燃气轮机无冷却高温受感部设计及应用

李宏宇,刘绪鹏,张校东,张 龙,方明磊 (中国航发沈阳发动机研究所,沈阳110015)

摘要:针对某型燃气轮机低排放燃烧室出口温度场测量无法采用常规气冷受感部的实际问题,基于高温陶瓷复合材料设计并应用了一种无冷却高温受感部。通过对高温陶瓷复合材料进行力学性能试验、氧化规律试验,首次将该材料应用于受感部主要承力部件,降低了设计及装配复杂度,避免了在试验过程中引入冷却介质、过多占用台架资源的问题,同时通过"内埋"式屏蔽罩设计提高了受感部的测试精度,计算结果表明:受感部的综合误差满足±1%的测试精度要求。燃烧室温度场测量试验结果表明:高温陶瓷复合材料能够在1200℃以上的高温环境下作为受感部主要承力部件使用,且温度数据变化情况与试验状态变化情况一致,能够反映燃烧室出口温度分布规律。

 关键词:高温受感部;高温陶瓷复合材料;无冷却;"内埋"式屏蔽罩;低排放燃烧室;燃气轮机

 中图分类号:V235.1
 文献标识码:A

 doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.02.020

Design and Application of Uncooled High Temperature Probe of Gas Turbine

LI Hong-yu, LIU Xu-peng, ZHANG Xiao-dong, ZHANG Long, FANG Ming-lei

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: To solve the problem of the unadopted conventional air-cooled probe to measure the outlet temperature of a gas turbine lowemission combustor during rig test, an uncooled high temperature probe based on high temperature ceramic composites was designed and applied. Through the test analysis of the mechanical properties and oxidation law of high temperature ceramic composites, the material was applied to the main load-bearing component of the probe for the first time. This new design reduced the complexity of the probe, avoided utilizing coolant and occupying testing resources, and improved the measurement accuracy through the introduction of embedded shields. The calculation results show that the total error of the probe meets the requirement of $\pm 1\%$. The test results show that high temperature ceramic composites can be used as the main load-bearing component at a high temperature above 1200 °C. The measuring results varied consistently with the test states, which can represent the temperature distribution law of the combustor outlet.

Key words: high temperature probe; high temperature ceramic composites; uncooled; embedded shield; low-emission combustor; gas turbine

0 引言

燃烧室是航空发动机及燃气轮机3大核心部件 之一,是发动机动力的主要来源。燃烧室性能研究是 先进发动机研制的先决条件,而燃烧室出口温场分布 测量及燃烧效率计算是燃烧室性能研究的主要手段, 因此,安全可靠、精度满足使用要求的高温测量技术 尤为重要^{III}。

目前,学者们已对燃烧室测温技术进行了广泛的 研究。毛茂华等^[2]详细地叙述了燃烧室温度场激光

收稿日期:2020-12-03 基金项目:航空动力基础研究项目资助 作者简介:李宏宇(1991),男,硕士,工程师。 测量技术的特点,并对具体的测量技术原理、方法进行了介绍;王培勇等^[3]使用可见光拉曼散射系统对管形火焰的质量分数场和温场进行了测量,证明了试验测量结果与CFD数值模拟具有较好的一致性;许琳等^[4]利用超声测温原理设计了1套基于铱铑合金传感器的超声测温系统,应用于模拟航空发动机燃烧室出口温场测量试验中,并与热电偶测量数据进行了对比分析;Wei^[5]等同样采用铱铑合金设计了超声温度测量系统,并进行了试验,该装置可获得1600°C以下的超声波信号,其温度拟合曲线为室温至1600°C; 王燕

引用格式:李宏宇,刘绪鹏,张校东,等. 燃气轮机无冷却高温受感部设计及应用[J]. 航空发动机,2023,49(2):155-159. LI Hongyu, LIU Xupeng, ZHANG Xiaodong, et al. Design and application of uncooled high temperature probe of gas turbine[J]. Aeroengine, 2023,49(2):155-159.

