

航空发动机涡轮叶片原位集成高温 MEMS 传感器的研制

段力¹, 高均超¹, 丁桂甫¹, 邵靖², 毛成龙³, 沈杰³, 静波⁴

(上海交通大学电子信息与电气工程学院¹, 机械与动力工程学院⁴, 上海 200240; 2. 苏州泰斯特测控科技有限公司, 江苏苏州 邮编;
3. 上海中航商用航空发动机制造有限责任公司, 上海 201108)

摘要: 为了满足智能高性能航空发动机高温、高振动、高冲击的苛刻工作要求, 采用 MEMS (Micro-electro-mechanical-system, 微机电系统) 薄膜技术制作了发动机涡轮叶片原位集成高温温度传感器, 并进行了高温下的温度试验和振动冲击试验。试验结果表明: 热电阻传感器温度的线性良好, 可以实现在高温环境下的温度控制; 叶片原位温度传感器及其连线系统可以在规定的苛刻的振动与冲击试验指标下安全、可靠地工作, 振动与冲击之后连接特性没有变化。将该原位集成传感器应用在涡轮叶片表面, 不仅可以原位测量 800 °C 的环境温度, 而且具有很高的机械强度, 可以承受 40g 的振动和 100g 的冲击力。

关键词: 高温测量技术; 传感器; 抗振动; 抗冲击; 航空发动机

中图分类号: V239

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.04.010

A Robust Embedded MEMS High-temperature Sensor for Aero-engine Turbine Blade

DUAN Li¹, GAO Jun-chao¹, Ding Gui-fu¹, SHAO Jing², MAO Cheng-long³, SHEN Jie³, JING Po⁴

(Shanghai Jiao Tong University, School of electronic information and electrical engineering¹, College of Mechanical and Power Engineering⁴, Shanghai 200240, China; 2. Suzhou TST Control Technology Co., Ltd, Suzhou 215164, China; 3. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd, Shanghai 201108, China)

Abstract: In order to satisfy the high temperature, high vibration and impact environments inside the high performance and intelligence aeroengines, in-situ integrated MEMS sensor was fabricated on turbine blades surface. A series of high temperature tests together with vibration and impact tests were carried out on these embedded sensors. The tests results show that the thermal resistance of the MEMS sensor has a good temperature linear relationship and can realize high temperature control. These sensors and connection system can work safely and reliably under the specified harsh vibration and impact test conditions. The characteristic of the connection system is unchanged after the test. Therefore, these in-situ integrated sensors can be applied on turbine blades surface to measure the ambient temperature up to 800 °C with high mechanical strength, which can withstand the vibration of 40g and the impact of 100 g.

Key words: high temperature measurement technology; sensors; vibration resistance; impact resistance; aeroengine

0 引言

在关键部位安放测量温度与应力、压力与热流量等关键参数的传感器对于研发高效能航空发动机以及航空发动机的智能化具有重要的促进作用^[1]。传统的温度传感器体积偏大, 安装工艺复杂, 影响气流环境, 并且不容易安装在发动机某些特定的部位, 比如有一定曲率的涡轮叶片表面^[2]。而利用微制造技术制作的薄膜型传感器厚度只有微米量级, 可以集成在一

些关键部位而不会给发动机运行环境造成扰动^[3], 从而得到准确的航空发动机运行参量数值, 为航空发动机“智能化”提供实时数据。

随着集成电路工艺的发展, 微制造技术^[4-5]和超精密机械加工技术衍生出更多新型微纳制造技术。用光刻的方法将微图案转印在涡轮叶片表面, 然后利用化学或物理的方法在基底材料上刻蚀与淀积各种功能薄膜并形成特定的结构和器件, 可以将传感器、电子元器件和执行器整合为 1 个微控制系统, 不会影响气

收稿日期: 2017-12-01

作者简介: 段力(1962), 男, 副教授, 研究方向为微纳科技在航空技术领域的交叉应用及航空发动机传感器预研; E-mail: franklinduan@sjtu.edu.cn

引用格式: 段力, 高均超, 丁桂甫, 等. 航空发动机涡轮叶片原位集成高温 MEMS 传感器的研制[J]. 航空发动机, 2018, 44(4): 56-60. DUAN Li, GAO Junchao, Ding Guifu, et al. A robust embedded MEMS high-temperature sensor for aero-engine turbine blade[J]. Aeroengine, 2018, 44(4): 56-60.

