利用检测数据, 可计算拟合系数为

$$\hat{k} = \frac{N \sum_{i=1}^N V_i S_i - \sum_{i=1}^N V_i \sum_{i=1}^N S_i}{N \sum_{i=1}^N V_i^2 - (\sum_{i=1}^N V_i)^2} \quad (4)$$

$$\hat{b} = \frac{\sum_{i=1}^N V_i^2 \sum_{i=1}^N S_i - \sum_{i=1}^N V_i \sum_{i=1}^N V_i S_i}{N \sum_{i=1}^N V_i^2 - (\sum_{i=1}^N V_i)^2}$$

式中, S_i 、 V_i 为各状态下尾喷管喉部面积计算值和控制信号观测值; N 为状态数量。

(6) 基于步骤(5)建立的面积标定模型对标定结果进行检验。按照步骤(3)和(4)方法对另外 M 个状态的尾喷管喉部尺寸进行检测 (一般取 $M \geq 3$), 并且 M 个状态与第 3 步的 N 个状态不重合, 获得 M 个待测尾喷管喉部面积的观测值 S' 和控制信号的观测值 V' , 去除最大状态和最小状态数据, 将剩余 $M-2$ 个状态的控制信号观测值代入面积标定模型, 计算得到 $M-2$ 个待测尾喷管喉部面积的估计值 \hat{S}' , 将估计值与观测值 V' 进行对比, 若误差符合要求则进行下一步, 否则回到步骤(2)重新进行标定。

3 结果与讨论

研制完成的测量装置如图 7 所示, 包括控制器 1 个、大量程喉部尺寸测量装置 1 个 (500~1000 mm)、小量

程喉部尺寸测量装置 1 个 (300~500 mm), 采用的激光干涉仪为德国 attocube 公司的 IDS3010 激光干涉仪 (光纤式激光探头直径 12 mm, 测量范围 0~5 m, 测量精度 0.5 $\mu\text{m}/\text{m}$, 激光波长 1530 nm), 电动推杆最大推力为 500 N, 压力传感器量程为 50 kg, 压力测量精度为 0.05。

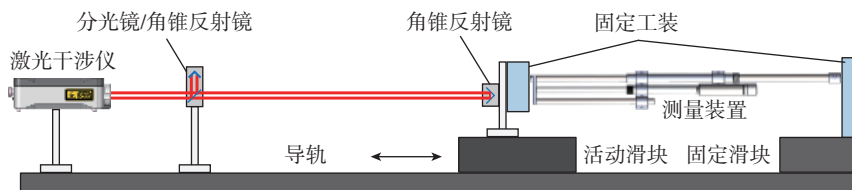
为保证研制装置测量结果的准确性, 搭建标定平台, 开展长度测量标定试验, 如图 8 所示, 包括另一台激光干涉仪 (SJ6000, 测量范围 0~80

m, 测量精度 0.25 $\mu\text{m}/\text{m}$)、长导轨、滑块、固定工装等。在两个滑块中间利用工装固定测量装置, 其中一个滑块固定, 另一个滑块可活动, 激光干涉仪配合角度干涉镜和反射镜测量活动滑块位移, 控制测量装置伸长带动活动滑块移动, 读取激光干涉仪示数与测量装置示数, 进行标定。标定结果如表 1 所示, 从 300 mm 开始, 每间隔约 100 mm 取 1 个点, 可以看出, 研制装置与激光干涉仪的测量结果差异较小, 最大测量误差为 41 μm ,



图 7 研制完成的装置实物

Fig.7 Image of the developed device object



(a) 标定平台示意图



(b) 标定平台实物图

图 8 标定平台示意图和实物图

Fig.8 Schematic diagram and image of the calibration platform

满足要求。为验证测量装置的重复性精度,从 300 mm 开始,每间隔约 100 mm 取 1 个点,每个点使用测量装置进行 5 次测量,计算平均值,并基于极差法计算重复性误差,结果如表 2 所示,最大重复性误差为 9 μm 。

为验证研制系统性能,针对中国航发四川燃气涡轮研究院某型发动机尾喷管,开展现场试验。首先使用研制测量装置对可调尾喷管 8 个不同状态下的喉部尺寸进行测量,并计算得到面积值,然后根据提出方法开展面积标定,面积标定结果如表 3 所示,获得标定模型为

$$\hat{S} = -3913.94118V + 2361.57631 \quad (5)$$

式中, V 为发动机控制信号值(无量纲); \hat{S} 为喉部面积拟合值。拟合优度计算公式为

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (S_i - \hat{S}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (S_i - \bar{S}_i)^2} \quad (6)$$