山等6对红外光谱测温技术原理及优缺点进行了分 析:杨勇军等^[7]对光纤测温技术的使用条件、限制和 影响进行了分析和总结;王明瑞等88对比分析了4种 高温测量技术,指出燃气分析测试方法在燃烧室出口 温场测量方面具有可测量高温、高压环境性能可靠、 成本低等优势;刘岩等四设计了一种适用于燃烧室出 口温度测量的气冷探针,并利用CFD软件对探针的 冷却效果进行了详细分析,最终应用于某单头部燃烧 室试验件出口温场测量中,实现最高测温2005 K。然 而,在上述各种测量手段中,除接触式的受感部测量 方法外,其他几种均有各自的弊端,但目前所使用的 常规气冷受感部在试验过程中需引入冷却介质对壳 体进行降温处理以保证强度,导致燃气与壳体之间存 在明显的温度差异,进而造成测量结果具有较大的传 热误差;同时,由于前缘冷却效果不理想[10-11],经常造 成屏蔽罩损坏返修,耽误试验进度;而且在实现冷却 结构的同时,极大的增加了设计及装配复杂度,并在 使用时需台架提供额外的冷却设备;同时在诸如燃气 轮机低排放燃烧室等出口较小且需布置多个测点的 测试条件下,常规气冷受感部在结构上根本无法实 现,不能满足测量要求。

某型燃气轮机低排放燃烧室综合燃烧性能试验 出口温度场最高温度超过1200℃,要求在极其有限 的空间内布置5个测点,按等环面分布。结构上,常 规气冷受感部测点无法排布,不能满足试验要求。针 对该问题,本文基于高温陶瓷复合材料研制了一种用 于测量燃烧室出口性能参数的无冷却高温受感部,并 成功应用于燃烧室试验中。

1 无冷却高温受感部设计方案

1.1 主承力件设计及相关试验

高温陶瓷复合材料在高超声速飞行器等领域已 得到一定程度的验证^[12-14],其高温强度、热震性以及 高温抗氧化性等关键指标比较适合高温受感部的研 制,因此本文将其作为受感部主承力件即支杆的使用 材料。该材料的属性和制备工艺决定了其不适合焊 接,因此支杆需进行一体化加工,首次采用"内埋"式 屏蔽罩结构,主承力件设计方案如图1所示。"内埋" 式屏蔽罩相较于常规的受感部屏蔽罩结构能够使测 量端距屏蔽罩进口的距离尽可能大,保证受感部测量 端的屏蔽效果,减小辐射误差,在发动机燃气温度测 量领域,这一距离一般取 为屏蔽罩内径的1~4倍^[15], 既能保证装配的可操作性 又尽可能减小了辐射误差。

由于高温陶瓷复合材 → 料首次应用于燃烧室出口 — 高温燃气测量,为保证其 作为承力件的高温力学性



能满足试验需求,特对其进行了相关试验,高温陶瓷 复合材料力学性能试验结果见表1。

表1 高温陶瓷复合材料力学性能试验结果

试验温度/℃	室温	800	1000	1400	1600
弯曲强度/MPa	385.4	374.7	283.2	192.7	178.7
杨氏模量/GPa	980	570	460	240	130

此外,对该材料进行了氧化规律试验,高温陶瓷 复合材料氧化规律试验结果见表2。在1100~1800°C 氧化温度下,材料的氧化层厚度随着时间的推移在相 同量级上有较大差别,但是相对整个支杆厚度而言, 高温形成的氧化层厚度并不大,经过计算,氧化层厚 度变化不大于5×10⁻⁵ mm/s 便能满足设计要求,且文 中所做的燃烧室试验时长在4 h以内,因此,可以预见 在试验过程中形成的氧化层是可接受的,不影响试验 正常进行。

表2 高温陶瓷复合材料氧化规律试验结果

氧化	化温度/℃	(氧化时间/min)/(氧化层厚度/µm)						
	1100	10/5	20/6	30/6	60/10			
	1300	10/7	20/8	30/10	60/15			
	1400	10/7	20/8	30/10	60/15			
	1600	10/10	20/12	30/15	60/18			
	1800	10/10	15/12	20/15				

