基于双层薄膜热电偶的热障涂层隔温温度精确测量

段 力1,翁昊天1,姬中林1,谢子仪1,邹兵林2,王 盈2

(1. 上海交通大学电子信息与电气工程学院,上海 200240;2.中国科学院长春应用化学研究所,长春 130022)

摘要:为了解决热障涂层隔温温度测量方法缺乏规范性及精确测量体系欠缺的问题,提出在热障涂层上、下两侧制作薄膜型 热电偶测量热障涂层隔温温度的试验方案,利用 MEMS 工艺在热障涂层两侧实现 Pt/PtRh 薄膜型(<1 um 厚)热电偶微制造工艺, 进行热障涂层在高温热流动态环境下的隔温效果初步测定试验,并提出1 种热障涂层隔温效果的标准化测量体系与测量规范。结 果表明:该 Pt/PtRh 薄膜型传感器可以测量 1200 ℃左右的高温。

关键词:热障涂层;温度测量;薄膜传感器;微制造集成技术;隔温温度;航空发动机
 中图分类号: V239
 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.05.009

Accurate Measurement of Insulation Temperature of Thermal Barrier Coatings Based on Dual Thin–film Thermocouples

DUAN Li¹, WENG Hao-tian¹, JI Zhong-lin¹, XIE Zi-yi¹, ZOU Bing-lin², WANG Ying ²

(1. School of Electronic Information and Electrical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China; 2. Changchun

Institute of Applied Chemistry, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022, China)

Abstract: In order to solve the problems of lack of measurement method standardization and accurate measurement system of thermal barrier coating (TBC), a test scheme of making thin-film thermocouple on both sides of TBC was proposed to measure the insulation temperature of TBC. Micro-manufacturing of Pt/PtRh thin-film (1 um thick)thermocouple was carried out on both sides of TBC by using MEMS process. A preliminary test of thermal insulation effect was carried out for TBC under the dynamic environment of high temperature heat flow, and a standardized measurement system and measurement specification were proposed for insulation effect of TBC. The results show that the Pt/PtRh thin-film sensor can measure about 1200 °C high temperature.

Key words: thermal barrier coating (TBC); temperature measurement; thin-film sensor; Micro Electro-Mechanical System(MEMS); insulation temperature; aeroengine

0 引言

21 世纪航空发动机的发展,侧重于其商业化及 提高效能,而提高航空发动机的燃动效能就需要提高 涡轮进口的燃气温度,该温度已经远远超出了涡轮叶 片金属基底材料的最高温度承受能力,必须对合金材 料的表面进行冷却。冷却气流和热障涂层(Thermal Barrier Coating,TBC)是最常用的2种冷却方法:提高 冷却气量会有显著的冷却效果,但会大大降低航空发 动机的运行效率;涂覆 TBC 给涡轮叶片降温是目前 不可或缺的提高航空发动机工作温度的方法,研发高效能、高可靠性的TBC也成为目前航空发动机关键技术之一^[1]。TBC的研发主要有3部分工作:(1)通过改良TBC基本材料^[2-5]和组成结构^[6-7]来提高TBC的隔温性能;(2)研究TBC隔温性能的物理机制^[8];(3)TBC性能测量和表征^[9],如温度隔离能力、应力匹配、稳定性和可靠性、抗氧化性,其中隔温效能是表征测量非常重要的1项指标。

但是,在国内外的众多文献中,对于 TBC 隔离温

收稿日期:2019-06-27

作者简介:段力(1962),男,博士,主要研究方向为无线通信与传感,MEMS技术在航空发动机上的交叉应用;E-mail:franklinduan@sjtu.edu.en。

引用格式:段力,翁昊天,姬中林,等.双层薄膜热电偶精确测量热障涂层隔热温度[J].航空发动机,2020,46(5):49-54. DUAN Li, WENG Haotian, JI Zhonglin, et al. Accurate measurement of insulation temperature of thermal barrier coatings based on dual thin-film thermocouples[J]. Aeroengine, 2020, 46(5): 49-54.

