

基于 MEMS 的航天器表面新型测温传感器设计与实现

李振伟, 刘泽元, 刘畅, 朱熙, 王晶

(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 为满足返回式航天器再入过程中瞬态高温的测量需求, 文章基于微机械电子系统 (Micro-Electro Mechanical Systems, MEMS) 技术设计了一款新型表面瞬态测温热电偶传感器; 该型测温传感器结构设计采用便于安装且与被测物表面易于接触的针型结构, 并选用 K 型 (NiCr-NiSi) 热电偶材料作为传感器热电极, 对传感器热电偶热结点及其引线设计、制作工艺进行研究, 并采用磁控溅射技术实现了传感器测温端面热接点及其引线的制备; 最后, 采用自行设计的基于 LXI 总线的测温传感器性能测试系统对该型测温传感器进行了物理试验验证, 结果表明该型薄膜热电偶相比普通热电偶, 能够更好地与被测物表面有效贴合, 测量温度可高达 800℃, 响应时间较短, 相对误差小于 0.5%, 能够很好地应用于返回式航天器表面高温的瞬态测温。

关键词: 微机械电子技术; 瞬态测温; 薄膜热电偶; 验证试验

Design and Implementation of a New Style thin Film Thermocouple Based on MEMS for Temperature Measurement on Spacecraft Surface

Li Zhenwei, Liu Zeyuan, LiuChang, Zhu Xi, Wang Jing

(Beijing Institute of Spacecraft Environment and Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to meet the measurement requirements of transient high temperature during the reentry process of the recoverable spacecraft, a new style of thin film thermocouple sensor based on the technology of MEMS is designed. Firstly, the structure design of this style temperature sensor adopts a needle type structure which is easy to install and contact with the surface of the object. The K-type (NiCr-NiSi) thermocouple material is selected as the thermode of sensor. Secondly, the design and fabrication process of the thermal junction and its leads are studied, and the operation on the top of the sensor are implemented by magnetron sputtering technology. Finally, the thin film thermocouple sensor is verified by the test system based on LXI bus. The test shows that the thin film thermocouple sensor can contact with the surface of the object better than the traditional temperature sensor, the measuring temperature can be more than 800℃ and the response time is shorter. The relative error is less than 0.5% and can be applied to the transient temperature measurement of the surface of a return spacecraft well.

Keywords: MEMS; transient temperature measurement; thin film thermocouple; verification test

0 引言

MEMS (Micro-Electro-Mechanical-Systems) 是以微纳米技术为基础, 对微纳米材料进行设计、制造和测控的高科技技术, 是集成电路技术的智能化延伸。MEMS 系统有着微型化、低成本、低能耗、高精度等优点。未来的太空技术发展将更重视成本, 为节约成本, 未来将更多的采用 MEMS 器件取代空间飞行器及有效载荷上体积大、质量重的器件。甚至, MEMS 器件将取代完整的子系统, 如姿态控制器、姿态测定器、地球传感器和相控阵天线等。相对于传统的设计方案, MEMS 器件的应用, 将有助于减小飞行器载荷尺寸, 降低载荷质量^[1]。

随着我国在深空探测、天地往返以及高超声速飞行器等领域的快速发展, 对航天器试件表面瞬态温度测量有着更高的要

求。在航天器飞行过程中, 因高速摩擦气动热效应致使其表面温度急剧升高, 此时, 测量得到航天器及相应结构件的表面温度, 能够更好地反映航天器表面温度特征, 为航天器热控系统提供数据参考^[2-3]。在当前航天器热试验和飞行过程中, 多采用普通热电偶对其表面温度进行测温。然而, 对于高超声速飞行器和天地往返式飞行器而言, 航天器表面温度会出现急剧变化, 而普通热电偶因本身结构、比热容及安装方式等因素, 测量结果存在明显迟滞性和较大误差, 难以满足表面瞬态高温的准确测量要求。

为解决上述问题, 本文研制了一种基于 MEMS 技术的新颖薄膜热电偶, 用于航天器表面瞬态高温测量。目前, 薄膜热电偶温度传感器已经成功用于测量枪膛在子弹射出后膛壁的温度变化、内燃机壁面的瞬变温度、切削刀具工作时的温度变化、涡轮叶片温度等^[4]。但由于航天器结构比较特殊, 无法同其他应用场合相同, 直接将薄膜沉积在被测表面上。对此, 本文设计了一种针型薄膜热电偶结构, 该型热电偶以耐高温陶瓷材料为基体组件, 选用 K 型热电偶材料 (NiCr-NiSi) 作为热电极, 并采用射频磁控溅射技术在基体组件上制备热电偶薄膜, 其热接点厚度为微米级, 比热容远远小于普通热电偶, 能与产品表面有效贴合, 迅速、准确测量高达 800℃ 的瞬态温