流场性能,具有动态特性好、测量精度高,并且可实现点阵分布式测量,对小空间涡轮叶片榫槽边缘及涡轮叶片尖端的温度等参数测量是非常有意义的。航空发动机是1个高速、高温、高振动的复杂机动系统,尤其在涡轮运转的部位,离心力大、振动交变负荷高,高温高应力高振动的问题尤为突出^[6]。转子不平衡、发动机内部气流哮喘造成涡轮叶片剧烈振动^[7],在发动机的起动初期速度增加很快。例如在温度较低时,在起动过程中发动机振动值为7 mm/s,而在高温过程后停车46 min再次起动,最大振动值可达100 mm/s左右^[8]。

本文研究了1种采用MEMS薄膜技术制作的航空发动机涡轮叶片高温温度传感器,并对传感器与连线系统进行了一系列苛刻的振动冲击试验。

1 涡轮叶片 MEMS 原位集成传感器的制作与表征

薄膜原位集成MEMS热电阻传感器采用微加工工艺制作,即采用软模板转印的方法^[9],在涡轮叶片表面原位微集成了Pt薄膜热电阻。此曲面微制造工艺利用1张软质易于弯曲的模板将传感器图形转印至涡轮叶片表面。选用1个校徽图案,使用200 mm硅片压印制作1张具有热电阻传感器图形的PDMS软质转印模板,如图1所示。

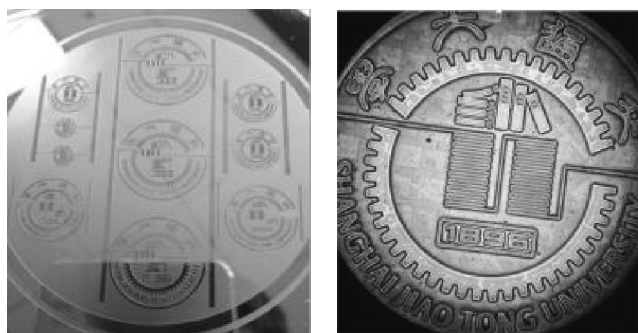
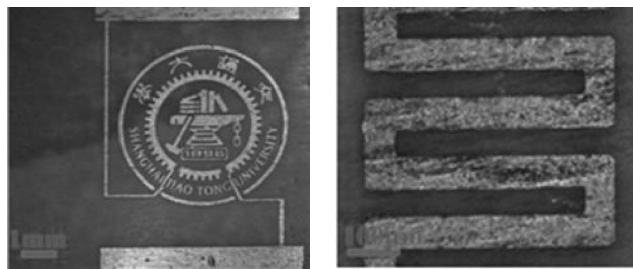


图1 MEMS微制造传感器的PDMS软质模板

利用此PDMS软模板在叶片基底上实现图形化掩膜。在PDMS上涂上 α -氰基丙烯酸乙酯,将PDMS压印到叶片表面形成传感器图形。 α -氰基丙烯酸乙酯是1种快速黏着剂,具有一定黏度,在转印过程中PDMS上的 α -氰基丙烯酸乙酯可瞬间快速固化在涡轮叶片基底表面,利用 α -氰基丙烯酸乙酯在表面的图形用Lift-off工艺最终实现薄膜Pt热电阻的微结构。Lift-off的工艺过程是:首先将涡轮叶片放在薄膜

