

航空发动机涂层技术 研究及进展

Research and Development in Coating Technology of Aeroengine

中国人民解放军 5713 工厂 孙勇汉 张 斌 陈礼顺



孙勇汉

中国人民解放军 5713 厂总工程师、高级工程师,主要从事航空发动机性能故障研究与实践,主持和参与的项目先后获得军队科技进步一等奖 1 次,军队科技进步三等奖 4 次。

随着航空发动机技术不断发展和性能不断提高,涂层技术作为先进航空发动机必不可少的关键技术,在发动机中应用越来越广泛,从低温端到高温端、从外部到内部,各种涂层发挥着防护、密封、抗磨、抗冲击、减震、隔热等作用,从而提高发动机工作温度,减少燃油消耗,提高发动机

效率,延长热端部件使用寿命,保障发动机安全可靠的工作。

随着航空发动机技术不断发展和性能不断提高,涂层技术作为先进航空发动机必不可少的关键技术,在发动机中应用越来越广泛,从低温端到高温端、从外部到内部,各种涂层发挥着防护、密封、抗磨、抗冲击、减震、隔热等作用,从而提高发动机工作温度,减少燃油消耗,提高发动机

效率,延长热端部件使用寿命,保障发动机安全可靠的工作。

保护涂层

(1) 表面防护涂层。

管路、附件、叶片、机匣、帽罩等发动机构件直接和大气接触,容易受到大气中水分、尘埃、盐、二氧化硫的侵蚀,其不锈钢和钛合金材料的表面膜易发生局部腐蚀即点蚀。因此,必须在机件的表面涂覆表面防护涂层。如整流帽罩的防冰涂层,压气机整流叶片的无机盐铝涂层即 WZL 涂层,压气机叶片低温渗铝、涂罩层,压气机叶片榫头镀银、涂干膜润滑剂均属

于表面防护涂层。表 1 列出了几种常用的保护涂层。

(2) 扩散涂层。

涡轮叶片和燃烧室受到高温燃气冲刷,在热应力以及燃气中 S 和 O 元素的作用下发生化学反应,其晶界生成碳化物,造成贫铬区,在酸性物质作用下,材料表面沿晶面开裂,产生晶粒脱落即干腐蚀,经长期高温氧化形成氧化膜,氧化到一定程度之后,材料表面呈片状破裂或网状剥落,造成微损伤,受到微损伤的构件在振动作用下,会产生微裂纹,微裂纹扩展可导致构件断裂。为防止恶劣条件下机件腐蚀现象的发生,采用扩散涂层,如铝化物扩散涂层及改性铝化物扩散涂层。

铝化物扩散涂层。采用化学热

表1 保护涂层

| 名称 | 使用处 | 产地 |
|----------|--------|----------------|
| H06-107H | 管路 | 天津灯塔涂料公司 |
| H06-103H | 机匣 | 上海涂料研究所 |
| H06-105H | 叶片 | 上海涂料研究所 |
| WL-1 | 涡轮叶片 | 中航工业北京航空材料研究院 |
| TYF-01 | 燃烧室 | 中航工业西安航空发动机公司 |
| TWZ-01 | 机匣 | 中航工业北京航空材料研究院 |
| TWZ-07 | 机匣 | 中航工业南方航空动力机械公司 |
| TWZ-11 | 燃气导管 | 中航工业黎明航空发动机公司 |
| TWZ-12 | 涡轮后机匣 | 中航工业贵州航空发动机公司 |
| TWZ-06 | 火焰筒安装边 | 中航工业成都航空发动机公司 |

处理方法,如粉末包埋法、料浆法、气相等,使叶片表层获得富铝层(Al的质量分数在30%以上),厚度为5~40 μm ,表面生成 Al_2O_3 保护膜,膜在破裂后有较好的自愈性,能满足涡轮叶片的防护要求,是一种工艺简单、费用低廉、工艺稳定的扩散涂层方法。我国各型涡喷发动机80%的涡轮导向器叶片都采用此法防护。但由于铝与基体材料中的镍形成NiAl金属间化合物,使渗铝层变脆,容易崩裂、剥落。为弥补渗铝层的以上不足,20世纪60年代末改性铝化物扩散涂层被开发出来,如Cr~Al、Si~Al、Ti~Al、Pt~Al、Pd~Al、Ti~Si~Al、NiCr~CrAl等。其中性能最优的是Pt~Al改性扩散涂层, Si~Al共渗应用较广泛,如我国多种型号的发动机叶片均采用Si~Al共渗涂层。用该工艺获得的涂层性能稳定,能满足使用要求,但涂层塑性较差,所以厚度不宜太大,实际控制在30 μm 左右。NiCr~CrAl共渗在俄罗斯AЛ~31 Φ 发动机上被应用,但工艺比较复杂。