收稿日期: 2018-02-26; 修回日期: 2018-03-12。

基金项目: 军委装备发展部“十三五”装备预研领域基金重点项目 (6140923020301)。

作者简介: 李振伟 (1981-), 男, 河北文安人, 硕士, 工程师, 主要从事航天器热试验测控技术方向的研究。

度,更好地满足航天器的表面测温的需求。

1 薄膜热电偶工作原理与结构设计

1821 年,俄罗斯的德国物理学家托马斯·约翰·塞贝克(Thomas Johann Seebeck)发现了热电偶现象,温度变化会使两种不同导体的结合处形成电压。热电偶电极产生的电势正比于两个连接结间的温差:

$$\Delta V = \alpha_s \cdot \Delta T \quad (1)$$

式(1)中, ΔV 为热电偶电极产生的热电势, ΔT 为热电偶冷热端温差, α_s 为塞贝克系数^[5]。

在长期的工业实践中,逐渐形成了几种标准的热电偶,如 B 型(PtRh30-PtRh6)热电偶、S 型(PtRh10-Pt)热电偶、R 型(PtRh13-Pt)热电偶、K 型(NiCr-NiSi)热电偶,不同的热电偶的热电极材料不同。本文采用符合国标的 K 型热电偶的电极材料 NiCr 和 NiSi 进行 MEMS 薄膜工艺开发。

为符合航天器表面瞬态测温的实际应用情况,更好的贴合航天器结构表面,本文设计了针型结构的薄膜热电偶,如图 1 所示。该型热电偶结构分为基体头部和基体尾座部分。热电偶以耐高温陶瓷为衬底,并在端面沉积覆盖 Al_2O_3 绝缘膜;然后,选用 K 型热电偶材料(NiCr-NiSi),采用射频磁控溅射技术在端面 Al_2O_3 绝缘膜制备热电偶薄膜;最后,在热电偶薄膜上沉积 Al_2O_3 绝缘膜,防止热电偶薄膜因长时间受到摩擦、冲刷、撞击、腐蚀等原因造成脱落或断裂,对热电偶薄膜提供良好的电气绝缘和物理保护作用。该型热电偶能够与被测航天器表面进行有效贴合,测温时间常数较小,且结构强度高,可靠性较好^[6]。

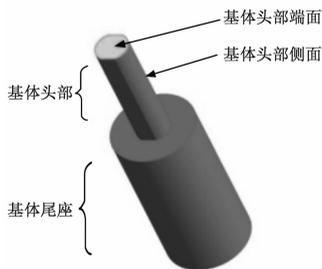


图 1 针型薄膜热电偶结构设计示意图

端面为热电偶热结点所在面。如图 2 所示,采用射频磁控溅射技术,在基体头部端面左右半圆面制作 NiCr 薄膜和 NiSi 薄膜,形成感温面,薄膜厚度 t 约为 $2 \mu m$,等温面的直径 $> 50 t$,与此同时,将两种热电偶电极材料薄膜进行小区域搭接,形成一个热结点,其几何面积远小于感温面面积。热结点是薄膜热电偶的感温点,比热容远小于普通热电偶,能够实现瞬态温度测量,是薄膜热电偶测温性能优势所在,也是薄膜热电偶制备工艺的难点所在。

2 薄膜热电偶 MEMS 制作工艺研究

本文所研究的 K 型薄膜热电偶采用 MEMS 工艺进行加工。MEMS 微加工技术是对传统微电子技术的扩展。在衬底选择上,从传统的硅材料拓展到陶瓷、玻璃、塑料等多种材料,在工艺上,也增加了电镀、铸模、激光、腐蚀等形式,使芯片加工手段由平面工艺拓展到立体工艺。本传感器器件在加工过程中采用了光刻、剥离、溅射等 MEMS 工艺^[7]。由于该衬底为非常规平面衬底,在加工实现的过程中,具有比较大的

