

封严涂层的性能评价及研究进展

Performance Evaluation and Research Progress of Seal Coatings

赵丹¹ 赵忠兴² 杨景伟² 孙杰¹

1 沈阳理工大学环境与化工学院 2 中航工业沈阳黎明航空发动机(集团)有限责任公司

导读:封严涂层系统可以改善飞机燃气涡轮发动机中旋转部件和固定部件之间的密封性,已成为提高发动机工作效率,延长发动机服役寿命的主要方法之一。本文阐述了目前封严涂层的应用及性能评价的研究进展,描述了未来封严涂层的发展趋势。

关键词: 封严涂层; 性能评价; 研究进展

Keywords: seal coatings; evaluation of property; research progress

0 引言

随着航空技术的日益发展,对发动机效率的要求也逐渐提高,预计在2015~2020年将有可能研制出推重比为15~20的涡扇发动机。作为发动机的重要技术之一,封严涂层可改善飞机燃气轮机中旋转与固定部件之间的密封性,显著提高发动机的性能。研究发现,在比燃料消耗率下,叶片和密封面间的间隙降低,能导致推力改进2.5%^[1]。

目前采用在涡轮机与压气机的机匣上制备封严涂层来封闭气体通道,减小间隙,提高热效率。新一代航空发动机中,封严涂层的使用温度为300~1200℃,最高可达1350℃。这对发动机关键零部件封严涂层的高温防护、封严、耐磨损等性能提出了新的要求。

1 封严涂层材料及研究进展

1.1 组成及制备技术

封严涂层已经在航空领域得到广泛应用。理想的封严涂层要求热稳定

性强、摩擦系数小、抗氧化性强,用于叶尖与机匣之间封严时,才能在保持最小间隙的同时有效阻止刮擦损伤,达到良好的封严效果。

封严涂层大多选用复合材料,主要成分是金属相、非金属相和孔隙。其中金属相具有可喷涂性、结合强度、抗冲蚀性等性能,常用的有镍、钴、铜、铝等及其合金。非金属相提供减磨、抗黏着和自润滑性能,如石墨、聚苯酯、硅藻土等。孔隙可以降低涂层的硬度,减少涂层向叶片的转移量。

航空发动机上采用的封严涂层主要有蜂窝封严、镶块封严、金属毡封严和热喷涂封严^[2]。近年发展最快的是热喷涂封严和耐高温的陶瓷基封严涂层。热喷涂封严涂层具有优良的可磨耗性和抗冲蚀性,同时提供热障涂层的性能,在生产成本和应用方面均有其优势,得到国内外厂商的青睐。

1.2 封严涂层材料的应用

国外对封严涂层的研究起步于20世纪50年代,在60年代末得到实际应用,目前已有20多种适用于发动

机不同部位且满足不同温度要求的封严涂层粉料,如美国Metco公司生产的Metco307Ni/石墨、Metco310和Metco313铝硅石墨等。

国内对封严涂层的研究始于20世纪70年代后期,研制了镍/硅藻土、镍铬/硅藻土和镍铬铝/硅藻土可磨耗封严涂层,在应用中取得了良好的效果。

1) 中、低温封严涂层

铝合金/聚合物涂层由高温聚合物(聚酯)与AlSi粉末混合,采用等离子喷涂方法加工而成,耐高温可达320℃,具有良好的可磨耗性、自润滑性及抗冲蚀性,与钛合金叶片配合良好^[2]。但聚合物在制备或服役过程中易被氧化以及AlSi合金室温下的时效硬化,对涂层质量产生重大影响。Al-石墨涂料耐温达450℃,磨损性能与AlSi/聚酯涂料相似,解决了聚合物易氧化的问题,但其抗微粒冲蚀性较差。

