

文章编号:1674-8190(2020)03-293-09

航空发动机叶片-机匣碰摩试验技术研究综述

慕琴琴,徐健

(中国飞机强度研究所 航空噪声与动强度航空科技重点实验室,西安 710065)

摘要: 转静子碰摩问题是发动机在过渡态时发生振动超标故障的主要原因之一,为了对其进行更为有效地考核验证与分析,从碰摩实验装置、测试技术及涂层可磨耗试验验证方面阐述了国内外目前的研究现状,并分析了主要差距。结合发动机真实工况,提出了碰摩试验的发展需求。本文研究对于发展我国军/民用航空发动机封严涂层适航审定技术具有重要的工程指导意义。

关键词: 航空发动机;叶片-机匣;碰摩;过渡态;封严涂层;可磨耗性

中图分类号: V232.4; V261.93⁺3; TG115.58 **文献标识码:** A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.03.001

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



A Review of the Research on the Test Technology of Aircraft Engine Blade-casing Rub-impact

MU Qinqin, XU Jian

(Key Laboratory of Aeronautical Noise and Dynamic Strength, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: The static rotor rub-impact problem is one of the main reasons of vibration over-standard failure during transition mode of engine. In order to carry out more effective assessment verification and analysis, the current domestic and abroad research status in the aspects of friction test device, test technology and coating wear test verification is described, and the main difference is analyzed. In combination with the real operating conditions of the engine, the development needs of friction test are put forward. This study is of important engineering guidance for development of military/civil aviation engine sealing coating airworthiness validation technology.

Key words: aircraft engine; blade-casing; rub-impact; transition; sealing coating; abrasability

0 引言

航空发动机属于典型高速旋转机械部件,与发动机性能和寿命紧密相关的部件工作状态、强度、封严间隙、叶间间隙等都受过渡态转子系统和气动

性能变化的影响。涡轮机效率、功率和油耗与转子叶片-机匣之间的径向间隙密切相关:径向间隙每增大 0.13 mm,发动机单位耗油量大约增加 0.5%;反之每减少 0.25 mm,涡轮效率大约提高 1%^[1]。可见,间隙过大会降低发动机效率、质量流

收稿日期:2019-10-31; 修回日期:2019-12-10

基金项目:国防项目基金(160541410024)

通信作者:慕琴琴, muqinqin198465@163.com

引用格式:慕琴琴,徐健. 航空发动机叶片-机匣碰摩试验技术研究综述[J]. 航空工程进展, 2020, 11(3): 293-301.

MU Qinqin, XU Jian. A review of the research on the test technology of aircraft engine blade-casing rub-impact[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(3): 293-301. (in Chinese)

量及喘振裕度,也使得转静间隙越来越小。然而,过小的间隙下,过渡态发动机工作状态突变会导致转静子碰摩、封严涂层磨损、卡滞等现象。美国运输部报道,20 世纪 60~70 年代,4.17×10⁹ 飞行小时中,由转静子之间碰摩引起的发动机事故占 10.2%;1994~1996 年,4 架 F-16 战斗机因发动机碰摩故障导致失事,另有直接或间接引发动机碰摩故障而被迫停飞的有 339 架次^[2]。因此,探索碰摩故障发生机理和演化规律,对发动机设计和适航审定均有非常重要的意义。

航空发动机通常在静转子间隙部分加入封严涂层,也叫密封涂层^[3],以减小气路密封间隙,从而改善发动机气路密封,提高发动机性能。封严涂层一般应用在转子轴、鼓筒、轴承、机匣内壁、转子叶片叶尖,既要保证工作间隙最小,提高发动机性能,又要有效阻止刮削损伤,以免引起发动机转静子碰摩故障。当发动机转子叶片与机匣内壁发生碰摩时,涂层将代替机匣与叶片接触,避免叶片与机匣发生硬碰撞引起损伤,同时为了确保发动机性能,可以保持较小的气路间隙。

FAA 在 2014 年发布的 FAR33.15 支持文件 AC33-11 中说明:涂层需要在与工作环境相似的试验条件下进行符合性验证^[4]。封严涂层除高温结构强度、稳定性、结合强度等指标外,可磨耗性也是重要性能指标之一,封严涂层的可磨耗性研究依然主要依靠试验技术。相比早期的划痕法、车削法、冲击刮削法和滑动磨损法等方法,近年来,越来越多地采用模拟实际工况的高温高速碰摩可磨耗试验方法,可以更贴近发动机实际工况对封严涂层的可磨耗性进行评测。

本文从碰摩试验台、碰摩试验测试技术与涂层可磨耗试验方法三个角度分析目前叶片-涂层机匣碰摩试验的国内外发展现状及发展需求。

1 高温高速叶片-机匣碰摩试验台研制现状

航空发动机实际运转工况的表征比较复杂,涡轮叶片在高达 1 200 °C 以上的高温环境下高速旋转,高温高速的气流冲刷着封严涂层材料,同时转静子之间碰摩线速度能达到 500 m/s^[5]。要实现涂层在尽可能模拟真实工况下的碰摩磨耗研究,叶