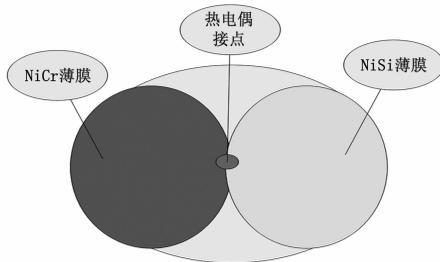


图 2 热电偶接点示意图

难度。为解决该问题,本文创新性的设计和制作了部分工装夹具,实现了 3D 器件光刻、剥离、溅射等 MEMS 工艺的实施。

2.1 靶材制备

K 型薄膜热电偶的电极材料采用溅射工艺进行制备,溅射设备采用 KJLC LAB18。溅射工艺采用一定能量的粒子(离子或中性原子、分子)如氩离子,轰击靶材表面,使靶材近表面的原子或分子获得足够大的能量而最终逸出靶材表面,并沉积在热电偶的衬底上。因此,靶材的纯度将影响热电偶电极的制作效果,并将影响薄膜热电偶的测温精度。为保证溅射工艺的效果,本文按照原子计量比研制了纯度为 99.99% 的 $Ni_{90}Cr_{10}$ 、 $Ni_{97}Si_3$ 和 Al_2O_3 的靶材。

2.2 工艺实施流程

针状薄膜热电偶的制作工艺主要包括:陶瓷基底制作、引线端子制作、线条加工、热接点加工、引线端的封装等。在工艺实施过程中,按照预先设计的工艺流程,协调统一,依次进行。

2.2.1 基体选材与结构设计

传感器基底作为薄膜热电偶的载体,是其主要的组成结构。由于薄膜热电偶最高测温范围达 $800^\circ C$,这就需要基体材料具有较好的耐高温性能;另外,由于热电偶测温热接点位于基底头部端面位置,要求基体材料具有较低的热导率。本文选用了耐高温、低导热系数的 Al_2O_3 陶瓷作为基体的材料。

2.2.2 引线端子的设计

根据热电偶均质导体定律,为防止在制作引线端子时引入第三种材质,造成引线两端因本身存在的温度梯度产生热电势,从而引入测量误差,本文在采用溅射工艺在基体头部端面制作热电偶薄膜的同时,采用与热电偶两电极材料相同的靶材分别制作其电气引线,然后用高温陶瓷胶粘结在基体尾座侧面的凹槽内,并做磨平抛光处理,引线端子制作效果如图 3 示。

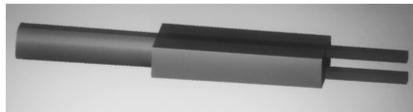


图 3 引线端子制作示意图

2.2.3 热电偶引线制作工艺分析

常用的热电偶接点及线条图形的制作方法分别有剥离法和刻蚀法。当采用剥离法进行热接点及线条图形制作时,使用特制铝箔胶带作为掩膜,并通过冲压成型工艺或者激光蚀刻两种工艺将热电偶接点及线条设计图形转移到铝箔胶带上,然后进行 NiCr/NiSi 薄膜溅射,溅射厚度为 $1 \mu m$,最后将铝箔胶带结掉,形成热电偶的热电极镀膜图形。但是,在采用剥离法进行热接点溅射过程中,温度的变化会造成铝箔和基底的粘附力的变化,导致掩膜图形的失真。

为解决上述问题,本文采用激光刻蚀的方法进行热电偶接

点及线条的制作。该方法不采用掩膜的方式转移图形, 而是直接将热电偶接点及线条图形设计图纸输入到激光控制器中, 控制激光光斑的移动, 将不需要的薄膜熔蚀掉。刻蚀激光的产生采用 1064 nm 波长的光纤激光器, 位移精度为 $1\ \mu\text{m}$, 可确保热电偶接点及线条图形的高精度转移。线条设计宽度 $250\ \mu\text{m}$, 实测宽度 $254.30\ \mu\text{m}$, 陶瓷衬底先整体放在溅射台里面溅射 NiCr/NiSi 薄膜 $1\ \mu\text{m}$, 然后放在激光刻蚀设备上刻蚀。