式中, S_i 为面积测量值; \hat{S}_i 为面积拟合值; \bar{S}_i 为面积多次测量平均值。计算得喉部面积拟合优度为 0.98147,拟合效果较好。

利用研制装置对可调尾喷管另外 3 个状态喉部尺寸进行测量并计算面积,代入标定模型式(5)进行检验,检验结果如表 4 所示。根据标定数据和检验数据绘制尾喷管喉部面积标定结果,如图 9 所示,标定结果具有较好的拟合度和精度,满足试验需求。

4 结论

本文研究了基于激光干涉的可调尾喷管喉部面积标定方法,重点设计了一种尾喷管喉部尺寸测量装置,提出了一种尾喷管喉部面积快速标定方法,得到如下结论。

(1) 设计并研制了一种基于激光干涉、电动推杆、压力传感的尾喷管喉部尺寸专用测量装置,通过激光干涉光路内置降低了外界干扰影响,

采用压力传感器实时反馈实现推力自适应控制,解决了传统内径千分尺法测量效率低下、推力有主观不确定性、密封片下垂影响面积测量精度等

问题。

(2) 针对可调圆形尾喷管提出了一种喉部面积快速标定方法,基于密封片、调节片交叉结构特点计算喉

表 1 测量长度标定试验结果

Table 1 Measurement length calibration experiment results mm

序号	激光干涉仪示数值	测量装置示数值	误差
1	296.687	296.728	0.041
2	411.666	411.645	-0.021
3	495.401	495.381	-0.02
4	613.589	613.55	-0.039
5	705.852	705.887	0.035
6	801.12	801.137	0.017
7	902.29	902.288	-0.002
8	1001.631	1001.654	0.023

表 2 测量重复性试验结果

Table 2 Measurement repeatability experiment results mm

序号	第 1 次测量	第 2 次测量	第 3 次测量	第 4 次测量	第 5 次测量	平均值	重复性误差
1	301.912	301.921	301.919	301.923	301.916	301.918	0.005
2	400.093	400.093	400.095	400.095	400.105	400.096	0.005
3	499.644	499.642	499.656	499.656	499.652	499.650	0.006
4	581.505	581.512	581.502	581.493	581.513	581.505	0.009
5	680.202	680.203	680.210	680.209	680.192	680.203	0.007
6	778.477	778.469	778.489	778.486	778.472	778.479	0.009
7	880.078	880.079	880.089	880.086	880.076	880.082	0.006
8	978.285	978.277	978.278	978.289	978.294	978.285	0.008

表 3 某型发动机尾喷管喉部面积标定试验结果

Table 3 Calibration results of throat area of a certain engine tail nozzle

序号	发动机控制信号值	喉部面积测量值/ cm^2	喉部面积拟合值/ cm^2	误差/ cm^2
1	-0.414	4153.26	3981.95	-171.31
2	-0.287	3470.49	3484.88	14.39
3	-0.224	3158.62	3238.30	79.68
4	-0.116	2691.03	2815.59	124.56
5	-0.043	2416.11	2529.88	113.77
6	0.031	2205.96	2240.24	34.28
7	0.11	2007.23	1931.04	-76.19
8	0.187	1748.85	1629.67	-119.18

表 4 某型发动机尾喷管喉部面积检验试验结果

Table 4 Test results of throat area of a certain engine tail nozzle

序号	发动机控制信号值	喉部面积测量值/mm ²	喉部面积预测值/mm ²	误差/mm ²
1	-0.355	3809.52	3751.03	-58.49
2	-0.184	3002.93	3081.74	78.81
3	0.064	2101.13	2111.08	9.95

部多边形面积,基于最小二乘法建立喉部面积与发动机控制信号之间的线性模型,实现喉部面积快速标定。

(3)搭建了尺寸测量标定平台,结果显示,研制系统的尺寸测量精度为 41 μm;开展了航空发动机尾喷管现场试验,结果显示所建立的面积标定模型拟合优度为 0.98147,满足用户测试需求。

参考文献

[1] LI J P, SONG W Y, XING Y, et al. Influences of geometric parameters upon nozzle performances in scramjets[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(6): 506-511.

[2] 周慧龙. 进排气可调的冲压发动机多变量控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.

ZHOU Huilong. Research on multivariable control method of ramjet with adjustable inlet and nozzle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021.