溅射室中利用磁控溅射的方法在叶片上沉积500 nm的Pt薄膜,溅射功率为600 W、溅射压强为 2×10^{-4} Pa。薄膜溅射完毕,将整个叶片浸泡在丙酮中佐之以超声将 α -氰基丙烯酸乙酯去除,而沉积在其上的Pt膜层被剥离,形成膜传感器的图形。由此形成的叶片表面白金的3维形貌及尺寸如图2所示。从图中可见图形复制效果良好。



(a) 校徽图案 MEMS 传感器
图形(放大 34 倍)

(b) 梳状热电阻图形
(放大 300 倍)

图2 利用PDMS转印在叶片上的图形

测量了航空发动机涡轮叶片表面原位集成高温传感器的高温电学特性。薄膜温度传感器高温测量试验是在能够将温度升高并且保持在高达1300℃氮气环境下的高温箱式炉内进行。试验开始之前将进行引线烧结工艺后的涡轮叶片放置在高温箱式炉内部炉膛(底部中心,然后将2根长度为1 m、直径为0.2 mm的铂丝与热电阻传感器电极引线相连接,将其引出炉子外部连接多功能万用表。升温至800℃后自然冷却至室温,测量热电阻值及热障涂层绝缘层电阻值随温度变化的响应情况。

在800℃或更高的高温环境下,一般陶瓷材料的电绝缘性能会降低^[10-13],会影响传感器特性。因为如果衬底绝缘层开始电导通,热敏电阻会通过衬底导通的并联电阻而影响测量精度。为了在涡轮叶片上原位集成薄膜热电阻,通常首先需要在热电阻传感器和涡轮叶片金属基底之间喷涂1层在800℃下具有良好电绝缘特性的陶瓷层,此次研制的MEMS薄膜热电阻所采用的绝缘基底热障涂层是1层氧化锆(ZrO_2)陶瓷基底,由于陶瓷基底的绝缘特性会随着温度改变而改变,直接影响到热电阻值随温度的变化结果,因此有必要在测量高温热电阻传感器高温电阻特性的同时测量绝缘电阻值。利用与之前薄膜热电阻相同的烧结引线测量技术分别连接2个不同的热电阻传感器电极焊接引线,将其引出炉子外部连接多功能万用

表,将万用表调至测量电阻档,即可同时测量电阻传感器及其陶瓷基底绝缘电阻的温度特性。叶片表面氧化锆(ZrO_2)陶瓷基底绝缘电阻值在温度为 $25 \sim 800^\circ\text{C}$ 的变化过程如图3所示。从图中可见,在室温条件下,绝缘电阻值为 $200\text{ M}\Omega$,超出测量量程,而在高温条件下,陶瓷层的电阻值减小,绝缘电阻随温度的变化基本呈指数关系,通过改良陶瓷材料,高温陶瓷材料的高温电绝缘性能在 800°C 下保持在 $2\text{ k}\Omega$ 左右,对于 $50\ \Omega$ 的热电阻带来的误差是2%,但后续可以通过校准,得到温度和电阻的对应曲线对测量温度进行修正。