2.2.4 热电偶接点制备方法研究

热电偶接点作为薄膜热电偶测温回路中最核心的部位, 直接接触被测温表面, 与被测温表面快速达到热平衡, 并由塞贝克效应的存在而产生热电势信号, 实现温度值到电信号的转变。由图 2 可知, 热电偶头部端面 NiCr 薄膜和 NiSi 薄膜相互交叠的区域形成热接点, 其直径大小为 $200\ \mu\text{m}$, 厚度 $2\ \mu\text{m}$ 。在制备热接点前, 本文分别对机械掩膜法和曝光掩膜法进行研究分析。当采用机械掩膜法时, 使用精密线切割将 SUS304 不锈钢薄板按照设计图形切出掩模板, 并设计出相应的工装, 将已经做好线条薄膜的陶瓷衬底放置在里面, 并将需要镀膜的位置露出, 然后放入溅射设备, 进行 NiCr 和 NiSi 薄膜的溅射。由于机械掩膜边缘粗糙度比较大, 并且工装的精度也比较差, 加工出来的结点图形效果较差。

为进一步提高图形的准确度, 本文采用曝光掩膜法进行热电偶接点的制备。首先, 在陶瓷基体头部顶端涂覆感光油墨或者热压感光干膜, 将转移了头部端面热接点设计图的菲林掩膜遮盖在陶瓷基体头部顶端, 用 UV 灯对菲林掩膜进行曝光, 并放到显影液中进行显影, 通过上述方法可将薄膜热电偶基体头部端面的热接点图形转移到陶瓷柱顶端; 然后, 将该陶瓷柱放入到溅射设备中, 采用 NiCr 和 NiSi 电极靶材进行薄膜磁控溅射; 最后, 将溅射后的基体放到剥膜液或者丙酮中进行油墨或干膜的溶解处理, 处理后仅有电极热接点及其覆膜留在基体头部, 由此实现了薄膜热电偶的接点制备。热接点制备方法如图 4 示。

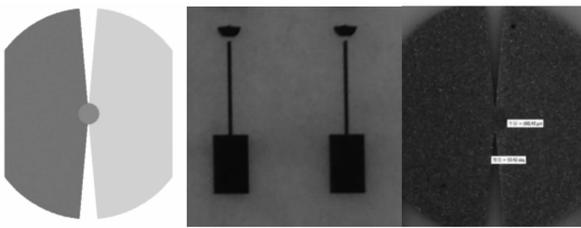


图 4 薄膜热电偶热结点设计图、菲林掩膜和实物显微图

2.2.5 引线端封装

在热电极接点薄膜制作完成后, 将 $1\ \mu\text{m}$ 厚的 Al_2O_3 薄膜溅射到整个芯体上, 进行表面绝缘。采用高温陶瓷胶将陶瓷半圆片粘结在尾部封装成圆柱体, 然后采用电阻焊接技术将 K 型热电偶补偿线与端子焊接, 实现针型薄膜热电偶的全部设计与实施。

3 试验验证与结果分析

为实现本文所设计的薄膜热电偶整体性能的验证, 自行研发了热电偶性能测试系统, 该系统主要由测控计算机、测量仪器、程控电源、红外灯阵、恒温场铜板及石墨毡等组成。实际测试时, 在恒温场铜板背面中心直径 $200\ \text{mm}$ 圆周上均匀安装 5 支 K 型普通热电偶和 2 支 K 型针状薄膜热电偶, 以保证所

有热电偶处于均匀的温度场。通过读取目标温度下薄膜热电偶和 K 型热电偶的热电势, 并根据热电偶标定系数换算出热电偶温度值, 以 K 型普通热电偶的温度测量值为实际值, 薄膜热电偶测量值通过与 K 型普通热电偶 (裸偶) 测量值的对比分析, 考核薄膜热电偶承受高温冲击的能力以及测温性能。

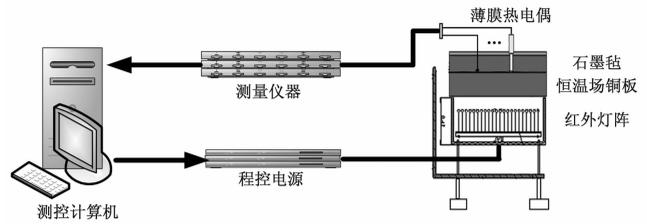
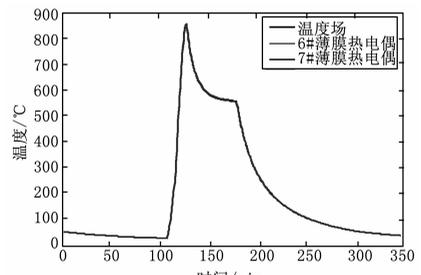


