

## 高温封严涂层材料的基本性能研究与评价

程旭东<sup>1</sup>, 高忠宝<sup>1</sup>, 李其连<sup>2</sup>, 肖巍<sup>1</sup>, 闵捷<sup>1</sup>

(1. 武汉理工大学材料复合新技术国家重点实验室, 湖北 武汉 430070;

2. 北京航空制造工程研究所高能束流加工技术国防科技重点实验室, 北京 100024)

**[摘要]** 为了提高飞机发动机用封严涂层的使用温度, 适应发动机的迅猛发展, 对能够在高温条件下使用的封严涂层材料进行了研究, 自行设计制备了可磨耗封严涂层团聚粉末材料, 使用等离子喷涂工艺成功制备了 P7268 涂层, 随后对研制的在 1 000℃ 以上环境使用的高温封严涂层 P7268 的基本性能进行探讨, 并对涂层在 1 000℃ 的高温稳定性和 1 000℃ ~ 室温抗热震性能进行了试验。测试发现, P7268 涂层在所测试温度具有良好的高温稳定性, 具有较小的硬度变化, 并且涂层的抗热震性能可以达到耐冷热循环 50 次。

**[关键词]** 高温; 可磨耗封严涂层; 硬度; 结合强度; 热震

**[中图分类号]** TG174.442

**[文献标识码]** A

**[文章编号]** 1001-3660(2008)04-0021-02

## The Study on the Abradable Seal Coating Material Used in High Temperature

CHENG Xu-dong<sup>1</sup>, GAO Zhong-bao<sup>1</sup>, LI Qi-lian<sup>2</sup>, XIAO Wei<sup>1</sup>, MIN Jie<sup>1</sup>

(1. State Key Laboratory of Advanced Technology for Materials Synthesis and Processing, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China; 2. Key Laboratory of National Defence Science and Technology for High Energy Density Beam Processing Technology, Beijing Aeronautical Manufacturing Technology Research Institute, Beijing 100024, China)

**[Abstract]** In order to improve the temperature the abradable seal coating can be used to adjust to the prompt development of the airplane engine, materials can be used in high temperature were elected, aggregate structure powder was designed and prepared, then abradable seal coating P7268 was prepared by APS. Research of the trituated coating P7268 performance used in the temperature above 1 000℃ was done, thimble test and resistance of thermal shock test in the temperature 1 000℃ was also accomplished. P7268 seal coating has excellent stability in high temperature, change of the hardness is obscure and it can bear 50 cycles thermal shock.

**[Key words]** High temperature; Abradable seal coating; Hardness; Adhesive strength; Thermal shock

## 0 引言

在飞机发动机涡轮外环制备封严涂层是提高发动机效率的有效手段。随着发动机工作温度的升高, 对满足高温新环境下使用而不失效的配套涂层的需求更为强烈。发动机的工作温度已达 1 000℃ 以上<sup>[1-2]</sup>, 对新的涂层的高温热疲劳性能和组织结构稳定性是极大的挑战。目前, 国内对该高温段的封严涂层研究较少。本文利用复合陶瓷的高温综合性能优势, 通过一定的材料组分设计, 研制出一种新型高温封严涂层, 并且进行了 1 000℃、10h 的热稳定性试验以及 1 000℃ ~ 室温空气强制冷却的热循环试验, 对试验后的涂层性能进行了相关的评价, 初步得出结论: 制备的新型高温涂层在一定程度上具备现有涂层所不具有的特点。

## 1 试验

本试验设计研制的高温封严涂层材料是采用粒度为 20 ~ 60nm 的 Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 部分稳定的 ZrO<sub>2</sub> 粉末为基相材料, 添加一定量微米级 h-BN(六方氮化硼)和聚合物作为填充材料, 制成适合于等离子喷涂用的团聚球形纳米氧化锆基复合粉。基体试样为 1Cr18Ni9Ti 不锈钢, 经表面粗化处理后, 采用等离子喷涂 (APS) 工艺在其上制得 ≥1.0mm 厚的纳米 ZrO<sub>2</sub> 基封严涂层 P7268。