封严涂层

封严涂层又叫控隙涂层或密封涂层,用于气路密封处,以减少气体泄漏、降低油耗、增加喘振裕度、提高压气机和涡轮效率。封严装置的好

坏直接影响发动机的功率、推力和效率。如涡轮外环(即叶尖径向间隙)的封严,按设计要求,叶尖间隙与叶片长度的比值每增加1%,涡轮效率损失就增加1%~3%。封严涂层应具有较好的表面质量(气孔数量少且孔径 $\leq 1\text{mm}$)和优良的耐磨损性、热稳定性、较小的摩擦系数以及良好的与基体材料的附着特性。理想的封严涂层应既有足够的强度抵抗外部颗粒及气体的冲蚀,又可被刮削,在叶片与涂层发生摩擦接触时,涂层被刮削而叶片尖端不磨损,涂层不脱落,同时缩小气路,封严间隙,减少气体漏泄,提高飞机发动机的工作效率等性能。

封严涂层主要有以下4种:

(1)有机涂层。

工作温度低于230 $^{\circ}\text{C}$ 时,采用加填料的有机树脂涂料,所用基料有醇酸、沥青和环氧树脂,填料大多为滑石粉;高于230 $^{\circ}\text{C}$ 时,多采用有机硅树脂为基料,填料大多用石墨、云母粉、滑石粉等。

(2)热喷涂封严涂层。

热喷涂封严涂层主要采用火焰喷涂和等离子喷涂的方法制备。火焰喷涂制备的涂层粗糙多孔(孔隙率多为10%~15%),氧化物和未熔颗粒多,涂层的结合硬度和结合强度较低(多为20~30MPa)而且易产生裂纹和剥落。等离子喷涂制备的涂层致密度高达88%~90%,孔隙率为3%~8%、氧化物含量低,结合强度(40~50MPa)和硬度较高,但由于残余应力的存在,涂层不能过厚,否则会产生裂纹和剥落,且使用和维护费用较为昂贵。

(3)填充的或不填充的薄壁蜂窝结构涂层。

耐高温可达1000 $^{\circ}\text{C}$;采用蜂窝结构能改变篦齿腔内气体的流动,有效降低泄漏;篦齿前后腔气动参数一定时,齿数增加、篦齿节流间隙宽度减小或转速增加,泄漏量和泄漏系数都会相应减少。

蜂窝结构主要用于前封严环及压气机静子等零件。前封严环蜂窝组件结构较为复杂:外壳体由GH4169和GH907 2个锻件经机械

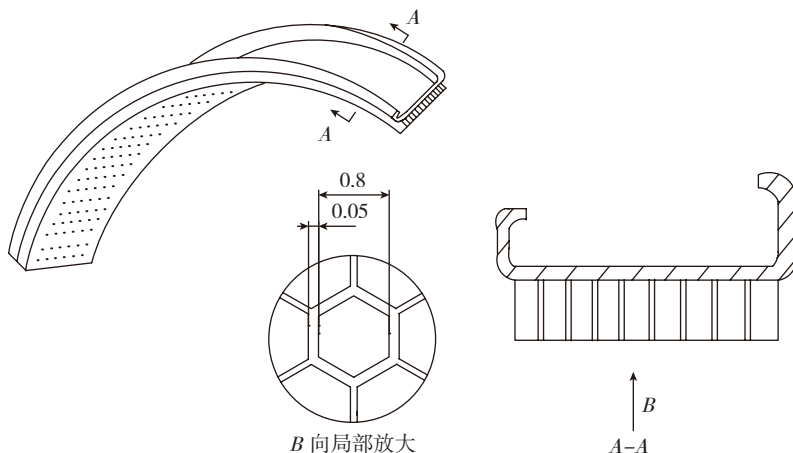


图1 二级静子蜂窝封严扇形图

加工后,再由真空电子束焊接成壳体,壳体内真空钎焊3个阶梯形的封严带。蜂窝的芯格尺寸为0.8mm,壁厚为0.05mm,材料为GH536。压气机静子蜂窝封严环都是薄壁钣金结构,每级静子封严环由若干个扇形段组成。环的材料为GH600,蜂窝材料和前述的相同。二级静子蜂窝封严环扇形段结构示意图见图1。

(4)可控制孔隙率的陶瓷基涂层。

耐温可达1200℃;陶瓷的高温力学性能和化学稳定性均优于金属材料,为提高涡轮的进口燃气温度,减少冷空气流量,维持机匣与叶尖的小间隙,高压涡轮段多采用等离子喷涂氧化钇稳定氧化锆(YSZ)陶瓷涂层作为气路密封材料。为改善陶瓷涂层与金属基材的物理相容性,一般需在基材与涂层间加一粘结层;为提高陶瓷涂层的抗热震性,则制备成金属/陶瓷混合层或金属/陶瓷多层复合结构。为进一步改善性能,有时可在热障涂层之上再叠加一层可刮削的低密度陶瓷涂层。