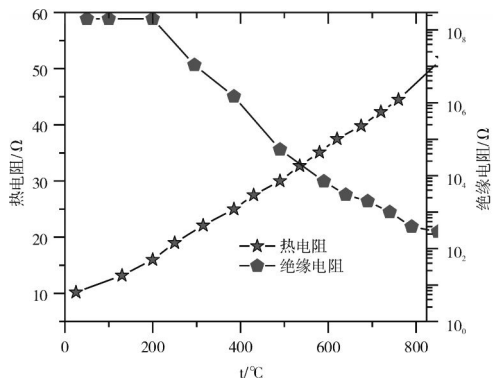


图3 叶片表面热电阻传感器及 ZrO_2 绝缘涂层基底绝缘电阻随温度变化特性曲线

从图中可见,电阻温度的线性良好,可以实现在高温环境下对温度实时监控,实现高温温度传感器的工程学目的。

2 振动冲击试验

根据叶片的形貌和尺寸加工了固定的夹具,以确保在振动和冲击试验的整个动态过程中,带有传感器的叶片稳固在测量系统中。带有传感器和焊接连线的叶片在振动台上固定的实际图片如图4所示。夹具的榫槽和叶片的边缘尺寸线对应,夹具两端可以根据叶片的宽度微调。振动和冲击传感器被安装在振动台上监控和检测振动的频率与强度,这些传感器通过加速度或速度传感器来测量振动与冲击力^[14,15]。发动机涡轮叶片和振动传感器与振动基座构成1个完整的振动测试构件系统。

振动试验测试装置包括振动台和控制系统,如图5所示。电动振动试验系统(Electro-dynamic Vibration Test System)的额定冲击力是 100 kN ,频率为 $1 \sim$

2700 Hz ,最大加速度可达 $100g$,最大位移为 51 mm ,最大负载为 800 kg 。

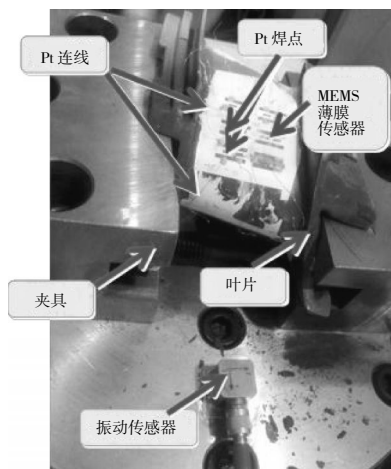


图4 固定上在振动台上的薄膜热电偶单元传感器



图5 振动试验测试装置

抗振动指标界定为 $10 \sim 2000\text{ Hz}$, $40g$ 。鉴于最大位移限制为 51 mm ,在低频段把振动强度调整为 $6g$,随着频率的提高,振动强度逐渐增大至 $40g$,振动强度的试验方案如图6所示。

