

航空发动机叶片叶尖耐磨封严涂层技术及其发展

闫峰¹, 刘建明², 黄凌峰², 章德铭²

(1. 中航沈飞民用飞机有限责任公司, 沈阳 110079;
2. 矿冶科技集团有限公司, 北京 100160)

摘要: 航空发动机封严涂层体系是控制其转子和静止件间隙的主要措施, 其中叶片叶尖耐磨封严涂层可以使叶尖在与机匣或外环块封严结构或涂层刮擦时得到保护, 并达到缝隙最小化的设计要求。本文综述了国内外叶片叶尖耐磨封严涂层的材料组成、制备工艺、应用及其优缺点, 简述了国内耐磨封严涂层技术现状及发展要求, 提出了针对新型高性能航空发动机的发展迫切需要加强对具有耐磨颗粒凸出于粘结金属相的高性能叶尖耐磨封严涂层、钛合金和镍基单晶高温合金叶片叶尖涂覆工艺研究的建议, 以进一步提高航空发动机封严结构体系的可靠性, 延长使用寿命, 有效提高发动机燃油效率。

关键词: 航空发动机; 间隙控制; 叶片叶尖; 封严涂层体系; 耐磨封严涂层

中图分类号: TG174.4 文献标识码: A 文章编号: 1674-7127(2021)09-0002-05

DOI 10.3969/j.issn.1674-7127.2021.03.002

Technologies and Development of Abrasive Coatings for Aeroengine Blade Tip

YanFeng¹, LiuJianming², HuangLingfeng², ZhangDeming²

(1. AVIC SAC Commercial Aircraft Company LTD., Shenyang 110079;
2. BGRIMM Technology Group, Beijing 100160)

Abstract: A seal coating system for an aeroengine is a major measure to control the clearance between rotary blades and a corresponding stationary casing liner. Abrasive coating applied to the tip of a blade is intended to protect it from wear damage as a result of its scraping against a seal liner or coating for a casing or a shroud component, thereby minimize the blade tip clearance. The materials, preparation, merit and disadvantage, applications of abrasive coatings for the blade tip were described in this paper. The state of the art of the abrasive coatings and their development requirements in China were also briefed. A variety of technologies are urgently demanded, namely novel abrasive coatings for advanced high performance aeroengines, abrasive coatings and their optimizations for titanium alloy and nickel base single crystal superalloy blades, as well as test and evaluation technologies such as that for the abrasible matching property between the blade tip coating and corresponding abrasible liner or coatings under service conditions, aimed to improve the reliability and lifetime of seal structure systems for aeroengines.

Keywords: Aeroengine; Clearance control; Blade tip; Seal coating system; Abrasive coating

0 引言

航空发动机是在高温、高压、高速旋转的恶劣和苛刻环境条件下能够长期可靠工作的一种复杂热力（高温流体动力）机械，是典型的知识和技术高度密集的军民两用高科技机械制造产品。其研制技术难度大、周期长、耗资多，被称为“机械行业的皇冠”。航空发动机是由进气、压缩、燃烧和排气等单元组成的多级装置，减少气流通道泄漏的动力损失是提高发动机性能、降低油耗的重要途径。在设计封严结构中，为提高发动机运转效率、使用寿命和降低油耗，要求尽量减少转子叶片和对应的匹配静止零部件之间的运转间隙。但是由于制造技术瓶颈问题和部件在工作状态下受应力和高温作用下引起的结构变形，导致间隙过小，从而使旋转中的动、静零部件之间存在相互过度摩擦的隐患^[1]，因此，如何有效控制转子和静止部件的间隙非常重要。