度的报道不其统一。例如 Andress 等^[10]在某型发动机 高压涡轮工作叶片上进行 TBC 试验时, 喷涂厚度为 0.254 mm 的涂层,平均降温 120 ℃;Meier 等凹在现 有涡轮冷却技术下,涂层厚度为 0.25 mm 的 TBC 可 使合金温度降低 111~167 ℃; 而 Maricocchi 等^[12] 研 究的 0.125 mm 的 TBC(EB-PVD)降温效果为 56~83 ℃。造成以上数据不统一的主要原因在于:混淆了 TBC 材料本身特征表征与冷却效果的表征,前者属于 材料学的范畴,而后者与航空发动机具体结构和气动 状态有关。比如航空发动机涡轮前1导叶片,叶片背 面有冷却气流,气流状况及其内外表面温度都会对冷 却效果产生影响。此处谈到的温度隔离指冷却效果, 更加关注叶片表面的实际温度,因为这关系到涡轮叶 片的可靠性预估,但是这种热障涂层的隔热测量受内 壁和外壁2个界面的温度状况的影响,内外表面温度 边界条件会造成 TBC 隔温效能的差异。段力等^[13]利用 计算机仿真得到:当内外壁温差为 700 ℃时,TBC 隔 温温度为 300 ℃左右;当内外壁温差为 1000 ℃时,隔 温效果高于 700 ℃。所以,测量环境设定标准与严格 掌控是准确测量的第1个必要条件。而第2个必要条 件是测量方法的精准性,传统的表面温度测量常常采 用红外测温仪,但其误差较大。

本文回顾了航空发动机温度测量技术,比较了各 种测量方法的优缺点。提出了利用薄膜热电偶技术对 TBC 隔热性能的测量方法、方案以及实践情况,对热 障涂层隔热性能的测量规范进行了探讨。

1 温度测量技术现状分析

常规的壁面温度测量测试技术包括:非接触式的

光学高温测试[14]、示温漆[15]、测温晶体[16-17]、热电阻和热 电偶温度传感器[18-19]技术,其特点见表1。比较的方式 主要考虑这些测温技术的可行性和必要性:可行性主 要考虑温度传感测量实施的难易程度;必要性主要考 虑测量的精准度、精确度、测量的重复性及实时性等 因素。各种测温技术的优缺点也不尽相同,比如非接 触式的光学高温测试技术,其静态标定精度受被测物 体表面的粗糙度、气体介质的成分、氧化程度及黑体 度等因素的影响,测试精度难以保障;晶体测温技术 尺寸小、精度高、可制作成测温阵列,不需要引线,但 该技术和示温漆测试壁面温度测量都是"马后炮"测 量方式,即在做完试验后才可以获得整个测试过程中 测点位置处历经的最高温度,无法实现实时测量和重 复性测量,更无法实时对温度进行动态跟踪测量,比 如涡轮叶片某一点长期处于高温状态(但不是最高 温)下,用这种一次性的方法就无法判定。声表面波传 感器是目前性价比最高的测温方法,因为其为无线遥 感的非接触方式,可以用于航空发动机转子器件与转 动器件的传感测量,这种传感器目前在低温测量方面 已经实现商用化,但在高温测量面临严峻的挑战,目 前还没有完全攻克。迄今为止,利用热电偶和热电阻 测温是保证测量精度的最佳方式,也是航空发动机高 温测量的主要手段。这种接触式的温度测量又分为2 种:常规的浸入式和露端型热电偶四回间和薄膜热电阻 和热电偶传感器测温,二者都可以达到精准测量的目 的。第1种为传统的测量壁面温度的常规方式,必须 利用绝缘陶瓷套管将热电偶埋设在涡轮叶片金属中, 由于材料之间导热系数的差异及其热电偶系统尺寸 偏大,会造成温度场的漂移及测量点的误差。而薄膜

测温技术	信号连接方式	测量精度	重复性与稳定性	实时测量的 能力,信号 响应能力	涡轮叶片 表面安装 难易度	定点测 量难度	传感器阵 列的形成
光学高温测试技术	非接触式	一般	连续测量,稳定	快	容易	大	困难
示温漆	非接触式	一般	一次性	最高温度	容易	小	容易
测温晶体技术	非接触式	一般	一次性	最高温度	一般	小	不容易
热电阻温度计	有线测量	精确	好	快	不容易	大	不容易
热电偶温度计	有线测量	精确	好	快	不容易	大	不容易
薄膜热电阻传感器	有线测量	精确	好	快	比较容易	小	容易
薄膜热电偶传感器	有线测量	精确	好	快	比较容易	小	容易
SAW 传感器	无线遥感	精确	好	快	比较容易	小	容易