尖线速度、涂层温度与实际工作状态的吻合为最佳。

1.1 国外研究现状

在封严涂层可磨耗考核验证研究方面,瑞士 Sulzer Metco 公司处于世界领先地位,从 1988 年开始研制并不断改进涂层可磨耗性评价试验系统,测试参数范围与评价体系都较为全面。Sulzer Metco 公司试验台如图 1 所示^[6],试验机最高线速度达 410 m/s,涂层试样进给速率 1~2 000 μm/s,涂层加热温度最高能达到 1 200 °C。碰摩过程采用单叶片断续刮削方式,即涡轮盘上安装一个模拟叶片与涂层进行刮削,在对称榫槽位置安装配重叶片,用以校正转子系统动平衡。试验机驱动系统采用两级齿轮箱增速,由一台 2 MW 交流电机驱动涡轮盘至目标叶尖线速度。涂层试样安装于两台步进电机双向驱动的进给平台上,通过可编程逻辑控制器实现入侵深度和速率的改变。氧气和丙烷燃烧产生高温火焰,通过压缩空气加速,对涂层试样表面进行加热,同时通过光学高温计和在涂层试样基板上安装的热电偶来测量试样温度变化。三向测力仪和压电式加速度传感器用来测量刮削过程中的碰摩力和振动冲击强度,高速数据采集仪采集、显示并存储涂层试样温度、进给速率及振动加速度等数据。同时为更加直观分析刮削过程,试验系统通过高速摄像设备记录每次刮削过程叶片叶尖和涂层表面的变化。



图 1 Sulzer Metco 高温可磨耗试验台

Fig. 1 Sulzer Metco high temperature wear test bench

荷兰宇航院(NLR)模拟实际发动机工况条件,研制的试验装置如图 2 所示^[7],最高使用温度 760 °C,最高使用线速度 365 m/s。

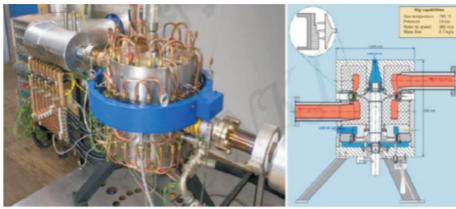


图 2 荷兰 NLR 试验装置
Fig. 2 NLR experimental device

加拿大国家研究委员会航空航天研究所(NRC)燃气轮机实验室在自建的可磨损试验机上测试涂层在模拟服役温度情况下的高温可磨损性,试验机总体如图 3 所示^[8]。空气涡轮驱动混合支撑的转子轮盘至最高 40 000 r/min,对应最高叶尖线速度 425 m/s,安装有涂层试样的平台由径向和轴向安装的两台伺服电机驱动,进给速率范围为 2.54~762 μm/s,涂层试样可采用平板型和圆弧形,通过在涂层试样背面安装电阻丝加热器可将涂层试样加热至最高 600 °C 工况下测试涂层的可磨损性能。

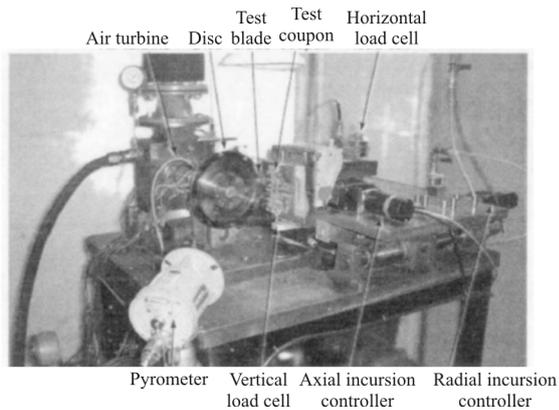


图 3 NRC 可磨损试验机
Fig. 3 NRC wear test bench

美国俄亥俄州立大学燃气轮机发动机研究所联合通用电气航空发动机部门和 Machinery Vibrations 公司在其 SPF 设备上进行“叶片-机匣”的碰摩试验研究。试验装置采用轮盘高速旋转,试样沿径向入侵方式模拟真实工况下的碰摩过程,动力系统主要是可逆气动马达驱动高刚度中空主轴,试验轮盘通过转接器悬挂于主轴下方,最高试验转速达 20 000 r/min,入侵增量为 5 μm,整体试验台如图 4 所示^[9]。

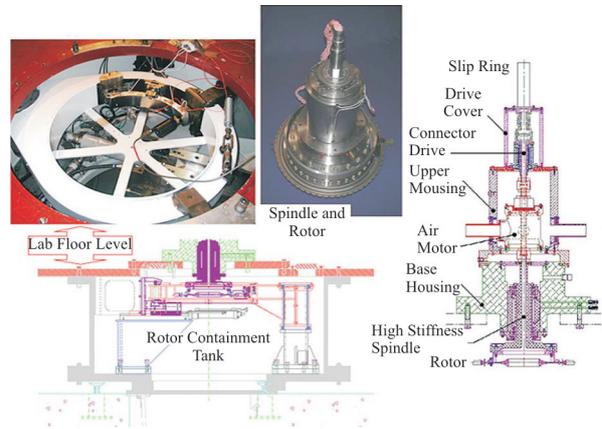


图 4 俄亥俄州立大学立式旋转碰磨试验台
Fig. 4 Ohio university vertical rotating grinding lab

美国 PWA 公司设计了一套专用于涡轮叶片刮磨试验的高速试验装置,如图 5 所示^[10]。该试验台可在轮盘上喷涂可刮削涂层,通过高转速电机带动轮盘旋转,通过进给电机模拟叶片径向生长,进行刮磨试验,通过试验可获得刮磨过程中刮磨层的刮磨温度及刮磨扭矩。

