

实验室沙尘颗粒冲蚀-腐蚀交替试验技术研究进展

骆晨, 李海扬, 崔永静, 孙志华, 汤智慧

中国航发北京航空材料研究院, 中国航空发动机集团航空材料先进腐蚀与防护重点实验室, 北京 100095

摘要 调研了沙尘环境、沙尘颗粒冲蚀相关的试验方法, 着重对比沙尘流高速冲击试样方法的相同点和主要区别, 确定了喷磨试验方法更适合开展压气机叶片、风扇叶片的冲蚀试验研究。冲蚀试验设计采用 GJB 241A—2010、GJB 242A—2018 所示成分和粒度的沙尘, 通过控制送砂速率和试验时间达到实际服役中压气机转子叶片、风扇叶片的沙尘作用量, 当量发动机使用 1 年的沙尘冲刷环境。另外, 采用沙尘颗粒冲蚀试验与 GJB 150.11A—2009 盐雾试验交替的方案更贴近实际环境。

关键词 环境试验; 冲蚀; 腐蚀; 航空发动机; 环境适应性

压气机叶片、风扇叶片是航空发动机的核心部件, 真实服役环境较为复杂。首先, 在自身工作状态下, 要经受沙尘等硬质颗粒冲刷载荷的作用^[1-2]; 其次, 它们位于发动机前端, 直接面对外部大气, 受到温湿度和污染物的影响^[3-4]。

压气机叶片、风扇叶片的冲蚀主要是由于飞机、直升机在低空飞行、起飞和降落过程中, 空气中的尘埃和沙粒等在高速气流的作用下造成^[5-7]。对于舰载机发动机, 舰船甲板脱落的油漆颗粒也会对

压气机叶片、风扇叶片产生冲刷作用。冲蚀会对叶片的形状和结构产生极大的破坏, 进而导致发动机性能衰减、寿命降低, 最终严重影响飞机的作战性能和耐久性^[1]。据统计, 压气机叶片最典型的损伤为叶片前缘磨损, 这会引起气动变形(材料损失使叶片弦长变短), 使发动机工作效率降低、燃油消耗量增加, 导致飞行员选择更高的推力以保证飞机的正常运行, 从而使发动机状态进一步恶化^[8-9]。

国外开展了大量冲刷机理方面的研究, 获得了

收稿日期: 2021-07-14; 修回日期: 2022-01-10

基金项目: 国防科技工业技术基础科研项目(JSHS2019213C001, JSHS2020209B002-2); 工信部航空发动机及燃气轮机重大专项基础科研项目(2017-VII-0012-0109)

作者简介: 骆晨, 研究员, 研究方向为环境试验与观测、腐蚀与防护, 电子信箱: chen.luo.23@qq.com

引用格式: 骆晨, 李海扬, 崔永静, 等. 实验室沙尘颗粒冲蚀-腐蚀交替试验技术研究进展[J]. 科技导报, 2022, 40(5): 78-87; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2022.05.009

多种冲刷损伤理论模型,为评价材料及涂层的抗冲刷性能提供了重要的理论依据^[10-12]。研究表明,沙尘冲蚀是粒子对材料冲击和磨损过程的耦合,沙尘的冲蚀速度、角度和质量浓度对材料的冲蚀损伤影响较大。砂砾冲击角度对于冲蚀结果的影响需要格外关注。冲刷磨损分为切削磨损和变形磨损2部分。当金属材料遭受沙尘小角度冲蚀时,形成犁沟效应,微切削是材料表面主要的磨损机制。对于沙尘冲击角度较大(接近垂直)的情况,受到广泛认可的冲刷理论是Bitter等提出的冲刷变形磨损理论,认为粒子反复冲击会使材料表面产生加工硬化,并提高材料的弹性极限,直至微裂纹产生。微裂纹在交变载荷作用下甚至发展成为疲劳源,此时,失效机制以疲劳破坏为主。该理论在许多试验研究中得到了证实^[13-15]。

国内也有多家单位在冲蚀机理研究领域相继开展了研究。北京科技大学、内蒙古工业大学等研究了涂层在风沙环境下的冲蚀特性、冲蚀行为和机理,研究对象主要以钢铁材料、建筑材料为主^[16-20]。空军工程大学对沙尘引起钛合金材料表面冲蚀损伤的机理进行了研究^[21-23]。

另外,由于服役环境特殊,海军飞机、直升机的压气机叶片、风扇叶片还直接受到海洋环境的腐蚀。环境腐蚀与冲蚀之间并非独立进行,而是存在交互作用^[24-25],从而明显加速叶片材料及结构的破坏,其破坏程度超过仅存在环境腐蚀或冲蚀时所产生的破坏程度的叠加^[26],导致叶片的外形与结构发生严重的损伤。目前,随着海军飞机服役时间增长,压气机叶片等关键部件由环境腐蚀和冲蚀交互作用导致的损伤已经成为发动机的多发性、危险性故障,严重影响发动机的性能、寿命及可靠性,使维修费用大幅度增长。

中国航空发动机设计研制起步较晚,技术基础薄弱,研制经验匮乏,质量问题是制约中国发动机作战适用性提升的最主要原因。随着新型发动机的研制、生产与应用,压气机叶片、风扇叶片在环境适应性方面暴露出的问题日益突出。建立适用于压气机叶片、风扇叶片的模拟实际服役条件的加速试验方法,可以实现叶片材料及防护涂层体系抗磨损性能