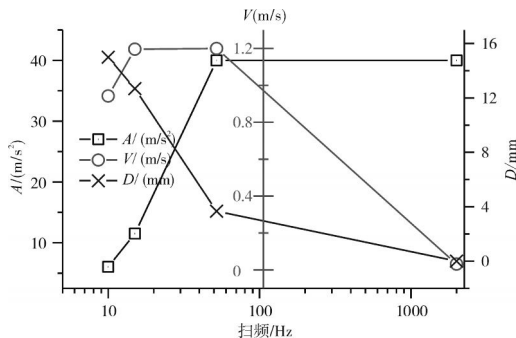


图6 振动强度试验方案

冲击试验测试装置如图7所示。垂直冲击试验台(Vertical Shock Tester)的最大负载值为 $100g$,冲击脉

冲的持续时间为 1.5 ~ 40 ms, 峰值加速度可达 600g, 此冲击台可进行常规的半正弦波、后峰锯齿波等波形的冲击试验。

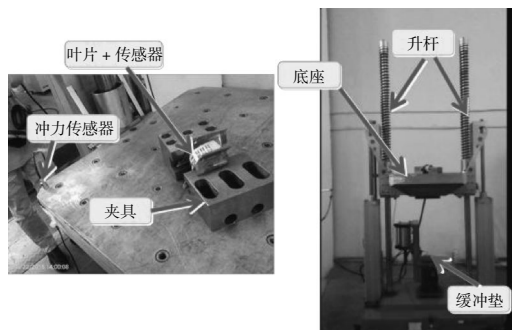


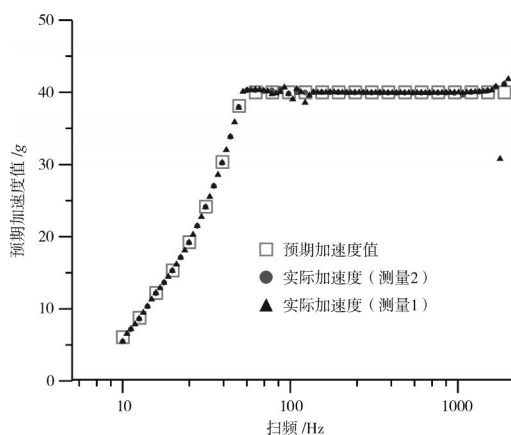
图7 冲击试验测试装置

发动机涡轮叶片表面原位集成的 MEMS 薄膜传感器器件的薄弱点主要有 3 处, 集中在不同材质的结合部: (1) 薄膜材料与叶片基底材料的界面部位, 在高振动强度(幅度和频率)下, 薄膜可能会脱落; (2) 传感器的电极与焊接点, 由于焊点材料和薄膜材料不尽相同, 其结合处也成为容易断开的软肋点; (3) 焊接线与焊点之间的连接, 由于焊接线在振动与冲击过程中的剧烈运动和变形扭曲, 可能会造成连接处折断。为此, 每次振动冲击试验后, 都要用电学测量方法来验证传感器的连接状况, 传感器等任何 1 个薄弱环节出了问题, 都会对测量结果造成影响。

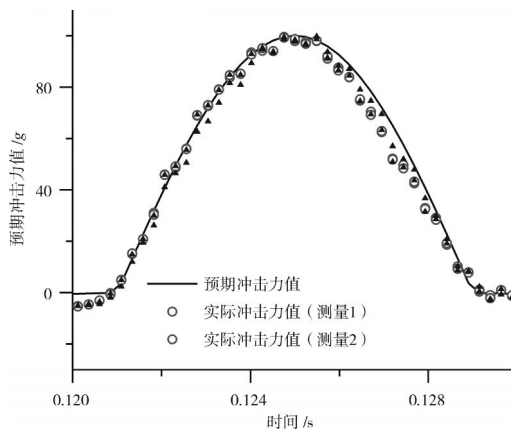
在振动与冲击验证试验的过程中利用万用表测量和比较振动冲击前后的电阻值, 如果连接没有断开, 电阻值一致, 说明结合力满足验收振动冲击要求。该结合力包含了 3 项内容: 薄膜和叶片表面的结合力、焊点的结合力、连线的结合力和抗振动能力。任何 1 项出了问题, 都可能使得测量的电阻值发生变化。

振动试验过程分为 2 部分: (1) 3 min 扫频: 振动频率由 10 Hz 逐渐升至 2000 Hz, 然后回扫至 10 Hz; (2) 在 270 Hz、40g 的条件下, 振动 20 min。对于冲击试验, 冲击强度定为 100g、8 ms, 半正弦波, 带有传感器的叶片分别冲击 5 次。每次的振动与冲击试验前后都要用万用表验证叶片集成的传感器(热电阻型传感器和热电偶型传感器)。实际的振动试验的加速度扫频曲线和 5 次冲击试验加速度测量曲线如图 8 所示。从图中可见, 扫频振动和冲击试验的重复性非常好, 振动和冲击强度每次都达到预定的要求。在每次振动和冲击试验后都测量了 MEMS 热电阻和热电偶的连接特性, 结果表明, 连接特性没有变化, 叶片原位温度

传感器在规定的苛刻的振动与冲击试验指标下可安全、可靠地工作。



(a) 加速度扫频曲线



(b) 加速度测量曲线

图8 振动试验的加速度扫频曲线和冲击试验结果

3 结论

(1) 制作了高温原位集成涡轮叶片传感器, 不仅具有良好的温度测量功能, 而且有很强的抗冲击和抗振动能力。

(2) 电阻温度特性在 800 °C 下还保持良好的线性, 可以实现在高温环境下的温度监控, 实现高温温度传感器在航空发动机及其相关领域的工程学应用。

(3) MEMS 原位集成涡轮叶片传感器系统在 10~2000 Hz、40g、20 min、270 Hz 的振动试验, 以及冲击强度 100g、8 ms 的半正弦波冲击试验下可安全、可靠地工作。

参考文献:

- [1] Sabol S M, Subramanian R, Kulkarni A A. Apparatus and method of monitoring operating parameters of a gas turbine; US, US7582359 [P].