目前，控制转子和静止件运转间隙的主要措施就是在高速旋转叶片及其对应的静止部件之间建立封严涂层体系，如图 1 所示，用来提高发动机气路密封的有效性。

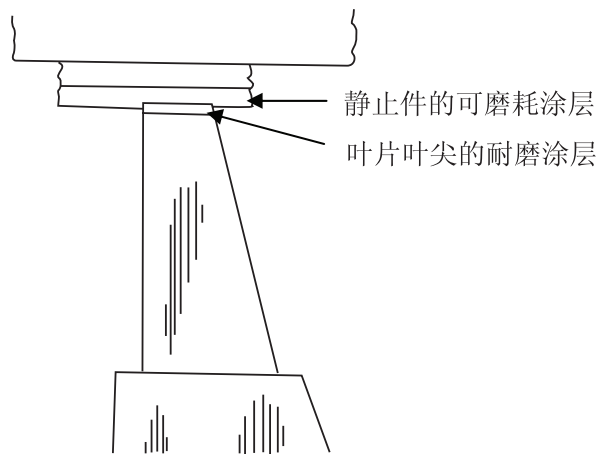


图 1 转子叶片叶尖区域封严涂层体系示意图
Fig.1 Schematic of a seal coating system containing rotary blade tips

封严涂层体系包含两种涂层，一种是可磨耗封严涂层，涂覆在机匣或外环块等静止部件上，通过被叶尖的刮削实现气路封严；另一种为耐磨封严涂层，涂覆在叶片叶尖和齿等转子部件上，以使

叶片叶尖在与机匣或外环块封严结构或涂层刮擦时得到保护，并满足缝隙最小化的设计要求。发动机工作的最初的几个循环中，转子表面较硬的耐磨涂层将与其对应的较软的可磨耗涂层切出密封运行轨迹，以补偿发动机工作环境下的机械和温度等载荷造成的转静子几何形状变化，达到防止气体泄漏的气路密封、提高发动机燃油效率的目的。

1 耐磨封严涂层材料及涂层形貌特点

叶片叶尖耐磨封严涂层在不断刮削可磨耗涂层时，需要发挥保护叶片叶尖和齿等转子零部件，使其避免遭受过度磨损的作用，因此与较软的金属基体和非金属或树脂润滑剂材料复合而成的压气机可磨耗封严涂层或者涡轮机用多孔的金属合金或陶瓷可磨耗封严涂层不同，耐磨封严涂层由较粗的陶瓷硬质颗粒嵌入在一种抗氧化合金粘结相中，并保证陶瓷硬质颗粒不规则而锋利的边缘凸出于合金粘结相，利用陶瓷硬质颗粒超强的硬度以及不规则的棱角，对可磨耗封严涂层进行刮削。对于具有这种特殊形貌的耐磨涂层国外称之为 Abrasive Coating^[2,3,4,6,7,13,15]，以区别于表面平整的常规硬面耐磨涂层 (Wear Resistant Coating)，国内可翻译为研磨涂层或称之为主动切削涂层。陶瓷硬质颗粒包括立方氮化硼 (cBN)、碳化硅、氧化锆、氧化铝等，名义粒度一般为 90~250 μm；抗氧化合金粘结相的成分主要包括镍、钴、铬、铝、钇、钽等，涂层厚度范围在 100~400 μm。由于叶片叶尖表面结构和形状复杂、工作环境恶劣、性能要求高、硬质颗粒陶瓷和合金材料性能差异大，导致批量制备叶尖耐磨封严涂层难度大。

另外，也有将硬质合金直接用于制备叶尖耐磨封严涂层，而不额外嵌入其它陶瓷耐磨颗粒。但这类涂层有两个弊端：首先，硬质合金耐磨涂层刮削下来的合金磨屑易粘附在可磨耗封严涂层或叶尖耐磨封严涂层表面，变成磨粒引起更深度的可磨耗封严涂层刮削，并损伤叶片叶尖；其次，合金与合金摩擦产生的摩擦热和应力远大于凸起的陶瓷耐磨颗粒与合金摩擦，产生裂纹或者剥落现象的几率更大，因此硬质合金耐磨涂层的使用寿命和密封效果不如镶嵌有陶瓷耐磨颗粒的叶尖耐磨封严涂层，特