图 5 薄膜热电偶性能测试系统

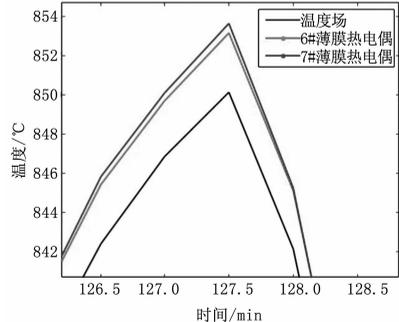
本文选用的 5 支 K 型普通热电偶和 2 支 K 型薄膜热电偶的编号如表 1 所示。为验证本文所研究的薄膜热电偶测温范围满足 $0\sim 800\text{C}$ 的性能, 试验以 5 支 K 型普通热电偶的平均值作为温度场实际值, 并将铜板加热至 850C , 超出的 50C 作为余量, 从而验证薄膜热电偶的准确性与可靠性。试验后, 测温点数据结果及其分析如图 6、图 7 所示。

表 1 试验用热电偶编号表

K 型普通热电偶	1#	2#	3#	4#	5#
K 型薄膜热电偶	6#	7#			



(a) 全局曲线图



(b) 局部放大图

图 6 铜板实际温度与薄膜热电偶温度对比曲线

图 6 为温度场铜板及薄膜热电偶的温度曲线。由图 6 可知, 在 $107\ \text{min}$ 处, 设备对铜板进行加热时, 铜板实际值与 6#、7# 薄膜热电偶测量温度值均快速上升, 铜板温度场在 $127\ \text{min}$ 时达到 850C 左右。铜板在 20 分钟内从 29.6C 升至 850.1C , 平均升温速率 $41.2\text{C}/\text{min}$, 最大升温速率为 $78.8\text{C}/\text{min}$; 2 个薄膜热电偶平均温度在 20 分钟内从 29.6C 升至 853.2C , 平均升温速率 $41.2\text{C}/\text{min}$, 最大升温速率为 $78.9\text{C}/\text{min}$ 。

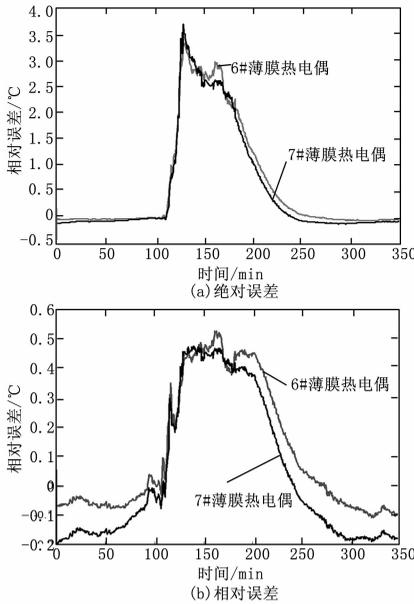


图 7 薄膜热电偶温度测量误差曲线

为实现薄膜热电偶的性能分析，将 6#、7# 薄膜热电偶温度测量值与铜板实际值进行对比分析，得到图 7。其中图 7 (a) 中的绝对误差值为薄膜热电偶温度测量值与铜板实际温度的差值，图 7 (b) 中的相对误差为薄膜热电偶的各个时刻薄膜热电偶的温度测量绝对误差与铜板实际温度值的比值。从图 6、图 7 综合可知，薄膜热电偶对比普通 K 型热电偶，尽管受基底材料漏热影响，但薄膜热电偶薄因为其比热容小，快速升温过程中，其响应时间仍能快于普通 K 型热电偶（裸偶），而且薄膜热电偶最大相对误差小于 $\pm 0.5\%$ ，最大绝对误差值为 $3.67\text{ }^\circ\text{C}$ ，能够满足 $800\text{ }^\circ\text{C}$ 以上高温测量，最大测温误差在 $\pm 4\text{ }^\circ\text{C}$

4 结束语

本文对民用直升机噪声适航合格审定噪声符合性验证噪声测量系统设计背景、设计过程及应用情况作了简要介绍，试验结果表明，该方法可行高效，与传统试验方法相比，因为能够现场判断试验数据的有效性，所以可以减少不必要的备份飞行架次，更不需要重复试验，大大提高工作效率和经济效益。但该系统还有许多不够完善的地方，需要在以下几个方面加以改进：