[3] 贾琳渊, 陈玉春, 谭甜, 等. 变几何参数对变循环发动机过渡态性能的影响分析[J]. 推进技术, 2020, 41(8): 1681-1691.

JIA Linyuan, CHEN Yuchun, TAN Tian, et al. Analysis for influence of variable geometry parameters on transition state performance of variable cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(8): 1681-1691.

[4] 吴立巍. 基于图像分析的发动机尾喷口面积测量技术研究[J]. 信息与电脑(理论版), 2016(14): 28-29.

WU Liwei. Study on measurement technology of engine tail nozzle area based on image analysis[J]. China Computer & Communication, 2016(14): 28-29.

[5] 李季, 权伊明, 张涛. 涡轮导向器排气面积检测技术研究[J]. 计量与测试技术, 2019, 46(7): 18-20.

LI Ji, QUAN Yiming, ZHANG Tao. Research of turbine nozzle throat area measurement

technology[J]. Metrology & Measurement Technique, 2019, 46(7): 18-20.

[6] 杨海成, 王玉, 丁轶奇. 涡轮导向器排气面积测量与分析[J]. 航空精密制造技术, 2016, 52(3): 56-58, 62.

YANG Haicheng, WANG Yu, DING Yiqi. Turbine guide throat area measurement and analysis[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2016, 52(3): 56-58, 62.

[7] 高继昆. 三坐标测量涡轮导向叶片排气面积的方法研究[J]. 航空制造技术, 2015, 58(9): 91-93, 96.

GAO Jikun. Measurement method of turbine nozzle area by CMM[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(9): 91-93, 96.

[8] 徐开明, 黄治国, 郑兴林. 涡轮导向器叶片喉道面积值的三坐标测量[J]. 硅谷, 2011, 4(2): 31-32.

XU Kaiming, HUANG Zhiguo, ZHENG Xinglin. Three-coordinate measurement of turbine guide blade throat area[J]. Silicon Valley, 2011, 4(2): 31-32.

[9] 王振兴, 范明争, 张盛珺, 等. 涡轮导向器喉道面积三坐标测量不确定度评估[J]. 航空制造技术, 2022, 65(5): 68-74.

WANG Zhenxing, FAN Mingzheng, ZHANG Shengjun, et al. Measurement uncertainty evaluation of turbine nozzle throat area measured by coordinate measurement machine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(5): 68-74.

[10] 朱华仙, 周海峰, 蒲丽蓉, 等. 发动机涡轮导向器喉道排气面积直接测量装置[J]. 自动化与仪器仪表, 2012(6): 130-132.

ZHU Huaxian, ZHOU Haifeng, PU Lirong, et al. An engine turbine nozzle throat venting area direct-measuring device[J]. Automation & Instrumentation, 2012(6): 130-132.

[11] 宋慧军, 于菲, 李赞. 发动机叶片喉道面积检测研究[J]. 中国新技术新产品, 2011(1): 3.

SONG Huijun, YU Fei, LI Zan. Study on the measurement of engine blade throat area[J]. China New Technologies and Products, 2011(1): 3.

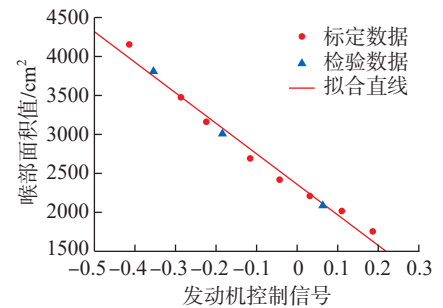


图 9 某型发动机尾喷管喉部面积标定曲线
Fig.9 Calibration curve of nozzle throat area of a certain type of engine

[12] 郑发家. 数控机床三直线轴 21 项几何误差测量系统与应用研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2021.

ZHENG Fajia. Study on system and application for measuring 21 geometric errors of three linear axes of machine tools[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2021.

[13] 王越, 胡鹏程, 付海金, 等. 外差激光干涉仪周期非线性误差形成机理与补偿方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2020, 52(6): 126-133.

WANG Yue, HU Pengcheng, FU Haijin, et al. Periodic nonlinear error and its compensation method in heterodyne laser interferometer[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2020, 52(6): 126-133.

[14] 朱嘉, 李醒飞, 谭文斌, 等. 基于激光干涉仪的测量机几何误差检定技术[J]. 机械工程学报, 2010, 46(10): 25-30.

ZHU Jia, LI Xingfei, TAN Wenbin, et al. Method of geometric error detection for measuring machine based on laser interferometer[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(10): 25-30.

[15] 谷庭龙. 基于角锥反射镜的光纤探头式激光干涉位移传感研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2021.