别是用于发动机的高温部位和刮削较硬的多孔氧化锆可磨耗封严涂层时,效果更差。

2 叶尖耐磨封严涂层的制备工艺及应用

国内外均针对叶尖耐磨封严涂层开展了大量研究工作,工作重点就是既要保证涂层中硬质颗粒凸出于粘结金属的特殊形貌,又要保证涂层与基体的结合强度,且对叶片基体性能影响较小甚至无影响。下面介绍 6 种已公开的叶尖耐磨封严涂层制备工艺及应用情况。

2.1 电弧焊

电弧焊技术是最早的制备叶尖耐磨封严涂层的工艺。美国通用电气公司 (General Electric Company, 简称 GE) 在 1965 年公布了发动机涡轮叶片叶尖耐磨封严涂层的电弧焊制备技术^[2]。该技术首先将碳化钨颗粒和镍粉混合均匀,制备成复合棒材,棒材内的碳化钨陶瓷颗粒均匀分布在镍金属中,然后使用钨极氩弧焊技术制备碳化钨叶尖耐磨封严涂层,最后通过热处理使耐磨涂层与叶片合金发生扩散结合。该涂层具有较好的耐磨性能,但对叶片合金基体组织的热影响较大,即在涂层堆焊时叶片合金基体易萌生裂纹,对涡轮工作叶片的使用安全和寿命有不利影响。

国内在涡轮工作叶片叶冠啮合面也有采用硬质合金堆焊技术制备耐磨层,提高叶冠啮合面耐磨性。

2.2 电镀

电镀是目前国外应用最多、最成熟的叶尖耐磨封严涂层制备技术,其优点之一是易于获得耐磨颗粒凸出于金属粘结相的形貌。美国 GE 公司采用一种双层涂层结构设计,如图 2 所示,成功在叶尖上制备了一种耐磨封严涂层^[3-8]。该工艺首先在叶片叶尖真空高温钎焊一层抗氧化合金,然后在抗氧化合金钎焊层上填充陶瓷硬质颗粒,最后通过电镀技术制备一层 Cr、Co 和 Ni 基合金耐磨镀层。为了保证耐磨颗粒均匀的分散在叶尖表面,降低涂层成本,GE 公司在电镀工艺中使用了一种多孔的绝缘胶带,胶带孔隙小于陶瓷颗粒,但保证电镀电流和电解质溶液能够顺利通过。首先将陶瓷耐磨颗粒均匀分散在胶带上,粘附在钎焊层合金表面,电

解质溶液穿过胶带的孔隙在钎焊层合金表面形成一层金属镀层固定住陶瓷耐磨颗粒,然后取下胶带,再沉积一层 Cr、Co 和 Ni 基合金耐磨镀层。该工艺的优点是内层钎焊层合金有助于提高涂层的抗氧化性和抗热疲劳性能,而外层保证了优异的耐磨性能。缺点是由于电镀的基质与涂层内部合金的界面结合力比较薄弱,同时钎焊及扩散粘结工艺易引起叶片组织的变化。

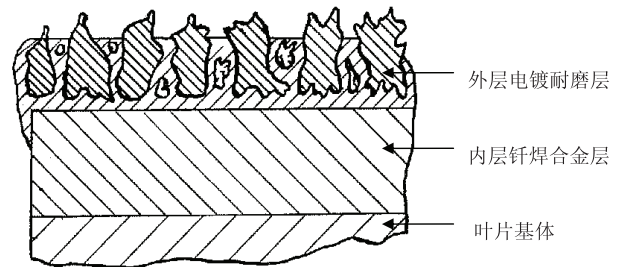


图 2 真空钎焊 - 电镀工艺制备叶尖耐磨封严涂层结构示意图

Fig.2 A blade-tip wear resistant seal coating prepared using a vacuum brazing-electroplating technique