表 1 涡轮叶片表面测温技术方法

热电偶在这方面体现出其独特优势¹²¹,薄膜传感器直接贴在壁面上,且尺寸微小,可以精准测量该点温度,易于形成传感器的阵列。所以,利用 MEMS 薄膜温度传感器对 TBC 进行精准温度测量和隔温性能的表征尤为重要,MEMS 温度传感器尺度很小(微米量级),对涡轮叶片表面传热和温度分布,附着热流轨迹及厚壁扰动影响极小,并且比常规热电偶在局部温度测量的精度要高得多。本文利用薄膜型铂铑热电偶测量热障涂层的隔离温度¹²³,保证了温度测量的准确性和精确性。

常规热障涂层温度隔 离测量系统如图1所示。

采用高温乙炔气流给 热障涂层表面加热,用光 学的方法来测量火焰温 度,作为热障涂层表面的



图 1 常规热障涂层温度 隔离测量系统

温度。在测试样片的背面采用1个标准的热电偶来测 试背面的温度,2个温度之间的差值就是热障涂层的 隔温温度。这种方法测量的精度非常受限:光学测量 本身存在几十摄氏度的误差;不能完全消除背面热电 偶和叶片表面之间的空气间隙,使背面测量的样片表 面的温度产生误差。

本文提出利用 MEMS 薄膜热电偶的方式测量 TBC 两侧的温度差,并藉此算出隔温温度,对温度测 量的条件及其测量系统的标准化进行探讨,初步设立 了 TBC 隔温温度的测量规范。

2 测量原理诠释

利用薄膜热电偶的方法测量热障涂层温度隔离效能的测量结构如图 2 所示。从图中可见,2 层热电偶的测温节点都位于小圆片的中间位置,用高温热流,给 TBC 表面加温,测量 2 个热电偶的温差就可以得到TBC 涂层两边的温差,即隔温温度。由于热电偶的测温

精度高、温度响应速度快, 利用此法可以精确地测量 热障涂层两端的温差。这 项技术的主要难点是 TBC 下表面薄膜传感器的制 作,因为热障涂层的喷涂 过程可能会破坏第1层 薄膜热电偶的薄膜结构,



(110) 編集集集件 (12) 新建振爆差型
图 2 利用薄膜热电偶的方法
测量热障涂层温度隔离效能
的测量结构

本研究的应对策略是在薄膜传感器制作过程予以 详细说明。

3 测量样品的制作

选用直径为 25 mm、厚度为 5 mm 的小圆钢片作 为基底,在此之上沉积 30 um 厚度的 MCrAlY 层之 后,先喷涂1层比较薄的(厚度为30μm)的TBC,然 后用 MEMS 方法在涂层的表面制作 Pt/PtRh 热电偶, 制作过程为:利用光刻的方法把有 Pt 线条的地方露 出来,采用磁控溅射的方式溅射1层 500 nm 厚度的 Pt 薄膜, 应用剥离工艺后形成宽度为 5 mm 的 Pt 薄 膜线条;再做1次PtRh线条(也是5mm宽)的光刻 过程,其线条与原有的Pt线条垂直,形成1个十字 形,这个十字形的交点就是热电偶的节点,也是采用 磁控溅射和剥离的方式形成 PtRh 的线条。然后使用 直径为 0.1 mm 的 Pt 和 PtRh 细线高温焊接在薄膜热 电偶上,在此基础上,再用等离子喷涂法沉积1层厚 度为 300 μm 的热障涂层,考虑到薄膜热电偶的厚度 很薄,在第2次喷涂的过程省去了喷砂过程,在喷涂 之后用万用表确认薄膜热电偶的连接状况,确认无误 后,再用 MEMS 方法制作第2层 Pt/PtRh 薄膜热电 偶,最后使用直径为 0.1 mm 的 Pt 和 PtRh 细线连接

出顶层的薄膜热电偶。制 作好的样品如图 3 所示。 需要说明的是在第 2 次喷 涂的过程中,由于高温冲 击可能造成第 1 层薄膜热 电偶损坏,在制作第 1 层薄 膜热电偶时,线条的宽度不 宜过窄,需达到100 μm 以上。