## 2 结果与讨论

### 2.1 涂层高温稳定性测试

取若干 P7268 涂层试样, 测量表面洛氏硬度的平均值 (HR45y), 然后置于高温炉中, 升温至 1 000℃, 并在该温度保温 10h, 取出空冷, 观察表面状况, 并再次测量表面洛氏硬度平均值。试验后试样表面未见明显裂纹、剥离等破坏。采用 TIME 公司 TH310 表面洛氏硬度计测量硬度, 数据如表 1 所示。

**[收稿日期]** 2008-03-06

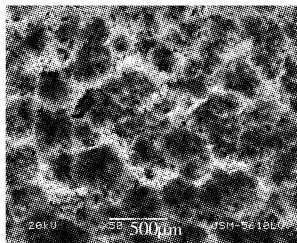
**[作者简介]** 程旭东 (1954-), 男, 湖北黄梅人, 教授, 博士, 主要从事表面工程研究。

表1 P7268 涂层高温试验前后的硬度

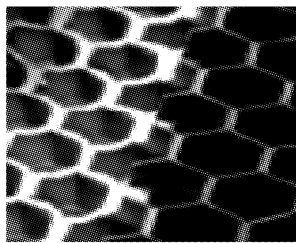
Table 1 Hardness of coating P7268 after thimble test

试样编号	试验前硬度 HR45y	试验后硬度 HR45y	硬度变化值
1 <sup>#</sup>	72.7	80	+7.3
2 <sup>#</sup>	54	57	+3
3 <sup>#</sup>	38.1	53	+4.9
4 <sup>#</sup>	36	39	+3
5 <sup>#</sup>	28	30	+2

对比 1 000℃、10h 热稳定性试验后的涂层试样硬度,发现处理后的涂层硬度整体有所提高,硬度变化范围在 +2 ~ +8 之间。这种变化是由于涂层在长时间高温加热时,组织中的聚合物全部气化,所占的体积成气孔,而含有气孔的组织逐渐烧结收缩致密化所致。该种涂层较之现有一般纳米氧化锆热障涂层硬度的变化范围较小,其原因是:由于高温加热后,涂层内部的 h-BN 软相和收缩后残留的孔隙依然存在,它们对基相纳米氧化锆组织的均匀分割<sup>[3]</sup>,如图 1 所示,该涂层的蜂窝结构降低了涂层的机械完整性<sup>[4]</sup>,起到一定的阻隔作用,有效地阻止了涂层基相骨架的致密化趋势。



a P7268 涂层的蜂窝状结构



b 典型蜂窝结构

图1 P7268 涂层的蜂窝状结构及其与典型蜂窝结构的对比

Figure 1 Honey comb structure of coating P7268 and typical honey comb structure

采用 FM-10KN 拉力试验机对高温试验后的试样进行结合强度测试,结果如表 2 所示。

表2 P7268 涂层高温试验后的结合强度

Table 2 Adhesive strength of coating P7268 after thimble test

试样编号	试样破坏时 载荷/kN	面积 /mm <sup>2</sup>	结合强度 /MPa	试样的破坏形式
1 <sup>#</sup>	14.7	1 256.64	11.70	5 组试样均为 涂层间拉脱
2 <sup>#</sup>	7.6	1 256.64	6.05	
3 <sup>#</sup>	12.9	1 256.64	10.27	
4 <sup>#</sup>	4.7	1 256.64	3.74	
5 <sup>#</sup>	6.6	1 256.64	5.25	