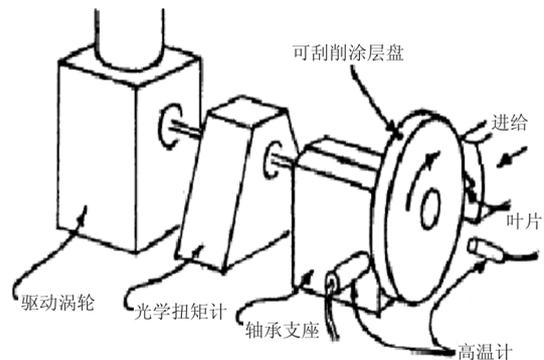


图 5 美国 PWA 公司的高速试验装置
Fig. 5 PWA high-speed experimental device

美国 NASA 研制了一套高速刮磨试验设备,如图 6 所示^[11]。该设备采用 2.24 kW 异步电机作为主轴驱动电机。转子直径 191 mm,材料 Ti-6Al-4V,叶片宽度 12.7 mm,厚度 3.175 mm,模拟叶片数量 12。叶尖(迷宫齿外缘)线速度达 320 m/s。涂层试样进给速率最小 2.54 μm,采用红外测温仪测量叶尖/刃口处的温度,摩擦部位后 90°位置测量温度。在变速器与轮盘直径的主轴上设置扭矩传感器,测量摩擦力矩表征摩擦力。在试样工装上安装应变片,测量径向载荷,表征正向压力。

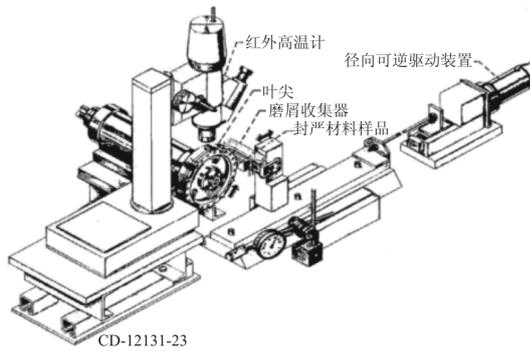


图 6 美国 NASA Lewis 的可刮削试验台架示意图

Fig. 6 NASA Lewis wear test bench

英国 Sheffield 大学研制了一台高速碰摩试验装置,如图 7 所示^[12],其通过电主轴驱动转子一轮盘系统最高能到 21 000 rpm,可实现刮擦线速度 110~200 m/s,进给速率达到 3.4~2000 $\mu\text{m/s}$ 。

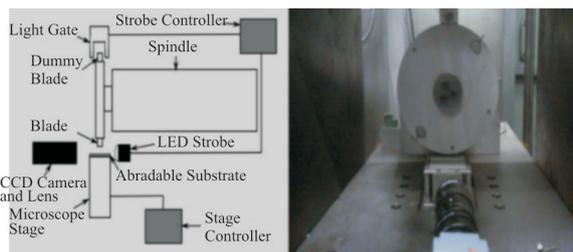


图 7 英国 Sheffield 大学试验装置

Fig. 7 Sheffield test bench

1.2 国内研究现状

天津大学和中国民航大学联合研制了一台可用于模拟压气机转子高速旋转时叶片与机匣发生碰摩故障从而磨损机匣内壁图层的试验台,如图 8 所示^[13]。

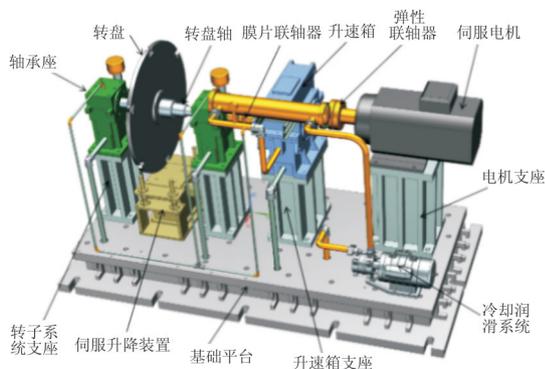


图 8 天津大学和民航大学研制的高速碰摩试验装置

Fig. 8 TJU & CAUC high-speed grinding experimental device

试验台由电机通过齿轮升速箱驱动转子一轮盘系统高速旋转,设计的圆盘直径为 800 mm,在转盘圆周设置叶片安装榫槽,将钛合金叶片安装在榫槽中定位。通过驱动转盘高速旋转使叶片边缘达到最大线速度 400 m/s,与此同时,碰摩伺服升降装置可将制备有封严涂层的碰摩板以 2 $\mu\text{m/s}$ 进给精度向高速旋转的叶片进给,实现碰摩故障的模拟。为采集碰摩力、转盘叶片线速度、转盘轴端位移、轴承座振动、升速箱振动等数据,在测试位置布置相应传感器,利用自主开发的测控系统实现数据的采集和试验过程的实时控制。