美国的一项研究采用BN取代石墨,添加适量黏结剂制成涡轮发动机用AlSi/BN封严涂层。研究者又在此基础上改进,得到的新型复合粉外层的

硅铝合金是以聚合物作为黏结剂包敷在氮化硼外侧,增加了氮化硼的沉积率,同时减少了黏结剂的使用量。经过热处理后,涂层的可磨耗性及高温下的硬度提高,孔隙率降低,抗冲蚀性得到明显改善。

Ni-石墨可磨耗涂层材料广泛用于低于500℃的压气机部位,但是组分中的C常因受热以CO或CO₂的形式损失。镍包硅藻土封严涂层中,硅藻土耐热性能较好,具有良好的抗氧化性、抗冲蚀性和抗热震性,用于750℃以下的涡轮部位封严。NiCr/CuAl具有良好的自润滑性能,工作温度为400~600℃,可作为航空发动机压气机部件的可磨耗封严涂层。为了提高工作温度,研制了耐温达815℃的NiCrAl-膨润土封严涂层^[2]用于压气机部位的封严,NiCrAl具有优异的耐热和抗氧化性,膨润土具有良好的减磨性,但其只适用于高温合金或不锈钢材质的叶片,不适合钛合金叶片材料。

以上两类为常用的铝基和镍基涂层材料,由于添加了软相如聚酯、石墨、硅藻土、h-BN等,能够明显改善涂层与叶片之间的润滑性,提高涂层的可磨耗性,防止涂层与叶片的黏着。耐热性能和抗热震性能都优于最早使用的未添加软相的合金涂层,耐温可达800℃以上,但是它们的结合强度和抗冲蚀性并不理想。

2) 高温封严涂层

发动机叶片的使用温度从20世纪70年代的960~1100℃发展到目前商用飞机燃气温度的1700℃,军用飞机燃气温度高达1800℃^[3]。为了保证高温下发动机叶片的正常使用,在过去几十年中,国内外的研究机构针对高温封严涂层的制备方法、实际应用等方面进行了大量深入的研究,并取得了显

著成果。

采用湿法氢还原液相沉积金属技术制成Ni/硅藻土,然后采取高温铝铬共扩散工艺制成的NiCrAl-硅藻土可磨耗涂层,能耐1000℃以下高温,适用于镍或铁基材料的涡轮叶片,但易导致钛合金涡轮叶片叶尖的受热磨损。

瑞士SulzerMetco公司研制了一种耐温可达815℃的封严涂层,组分包括润滑剂和陶瓷粉体,可用于钛合金涡轮叶片的封严,有效地解决了钛金叶片叶尖过热和易磨损等问题。随后,又开发了NiCrAl-hBN-聚酯涂层粉料,镍基合金在高温下具有良好的抗冲蚀性和强度,BN在高温下具有较好的自润滑性,聚酯烧损后增加了可磨耗性。在此基础上,采用等离子喷涂法制备了纳米结构的CoNiCrAlY-hBN-聚酯封严涂层^[4],其在850℃以下使用时具有优异的可磨耗性和抗冲蚀性,适用于奥氏体、铁素体和镍基高温合金涡轮叶片。

20世纪90年代,服役温度高于1000℃的陶瓷(ZrO₂、BN)涂层得到了发展,成为高温封严涂层发展的里程碑。

美国Metco公司研制了YSZ-hBN-聚苯酯封严涂层,使用温度可达1350℃。但是,传统陶瓷(ZrO₂、BN)涂层用于可磨耗封严时,其长期服役的可磨耗性存在明显问题,而且在喷涂过程中要保持一致性非常困难。因此,通过改进ZrO₂、BN陶瓷涂层的微观组织结构来解决高温陶瓷涂层可磨耗性差的问题意义重大。研究表明,控制陶瓷涂层的孔隙结构最终能实现其耐高温性能,而陶瓷层中的微裂纹能使其获得较大的应变能力,提高可磨耗性及服役寿命^[5]。