的考核,为发动机腐蚀防护与控制设计提供有效的理论依据和技术保障,提升中国航空发动机环境适应性,满足航空装备安全、稳定、长寿命服役的要求。

1 沙尘颗粒冲蚀试验方法现状

国内外涉及沙尘环境、沙尘颗粒冲蚀的试验方法主要包括吞砂试验、喷磨试验、沙尘试验、落砂试验方法等。

1.1 吞砂试验

国内参照美国军用标准编制了《GJB 241A—2010 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》《GJB 242A—2018 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》。

这些标准的相同点是要求在空气含沙尘质量浓度为 53 mg/m^3 的地面环境条件下(沙尘应由含 SiO_2 成分90%以上的碎石英粉末构成),发动机应在最大连续推力下工作,推力损失、耗油率增加不大于一定数值,不影响推力瞬变的能力,且分解检查发动机未发现破坏或即将破坏的迹象。

这些标准的主要区别在于沙尘粒度、总工作时间、推力损失、耗油率等,其中,对于涡轴发动机吞砂能力的要求最为严格,分别规定了吞咽粗砂和细砂后其功率损失和耗油率增加,且粗砂、细砂时间合计104 h,是涡喷、涡扇发动机要求的总工作时间(至少10 h)的10倍,是涡桨发动机要求的总工作时间(合计2 h)的50倍。

对吞砂能力的要求需要通过吞砂试验予以验证。在GJB 241A—2010、GJB 242A—2018“吞砂试验”章节分别引用了《GJB 2026—1994 航空涡轮喷涡扇发动机吞砂试验要求》、《GJB 1171—1991 军用直升机防沙尘要求》等标准。对于涡轴发动机,要求分别进行吞咽细沙尘、粗沙尘试验。

1.2 沙尘试验

《GJB150.12A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第12部分:沙尘试验》、RTCA DO-160G《Environmental conditions and test procedures for airborne equipment》Section 12.0 Sand and Dust、《HB 6167.10—2014 民用飞机机载设备环境条件

和试验方法 第 10 部分:砂尘试验》中有适用于评价可能暴露于干燥吹砂、吹尘或降尘条件下所有机械、光学、电气、电化学和机电装置适应能力的“砂尘试验”^[27],但是,因为砂粒的冲击速度不同,这些试验不适用于确定机载设备在飞行中的磨损问题。例如,GJB150.12A—2009 的程序 II 吹砂的风速为 18~29 m/s,远低于压气机叶片叶尖的速度。

实际上,这些试验的重要目的在于评价装备对可能阻塞开口,深入裂纹、轴承和接头的灰尘的抵御能力;也用来评价过滤装置的工作效能(小颗粒尘(直径 $\leq 149\ \mu\text{m}$)程序)^[28-29]。例如,《GJB 1171—1991 军用直升机防砂尘要求》—“5 详细要求”—“5.1 发动机防砂尘”除了规定了前文提到的“5.1.3 发动机的吞砂尘试验”,还规定了“5.1.4 发动机附件的砂尘试验”,即发动机附件应按《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》的规定进行砂尘试验。《GJB 242A 航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》—“4 质量保证规定”—“4.4 检验方法”—“4.4.2 设计定型试验”—“4.4.2.2 发动机附件试验”—“4.4.2.2.4 发动机附件环境试验”—“4.4.2.2.4.7 砂尘试验”规定,附件按 GJB 150.12 的规定经受砂尘试验。在试验过程中,附件不需要工作,但在试验结束时并在任何清洗前,应对附件施加瞬变电压 4 次;按 GJB 150.12 的规定在型号规范中规定通过试验的细则。另外,在《GJB 241A—2010 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》中也有类似规定。

1.3 喷磨试验

在实验室环境中,由于试验场地、环境、人员等条件的限制,对于发动机叶片的耐砂尘冲刷性能无法频繁用整机运行来实现^[30]。另外,型号发动机按照其中所规定的要求实施了部件及整机的腐蚀防护控制,但是,即使通过了规定的砂尘、盐雾等单因素试验考核,发动机环境适应性仍未能满足要求^[31]。因此,建立有效、合理的实验室材料样品级的砂尘冲蚀试验方法非常重要。

一种试验方法是利用砂尘颗粒流高速运动冲击试样表面(试样固定)来模拟实际情况下发动机叶片叶尖与砂砾的相对运动,产生冲蚀作用。已有的相关砂尘冲刷试验标准包括:美国军用标准

MIL-STD-3033《Particle/sand erosion testing of rotor blade protective materials》、ASTM F 1864-05《Standard test method for dust erosion resistance of optical and infrared transparent materials and coatings》、ASTM G76-13《Standard test method for conducting erosion tests by solid particle impingement using gas jets》、ASTM G211-14《Standard test method for conducting elevated temperature erosion tests by solid particle impingement using gas jets》、GB/T 12967.1—2008《铝及铝合金阳极氧化膜检测方法第 1 部分:用喷磨试验仪测定阳极氧化膜的平均耐磨性》、中国航发商用发动机公司标准 MAS1258 A《可磨耗涂层的室温冲蚀试验方法》。