热电偶样品

4 测量过程与结果讨论

在马弗炉中对2个热电偶进行温度校准:将标准

的 R 型热电偶放置在小圆片上,在升温过程中, 同时测量 3 个热电偶的 热电压,并画出对应的热 电压和温度曲线作为薄 膜型热电偶的温度测量 标准。在做完温度校准之 后,进行热障涂层的温度 隔离试验。高温施加过程



(如图 4 所示)为:使用丁烷液化气高温喷枪喷射火 焰,将样品置于高温火焰之下,采用耐高温双层护管, 高温喷嘴最高温度可达 1300 ℃,调整喷枪与样品的 距离即可调整热障涂层表面的温度及热流状况。用 2 个标准的 R 型热电偶分别放置在热障涂层和样片下 部,用来测量热障涂层表面火焰温度和背面金属温 度,通过测量比较 4 个热电偶(2 个标准热电偶 +2 个 薄膜热电偶)的温度差别来评估热障涂层的隔温效果。

4.1 测量的结果分析

对热障涂层上下 2 层的热电偶进行温度校准测 量,将样品放置在马弗炉中缓慢升温,升温速率为 400 ℃/h,在这一过程中使用多通道数据采集进行热 电压的测量,考虑到马弗炉温度读数及其高温腔内温 度场迟滞可能造成的误差,在样片表面放置 1 个标准 的 R 型热电偶进行同步测量,并以此为判定温度的 依据。2 个薄膜热电偶的热电压随温度变化的曲线如

图 5 所示。从图中可见,曲 线的重复度很好,以此温 度校准曲线作为标定,得 到热电压与温度的对应关 系。在下面的热障涂层温度 隔离测试当中,把所测热电 压的值根据温度校准曲线 转换为相应的温度值。



初步的温度隔离试验采用高温枪将高温热流射 向样片表面,并利用高速率的数据采集器对4个热电 偶的电压进行瞬态数据采集,在升温和降温过程中4 个热电偶反应的温度变化趋势如图6所示。试验证实 了利用双层的薄膜热电偶对于测量TBC两侧温度差 值的可行性,TBC温差变化趋势和规律也符合预期。 从图中可见,外部施加火焰的温度上升趋势和内外2 层热电偶的温度存在一定的对应关系。在开始时热障

涂层外部的热电偶对温 度的反应很快,而内部的 上升速度就比较慢,最后 逐渐达到平衡,样品底部 的热电偶由于样片金属 的高温氧化层及其空气 的间隙有一定的温度隔 离作用,所以上升速度始 终很慢。外部的热流火焰



撤离之后(第470 s 处),热障涂层内外热电偶的温度 逐次降低。在本试验中,样片下是石棉绝热体,也就是 说不散热。当达到热平衡时,热障涂层两面的温度趋 于相同。在未来的试验设计中(见下面讨论部分),样 片底部的温度控制在1个稳定区间,如在水温低于 100 ℃附近,上下表面的温度可以达到稳定的差值, 利用热障涂层两面的温度差,就可以对热量涂层的隔 温效果做出标定。

随后进行了瞬态的冷却试验,也就是在刚刚撤掉 火焰之后的热障涂层上喷1层冷水进行冷却,同时监 测2层薄膜热电偶的瞬态温度。瞬态试验结果如图7 所示。显然外层的热电偶迅速冷却,而内层热电偶的冷 却速度偏慢,比较2层的热电偶温度差值,可得TBC 的温度隔离效果为150℃左右。从结果还可知,由于 TBC 冷却的时间缓冲量级为秒,采用高速数据采集系