中国科学院金属研究所专用材料与器件研究部自主研发了一套模拟高速高温工况下评价封严涂层服役性能的刮擦式摩擦磨损试验机 PWW,如图 9 所示^[14]。通过采用电主轴直接驱动负载主轴至最高 18 000 r/min,可实现刮擦线速度高达 160 m/s,进给速率范围 2~3 000 $\mu\text{m/s}$ 。该试验机采用辐照聚光加热,最高加热温度 1 200 $^{\circ}\text{C}$ 。

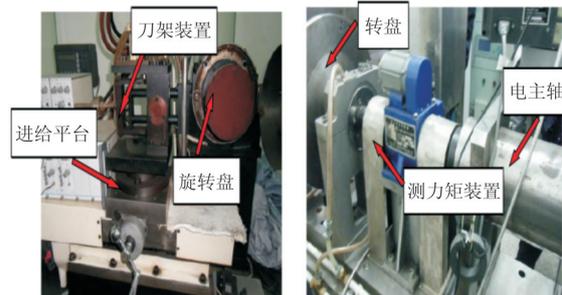


图 9 中国科学院金属研究所试验装置

Fig. 9 Chinese Academy of Sciences experimental device

航空工业北京航空精密机械研究所联合哈尔滨工业大学研制了一台航空发动机封严涂层刮削式试验机,如图 10 所示^[15]。试验机以 S7-200CN 可编程逻辑控制器控制高频变频器驱动电主轴,电主轴实际最高转速达 23 500 r/min,同时 PLC 输出模拟量信号作为伺服驱动器控制信号,配合大速比减速器,可实现径向 1~2 000 $\mu\text{m/s}$,轴向 500~2 000 $\mu\text{m/s}$ 的进给速率范围。选用陶瓷纤维加热器对涂层试样所在局部范围加热,经仿真计算涂层可达 1 150 $^{\circ}\text{C}$,实际测试只能加热至最高 300 $^{\circ}\text{C}$ 。

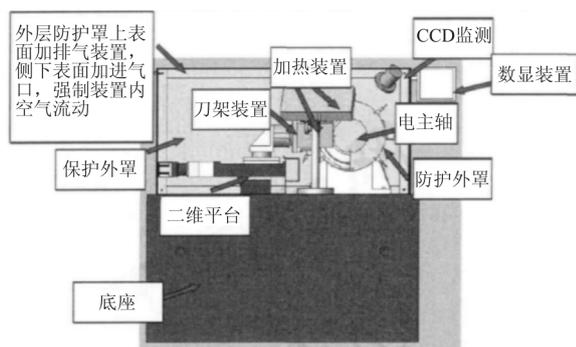


图 10 北京航空精密机械研究所和哈工大刮削式试验机

Fig. 10 BPEI & HIT experimental device

浙江大学联合北京矿冶研究总院研制的能够模拟高速高温碰摩工况的封严涂层可磨损试验机,设计的最大叶尖半径 250 mm,叶尖线速度 450 m/s,高速高温氧气—丙烷火焰直接加热涂层试样及基板,通过调节氧气和乙炔的流量控制火焰

燃烧强度,调整火焰与试样基板之间的距离,配合远程视频监控系统,实现对加热温度的准确控制,加热温度可达到 1 000 °C 以上。整个试验装置如图 11 所示^[16]。

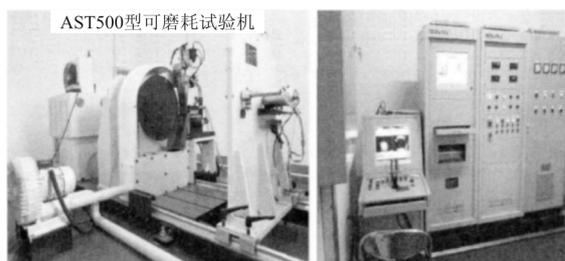


图 11 浙江大学及北京矿冶研究总院可磨损试验机

Fig. 11 ZJU & BGRIMM experimental device

国内外典型碰摩磨损试验台性能参数对比如表 1 所示。

表 1 国内外典型磨损试验设备性能参数

Table 1 Performance parameters of typical experimental equipment at home and abroad

研制单位	叶尖最高线速/($m \cdot s^{-1}$)	试样进给速率/($\mu m \cdot s^{-1}$)	加热方式	最高温度/°C
Sulzer Metco	410	2~2 000	氧—乙炔	1 200
NLR	365	未知	未知	760
NRC	125	2.54~762	电阻丝	600
NASA	320	2.54~762	—	25
浙江大学 & 北矿院	450	2~2 000	氧—丙烷	1 200
天津大学 & 民航大学	400	2~2 000	—	25
中科院金属所	160	2~3 000	辐照	1 200