1.2 受感部总体方案设计

由于高温陶瓷复合材料不具备焊接条件,本文采 用压接的形式固定陶瓷支杆,安装座采用GH3044材 料,偶丝采用I级精度S偶,为保证绝缘性,偶丝正负

极穿套氧化铝增韧陶瓷管 并在支杆内部灌注耐高温 水泥对其进行固定,尾部 灌注高温阻燃密封胶进行 密封,无冷却高温受感部 方案如图2所示。



图2 无冷却高温受感部方案

2 无冷却高温受感部强度计算

本文设计的无冷却高温受感部应用于某型燃机 低排放燃烧室出口,该截面温度、压力均较高,需对设 计的受感部进行强度校核,以保证能够安全有效地完 成相关试验。燃烧室出口附近无转子件,且受感部安 装截面无显著激励因素,因此只对受感部进行静强度 校核。根据安装条件,可将受感部等效为悬臂梁结 构,沿燃烧室出口径向承受均匀气动载荷P为

$$P = C_{x} \frac{k}{k+1} P^{*} \lambda^{2} \varepsilon(\lambda)$$
(1)

式中: C_x 为裕度系数,取1.3;k为绝热指数,取1.33; P^* 为来流总压; $\varepsilon(\lambda)$ 为燃气密度函数

$$\varepsilon(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1}\lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$$
(2)

式中:λ为气流速度系数

$$\lambda = \frac{V}{\sqrt{\frac{2k}{k+1}RT^*}} \tag{3}$$

式中:V为气流速度;R为气体常数;T*为来流总温。

根据燃烧室出口气动参数及式(1)~(3)计算得 到试验最大状态时支杆前缘所受的气动载荷。利用 Workbench软件对支杆进行强度分析,支杆静强度计 算结果如图3所示。



图3 支杆静强度计算结果

从图中可见,支杆所受最大应力在根部,为26.5 MPa,对照表1高温陶瓷复合材料力学性能参数可知,设计的支杆结构具有足够的静强度裕度储备,满足使用要求。

3 无冷却高温受感部误差分析

用于燃烧室出口稳态温场测量的测试受感部,其

误差构成主要包括速度误差、辐射误差、导热误差、静态误差4部分。

3.1 速度误差

测量高温燃气的受感部速度误差为

$$\Delta T_{v} = (1 - r) \left(\frac{\frac{k - 1}{2} Ma^{2}}{1 + \frac{k - 1}{2} Ma^{2}} \right) T^{*}$$
(4)

本文设计的受感部"内埋"式屏蔽罩结构有较好的滞止效果,能够将电偶的复温系数r提高至0.95~0.99,这里取0.95。*Ma*为燃气马赫数,*T**为燃气总温,则可计算得到受感部最大使用状态的速度误差为0.18 K。

3.2 辐射误差

在高温燃气测量领域,辐射误差可利用经验公式 进行估算

$$\Delta T_{\rm r} = \frac{313.16K_{\rm r}}{\sqrt{MaP_{\rm s}}} \left(\frac{T_{\rm j}}{100}\right)^{-0.18} \left[\left(\frac{T_{\rm j}}{100}\right)^4 - \left(\frac{T_{\rm w}}{100}\right)^4 \right] (5)$$

式中:Ma为燃气马赫数; K_r 为辐射修正系数,对于屏 蔽罩结构受感部, K_r 可取(19.1±1.6)×10⁻⁴; T_j 为测量端 温度,可近似为气流总温; P_s 为气流静压; T_w 为滞止室 壁温

$$T_{w} = T^{*} - (1 - r) \left(\frac{\frac{k - 1}{2} Ma^{2}}{1 + \frac{k - 1}{2} Ma^{2}} \right) T^{*}$$
(6)

由于屏蔽罩壁温与裸漏热电偶测得的气流温度 一致,因此,此时式(6)中r取0.86。将本文试验最大 状态参数带入式(6)可计算出辐射误差为0.056 K。

3.3 导热误差

根据无限长枢轴热传导理论,在稳态、且忽略辐 射换热的条件下,电偶的导热误差为

$$\Delta T_{\rm c} = T_{\rm g} - T_{\rm j} = \frac{T_{\rm g} - T_{\rm b}}{ch \left[L \sqrt{\frac{4\alpha_{\rm l}}{\lambda_{\rm m} d}} \right]} \tag{7}$$