美国克洛美瑞燃气涡轮有限公司 (Chromalloy) 发布了一种含硬质磨料的耐磨层工艺,该工艺包括以下步骤:采用低压等离子喷涂一层连接层,采用电镀工艺将磨料颗粒 (cBN、SiC 或其他陶瓷相) 固定在连接层上,然后再通过填充式电镀将上述磨料颗粒埋入抗氧化涂层基体中。据报道该工艺制备的涂层与喷涂涂层 (U.S.P 4610698) 的机械强度相当,制造过程较为简单且成本较低^[9]。

美国普莱克斯公司 (Praxair Surface Technologies) 完全采用复合电镀工艺在高温合金、钢质叶片叶尖上制备了叶尖耐磨封严涂层,结合强度达 200 MPa 以上,并且制造过程和成本更简单,可实现批量叶片镀覆^[10]。

2.3 热喷涂

热喷涂是一种低成本、在航空发动机中应用广泛的涂层制备技术,欧美应用热喷涂工艺制备叶尖耐磨封严涂层,用于叶尖处的热防护与后期修复。美国 Perkin-Elmer 公司采用等离子喷涂和超音速火焰喷涂两种工艺在叶片叶尖制备氧化铝·氧化锆复合涂层或者氧化钇稳定氧化锆涂层^[11]。陶瓷涂层粉末材料采用熔融破碎法或喷雾干燥法制备,然后

用有机粘结剂团聚造粒，以便于热喷涂沉积涂层。

美国普惠公司 (Pratt&Whitney) 采用等离子喷涂技术在涡轮叶片叶尖涂敷厚度 2 mm 以上的 MCrAlY 涂层，通过真空热处理使涂层与叶片材料形成扩散结合。通过最后加工涂层，保证成型面与叶片型面完全一致，且涂层的最终厚度应保证叶尖在发动机工作条件下具备合适的抗侵蚀和腐蚀能力。

国内也有采用等离子喷涂技术在萼齿尖端制备氧化铝-氧化钛涂层或镍铝-氧化铝涂层，用于降低萼齿磨损，减小封严间隙，提升发动机效率。

热喷涂工艺制备的叶尖耐磨封严涂层，金属基涂层结合强度一般不超过 70 MPa，陶瓷基涂层结合强度低于 50 MPa，且其涂层表面平整，无法获得耐磨颗粒凸出于金属粘结相的特殊涂层形貌，在与静子件涂层摩擦时仍处于干摩擦态而非切削态，存在摩擦生热高、应力开裂脱落等不足。

2.4 高温烧结

1987 年，美国联合技术公司 (United Technologies Corporation, UTC) 采用高温烧结制备技术成功将耐磨颗粒均匀粘附在叶尖上^[12]。该方法采用 SiC 陶瓷耐磨颗粒，采用 NiCoCrAlY 合金为涂层基体。该工艺的特点是采用了一种低粘度的粘结剂溶液，加入烧结剂和超细镍粉混合均匀，将其涂覆于叶尖表面，并将被包覆的陶瓷耐磨颗粒均匀置于叶尖表面；随后进行高温烧结，烧除粘结剂，并使陶瓷涂层上的合金层充分扩散到叶片表面，同时超细镍粉熔化，冷却后将叶片合金基体和陶瓷颗粒紧密连接；之后采用热喷涂或者物理气相沉积技术沉积 NiCoCrAlY 合金，使其填充在陶瓷颗粒周围，最后通过机加工和化学腐蚀工艺使得陶瓷颗粒裸露。

随后，美国 UTC 公司对上述工艺进行了简化和改进^[13]。该改进工艺采用粘接剂，将混合均匀的 SiC 耐磨颗粒与 Ni 基合金粉末混合制成带状，再切割成合适的形状，粘接到叶尖表面，然后通过低温真空烧结去除粘接剂，再加热到一定温度使大部分的镍金属熔化，冷却后形成较为致密的叶尖耐磨封严涂层。该工艺优点是：制备的耐磨涂层中陶瓷颗粒分布均匀，无气孔，与叶尖金属基体结合良好，具有较好的高温性能；缺点是：工艺复杂、热