2 叶片—涂层机匣碰摩试验测试技术研究现状

封严涂层与叶片刮擦磨耗产生径向与切向的碰摩力,对于研究其磨耗机理有重要的作用,不仅可以用来表征涂层可磨耗性的优劣,也可以结合刮擦接触能量理论进行深入的磨耗机理研究。由于该力作用时间极短,而且由于叶片与涂层磨耗刮擦作用切入至切出过程中角度的改变、试验进给导致刮擦切削深度的改变,涂层材料的不均匀性和磨耗作用过程中可能出现致密化现象,使得在刮擦过程中沿圆周方向和径向都会出现变化,这样给碰摩力的测量带来了困难。在叶片涂层高速碰摩产生的动态高频碰摩力测试方面,国内外主要采用压电式

力传感器配合信号调理模块和高速数据采集系统进行测量。

2.1 国外研究现状

瑞士 Sulzer Metco 公司研制的高温可磨损试验机测试方案如图 12 所示^[6],采用由若干个三向压电式力传感器组成的测力平台测量碰摩过程中试件受到的碰摩力,通过安装在涂层试件基板上的热电偶测量试样温度变化,利用安装在进给机构上的位置传感器测量进给深度,并使用高速数据采集仪采集、显示并存储涂层试件温度、进给速率、进给深度、叶尖速度及碰摩力等数据。同时,试验系统还通过高速摄像设备记录每次刮削过程叶片叶尖和涂层表面的变化。

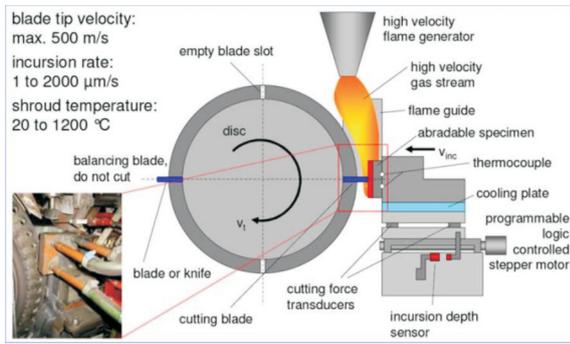


图 12 Sulzer Metco 公司碰摩测试方案

Fig. 12 Sulzer Metco test scenarios

德国学者 Ahrens 等将力传感器沿径向布置在碰摩试件的背部,并安装在进给平台上组成测力单元,以测量不同侵入深度时的碰摩力,如图 13 所示^[17]。

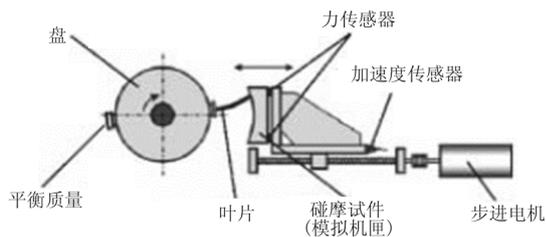


图 13 德国 Ahrens 的碰摩力测试方案

Fig. 13 Ahrens test scenarios

2.2 国内研究现状

对于高温环境下的碰摩力测量,浙江大学与瑞士 Sulzer Metco 公司采用了相似的测试方案,利用 Kistler9257B 测力计配合 5080A 多通道电荷放大器及采样频率高达 2 MHz 的高速数采卡测量碰摩力,如图 14 所示^[18]。

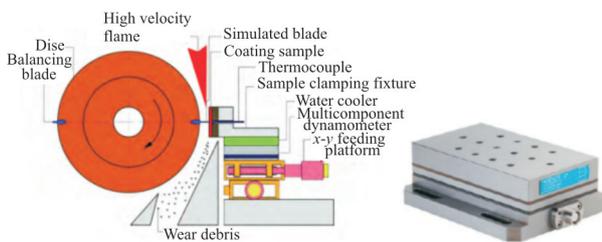


图 14 浙江大学碰摩力测试方案

Fig. 14 Zhejiang University test scenarios

该测力计为板状结构,由 4 个三向压电式力传感器组成,可同时测量碰摩过程中试件受到的径

向、切向、轴向力及力矩,而且使用该测力计进给平台在承受碰摩力时不易变形,有效保障了测试精度,为满足测力计的工作温度要求,试件与测力计之间采用水冷板连接和隔离。

东北大学设计了如图 15 所示^[19]的碰摩力测试方案,将其一个 Kistler9367C 三向压电式力传感器布置在模拟机匣后方用于测量径向及切向高频碰摩力。

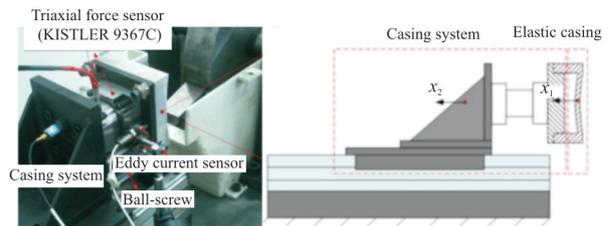


图 15 东北大学碰摩力测试方案

Fig. 15 Northeastern University test scenarios

3 封严涂层可磨耗试验验证方法研究现状

由于封严涂层结构(金属骨架、润滑相、孔隙)的复杂性及其工况(高速、高温)的特殊性,涂层与叶片在刮擦过程中涉及多种磨损机制,并且可能发生磨损机制的转变。因此评价封严涂层的性能需要综合多方面的指标,包括强(硬)度、弹性模量、韧性、导热性、高温强度等理化和力学表征,也包括摩擦因数、磨损量、冲蚀率、摩擦功耗、疲劳极限、耐蚀性等行为表现。这些性能有的是由材料的成分、组织和结构等决定的固有特性,有的是与工况条件密切相关的服役特性,它们相互关联并且相互作用和相互影响。