式中: T_s 为气流有效温度; T_b 为热汇温度;L为热电极的浸入长度; λ_m 为热电极的导热系数;d为偶丝直径,为燃气对热电极表面的换热系数。

一般来讲,增加热电极的浸入长度或减小偶丝直 径均能减小导热误差,但偶丝直径受到强度、寿命和 工艺性等因素的限制不易改变,可通过增加浸入长度 减小导热误差。在测试精度要求较高的环境中,浸入 长度与偶丝直径的比值大于20便可忽略导热误差, 本文设计的无冷却高温受感部其偶丝浸入流场的长 径比已达到220,可完全忽略导热带来的测试误差。

3.4 静态误差

本文设计的无冷却高温受感部采用I级精度S型 热电偶,其在使用温度范围内的铂铑10-铂S偶允许 偏差见表3^[16]。

表3 铂铑10-铂S偶允许偏差

偶丝等级	使用温度范围/℃	允许偏差/℃	
Ι	0~1600	±1或±[1+0.003(<i>t</i> -1100)]	

因此,在受感部的最高使用状态下,可以计算得 到所用偶丝的静态误差为ΔT_s。

3.5 综合误差

受感部的综合误差由速度误差、辐射误差、导热 误差和偶丝静态误差共同构成

 $\Delta T = \Delta T_{\rm v} + \Delta T_{\rm r} + \Delta T_{\rm c} + \Delta T_{\rm s} \tag{8}$

得到受感部的综合误差与最高使用温度的最大 相对误差为-0.128%,满足±1%的测试精度要求。

4 无冷却高温受感部应用

在某型燃气轮机低排放燃烧室出口温度场测量 试验中,使用本文设计的受感部共4支,每支受感部 沿出口径向布置5个测点,累计试验130 min。试验 后的受感部如图4所示,对4支受感部测点进行绝缘 性和通断性检查未发现异常。但发现受感部支杆表

面泛白,这是由于高温陶 瓷复合材料氧化后在表面 形成致密保护膜造成的, 属于该种材料的正常属 性。支杆前缘的氧化膜经 过高温燃气的冲刷已经脱 落,受感部前缘细节如图5 所示。可见在氧化膜脱落 后,支杆表面无异常,不影 响正常使用。通过分析试 验数据可知,所测得的温 度数据变化规律与试验状 态变化规律一致,测得的 最高温度大于1200℃。



图4 试验后受感部



图5 受感部前缘细节

5 结论

(1)高温陶瓷复合材料会在支杆表面形成氧化 膜,但并不影响正常使用,可满足在1200℃以上的高 温环境下作为受感部主承力件的使用要求。

(2)采用高温陶瓷复合材料及"内埋"式屏蔽罩结构,减小了受感部的传热误差,所设计的受感部综合 误差完全满足测试精度要求;且由于支杆采用一体化 加工,大大降低了设计及装配复杂度。

(3)燃烧室出口温场测量试验结果表明,利用设计的无冷却高温受感部所测得的温度数据变化情况与试验状态变化情况一致,能够反映燃烧室出口温度分布规律。

(4) 在测试截面空间有限且需布置多个测点的环境中,基于高温陶瓷复合材料的受感部具有较大的应用前景和价值。但考虑该材料的脆性问题,在振动较大的场合应充分考虑受感部动强度裕度,做好受感部使用寿命的评估分析。

参考文献:

- [1] Mohammed I, Talib A R A, Sultan M T H. Temperature and heat flux measurement techniques for aeroengine fire test: a review [J]. Materials Science and Engineering, 2016, 152(1):012036.
- [2] 毛茂华,黄春峰,石小江.先进航空发动机燃烧室试验温度激光测量技术[J].测控技术,2010,29(1):76-83.