这些标准的相同点是在密闭空间中制造出浓度接近恒定的砂尘气流,与 GJB 241A—2010、GJB 242A—2018 等标准中 $53\ \text{mg}/\text{m}^3$ 的砂尘质量浓度相接近,以达到接近真实服役状态的情况。设计相应的试验台与试验夹具,使得试样固定在样品台上。

这些标准的主要区别在于所用的砂砾种类不同,喷射参数(如喷嘴到试样距离、喷射角度等)有所不同,其主要参数列于见表 1。

这些标准与本文中的设计要求一致,对本文试验参数设计具有较高的参考价值,因此,主要参考这些标准设计冲蚀试验方法。另外,控制砂尘浓度的过程包括送砂、吹砂以及砂尘浓度的计算。其中的难点在于如何使砂尘稳定送入密闭容器,达到试验所需要的砂尘浓度。这需要吹砂工艺、吹砂装置的合理设计。

对于实验室冲蚀试验方法的设计,还有另一种设计思路,即制造砂尘气流的同时,试样高速旋转。试样固定在样品台上,用电机与样品台相连,使试验台高速旋转,达到模拟发动机旋转的效果。

在此种试验条件下,需要考虑以下因素:

1) 试样与砂砾碰撞角度的问题:虽然与实际发动机工作时情况类似,但是无法调整试样与砂尘颗粒撞击的角度,无法研究冲刷角度对于试样表面的影响;

2) 试样的高速旋转:叶片旋转速度超过 $12000\ \text{r}/\text{min}$,高速旋转对于电机的稳定性以及试样

表1 国内外主要冲蚀试验标准对比

标准名称	MIL-STD-3033	ASTM G76-13	ASTM G211-14	MAS1258 A
试验对象及尺寸	材料与发动机叶片相同,试样静止,大小为 2.54 cm×2.54 cm×0.635 cm	1020 钢,760℃退火 900 s,空冷,硬度 HRB:70±2 尺寸为:10 mm×30 mm×2 mm,或者以方便为准	410 不锈钢,大小为 2.5 cm×7.5 cm×0.45 cm	试验对象为可磨损涂层,材料与硬度与实际材料相接近 涂层的平整度应测量且在±13 μm 范围内 试样应宽 25.4±0.381 mm,长 50.8±0.381 mm,厚 1.27 ~ 4.70 mm
沙尘种类(粒径、浓度)	成分:合成矿物石英砂 SiO ₂ 直径:240~550 μm	成分:有棱角的氧化铝 Al ₂ O ₃ 颗粒(97%以上) 直径:50 μm 砂砾不重复使用	成分:有棱角的氧化铝 Al ₂ O ₃ 颗粒 直径:50 μm 砂砾不重复使用	成分:有棱角的氧化铝 Al ₂ O ₃ 颗粒 直径:50 μm 砂砾不重复使用
喷射参数	到喷嘴距离:10.16 cm 速度:222.5±10.7 m/s 角度:20°~90° 温度:23.9±2.8℃ 湿度:50% 质量载荷:30 g/cm ²	喷嘴的长与直径比至少为 25:1,推荐用碳化钨或者氧化铝为喷嘴材料,推荐尺寸为 50 mm 长,1.5 mm 内径(喷嘴损耗超过 10% 就要更换) 喷射用干空气为载气,到喷嘴距离 10±1 mm 角度:90°±2° 温度:室温(18~28℃) 粒子速度:试样端 30±2 m/s 试验时间:至少 600 s	用干空气为载气,速度约为 200±10 m/s 送砂速度约为 2.0±0.5 g/min 温度为室温(18~28℃)或者高温(600℃) 角度为 30°或者 90±2° 喷射时间为 5~10 min 喷嘴到样品距离为 14 mm	喷嘴的材料应为碳化硼或碳化钨或同等硬度的材料,其直径大小为 4.775±0.076 mm 冲蚀时间:90~110 s 试样表面与喷嘴轴线的夹角约 20°±2° 喷嘴顶端到涂层表面的距离应为 101.6±1.5 mm
评判方法	体积损失,质量损失,涂层失效分析	/	质量损失	厚度损失,质量损失

夹持装置在高速旋转中的稳定性提出了较高要求。

由于存在实验上的不确定性,本文不参考这个设计思路完成评价材料耐冲蚀能力的目标。

1.4 落砂试验

《GB/T 23988—2009 涂料耐磨性测定 落砂法》《GB/T 12967.7—2010 铝及铝合金阳极氧化膜检测方法 第7部分:用落砂试验仪测定阳极氧化膜的耐磨性》等标准采用砂粒自由下落的方式对试样进行冲刷,砂砾冲击材料速度较小,无法重现压气机叶片遭遇的沙尘环境,不满足实验室冲蚀试验的评价要求。

2 实验室沙尘颗粒冲蚀试验方法设计

2.1 设计原则

考察国内外文献,Evan 等^[32]建立了基本关系模

型,详细解释了脆性材料受到表面冲蚀时材料损失体积与冲蚀参数的关系,公式如下:

$$V_0 \propto U^{19/6} R^{11/3} \rho^{1/4} K_{IC}^{-4/3} H^{-1/4} \quad (1)$$

式中, V_0 为被冲蚀的体积, U 为冲蚀砂砾的速度, R 为冲蚀砂砾的半径, ρ 为冲蚀砂砾的密度, K_{IC} 为被冲蚀材料的断裂韧性, H 为被冲蚀材料的压痕硬度。