- 2009.
- [2] Tietz S, Behrendt T. Development and application of a pre-design tool for aero-engine combustors [J]. Ceas Aeronautical Journal, 2011, 2 (1-4):111-123.
- [3] Behbahani A R. Need for robust sensors for inherently fail-safe gas turbine engine controls, monitoring and prognostics [J]. Proceedings of the International Instrumentation Symposium, 2006, 46(7):37.
- [4] 丁衡云. 微机电系统技术的实际应用——微型仪器 [J]. 测控技术, 1999(1):2-4.
- DING Hengyun. MEMS technology and applications – micro equipment [J]. Measurement and Testing Systems, 1999(1):2-4. (in Chinese)
- [5] Franklin L. Duan. High temperature sensors for intelligent aero-Engine applications [R]. 33rd AIAA Adynamic Measurement Technology: Ground Testing Conference Denver, 2017.
- [6] 李克安, 林左鸣, 杨胜群, 等. 航空发动机转子叶片振动方程及其频率计算[J]. 航空学报, 2013, 34(12):2733-2739.
- LI Kean, LIN Zuoming, YANG Shengqun, et al. Vibrational equation and frequency computation of an aero-engine rotor blade[J]. Acta Aeronautical et Astronomical Sinica, 2013, 34 (12):2733-2739. (in Chinese)
- [7] 郑旭东, 张连祥. 航空发动机整机振动典型故障分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(01):34-37.
- ZHENG Xudong, ZHANG Lianxiang. Typical failure analysis of aero-engine vibration[J]. Aeroengine, 2013, 39(01):34-37. (in Chinese)
- [8] 王海涛. 某型航空发动机整机振动特性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- WANG Haitao. Research on whole body vibration of aero-engine[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [9] 高均超, 段力. PDMS 软质模板制备与叶片曲表面图形转移工艺[J]. 微纳电子技术, 2016, 32(5):333-339.
- GAO Junchao, DUAN Li. Fabrication of PDMS mask and PDMS based soft lithography process on turbine blade [J]. Micro-nano-electronics Technology, 2016, 14(5):333-339. (in Chinese)
- [10] Wrbanek J, Fralick G, Blaha C, et al. A multilayered thin film insulator for harsh environments [J]. Nasa Sti/recon Technical Report N, 2002, 11(61): 1-8.
- [11] 方昌德. 航空发动机的发展前景 [J]. 航空发动机, 2004, 30(1): 1-5.
- FANG Changde. Future developments of aero-engines[J]. Aeroengine, 2004, 30(1):1-5. (in Chinese)
- [12] Lei L I, Li D, Qin G, et al. Reduced thermal conductivity for possible thermal buffer coating application in aero engine turbine blade[J]. Journal of Functional Materials, 2017, 31(27):71-78.
- [13] Erauzkin E, Gutia, Rrez M, et al. Mechanical properties of ceramic-matrix composites for aero-engine applications [J]. Key Engineering Materials, 1996, 15(4):761-768.
- [14] 马建仓, 刘小龙. 航空发动机转子振动信号的早期故障分析[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(2):276-179.
- MA Jiancang, LIU Xiaolong. Early analysis of vibration signal for aero-engine rotor faults [J]. Computer Measurement and Control, 2010, 18(2):276-279. (in Chinese)
- [15] 孙禄, 赵玉龙, 刘岩. 面向智能高速机床的高频响加速度计研究[J]. 振动、测试与诊断, 2013, 33(s1):157-159.
- SUN Lu, ZHAO Yulong, LIU Yan. Design of high response frequency accelerometer for intelligent high speed machine tools [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2013, 33 (s1):157-159. (in Chinese)

(编辑:刘 亮)