过程对基体力学性能影响大。

2.5 钎焊

钎焊技术是适用于钛合金叶片叶尖耐磨封严涂层的制备工艺。德国摩天宇航空发动机公司 (MTU) 采用感应钎焊技术在钛合金叶片叶尖上制备了以 cBN 为耐磨颗粒的耐磨封严涂层；通过对比试验，与银基、金基钎焊材料相比，钛基焊料的结合强度最大、耐腐蚀性最好；该工艺包括以下步骤：激光切割钎焊料、清洁叶片和钎焊料、用点焊把钎焊料敷于叶片梢部、用粘接剂将 cBN 单晶颗粒敷于叶梢、感应钎焊；由于不需要对钛合金叶尖进行复杂的预处理，钎焊工艺在钛合金叶片叶尖耐磨封严涂层制备方面具有优势；MTU 于 1998 年已由试验室研究转入生产部门^[14]。1981 年，美国 UTC 公司发布了一种钎焊技术制备叶尖耐磨封严涂层的方法。该工艺通过粉末冶金技术将碳化硅陶瓷颗粒材料与镍基合金粉末热压成型，保证了耐磨陶瓷颗粒的弥散分布，然后通过钎焊技术在涡轮叶片叶尖制备耐磨涂层。

钎焊技术制备的耐磨涂层在国内上也有应用，如采用钎焊技术在钛合金叶片凸肩位置制备 WC/Co 耐磨涂层，提高了叶片凸肩接触面耐磨性。

2.6 激光熔覆

美国 Quantum Laser 公司采用激光熔覆技术在叶尖制备了一种以合金为涂层基体，含有陶瓷耐磨颗粒弥散分布的复合耐磨涂层。由于激光熔覆过程导致熔化的涂层基体合金与陶瓷耐磨颗粒发生熔化混合反应，为防止反应区域涂层合金性能降低，造成涂层开裂，选择一种可以强化耐磨颗粒周围熔融区域性能的材料作为耐磨颗粒的金属包覆层。如在耐磨颗粒表面包覆隔热层 Cr，以避免颗粒被熔池熔融，同时强化基体金属，又可提高涂层的抗腐蚀性能^[15]。Sulzer Metco 公司选择超硬 SiC 颗粒进行金属包覆，尝试通过熔覆方式将 SiC 颗粒嵌入 MCrAlY 内，但尚未见其实际应用报道。

国内采用激光熔覆工艺在重型燃机的涡轮叶片叶尖上堆焊了钴基耐磨涂层，用以提高叶尖耐磨性，减小封严间隙，提升发动机燃油效率^[16]。激光熔敷技术还被用在叶冠接触面制备 CoCrW 硬质合金涂层，提高了叶冠接触面的耐磨性。

目前激光熔覆工艺仅能制备表面平整、组织均匀的金属基耐磨涂层,尚未成功制备出耐磨颗粒凸出于金属粘结相形貌的叶尖耐磨涂层。

3 我国耐磨封严涂层技术现状与发展要求

封严涂层研究自二十世纪五十年代末开始以来,至今已取得了巨大的进展,已经广泛应用于航空发动机的气路封严。我国通过技术引进和吸收,在封严涂层领域得到了较快发展。目前国内外对可磨耗封严涂层材料和涂层制备工艺研究较多,已基本形成了成熟的体系;但耐磨封严涂层材料和涂层制备工艺研究开展较少,在发动机上获得应用的耐磨封严涂层主要有热喷涂 WC/Co 涂层、 $Al_2O_3 \cdot TiO_2$ 涂层、高钴钼高铬涂层以及钎焊 WC/Co 涂层、电弧堆焊 CoCrW 和 CoCrMo 涂层、激光熔敷 CoCrW 涂层等,但与发达国家相比,国内耐磨封严涂层还存在着很大的差距:一是耐磨封严涂层工艺研究较少,部分涂层制备工艺尚未完全掌握,涂层质量不稳定,出现开裂、掉块、磨损较快、组织不均匀等问题;二是涂层单个品种发展相对较快,但尚未形成满足发动机不同工况设计需求的封严涂层体系,而钛合金压气机叶片和单晶涡轮叶片叶尖用耐磨封严涂层等还缺少预先研究基础;三是耐磨封严涂层基础研究和应用研究较少,涂层工艺控制规范和验收标准严重缺乏,涂层性能的考核评价体系尚未建立。