随后 Hockey 等^[33]改进了 Evan 的模型:

$$V_\alpha = V_0 \sin^m \alpha \quad (2)$$

式中, V_α 为修正过的砂砾入射角度, m 为基于被冲蚀材料的系数, α 为砂砾入射角度。

从上面公式可以看出,材料受冲蚀后的磨损体积与冲蚀速度、砂砾半径、砂砾密度、冲刷角度成正比,与断裂韧性、压痕硬度等材料本身性能成反比。因此,实验室沙尘冲刷试验方法需要考虑的因素主要有冲刷速度、沙尘特性、冲刷角度等。

另外,建立实验室材料样品级的沙尘冲蚀试验方法的关键是在整机的沙尘冲蚀工况与实验室加速试验之间建立合理的相关性,以期实现实验室加速试验对实际工况情况的真实模拟。

在 MIL-STD-3033 中,用沙尘单位面积的质量载荷作为发动机叶片材料受到砂砾冲击的评价标准。质量载荷是指一定时间内试样单位暴露面积上的砂砾冲刷质量。因此,质量载荷是联系发动机叶片工作情况与实验室加速模拟试验的关键参数,计算确定不同条件下的质量载荷对于估计实验室加速模拟试验的可靠性具有决定性意义。

本文参考 MIL-STD-3033 对于沙尘质量载荷的定义,以每周期实验室试验沙尘冲刷量与发动机工况每年沙尘作用量相等为设计依据,在实验室冲刷试验设计中,用数学计算的方法得出发动机工况和实验室加速试验中的质量载荷数据,以保证每周期实验室试

验与发动机每年工况的沙尘冲刷作用等效。

2.2 实际服役过程中的沙尘质量载荷

1) 沙尘浓度。

根据 GJB 1171—1991,沙尘质量浓度可以按沙尘环境级别分为 5 级,如表 2 所示。其中,53 mg/m³ 沙尘质量浓度对应 1 级沙尘环境,代表起降场近似为水泥跑道或水泥起降快的地面环境条件。目前,国内航空发动机通用规范 GJB 241A—2010、GJB 242A—2018 要求航空涡喷、涡扇、涡桨、涡轴发动机在空气含沙尘质量浓度为 53 mg/m³ 的地面环境条件下应能在整个工作范围内满意地工作。在目前航空发动机压气机叶片抗冲刷涂层最新的研究进展中,对抗冲刷涂层的耐冲刷性能考核试验时,已选用 4000 mg/m³ 以上的沙尘环境质量浓度,对应更为苛刻的 5 级沙尘环境,代表起降场近似地貌为沙滩或沙丘的地面环境条件。

表 2 沙尘环境级别

沙尘环境级别	1	2	3	4	5
沙尘环境质量浓度/(mg/m ³)	0~53	54~530	531~2000	2001~4000	4001~10000
起降场近似地貌	水泥跑道或水泥起降快	较坚实的砂土地	松软的砂土地	沙滩或沙丘	沙漠

上述各级别的沙尘环境浓度可作为试验方法参数设计过程中的环境条件输入。本文建议设计采用相对苛刻的 4000 mg/m³ 沙尘环境质量浓度计算沙尘在发动机叶片上的作用量,以相对严酷的环境参数得到更为安全的评价结果。

2) 压气机转子叶片、风扇叶片叶尖线速度。

以压气机转子叶片为例,通过调研得到,战斗机地面滑行起飞过程中,发动机压气机转子叶片转速约为 12000 r/min,按某型发动机压气机叶盘整体直径为 700 mm 计算,压气机叶尖线速度约为:

$$V=n \times 2\pi r =$$

$$12000 \text{ r}/60 \text{ s} \times 2 \times 3.14 \times (0.7 \text{ m} \times 1/2) = 439.6 \text{ m/s}$$

取整数,战斗机在滑行过程中压气机叶尖线速

度按 400 m/s 计算。

3) 沙尘作用时间。

压气机叶片、风扇叶片的冲蚀主要是飞机、直升机起飞、降落过程中沙粒、尘埃等在高速气流作用下造成的。在飞机、直升机飞行高于一定高度时,发动机不再受到恶劣沙尘环境的直接作用。因此,计算沙尘作用时间应重点考虑飞机、直升机每次起飞、降落的时间(滑跑时间、悬停时间)以及每年起飞、降落的次数。

4) 沙尘成分。

中国典型地区的沙尘为有棱角的石英砂,其主要组成及其含量和粒度构成如表 3、表 4。

表 3 沙尘组成

成分	SiO ₂	Al ₂ O ₃	CaO	Fe ₂ O ₃	MgO	Na ₂ O	K ₂ O	其他
质量分数/%	68~70	10~11	5~6	3~4	2~3	2~3	1~2	—

表 4 沙尘粒度构成

粒子尺寸	0~75	75~125	125~200	200~400	400~600	600~900	900~1000
质量分数/%	12±5	20±3	26±3	25±3	12±3	4±1	1