统(精度可以达到 10⁻⁵ s), 可以利用瞬态温度降低温 差来衡量热障涂层两端的 隔离温度,这种试验方式的 可重复性容易实现。



4.2 结果讨论

图 7 温度冷却瞬态效果

要衡量 TBC 温度隔离效果,测量系统应该标准 化;此外,测量体系的应用环境为可控的试验室环境, 而不是航空发动机的气动环境。为此设计了1种试验 装置,用水来进行基底的冷却。在测试时,利用高温热 流来吹击 TBC 前表面及其上设置的薄膜温度传感 器,获得 TBC 表面温度的测量读数;在施加高温的同 时,同步监测底层热电偶的温度读数。在测量过程中, 利用水冷装置对测试样品的基底金属进行冷却(并实 时监控测量水温)。利用达到热平衡之后 TBC 两侧薄 膜热电偶的温度差作为热障涂层隔温温度。标定方法 可以用 TBC 温度隔离系数

$$S_{\Delta \text{TBC}} = \frac{|T_{\text{C2}} - T_{\text{CI}}|}{t_{\text{TBC}}} \tag{1}$$

式中:*T*_{C1}和*T*_{C2}为热障涂层内、外表面温度,取自薄膜 热电偶的读数;*t*_{TBC}为热障涂层的的厚度。

从式中可见,热障涂层的冷却效果应该考虑厚度 及其热障涂层内、外表面温差的影响,由于这3个量 都可以精准测量,可以在热流量一致的情况下用 TBC 温度隔离系数 $S_{\Delta TBC}$ 作为热障涂层隔温温度的标准化 标定,单位为 $C/\mu m$,也就是用每微米能够达到的冷 却梯度表征 TBC 隔温效能。比如本试验的热障涂层 的厚度为 300 µm,可以达到的冷却效果为 150 ℃,则 *S*_{ΔTBC}=0.5 ℃/µm。在后续工作中,会用这种系统来对热 障涂层进行测量表征。后续研究还应该包含测量的重

复性、误差方面的分析方 法及影响因素,及其在不同 高温温度 T_{CI} 下 $S_{\Delta TBC}$ 可能 的差异,热障涂层隔温温度 测量装置如图 8 所示。



测量装置

5 结束语

本文利用 MEMS 技术在 YSZ 热障涂层的上下表 面(TBC 表面和 NiCr 合金与 TBC 的界面处)制作了 薄膜型热电偶,用来精准测量热障涂层两侧的温度, 并且用二者温度差来衡量 TBC 的隔温温度。试验表 明,该 Pt/PtRh 薄膜型传感器可以成功测量 1200 ℃ 左右的高温。本试验还设计了 1 套测量热障涂层隔温 的标准化体系,并制定了 1 种热障涂层隔温测量标 准,可供未来 TBC 测量标准制定借鉴。

参考文献:

- Miller R A . Thermal barrier coatings for aircraft engines: History and directions[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 1997, 6(1):35.
- [2] Lu Z, Myoung S W, Jang T S, et al. Microstructural evolution and mechanical properties of vertical-cracked thermal barrier coatings in thermal exposure [J]. Key Engineering Materials, 2012, 512:1040– 1044.
- [3] Bose S , Demasi M J. Thermal barrier coating experience in gas turbine engines at Pratt & Whitney [J]. Journal of Thermal Spray Technology, 1997,6(1):99–104.
- [4] 王恺,龚江宏,潘伟. YSZ 热障涂层材料抗热震性能研究[J]. 稀有金属材料与工程,2013(1):466-469.
 WANG Kai,GONG Jianghong,PAN Wei. Study on thermal shock resistance of YSZ thermal barrier coating materials [J].Rare Metal Materials and Engineering,2013(1):466-469.(in Chinese)
- [5] Maricocchi A, Bartz A, Wortman D. PVD TBC experience on GE aircraft engines [J]. Journal of Thermal Spray Technology, 1997, 6(2): 193–198.
- [6] 田永生,陈传忠,刘军红,等. ZrO₂热障涂层研究进展 [J]. 中国机 械工程, 2005, 16(16):1499-1503.
 TIAN Yongsheng, CHEN Chuanzhong, LIU Junhong, et al. Research
 - and development of ZrO2 thermal barrier coatings [J]. China Mechanical Engineering, 2005, 16 (16): 1499–1503. (in Chinese)
- [7] Buchanan R C, Pope S. ChemInform abstract: optical and electrical properties of yttria stabilized zirconia (Ysz) crystals [J]. 1983, 14(34)