随着新型高性能航空发动机研制的发展,对封严涂层的需求越来越迫切,因此,建议加强对具有耐磨颗粒凸出于金属粘结相形貌的高性能叶尖耐磨封严涂层研究,特别是针对单晶高温合金叶片叶尖和钛合金叶片叶尖的涂层工艺研究,另外能够模拟实际工况环境的性能评价技术也成为叶尖耐磨封严涂层研究中的重点技术手段。

4 结论

本文介绍了航空发动机叶片叶尖耐磨封严涂层的材料、制备技术、优缺点及其应用,最后简述了我国耐磨封严涂层技术的现状和今后的发展。随着新型高性能航空发动机研制的发展,迫切需要加强对新型高性能耐磨封严涂层、钛合金和单晶高温

合金等新材料叶片叶尖用耐磨封严涂层的研究,同时发展模拟实际工况环境的叶片叶尖耐磨封严涂层与可磨耗封严涂层刮削等性能测试和评价的新技术,以进一步提高航空发动机封严结构体系的可靠性,延长叶片与机匣使用寿命,有效提高发动机燃油效率。

参考文献

- [1] 姜永强,沈尔明,王志宏. 非金属封严材料在民用发动机上的应用 [J]. 航空发动机, 2010, 36(6): 46-49.
- [2] Moyer W B. Axial flow turbo-machine blade with abrasive tip:US3199836 [P]. 1965-08-10.
- [3] Fahnoe F, Shyne J J. Electrophoretic method of making an abrasive article and article made thereby: US2858256[P]. 1958-10-28.
- [4] Farmer E R, Stillman A N. Method for applying abrasive particles to a surface: US4608128[P]. 1986-08-26.
- [5] Zelahy J W, Fairbanks N P, Maegly R E. Rotary labyrinth seal member: US 4148494[P]. 1979-04-10.
- [6] Routsis K, Method for applying an abrasive layer to titanium alloy compressor airfoils: US5074970 [P]. 1991-12-24.
- [7] Wride V M, Taylor A, Foster J Gas turbine blades: US5076897[P]. 1991-12-31.
- [8] Perkins R J, Hillery R V, Farr H J. Abrasive turbine blade tips: EP0484115A1[P]. 1992-05-06.
- [9] K·P·内诺夫, R·芬顿, J·A·福吉尼等. 在底金属上制成涂层的方法及由此制成的涂有磨料的底金属: 100439567C[P]. 2008-12-03.
- [10] John Foster, Alan Taylor, Martin Patrick. Jig For Coating Rotor Blades: US 5702574[P]. 1997-12-30.
- [11] Kushner B A, Rotolico A J, Nerz J E, et al. Turbine rotor blade tip coated with Alumina- Zirconia ceramic: US5059095[P]. 1991-10-22.
- [12] Pike R A. Method for adhesion of grit to blade tips: US4689242[P]. 1987-08-25.
- [13] Schaefer R P, Rutz D A, Lee E, et al. Abrasive material, especially for turbine blade tips: US4735656[P]. 1988-04-05.
- [14] 李志宏. 用 ABN615 加强发动机叶片的叶梢, 金刚石与磨具磨料工程 [J]. 2001, 1(121): 50-51.
- [15] Everett M A, Blankshain A R. Method for laser cladding thermally insulated abrasive particles to a substrate, and clad substrate formed thereby: US5453329[P]. 1995-09-26.
- [16] 祝文卉, 高宇, 刘佳涛, 等. 重燃涡轮一级工作叶片叶尖耐磨封严涂层的制备方法: 101705487B[P]. 2012-07-04.