5) 沙尘作用量。

MIL-STD-3033 中发动机叶片经受的沙尘作用量通过公式(3)计算得到。从该公式可以看出,通过确定(1)沙尘浓度、(2)压气机转子叶片叶尖线速度、(3)作用时间,可以得到发动机每年的实际沙尘作用量。因此,由以上参数,计算可得发动机每年的沙尘作用量。以发动机每次工作过程中的沙尘质量载荷作为冲刷试验方法参数设计的依据。

实际服役中:沙尘质量载荷=

$$\text{沙尘质量浓度} \times \text{叶尖线速度} \times \text{作用时间} \quad (3)$$

2.3 模拟加速试验中的沙尘质量载荷

1) 送砂速率(沙尘质量浓度)。

沙尘冲刷试验中沙尘质量浓度(送砂速率)应高于送砂装置测试参数下限,且与服役状态相比适当升高,使得实验室试验起到加速的效果,从而在保持送砂累积质量不变的情况下,缩短冲刷时间。

沙尘质量浓度与送砂速率的关系公式为:

$$C = P_m / (V \times S \times 10^{-6} \times 60) \quad (4)$$

式中, P_m 为沙尘质量流速, g/min; C 为沙尘质量浓度, g/m³; V 为射流速度, m/s; S 为射流截面面积, mm²。

2) 冲刷速度。

由公式(2)可知,材料受冲蚀后的磨损体积与冲蚀速度的三次方成正比,即冲蚀速度对磨损体积影响较大。以上述压气机转子叶片为例,如果想要重现实际情况下沙尘颗粒相对叶片的运动速度,就要在实验室冲蚀试验参数的设置时,保证选取的沙尘冲刷速度与实际叶尖线速度大致相同。

3) 试验时间。

沙尘冲刷试验中沙尘浓度与服役状态相比有所增加,从而在保持送砂累积质量不变的情况下,冲刷时间缩短。冲刷试验时间通过公式(4)由实际服役过程中的沙尘作用量、沙尘冲刷试验中的射流截面面积、设定的送砂速率计算得出。

冲刷试验中:试验时间=

$$\text{沙尘作用量} \times \text{射流截面面积} / \text{送砂速率} \quad (5)$$

4) 冲刷角度。

如前所述,砂砾的冲刷角度是材料表面磨损的重要参数之一。国内外有许多关于砂砾冲蚀角度

对于冲蚀结果影响的研究。吴小梅等^[32-33]研究了不同冲蚀角度与ZrN涂层稳定冲蚀速率的关系,如图1^[32-33]所示。实验结果表明,冲蚀角增大,ZrN涂层试样的冲蚀速率显著增大,90°角冲蚀时试样冲蚀速率最大。这是因为ZrN涂层为脆性材料,脆性材料冲蚀速率随冲蚀角度的增加而增大。Ashraf-rizadeh H等^[11]对不同角度、不同速度和粒子密度的情况下,粒子冲击平板的情况进行了模拟,并将单个粒子冲击与多个粒子冲击结果进行比较,得到结论为:切向冲击能量和冲蚀速率最大值出现在20°~30°,正向冲蚀能量出现在冲蚀角度80°,计算结果与其他文献中的实验结果具有较强的一致性^[12]。利用这种试验设计方法,可以根据试验的需求而调整冲刷的角度,例如,叶片进气边与沙尘颗粒撞击的角度可近似看作90°,并充分兼顾砂砾冲刷的速度与角度,获得较为全面的结论。

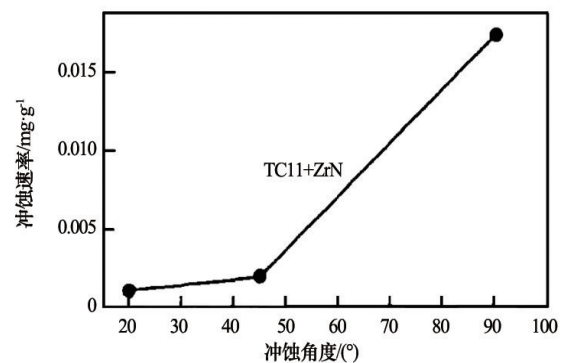


图1 冲蚀角度对ZrN涂层磨蚀速率的影响
(冲蚀条件:Al₂O₃颗粒,0.3 MPa)

5) 沙尘成分。

沙尘特性是冲蚀环境中的关键因素。沙漠的高温环境导致沙尘坚硬程度、颗粒外形与尺寸分布与内陆差异较大,这些都直接影响冲蚀损伤的程度。美军特别针对伊拉克、阿富汗和科威特等战区的沙尘分布特性和微观组织特性开展研究,图2^[8]给出了伊拉克和阿富汗巴格拉姆(Baghrām)空军基地等地区,2种不同百分比混合的沙尘颗粒(Golf sand和Yuma dust)、224 m/s(500 mph)冲蚀速度条件下的冲蚀试验试样的质量损失,由此可见沙尘成分的差异对冲蚀损伤的影响较大^[8]。