- 1) 随着计算机、测试设备的不断发展，一般设备都具备总线通讯功能，可以考虑将相关辅助测试设备，如大气环境、轨迹测量设备接入测控系统计算机，试验过程中自动得到相关数据；
- 2) 通过遥测系统^[13]，将相关机载信号直接接入测控系统，实时得到相关数据；
- 3) 开发气象、轨迹等偏差修正程序，集成到测量系统，现场即可得到最终试验结果；
- 4) 制作使用手册，指导整个试验，降低一般试验技术人员对适航条例学习要求，提高工作效率。

该系统虽然是针对直升机开发的，根据适航条例要求，对该系统做相应修改，也可以作为其它航空器噪声适航合格审定使用。

参考文献：

[1] CCAR-36-R1, 航空器型号和适航合格审定噪声规定 [M].

以内，能够满足后续试验使用要求。

5 结论

本文针对高超声速飞行器以及天地往返飞行器等领域的器表高温瞬态测量的需求，研制了一种针状薄膜热电偶。选用耐高温陶瓷材料制作基体，采用射频磁控溅射技术在基体上制备 K 型热电偶薄膜线条及其热结点，重点研究并优化了热电偶薄膜线条和热结点的制作工艺。采用热电偶性能测试系统对该型薄膜热电偶进行了性能验证试验，试验结果表明结果显示该型薄膜热电偶响应时间小，实时性好，测量相对误差小于 0.5% ，具备应用于快速飞行器在复杂环境下器表高温瞬态测量的条件。

参考文献：

[1] 吴向东. MEMS 器件在航天领域的应用及发展 [J]. 微纳电子技术, 2012, 49 (8): 542-547.

[2] 陈丽平, 顾征, 王彤, 等. 返回器防热层在轨测温的热电偶地面标定新方法 [J]. 航天器工程, 2016, 25 (3): 123-128.

[3] Zhang S Y, Ma Y H, Zhao X J. The experimental study of heat-flux identification technology for hypersonic aero thermo dynamics [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27 (5): 33-37.

[4] 赵源深, 杨丽红. 薄膜热电偶温度传感器研究进展 [J]. 传感器与微系统, 2012, 31 (2): 1-7.

[5] 李振伟, 董景龙, 刘畅, 等. 航天器表面瞬态测温用薄膜热电偶的研制 [J]. 航天器环境工程, 2017, 34 (4): 151-156.

[6] Manoj K S, Dewal M L. Simulation of thin film thermocouple for high temperature measurement applicable to missiles [J]. Defence Science Journal, 2015, 65 (5): 385-389.

[7] 王健石, 朱炳林. 热电偶与热电阻技术手册 [M]. 北京: 中国质检出版社, 2012.

[2] 张晓亮, 张跃林, 宋亚辉. ARJ-700 飞机噪声适航试飞中差分 GPS 的应用 [J]. 中国科技信息, 2014 (8): 79-81.

[3] 金士和. 激光陀螺仪惯性基准系统的技术标准说明 [J]. 航空电子技术, 1984 (1): 49.

[4] 蔺玉亭, 赵东明, 高为广. GPS 时间系统及其在时间比对中的应用 [J]. 地理空间信息, 2009, 7 (3): 30-32.

[5] 沈豪. 声学测量 [M]. 科学出版社, 1986.

[6] 陈克安, 曾向阳, 李海英. 声学测量 [M]. 2005: 7-03-015950-0.

[7] 李行善, 左毅, 孙杰. 自动测试系统集成技术 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2004.

[8] 张令弥, 张春宁, 沈泉林. 动态信号分析系统的进展及应用 [J]. 振动、测试与诊断, 1993 (4): 40-46.

[9] 王金, 宋春艳, 姜金辉. 基于虚拟仪器技术的民机动态信号分析仪 [J]. 国外电子测量技术, 2011, 30 (1): 35-39.

[10] 阮奇桢. 我和 LabVIEW: 一个 NI 工程师的十年编程经验 [M]. 北京航空航天大学出版社, 2009.

[11] 陈树学, 刘萱. LabVIEW 宝典 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2011.

[12] 孙曜, 汪鸿振. 直升机旋翼噪声研究概述 [J]. 噪声与振动控制, 2003 (94): 22-25.

[13] 赵树文. 遥测技术在直升机飞行试验中的作用 [J]. 测控技术, 1985 (2): 76.