GU Tinglong. Laser interferometric displacement sensing based on an optical fiber probe with a corner cube reflector target[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2021.

[16] THURNER K, QUACQUARELLI F P, BRAUN P F, et al. Fiber-based distance sensing interferometry[J]. Applied Optics, 2015, 54(10): 3051-3063.

通讯作者: 傅骁, 副教授, 博士, 研究方向为精密测量与在线检测技术。

Rapid Calibration Method of Throat Area of Geometry-Variable Circular Nozzle Based on Laser Interference

FAN Jinxia^{1,2}, FU Xiao¹, YAN Rong^{1,2}, LI Jie², LIANG Chunjiang³, DUAN Fajie¹

(1. The State Key Lab of Precision Measuring Technology and Instruments, Tianjin 300072, China;

2. AECC Sichuan Gas Turbine Research Establishment, Mianyang 611730, China;

3. Smartmens (Tianjin) Technology Co., Ltd., Tianjin 300382, China)

[ABSTRACT] The throat area of the geometry-variable nozzle directly affects the performance of the aero-engine. The inner diameter micrometer is traditionally used to measure the throat size, which has some problems, such as low efficiency and droop of the nozzle seal affecting the measurement accuracy. Therefore, we put forward a calibration method for throat area of tunable circular nozzle based on laser interference. Firstly, a coaxial length measurement structure is designed which features built-in laser interference optical path. A pressure sensor is utilized to give real-time feedback to automatically control the thrust. Then the polygon throat area of the nozzle is calculated from the dimensional measurement data. Finally, the correlation model between throat area and engine control signal is established based on the least square method. The experimental result shows that the size measurement accuracy of the developed system is 41 μm , the area calibration accuracy is 0.98147, and the method features good simplicity and convenience.

Keywords: Aero-engine; Nozzle; Throat area; Dimensional measurement; Laser interference

(责编 阳光)

(上接第 42 页)

ZHANG Shikuan, WU Qingxiao, LIN Zhiyuan. Detection and segmentation of structured light stripe in weld image[J]. Acta Optica Sinica, 2021, 41(5): 88–96.

[6] 解晓童. 基于主被动视觉传感的机器人焊接过程焊缝跟踪与熔池监测研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.

XIE Xiaotong. In situ studies of full field strain and residual stress of welding heat affect zone using digital image correlation[D].

Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2020.

[7] CHEN S F, LIU J, CHEN B, et al. Universal fillet weld joint recognition and positioning for robot welding using structured light[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2022, 74: 102279.

[8] DU R Q, XU Y L, HOU Z, et al. Strong noise image processing for vision-based seam tracking in robotic gas metal arc welding[J]. The International Journal of

Advanced Manufacturing Technology, 2019, 101(5): 2135–2149.

[9] FAN J F, JING F S, YANG L, et al. A precise seam tracking method for narrow butt seams based on structured light vision sensor[J]. Optics & Laser Technology, 2019, 109: 616–626.

[10] LI X H, LI X D, KHYAM M O, et al. Robust welding seam tracking and recognition[J]. IEEE Sensors Journal, 2017, 17(17): 5609–5617.

Real-Time Detection Method for Welding Points Inside Large Pressure Vessels

SONG Limei¹, ZHANG Qile¹, WANG Shuopeng¹, CHEN Enze¹, YANG Yangang², ZHU Xinjun¹

(1. Tianjin Key Laboratory of Intelligent Control of Electrical Equipment, Tiangong University, Tianjin 300387, China;

2. Tianjin University of Technology and Education, Tianjin 300222, China)

[ABSTRACT] In order to solve the problems of unintelligent detection of weld points, low detection accuracy and poor detection robustness of the robot system in the automated welding process of the internal anti-surge plate of aluminum alloy tanks of large pressure vessels, a multi-feature fusion 3D weld point real-time detection method for structural light vision-guided robots is designed. First, the visual features are extracted from the workpiece to derive multiple regions of interest, then the multiple features are fused to obtain the 2D key points, and finally the 3D pre-weld points are determined by fast and unconstrained system calibration. Industrial field experiments show that the maximum error of 3D welding point extraction in camera coordinate system is 0.196 mm, the average error is 0.099 mm, and the average detection time is 0.09 s. The welding point detection is accurate, fast and intelligent, which can meet the industrial robot welding path planning and automatic welding tasks.

Keywords: Computer vision; 3D reconstruction; Robotic welding; Waveguard welding; Deep learning

(责编 阳光)