GJB 241A—2010、GJB 242A—2018中采用的

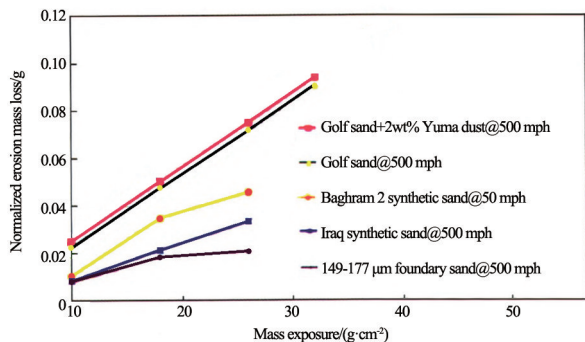


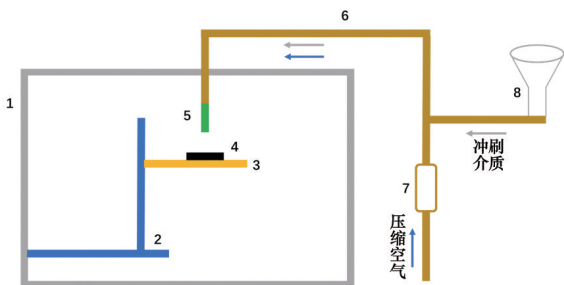
图2 不同砂尘条件冲蚀质量的损失

砂尘成分是目前受到发动机设计、使用单位认可的砂尘成分;因此,本文中试验用砂尘成分、砂尘粒度按照 GJB 241A—2010、GJB 242A—2018 进行设计。

2.4 试验装置

实验室冲蚀试验装置主要由送气系统、送砂系统、样品夹持系统、控制系统等部分组成。通过压缩空气、送砂装置、拉瓦尔喷嘴使砂尘冲击试样表面,通过调节送砂速率和空气压力可以调节砂尘浓度与冲刷速度^[34-35]。

根据喷嘴与样品相对摆放位置的不同,实验室冲蚀试验装置分为垂直喷射与水平喷射。对于水平喷射系统,混合砂砾的气流水平喷出,作用于待测试样表面。采用水平喷射系统的标准主要有 MIL-STD-3033、MAS1258 A 等。常见的垂直喷射系统的示意如图 3 所示,即混合砂砾的气流垂直喷出,向下作用于待测试样的表面。采用垂直喷射系统的标准主要有 ASTM G76-13、ASTM G211-14 等。



1—试验箱体;2—样品支撑架;3—样品支撑架及加热盘;
4—待测样品;5—喷嘴;6—气体与冲刷介质管路;
7—压缩空气阀门;8—送砂装置

图3 常见的垂直喷射冲蚀试验装置示意

这2种喷射系统的主要差别在于重力作用对于喷射砂砾气流的影响。在试验气流速度较低的情况下,采用垂直喷射系统有利于砂砾在气流中的均匀分散,从而获得较好的冲蚀实验效果;采用水平喷射系统时,重力的作用使得气流下部的砂砾密度大于气流上部的砂砾密度,从而使得试样下部受到的磨损更加严重。在试验气流速度较高(本试验要求气流速度达到 400 m/s)、喷嘴到试样表面距离较短的情况下,2种喷射系统对于试验结果基本没有影响。因此,在满足试验速度要求的前提下,这2种类型的装置均可使用。

3 砂尘颗粒冲蚀-腐蚀交替试验方法

3.1 冲蚀、腐蚀交互作用机理

国外开展了大量冲刷与腐蚀交互作用机理方面的研究,获得了多种冲刷与腐蚀交互作用机制,为评价材料及涂层的抗冲蚀-腐蚀性能提供了重要的理论依据及方法。主要研究成果包括以下2个方面。

1) 冲蚀对腐蚀的加速作用主要表现为冲蚀能加速传质过程,一方面促进 Cl⁻、O₂ 等腐蚀介质到达材料表面,另一方面促进腐蚀产物脱离材料表面。磨损的力学作用使材料发生塑性变形、位错聚集,局部能量升高,形成“应变差电池”。磨损造成材料表面出现凸凹不平的冲蚀坑,增加了材料的比表面积。磨损能使材料不断裸露出新鲜表面,使材料持续发生腐蚀。

2) 腐蚀对冲蚀的加速作用,主要表现为腐蚀后的材料表面疏松、多孔,容易被磨粒刮掉或气流(粒子)冲掉而增加材料流失量。腐蚀会增加材料表面的粗糙度,尤其是材料缺陷可能出现局部腐蚀,即金属基体溶解而某些第二相颗粒残留在表面,此时在粒子冲击作用下则很容易剥落而增加磨损量。

3.2 腐蚀试验方法的选取

某型舰载机典型结构单元的环境适应性评价还应考虑海洋的盐雾环境。

同样的环境因素因为具体的环境效应不同而有不同的强化方法。工程上,盐雾因素的强化一般

可以选择盐雾试验、浸泡试验、周期浸润试验等进行。已知试验对象在具体服役环境中的环境效应为长时间薄液膜下的腐蚀,所以,选择盐雾试验作为环境因素强化方法。

《GJB 150.11A—2009 军用装备环境试验方法 第11部分 盐雾试验》推荐采用(5±1)%NaCl溶液,单次循环周期48 h(24 h连续喷雾和24 h干燥),循环次数为1次以上。