由空气等离子喷涂的MCrAlX黏

结层加ZrO₂-Y₂O₃表层的涂层结构存在着应力不匹配问题。为了改善这种状况,研制了等离子喷涂的ZrO₂基梯度陶瓷封严涂层,它由三个过渡区域组成,具有良好的可磨耗性和热绝缘性,梯度结构还能减小陶瓷与金属间由于热膨胀而产生的不匹配应变,减少断裂,改善了抗剥落性。

近十年间,纳米结构陶瓷涂层的研究成为新的热点。高忠宝等人在纳米Y-PSZ中添加一定量微米级BN和聚合物,采用等离子喷涂工艺制备出适用于高温下的可磨耗封严复合涂层材料^[6]。研究表明纳米ZrO₂比微米ZrO₂具有更大的比表面积和更高的表面能,与填充粒子的结合匹配性强,有利于整个团聚型粉末成分的均匀,同时保证了涂层的高温稳定性。

目前大部分的高温封严涂层尚未成熟,其安全性、可靠性都还需要进一步探索验证。随着航空发动机技术的发展,高温封严涂层将具有更为广阔的应用前景。

2 封严涂层性能评价研究进展

由于封严涂层处于特殊的工况(高温、高速)下,涂层与叶片刮擦过程中存在多种摩擦机制,因此评价其性能需要综合多方面的指标。表征航空发动机封严涂层的主要性能指标有可磨耗性、抗冲蚀性、涂层与基体的结合强度、抗热震性、化学稳定性等,同时涂层还兼具低摩擦系数、耐蚀性和整体强度。

2.1 可磨耗性研究进展

可磨耗性是指转子叶片的叶尖和封严材料相互作用时,封严材料本身被磨损和刮削,可在不损伤叶片的前提下,获得发动机实际工作状态下的最小间隙^[7]。早期曾用涂层的黏结强度

和硬度来考核可磨耗性,认为拉伸强度和硬度低的材料的可磨耗性更好,通常可磨耗涂层表面洛氏硬度值15Y取30~80。后来逐渐发展了划痕法、滑动磨损法、模拟实际工况的台架试验法、可磨耗性试验机等方式测试涂层的可磨耗性。

目前通常采用高速摩擦设备模拟空气动力学和涡轮机内部环境的方式对可磨耗性进行评价,或是采用其他形式的可替换的实验室高速测试系统。英国曾采用模拟实际工况的试验台法进行刮削测试,并用累进的可磨耗性硬度PAH评价可磨耗性。采用刮削测试能较好地模拟实际工况,更为有效地表征和评价封严涂层的可磨耗性。

美国PWA公司设计了高速刮擦试验装置,美国Metco公司设计了高温刮擦试验装置,瑞士Sulzer公司研制了高速高温刮擦试验装置,这些设备在可磨耗性测试发展过程中具有重要意义。

20世纪90年代,我国西安交大等单位研究了多种中温封严涂层的可磨耗性及磨损机理^[5,7,8]。采用M-200磨损试验机在不同载荷下进行滑动磨损测试,通过磨损量评价可磨耗性。结果表明对于某种涂层,随着其硬度的增加可磨耗性降低,但是即使硬度相近,不同种类涂层的可磨耗性也不尽相同。这是由于磨损过程中出现了转移层和涂层硬度的变化,严重影响了后续的磨损机制,因此不能只通过硬度来判断可磨耗性水平乃至选择和设计涂层。

西安交大等单位研制成功与实际工况接近的电子冲击刮削试验机,测试封严涂层的冲击刮削载荷—位移曲线,其所包围的面积为刮削功,

可用于定量综合评估封严涂层的可磨耗性以及涂层与基体的结合强度;同时研究了刮削深度、涂层硬度及温度等对刮削功的影响。可根据冲击刮削功与涂层硬度关系阈值确定硬度范围的上限。