由于涂层在成分组成方面配比不同,导致相同工艺参数制备出来的涂层的结合强度有较大的不同,但是除了 4<sup>#</sup> 涂层以外,其它涂层的结合强度均在 5MPa 以上,较之现有传统封严涂层的结合强度(3 ~ 5MPa)<sup>[5]</sup>也具有较大的优势,分析原因认为:传统封严涂层由于原料粒径大(微米级),比表面积小,在涂层中难于形成连续的基相组织,涂层存在大量的断层,是导致宏观涂层结合力低的主要原因,而喷涂工艺中的大送粉速率所形成遮蔽现象则是涂层结合力低的另一原因<sup>[5]</sup>。特别需要指出的是,涂层中软相组分的加入和密布孔隙的引入对缓解涂层内部由于高温导致的热应力有很大的帮助<sup>[6]</sup>。依据初步试验,综合涂层在高温试验后的硬度变化和结合强度两个方面,可知涂层

在 1 000℃ 的环境中具有较强的稳定性。

## 2.2 P7268 涂层的耐热震性能

将 P7268 涂层试样放入预先升温至 1 000℃ 的高温炉中,保温 15min,取出采用压缩空气在 2min 内强制风冷至室温,如此循环直至涂层出现翘起、剥离等破坏情况。涂层的热震循环试验结果如表 3 所示。

表3 P7268 涂层耐热震循环性能

Table 3 Resistance to thermal shocks of coating P7268

试样编号	耐热震循环次数	涂层的破坏形式
1 <sup>#</sup>	45	涂层与金属基体剥离
3 <sup>#</sup>	≥50	涂层微翘起
5 <sup>#</sup>	32	涂层与金属基体剥离
6 <sup>#</sup>	39	涂层与金属基体剥离

由表 3 中数据可看出,P7268 涂层在 1 000℃ ~ 室温之间反复循环次数可达 50 次。从 P7268 涂层组分和结构的不同方面来探究原因,耐热震能力一方面与涂层采用耐高温陶瓷材料作为基相有关,能够很好地抵抗高温环境的热腐蚀,保证涂层的骨架不至于在高温下失效,为整个涂层的耐冷热循环提供了前提。另一方面,涂层中软相的加入使涂层在热震情况下的内部应力有所释放,降低涂层的机械完整性,阻止涂层内部微裂纹的扩展导致整个涂层的崩裂。造孔组分的加入使涂层在制备过程中产生密布的孔隙,密布微孔有效降低涂层的弹性模量,缓解热应力,使涂层热导率下降,对涂层的抗热震能力也有较大的贡献。

## 3 结 论

研制的在 ≥1 000℃ 环境中使用的 P7268 涂层材料,从已有测试来看,P7268 涂层属纳米 ZrO<sub>2</sub> 基相中弥散分布高温润滑软组织 h-BN 和造孔聚合物形成的类似蜂窝结构的高温封严涂层。涂层与基体的结合强度较传统涂层有较大的提高,特别是在 1 000℃ 环境中的热稳定性和 1 000℃ ~ 室温的抗热震性能试验方面获得一定的成功。为高温封严涂层的进一步研究提供了可行性依据。

### [ 参 考 文 献 ]

- [1] 王薇,张琦. 发动机封严涂层的研究进展[J]. 航空制造工程, 1996,11(8):3-4
- [2] Schmid R K, Rangaswamy S. Abradable seal coatings from ambient to 1 350℃[J]. Proceedings of ITSC'95, 1995,4:23-26
- [3] Edward R, Novinski. The selection and performance of thermal sprayed abradable seal coatings for gas turbine engine[J]. SAE Trans, 1989, 6:2-3
- [4] Cao X Q, Vassen R, Stoeber D. Ceramic materials for thermal barrier coatings[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2004, 24(3): 1-10
- [5] 王建华,李雪源,刘孟兰,等. 飞机发动机用梯度封严涂层的研究[J]. 材料工程, 2001, 19(4):1-2
- [6] 沈智奇,范月英,贺连龙. 氮化硼包裹的立方氧化锆纳米颗粒[J]. 电子显微学报, 2002, 21(5):609-610