为评价封严涂层在具体工况下的使役性能,将“可磨耗性(Abradability)”作为一项重要的评价指标,是指封严涂层与叶片发生刮擦时涂层的被磨耗能力,也称为“可刮削性”^[14],也是评价封严涂层性能的关键指标。对于可刮削性的最基本要求是封严涂层优先被刮削,叶片不磨损或者少量磨损,刮削时摩擦副的能量损失小。可刮削性是气路密封副摩擦学特性的表达,既与涂层和叶片材料性能有关,又与磨损过程中的载荷、速度、环境及表面温度的演变影响密切相关,反映了系统特征,尤为重要是体现入侵深度、入侵速率、刮擦频率等参数

不容忽视的作用。需要指出的是,封严涂层的可刮削性区别于通常所说的材料耐磨性,其定量数据不仅与磨损量有关,还包括反映气路密封配副在高速高温条件下的刮擦力变化、能量损耗、表面状态改变以及磨损产物特性等相关内容。

FAA、EASA 等机构对于封严涂层可磨耗性能考核验证试验方法已形成较完备的体系,而我国现有的工业标准(HB 7236)只有涂层机械性能指标,没有综合考虑环境影响。

3.1 国外研究现状

通过长时间研究发现,作为材料的服役性能,模拟工况下进行磨损试验得到的数据,在用于表征和评价封严涂层上更为有效。虽然目前对封严涂层的可磨耗性评价尚未建立起公认的标准或试验方法,但其趋势是模拟高速高温条件下的摩擦磨损试验,以期寻求评价封严涂层的有效判据。

美国 NASA Lewis 研究中心对多种封严材料的刮擦行为进行研究,发现:①封严涂层尤其是低密度封严涂层的刮擦性能对刮擦速度、入侵速率、叶尖外形等因素十分敏感;②低密度材料通过离散颗粒的流失适应刮擦作用,发生涂抹时摩擦产热速率会显著提高(约两个数量级),可用于指示磨损方式是否发生变化;③致密易塑性变形材料刮擦行为较稳定,硬度作为首要筛选指标^[11],并提出相关指数值(Correlating Number) N , N 值越小,材料可刮削性越好,叶片磨损量越小。

$$N = \frac{\text{极限抗张强度} \times \text{延伸率} \times \text{密度} \times \text{热容量} \times \text{热加工温度}}{\quad} \quad (1)$$

对于封严材料的评价,开始是综合各测量值(力、温度、磨损量等)和金相分析结果进行定性评价,最终将可刮削性定义为体积磨损量的比值,即:

$$N = \frac{\Delta V_b}{\Delta V_s} \quad (2)$$

式中: ΔV_b 为叶片的体积磨损量; ΔV_s 封严涂层的体积磨损量。

期望转子(叶片或刀口)的磨损量很小,理想状态下转子磨损量为零,则封严材料的可刮削性最好。

美国 PWA(Pratt & Whitney Aircraft)公司以敷有涂层的圆盘为高速转动部件,以叶片为径向进给样品,通过测定可刮削封严材料与模拟叶片叶

尖刮擦过程的能耗,利用测得的温度分布和一维运动鳍片模型,计算出传给叶片、可刮削涂层和磨屑的能量分数,并命名该研究内容为“刮擦能量学”(Rub Energetics)。得出主要结论如下:①按自变量对封严涂层刮擦行为的影响大小排序依次为:入侵速率、刮擦速度和叶片厚度、入侵深度和封严涂层密度。②低入侵速率时,低能耗、低叶片磨损;中高入侵速率时,封严材料向叶片转移;高入侵速率时,高能耗、高叶片磨损^[20]。

Sulzer Metco 公司设计制造的高温刮擦试验装置的入侵速率由施加的载荷决定,采用丙烷—氧气喷灯环加热(温度高达 1 100 °C),涂层与旋转叶片接触形成环形刮擦痕^[21]。在试验过程中,仅使用两个涡轮叶片,而且叶片与涂层稳定接触,所以试验条件较工况恶劣。涂层的可刮削性定义为涂层与叶片磨损量的比值,即涂层磨痕深度与叶片磨损高度之比。

华盛顿大学 E. P. Petrov^[22] 参考 NASA 实验装置,对多种叶片材料和叶片外形条件下 80 % Ni 20 % Cr 封严涂层的刮擦行为进行研究,研究结果与前人的相一致,并定义致密化因子:

$$S_d = \frac{W_g - W_s}{W_g} \quad (3)$$

式中: W_g 为与所产生磨痕体积相等的封严涂层的质量; W_s 为刮擦过程中封严涂层的实际质量损失。

将使役条件下封严涂层的致密化因子与实验室数据、图形相结合,即可得到其使役过程中的工况条件。将封严涂层的有效性(可刮削性)定义为磨损质量比值,即涂层磨损质量与叶片磨损质量之比。其值越大,说明封严涂层的可刮削性越好,由于测量方便,计算简单,因而得到了广泛的应用。