西安交大的一系列研究得出,封严涂层的滑动磨损机理包含磨粒磨损、黏着磨损和氧化磨损。不同涂层在不同载荷下测试,黏着磨损和磨粒磨损的重量损失不同。金属相是抵抗磨损的主要成分,在磨损过程中,金属相表面层发生较大的塑性变形并从基体中分离出来,形成孔洞。

2.2 抗冲蚀性研究进展

封严涂层应具有良好的抗冲蚀性。常用的气—固粒子冲蚀测试装置,采用夹带 Al_2O_3 或 SiO_2 砂粒的压缩空气进行冲蚀试验,这种冲蚀与飞机发动机封严涂层的冲蚀相似,但对冲蚀磨损的影响难以定量处理。真空冲蚀克服了气—固冲蚀试验的缺点,对研究冲蚀机理十分有利,但加热比较困难,与发动机的服役条件相差较大。为了更好地模拟发动机的工作环境,研究人员还进行了热冲蚀磨损试验。

目前国内外对封严涂层粉料、喷涂工艺、涂层性能等的研究较多,但对不同参数下(如冲蚀角度不同、冲蚀气流速度不同)涂层抗冲蚀规律的研究较少。西安交大对中温封严涂层抗冲蚀性能进行了较为系统的研究,利用自制的电子冲击刮削试验机,测试封严涂层的冲击刮削载荷—位移曲线,并用冲击刮削特性来表征涂层的冲蚀磨损特性。随后,又用自制的CMS-100真空自由落砂冲蚀磨损试验机,研究了封严涂层的冲蚀磨损行为和机理^[9]。结果表明,冲蚀率和冲蚀速度呈幂函数关系,高角冲蚀时对速度更为敏感;

出现最大冲蚀率的冲击角向高角度偏移。涂层冲蚀试验所得的冲蚀率与硬度关系的阈值可用于确定硬度范围的下限。

西安交大对封严涂层的冲蚀性研究表明,不同冲击角度下的冲蚀机理不同,在低角度冲击下,占主导的是微观切削、犁削、遂穿通过孔洞和非金属相;在高角度撞击下,磨粒撞击在涂层表面产生锯齿形缺口和挤压出的边缘。影响封严涂层抗冲蚀性能的因素很多,对于多孔和非金属相含量高的涂层,冲击粒子在对涂层犁削的过程中加速了材料流失,使冲蚀率较高。

2.3 抗热震性研究进展

足够的抗热震性意味着飞机在飞行状态下发动机内部温度变化时,封严涂层不开裂、不剥落、不失效。广泛采用的抗热震性能测试是按规定的的时间间隔将试样暴露在火焰中或放置在已达设定温度的炉子中,然后自然冷却到室温或用空气吹冷试样至室温,在指定的高温和低温之间反复切换,记录直到涂层剥离所需的循环次数,根据试样损坏情况来评定试样的抗热震性能。

有研究表明,微裂纹能够决定材料的R-Curve特征,对材料的抗热震性也有着重要影响。因弥散相与基体相之间热性能失配而产生的自发微裂纹是最为常见的一种钝裂纹产生源,如BN- Al_2O_3 复相材料等材料系统,由于体内存在适当尺寸的自发微裂纹,抗热震性可得到明显提高。同时,采用成分呈梯度变化的涂层结构,能够缓解涂层中的热应力,有效降低了裂纹扩展速率,具有较高的抗热震性。

2.4 结合强度研究进展

涂层的结合强度包括基体和涂层之间的结合强度以及涂层颗粒之间的

结合强度,它反映了涂层的力学性能,是衡量涂层质量的一项重要指标^[9]。封严涂层(涂层厚度应不小于0.38mm)与基体的结合强度普遍采用ASTM-C633拉伸结合强度标准测试方法来测量,即在一个对偶试样的端面喷涂上涂层后,用黏结剂把涂层面对偶试样的端面对准黏结固化,由拉伸试样机将其拉断,拉断时单位面积涂层所承受的载荷为结合强度。但是此方法难以测出涂层与基体间真实的结合强度,其测量结果更多地反映涂层本身的强度或涂层内颗粒间的结合力。