- [8] 曹学强,热障涂层材料[J]. 功能材料信息,2007(5):55-56.
- CAO Xueqiang, Thermal barrier coating materials [J].,Functional Materials Information, 2007 (5): 55–56. (in Chi–nese)
- [9] 牟仁德. 热障涂层隔热性能研究[D]. 北京航空材料研究院, 2007. MU Rende. Study on thermal insulation performance of thermal barrier coatings [D]. Beijing Institute of Aeronautical Materials, 2007 (in Chinese)
- [10] Andress D E. An analytical study of thermal barrier coated firststage blades in an F100 engine[R]. NASA-CR-1978-135359.
- [11] Meier S M , Gupta D K . The evolution of thermal barrier coatings in gas turbine engine applications [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1994, 116(1):250–257.
- [12] Maricocchi A, Bartz A, Wortman D. PVD TBC experience on GE aircraft engines [J]. Journal of Thermal Spray Technology, 1997, 6 (2):193–198.
- [13] 段力,高均超,汪瑞军,等. 航空发动机叶片表面热障涂层温度分布的仿真分析[J]. 上海交通大学学报,2017,51(8): 915-920.
 DUAN Li,GAO Junchao,WANG Ruijun, et al. Simulation analysis of temperature distribution of turbine baldes by thermal buffer coating for aeroengine [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University,2017, 51 (8): 915-920. (in Chinese)
- [14] 张铫,王宝光,梁洪峰,等. 一种新型光学测量系统在高温环境中的应用研究[J]. 传感器与微系统, 2008,27(5): 73-75.
 ZHANG Shi, WANG Baoguang, LIANG Hongfeng, et al. Study on application of optical measurement system in high temperature environment [J].Transducer and Microsystem Technologies, 2008, 27 (5): 73-75. (in Chinese)
- [15] 张兴,薛秀生,陈斌,等.示温漆在发动机测试中的应用与研究
 [J]. 测控技术,2008(1):21-23.
 ZHANG Xing, XUE Xiusheng, CHEN Bin, et al. Research and ap-

plication of thermal indicating paint in aeroengine test [J]. Measurement & Control Technology, 2008, 27(1): 21-23. (in Chinese)

[16] 李杨, 殷光明. 航空发动机涡轮叶片晶体测温技术研究[J]. 航空发动机, 2017(3):83-87.

LI Yang, YIN Guangming. Research on crystal temperature measurement technology for aeroengine turbine blade [J]. Aeroengine, 2017 (3): 83-87. (in Chinese)

[17] 张志学, 薛秀生, 阮永丰. SiC 晶体测温技术研究 [J]. 中国测试, 2017,43(5):1-4.

ZHANG Zhixue, XUE Xiusheng, RUAN Yongfeng, et al. Research of temperature measurement technology based on SiC crystal[J]. China Measurement & Testing Technology, 2017, 43 (5): 1–4. (in Chinese)

- [18] 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):60-64.
 DUAN Li, GAO Junchao, DING Guifu, et al. A robust embedded MEMS high-temperature sensor for aeroengine turbine blade [J]. Aeroengine, 2018, 44(4):60-64. (in Chinese)
- [19] 陈寅之.在镍基高温合金上制备薄膜热电偶及其相关技术研究[D]. 成都:电子科技大学,2014.

CHEN Yinzhi. Research on fabrication of thin film thermocouples on

nickel base superalloy and related technology[D].Chengdu:University of Electronic Science and Technology, 2014. (in Chinese)

[20] 郭文,吉洪湖,蔡毅,等.复合式气冷涡轮导叶冷却设计与试验[J].航空动力学报,2005,20(3):456-459.

GUO Wen, JI Honghu, CAI Yi, et al. Design and experimental research of compound air-cooled turbine guide vane [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20 (3): 456-459. (in Chinese)

[21] 钱富和. 铠装热电偶绝缘电阻及其影响因素 [J]. 工业仪表与自动 化装置, 1991(2):58-62.

QIAN Fuhe. Insulation resistance of armored thermocouple and its influencing factors [J]. Industrial Instrumentation & Automation, 1991 (2): 58-62. (in Chinese)

- [22] Duan F L, Li J, Gao J, et al. Integrated fabrication of high-temperature microelectromechanical system sensor on aeroengine turbine blade[J]. Journal of Thermophysics & Heat Transfer, 2018(2):1–4.
- [23] Duan Franklin L. High temperature sensors for intelligent aero–engine applications[R].AIAA–2017–3239.

(编辑:刘 亮)