考虑到该方法单次循环作用时间较短,也可以采用刘文斑等提出的“飞机结构腐蚀部位涂层加速试验环境谱”中的盐雾环境块替代(参数:质量分数为(5±0.1)%的NaCl溶液,沉降量(1~2) mL/(80 cm²·h⁻¹),温度=35°C,中性盐雾pH=6.5~7.5,酸性盐雾pH=3.5~4.5)。

该盐雾环境块主要用于考核军用飞机在中国亚热带沿海地区停放时自然环境的影响。对于航空发动机压气机叶片,如果考虑沿海地区驻扎是海洋大气环境的影响,可以假定其停放环境的盐雾环境因素与军用飞机情况完全一致。虽然压气机叶片位于发动机内部,处于半遮蔽状态,但假设与暴露于自然气氛之中需要同等的考虑盐雾环境的影响,这样的盐雾试验条件设定更为严苛,得到的试验结果更为安全。

沙尘颗粒冲蚀试验与盐雾试验交替施加即可重现试验对象在实际服役中遭遇的冲蚀、腐蚀交替作用。

3.3 试验装置

国内在沙尘颗粒冲蚀-腐蚀交替试验装置的研制方面尚处于起步阶段,仅有少数研究机构设计研发了针对材料样品级的沙尘颗粒冲蚀-腐蚀交替试验装置,但现有的装置结构较为简单,控制参数单一,亟需建立控制精度高、能重现实际服役情况的试验装置。

4 结论

调研了沙尘环境、沙尘颗粒冲蚀相关的试验方法,着重对比了沙尘流高速冲击试样方法的相同点和主要区别,确定了喷磨试验方法更适合开展压气

机叶片、风扇叶片的冲蚀试验研究。冲蚀试验设计采用GJB 241A—2010、GJB 242A—2018所示成分和粒度的沙尘,通过控制送砂速率和试验时间达到实际服役中压气机转子叶片、风扇叶片的沙尘作用量,当量发动机使用1年的沙尘冲刷环境。另外,采用沙尘颗粒冲蚀试验与GJB 150.11A—2009盐雾试验交替的方案更贴近实际环境,可为最终建立压气机叶片、风扇叶片在腐蚀环境、冲蚀环境载荷作用下的损伤演化规律、模型提供技术基础。

参考文献(References)

- [1] Henderson R E, Hennecke D K. Erosion corrosion and foreign object damage effects in gas turbines, ADA289820 [R]. Rotterdam: ADA, 1998.
- [2] 何光宇, 李应红, 柴艳, 等. 航空发动机压气机叶片沙尘冲蚀防护涂层关键问题综述[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1733-1743.
- [3] 卢言利, 潘家亮, 张拴勤, 等. 高原环境因素对涂层自然老化性能的影响[J]. 装备环境工程, 2011, 8(2): 37-41.
- [4] 张燕, 李颖, 奚愚生, 等. 海洋大气环境下高耐候性涂层体系的研究[J]. 装备环境工程, 2012, 9(4): 74-78.
- [5] Yang X H, He Q, Mamtimin A, et al. A field experiment on dust emission by wind erosion in the Taklimakan desert[J]. Acta Meteorologica Sinica, 2012, 26(2): 241-249.
- [6] Wang X M, Zhang C X, Wang H T, et al. The significance of Gobi desert surfaces for dust emissions in China: An experimental study[J]. Environmental Earth Sciences, 2011, 64(4): 1039-1050.
- [7] Yang X H, He Q, Mamtimin A, et al. Near-surface sand-dust horizontal flux in Taizhong—The hinterland of the Taklimakan desert[J]. Journal of Arid Land, 2013, 5(2): 199-206.
- [8] Pfluederer L, Pepi M. Sand erosion test method for DOD unique environments[C]//Tri-Service Corrosion Conference. Aberdeen: Army Research Laboratory, 2008: 1-24.
- [9] Pepi M, Squillacioti R, Pfluederer L, et al. Solid particle erosion testing of helicopter rotor blade materials[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2012, 12(1): 96-108.
- [10] Chen K Y, Bielawski M. Ab initio study on fracture toughness of Ti_{0.75}X_{0.25}C ceramics[J]. Journal of Material Science, 2007, 42(23): 9713-9716.
- [11] Ashrafrizadeh H, Ashrafrizadeh F. A numerical 3D simu-