封严涂层的可刮削性评价经历了从定性到定量的发展过程,以能耗、动态硬度或叶片与涂层磨损量的比值作为评价指标,近年来则多以涂层的三维磨损机制图了解发生磨损机理转变与刮擦试验的运动参数间的联系,从而用于指导热喷涂工艺或封严涂层的选择,甚至开发新型涂层。

Sulzer Metco 公司利用建成的高速刮擦试验装置已成功开发出多个系列的高性能涂层^[23],如可用于 450 °C 的 AlSi 金属基涂层,650 °C 的金属陶瓷基涂层(DurableTM 26XX),850 °C 的 CoNi-

CrAlY 基涂层等。近年来,欧共体着手对封严涂层进行数值模拟研究,主要步骤有:①采用图像分析软件和统计学方法对现有的封严涂层形貌、显微结构,特别是对金属框架、固体润滑相和孔隙的形状、大小及分布进行分析并以模拟的方法将图像叠加形成封严涂层等效图;②通过测定涂层的准静态力学和热学性能,摩擦学特性(如冲蚀率),再与高温高速刮擦台架上测得的可刮削性联系,以便组合几种性能参数准确表达对应于不同温度和速度下最佳可刮削性的有效判据;③探索通过涂层制备工艺参数和原料 3 种成份的配比、粒度等以获得最佳涂层的方法,目前尚未见到具有成功经验和研究结果的报导。

3.2 国内研究现状

20 世纪 90 年代,西安交通大学易茂中等^[24]采用 M-200 磨损试验机研究多种中温封严涂层在不同载荷下可磨耗性及磨损机理并分析 M313、M310 等几种封严涂层的摩擦行为和可刮削性,并对其进行排序;西安交通大学陆明珠等^[25]等利用自制电子冲击刮削试验机,对封严涂层进行了可刮削性测试,得到刮削载荷一位移曲线,对封严涂层可磨耗性和结合性能进行评价。21 世纪初,中科院金属研究所高禄洋等^[26]利用单摆冲击划痕法研究了三种封严涂层的冲击刮削性能,通过对比能耗曲线判断其刮削性能,同时已完成高速/高温多功能摩擦磨损试验机研制,并利用该试验机对封严涂层的可刮削性进行了相关研究。近些年来,数值模拟技术开始应用在封严涂层可刮削性研究中。

4 结束语

通过对比国外高温高速可磨耗试验台发现,瑞士 Sulzer Metco 公司研制的设备处于比较领先的地位,与其相比,国内试验台在试样进给速率、加热温度以及叶尖线速度方面还有一定差距,且试验工况与发动机真实工况存在一定差异。在封严涂层可磨耗性考核验证方面,国外 FAA、EASA 等机构已形成较完备的体系,而我国现有的工业标准(HB 7236)只有涂层机械性能指标,没有综合考虑环境影响。

因此,需要研制与涂层使用工况相似的高温高

速叶片一涂层机匣碰摩试验台,形成接近发动机真实工况的封严涂层可磨耗性能考核验证试验方法,探索叶片一机匣碰摩过程中转子系统动力学特性及故障演化机理,从而加快实现高性能航空发动机的自主研发和生产,增强我国经济和国防实力。

参考文献

- [1] 赖师墨. 控制航空发动机运转间隙的热喷涂封严涂层[J]. 航空工艺技术, 1995(s1): 53-55.
LAI Shimo. Thermal spray sealing coating of controls the operating clearance of aviation engines [J]. Aeronautical Technology, 1995(s1): 53-55. (in Chinese)
- [2] CHUPP R E, AKSIT M F, GHASRIPOOR F, et al. Advanced seals for industrial turbine applications: dynamic seal development [J]. ASME Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(6): 1260-1266.
- [3] 田晔, 张淑婷, 马江虹, 等. 可磨耗封严涂层发展及应用 [J]. 有色金属(冶炼部分), 2006(s1): 96-99.
TIAN Ye, ZHANG Shuting, MA Jianghong, et al. Wear and seal the development and application of the coating [J]. Nonferrous Metals(Extractive Metallurgy), 2006(s1): 96-99. (in Chinese)
- [4] 朱利群, 刘孟兰, 王建华, 等. 飞机发动机封严涂层的研究 [J]. 航空学报, 2000, 21(4): 85-89.
ZHU Liqun, LIU Menglan, WANG Jianhua, et al. Research on the strict coating of aircraft engines [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(4): 85-89. (in Chinese)
- [5] 章德铭, 任先京, 腾佰秋, 等. 可磨耗封严涂层性能评价技术研究进展 [J]. 热喷涂技术, 2009, 12(2): 19-22.
ZHANG Deming, REN Xianjing, TENG Baiqiu, et al. Wear and seal the performance evaluation technology research progress [J]. Thermal Spraying Technology, 2009, 12(2): 19-22. (in Chinese)
- [6] BARDI U, GIOLLI C, SCRIVANI A, et al. Development and investigation on new composite and ceramic coatings as possible abradable seals [J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2008, 17(5/6): 805-811.
- [7] KOOL G A, KLOOSTERMAN A B, RADEMAKER E R, et al. Advanced seal test rig validation and operation [C]// ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air. US: American Society of Mechanical Engineers, 2006: 1539-1549.
- [8] DADOUCHE A, CONLON M J, DMOCHOWSKI W, et al. Experimental evaluation of abradable seal performance at high temperature [C]// ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air. US: American Society of Mechanical Engineers, 2008: 143-150.
- [9] PADOVA C, BARTON J, DUNN M G, et al. Development of an experimental capability to produce controlled