薄涂层与基体结合强度的测试方法主要有扭转法、划痕法、激光法和压入法^[10]。

封严涂层的结合强度和抗热震性是密切相关的。已有的结合强度测试方法是在室温下进行,不符合压气机实际的工作环境温度,因此,以耐冷热循环次数的提高来说明封严涂层的结合性能则更好。朱立群等人采用正交实验法,对耐热300℃有机硅树脂封严涂层的组成及固化工艺进行了优选,制备出的涂层耐冷热循环性能提高了4倍。为了进一步提高封严涂层与基体材料之间的结合强度,对梯度封严涂层与1Cr18Ni9Ti不锈钢之间的结合强度进行了研究,总结出梯度封严涂层提高结合强度的机理为,梯度封严涂层借助黏结层以及组成呈梯度变化的特性,增强与基体的结合强度;封严涂层的抗热震性和结合强度主要取决于涂层与基体材料的热膨胀系数的差异。加入具有低热膨胀系数的填料后,涂层的热膨胀系数在厚度方向上逐渐变小,大大提高了涂层的结合强度及抗冷热循环剥落性。

3 封严涂层研究展望

随着新能源、新技术的发展,对封严涂层的各项性能要求也越来越高。封严涂层未来的发展方向主要有:

1) 研究等离子喷涂涂层和高速火焰喷涂涂层的材料和工艺,得到最佳喷涂工艺参数。

2) 发展新型纳米级耐高温封严涂层材料,以提高耐高温性能。

3) 探索简单、可靠的模拟发动机工况的可磨损和抗冲蚀等封严涂层性能检测的试验方法,模拟高温高速条件下的磨损试验。

4) 寻找更新的、性能更好的填料用于制备梯度封严涂层,进一步提高涂层的结合强度及抗热震性。

AST

参考文献

- [1] Wang Hougong. Criteria for analysis of abradable coatings[J]. Surface and coatings technology, 1996, (79): 71-75.
- [2] 刘凤伟,李曙,刘阳.封严涂层材料及其可刮削性的评价[J].中国表面工程,2009,22(1):12-18.
- [3] Bartsch M, Baufeld B, Dalkilic S, Mircea I. Testing and characterization of ceramic thermal barrier coatings [J]. Mater Sci Forum, 2005, (3): 492-493.
- [4] Sulzer Metco. Thermal spray materials guide[M]. 2006: AP-3.
- [5] Yi Maozhong, Zhang Xianlong, Ji Gengshun, et al. Evaluation of Al-Si/Polyester abradable seal coating[J]. Trans. Nonferrous Met. Soc. China, 1996,

6(4): 110-113.

[6] 高忠宝,程旭东,王鸣等.纳米Y-PSZ基材料高温封严涂层的研制[J].航空材料学报,2008,28(4):56-59.

[7] 易茂中,张先龙,郑济宏等.可磨损封严涂层及其性能评价[J].航空工艺技术,1998(3):3-5.

[8] 易茂中,张先龙,季根顺等.可磨损封严涂层抗冲蚀性与试验参数的关系[J].航空工程与维修,1999(2):16-18.

[9] 朱佳,冀晓鹏,揭晓武等.封严涂层材料及应用[J].材料开发与应用,2008,23(4):78-84.

[10] 刘军海,何家文,陆明珠等.封严涂层性能评定的新方法[J].材料工程,1997(11):43-44.

作者简介:

赵丹,硕士研究生,研究方向为材料的腐蚀与防护。

赵忠兴,工程师,研究方向为材料的腐蚀与防护。

杨景伟,高级工程师,研究方向为材料的腐蚀与防护。

孙杰,博士后,副教授,研究方向为材料的腐蚀与防护。