- lation for prediction of wear caused by solid particle impact[J]. *Wear*, 2012, 276-277: 75-84.
- [12] Bielawski M, Beres W. FE modelling of surface stress in erosion-resistant coatings under single particle impact [J]. *Wear*, 2007, 267: 167-175.
- [13] 刘道新, 奚运涛. 离子辅助电弧沉积ZrN梯度涂层抗固体粒子冲蚀行为研究[J]. *航空材料学报*, 2010, 30(4): 31-37.
- [14] 张沙, 龚烈航. 前混合磨料水射流切割脆性材料研究[J]. *润滑与密封*, 2011, 36(3): 97-104.
- [15] Alessio G D, Nagy D. Performance of erosion resistant coatings for compressor airfoils[J]. *Journal of the Canadian Ceramic Society*, 1994, 63(1): 59-63.
- [16] 李慧艳, 方月华, 肖葵, 等. 干热大气环境中涂层材料失效行为研究进展[J]. *科技导报*, 2012, 30(34): 76-79.
- [17] 郝负洪, 邢永明, 杨诗婷, 等. 风沙环境下钢结构表面涂层冲蚀行为与侵蚀机理研究[J]. *摩擦学学报*, 2010, 30(1): 26-31.
- [18] 郝负洪, 李永. 风沙环境下钢结构涂层低角度冲蚀特性研究[J]. *摩擦学学报*, 2013, 33(4): 345-348.
- [19] 郝负洪, 邢永明, 杨诗婷, 等. 风沙环境下钢结构涂层的冲蚀磨损力学性能研究[J]. *应用力学学报*, 2013, 30(3): 350-355.
- [20] 张永, 黄超, 刘召, 等. 挟沙风作用下风力机叶片涂层冲蚀特性研究[J]. *材料导报*, 2016, 30(5): 95-99.
- [21] 张翼飞, 何光宇, 王学德, 等. 航空发动机叶片TiN/Ti涂层基体冲蚀响应数值模拟[J]. *表面技术*, 2015, 44(7): 81-85.
- [22] 曹鑫, 何卫锋, 何光宇, 等. DLC、TiN涂层对TC4钛合金抗沙尘冲蚀性能的影响[J]. *中国表面工程*, 2016, 29(4): 60-67.
- [23] 曹鑫, 王冠, 何卫锋, 等. TC4钛合金与多层TiN/Ti涂层的沙尘冲蚀损伤试验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(9): 2218-2225.
- [24] 孙彦华. 压气机常用马氏体不锈钢冲蚀及盐雾-冲蚀性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2010.
- [25] 刘雪键, 彭文山, 刘少通, 等. 含砂海水对40Cr钢加速冲刷腐蚀性能影响[J]. *装备环境工程*, 2019, 16(3): 9-16.
- [26] 井勇智, 金国, 李昕瑶. 海洋工况下航空发动机冷端叶片的冲蚀损伤与防护概述[J]. *装备环境工程*, 2021, 18(6): 17-21.
- [27] 张昭, 唐虎, 成竹. 军用飞机实验室气候环境试验项目分析[J]. *装备环境工程*, 2017, 14(10): 87-91.
- [28] 马志宏, 李金国, 张景飞. 军用装备沙尘环境试验技术[J]. *装备环境工程*, 2007, 4(6): 30-33.
- [29] 马志宏, 汪浚. 沙尘环境中军用装备磨损腐蚀进展的研究[J]. *腐蚀科学与防护技术*, 2005, 17(2): 112-115.
- [30] Schell J D, Hein G, Mendez M, et al. Erosion durability improvement of T64 engine for military helicopters[C]// *American Helicopter Society 60th Annual Forum*. Virginia: American Helicopter Society, 2004: 7-10.
- [31] 霍武军, 孙护国. 海航发动机压气机叶片腐蚀与防护措施[J]. *航空维修与工程*, 2002, 6: 39-41.
- [32] Evans A G, Gulden M E, Rosenblatt M. Impact damage in brittle materials in the elastic-plastic response regime [J]. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 1978, 361(1706): 343-365.
- [33] Hockey B J, Wiederhorn S M, Johnson H. Erosion of brittle materials by solid particle impact[M]// *Flaws and Testing*. Boston: Springer, 1978: 379-402.
- [34] 吴小梅, 商晓宇. 三种不锈钢材料抗沙尘冲蚀性能研究[J]. *航空材料学报*, 2012, 32(3): 68-72.
- [35] 吴小梅, 李伟光, 陆峰. 压气机叶片抗冲蚀涂层的研究及应用进展[J]. *材料保护*, 2007, 40(10): 54-57.
- [36] 王坤, 吴敬权, 邓培昌, 等. 管流式冲刷腐蚀实验装置的设计及性能试验[J]. *装备环境工程*, 2019, 16(12): 56-60.
- [37] 孙炜, 范金娟. 聚氨酯涂层固体颗粒冲蚀研究进展[J]. *装备环境工程*, 2020, 17(12): 67-75.

Research progress on sand particle erosion–A corrosion alternative laboratory test method

LUO Chen, LI Haiyang, CUI Yongjing, SUN Zhihua, TANG Zhihui

AECC Key Laboratory on Advanced Corrosion and Protection for Aviation Materials, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China

Abstract Compressor blades and fan blades of aero engine encounter the blasting load from sand particles during service, as well as the influence of temperature, humidity and air pollution. In this paper, test methods related to sand environment and sand particle erosion are investigated, with emphasis on the common and difference of these methods using high speed sand stream to impact on samples. Gas jet test is chosen as a proper method to carry out erosion test and research for compressor blade and fan blade. An erosion method is designed according to the sand composition and particle size listed in GJB 241A–2010, GJB 242A–2018. Sand feeding rate and testing time are controlled so as to meet the sand mass loads of compressor blade and fan blade in real service. The sand mass load is equivalent to the sand blast environment for aero engine in 1 year. Sand particle erosion testing and GJB 150.11A–2009 salt fog testing are carried out alternatively so that the testing scheme is closer to real service condition. Such methods may provide a technique foundation for aero engine compressor blade and fan blade to establish damage evolution rules and models considering the effect of corrosion environment and erosion load.

Keywords environmental testing; erosion; corrosion; aero engine; environmental adaptability ●



(责任编辑 王丽娜)