- blade tip/shroud rubs at engine speed[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 726-735.
- [10] LAVERTY W F. Compressor seal rub energetics study [R]. [S.l.]: NTRS, 1978.
- [11] BILL R C, LUDWIN L P. Wear of seal materials used in aircraft propulsion systems[J]. Wear, 1980, 59(1): 165-189.
- [12] STEINGER J, MARSHALL M B. High speed wear testing of an abradable coating[J]. Wear, 2012, 294(2): 257-263.
- [13] 张俊红, 鲁鑫, 何振鹏, 等. 航空发动机可磨耗封严涂层技术研究及性能评价[J]. 材料工程, 2016, 44(4): 94-109.
ZHANG Junhong, LU Xin, HE Zhenpeng, et al. Aviation engines can wear tight coating technology research and performance evaluation[J]. Material Engineering, 2016, 44(4): 94-109. (in Chinese)
- [14] 刘凤伟. 涡扇压气机封严涂层高速刮擦可刮削性判据的探讨[D]. 北京: 中国科学院大学, 2010.
LIU Suwei. Discussion on the basis of the high-speed scraping of high-speed scraping of the sealing coating of the vortex fan compressor[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Science, 2010. (in Chinese)
- [15] 张海存, 张彬, 李静. 航空发动机封严涂层实验机控制测量研究[C]// 2014 航空实验测试技术学术交流会议论文集. 北京: 中国航空学会测试分会, 2014: 98-101.
ZHANG Haicun, ZHANG Bin, LI Jing. Study on the control measurement of air engine sealing coating experimental machine[C]// 2014 Aviation Experimental Test Technology Academic Exchange Conference Papers Collection. Beijing: Test Committee of CSAA, 2014: 98-101. (in Chinese)
- [16] 刘振波. 封严涂层高温高速磨耗实验技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2013.
LIU Zhenbo. Sealing coating high temperature high-speed wear experimental technology research [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013. (in Chinese)
- [17] AHRENS J, ULBRICH H, AHAUS G. Measurement of contact forces during blade rubbing[C]// 7th International Conference on Vibrations in Rotating Machinery. Nottingham, UK; IMechE, 2000: 259-263.
- [18] 张娜, 宣海军, 卢斌, 等. 封严涂层可磨耗性测试用高温超高速可磨耗实验装置[J]. 中国表面工程, 2017, 30(3): 139-147.
ZHANG Na, XUAN Haijun, LU Bin, et al. High temperature ultra-high speed wearable experimental device for sealing coating weartesting test[J]. China Surface Engineering, 2017, 30(3): 139-147.
- [19] MA H, YIN F, GUO Y, et al. A review on dynamic characteristics of blade-casing rubbing[J]. Nonlinear Dynamics, 2016, 84(2): 437-472.
- [20] LAVERTY W F. Rub energetic of compressor blade tip seals[J]. Wear, 1982, 75(1): 1-20.
- [21] NOVINSKI E R. Process parameter impact on the physical properties of an advanced abradable coating[C]// Proceedings of 3th National Thermal Spray Conference. USA: IEEE, 1990: 151-157.
- [22] PETROV E P. Analysis of bifurcations in multiharmonic analysis of nonlinear forced vibrations of gas turbine engine structures with friction and gaps[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(10): 1-7.
- [23] YI M Z, HE J W, HUANG B Y. Friction and wear behavior and abradability of abradable seal coating[J]. Wear, 1999, 231(1): 47-53.
- [24] 易茂中, 张先龙, 季根顺, 等. 可磨耗封严涂层抗冲蚀性与实验参数的关系[J]. 航空工程与维修, 1999(2): 16-18.
YI Maozhong, ZHANG Xianlong, JI Genshun, et al. Relationship between erosion wear resistance of abradable seal coating and experimental parameters[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 1999(2): 16-18. (in Chinese)
- [25] 陆明珠, 刘军海, 苏启生. 用冲击刮削法测量封严涂层的力学性能[J]. 材料研究学报, 1997, 11(4): 407-410.
LU Mingzhu, LIU Junhai, SU Qisheng. Measuring the mechanical properties of a sealed coating by shock scraping [J]. Journal of Materials Research, 1997, 11(4): 407-410. (in Chinese)
- [26] 高祺洋, 刘凤伟, 李曙. 单摆冲击划痕法对封严涂层耐磨性的评价[J]. 摩擦学学报, 2010, 22(4): 385-391.
GAO Siyang, LIU Suwei, LI Shu. Evaluation of wear resistance of abradable coating by a single-pass pendulum scratch method[J]. Tribology, 2010, 22(4): 385-391. (in Chinese)

作者简介:

慕琴琴(1985—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:发动机强度设计与分析。

徐健(1980—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:热强度试验技术。

(编辑:丛艳娟)