MAO Maohua, HUANG Chunfeng, SHI Xiaojiang. Laser temperature measurement technology of advanced aero-engine combustor test [J]. Measurement and Control Technology, 2010, 29(1): 76-83. (in Chinese)

[3] 王培勇, 邢菲. 先进激光测量技术在航空发动机燃烧室研发中的应用 [J]. 航空发动机, 2012, 38(4): 53-58.

WANG Peiyong, XING Fei. Advanced laser measurement technology for aeroengine combustor research and development [J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 53-58. (in Chinese)

[4] 许琳, 王高, 吕国义. 超声测温技术在模拟航空发动机燃烧室温度测量中的应用 [J]. 测试技术学报, 2019, 33(2): 178-184.

XU Lin, WANG Gao, LYU Guoyi. Ultrasonic temperature measurement technology for simulated aero-engine combustion chambers [J]. Journal of Test and Measurement Technology, 2019, 33(2): 178 – 184. (in Chinese)

- [5] Wei Y L , Wang G, Wang X Q, et al. IrRth40 thermometry combustion chamber temperature measurement for solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(8): 1856–1862.
- [6] 王燕山,董祥明,刘伟,等.航空发动机高温测试技术的研究进展[J].测控技术,2017,36(9):1-6.

WANG Yanshan, DONG Xiangming, LIU Wei, et al. Research on developments of high temperature testing technology for aero-engine [J]. Measurement and Control Technology, 2017, 36(9): 1-6. (in Chinese)

[7] 杨永军, 蔡静, 赵俭. 航空发动机研制高温测量技术探讨 [J]. 计测 技术, 2008(S1): 46-48.

YANG Yongjun, CAI Jing, ZHAO Jian. High temperature testing technology discuss for aero-engine research and development [J]. Metrology and Measurement Technology, 2008(S1):46-48. (in Chinese)

[8] 王明瑞, 王振华, 韩冰,等. 航空发动机主燃烧室高温测试技术 [J]. 航空发动机, 2016, 42(5): 87-93.

WANG Mingrui, WANG Zhenhua, HAN Bing. High temperature measurement technology for main combustion chamber of aeroengine [J]. Aeroengine, 2016,42(5):87-93. (in Chinese)

[9] 刘岩,刘国阳,袁帅. 气冷温度探针设计及应用 [J]. 自动化仪表, 2019,40(3): 78-81.

LIU Yan, LIU Guoyang, YUAN Shuai. Design and application of aircooling temperature probe[J]. Process Automation Instrumentation, 2019,40(3):78-81. (in Chinese)

[10] 刘立平,薛秀生,孙琪,等.高精度水冷高温热电偶的研制与应用[J]. 航空发动机,2009,35(4):48-50.

LIU Liping, XUE Xiusheng, SUN Qi, et al. Development and application of high-accuracy water cooled high temperature thermocouple[J]. Aeroengine, 2009, 35(4):48–50. (in Chinese)

- [11] LIU X, SUN Q, WANG X L, et al. Design and application of an aircooled probe for total press measurement at combustor outlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 34–44.
- [12] Leleu F, Watillon P, Moulin J, et al. The thermo-mechanical architecture and tps configuration of the pre-x vehicle[J]. Acta Astronautica, 2005, 56(4):453-464.
- [13] Monteverde F, Savino R, Fumo M D S, et al. Plasma wind tunnel testing of ultra-high temperature ZrB2 - SiC composites under hypersonic re-entry conditions[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2010,30(11); 2313-2321.
- [14] Yan X, Jin X, Li P, et al. Microstructures and mechanical properties of ZrB2 - SiC - Ni ceramic composites prepared by spark plasma sintering[J]. Ceramics International, 2019,45(13):16707-16712.
- [15] 西北工业大学. 航空发动机气动参数测量[M]. 北京:国防工业出版社, 1980: 183-202.

Northwestern Polytechnical University. Aeroengine aerodynamic parameter measurement [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1980: 183-202. (in Chinese)

[16] 石镇山,宋彦彦.温度测量常用数据手册 [M].北京:机械工业出版 社,2008:120-121.

SHI Zhenshan, SONG Yanyan. Temperature measurement data book[M]. Beijing: China Machine Press, 2008; 120–121. (in Chinese)

(编辑:刘 亮)