耐磨涂层

耐磨涂层是提高零件的抗热疲劳和高温腐蚀能力,延长发动机零部件寿命有效方法之一。耐磨涂层分为碳化物涂层、氧化物涂层、合金涂层。

碳化物涂层也叫硬金属涂层,这类涂层利用碳具有很高硬度、耐高温,并有一定润滑作用等性能,具有良好的抗冲击性、韧性、与基体结合性和致密性。典型材料有:碳化钨-钴涂层、碳化铬-镍铬涂层、碳化钛涂层等。可用在火焰筒外套后安装边、涡轮叶片冠状锯齿齿处。

氧化物涂层指含量在97%以上的氧化铝、氧化钛、氧化铬涂层。特点是熔点高、较脆,有良好的热稳定性、耐磨损性、抗腐蚀、抗氧化性,可用作硬支承耐磨涂层。

合金涂层,常见的是镍铬硼硅涂层和钴铬钨涂层,前者属自熔性合金,硬度较碳化物涂层稍低,但塑性好、易喷涂、有自愈性,也可与碳化钛组成耐磨涂层,该涂层采用镍合铝(Ni80-Al20)作底层,使用温度可达900℃。钴铬钨涂层类似镍铬硼硅涂层,以镍包铝涂层作底层,用于发动机涡轮叶片叶冠阻尼面。

热障涂层

发动机是飞机的“心脏”,为了夺取和保持航空优势,近年来美国和欧洲相继制定和实施了IHPTET、VAATE、UEET、ACME-I、AMET等高性能航空发动机计划,这些研究计划均把发展新型热障涂层技术作为主要的战略研究目标之一。国内相关单位相继开展热障涂层材料及高温氧化行为研究对热障涂层的发展起到了重要的作用。

热障涂层是目前最先进的高温防护涂层之一,具有良好的高温化学稳定性、抗冲刷性和隔热性等特点,兼有抗高温氧化和阻止热传导功能,可使高温燃气和工作基体金属部件之间产生很大的温降(可达170℃或更高),达到延长热机零件寿命、提高热机热效率的目的,热障涂层主要作业于高温大气或具有热腐蚀性的静/动态气氛中,如高导叶片、火焰筒、过渡段、隔热屏等部位。

现代航空发动机的涡轮进口温度高达1650~1750℃,但第三代单晶

材料只能承受1100℃的温度。用复杂的气冷方式,冷效也只有400℃左右,还有100~200℃的差距,单独使用高温结构材料技术已不能满足先进航空发动机迅速发展的迫切要求,采用热障涂层技术是目前大幅度提高航空发动机工作温度的唯一切实可行的方法。近年来,热障涂层已成为涡轮叶片设计和维护的关键技术之一,如在CFM~56A、F414、JT9D、PW2000、PW4000等发动机的工作叶片和导向叶片上就应用了TBC、PWA265、PWA266、PWA264等涂层材料。大量试验证明,热障涂层热变形小、耐蚀、耐磨、密封性好,最高可将叶片工作温度提高156℃,用在发动机高温部件上可提高发动机效率和延长发动机使用寿命。美国普惠公司在JT3D和JT38D发动机的燃烧室、涡轮叶片等处采用了热障涂层,目前,热障涂层已发展到了第3代。英国R·R公司的Spey发动机有200多个零件使用了热障涂层,尤其是在第1~3级涡轮叶片的叶冠上均使用了热障涂层,从而改善了叶片的可靠性,提高了发动机功率。

热障涂层主要有双层、多层和梯度3种结构形式,如图2所示。但目前燃气涡轮发动机上获得实际应用的热障涂层均为双层结构,表层为陶瓷隔热层,主要作用是隔热、抗腐蚀、冲刷和侵蚀;底层为金属粘接层,起着改善基体与陶瓷涂层物理相容性和抗高温氧化腐蚀的作用。

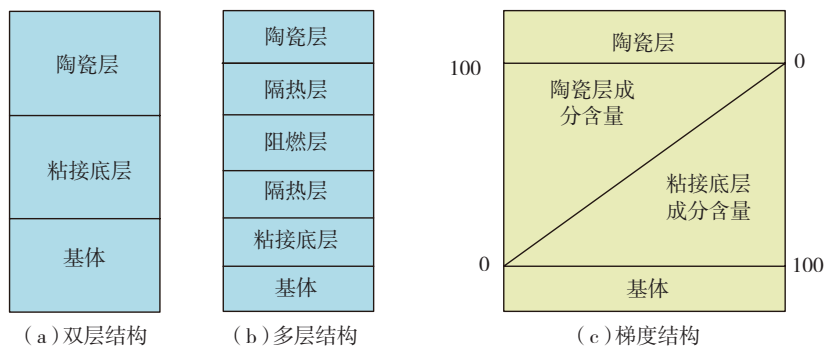


图2 热障涂层的结构形式

由于航空发动机涡轮叶片工作环境非常复杂和恶劣,在工作中承受机械载荷、大温度梯度冷热循环、高温高压燃气烧蚀和冲刷、外来物撞击以及环境腐蚀等。作为热障涂层隔热层的材料必须满足以下几个要求:(1)高熔点;(2)从室温到使用温度之间保持相对稳定;(3)低热导率;(4)在高温腐蚀气温下保持化学稳定;(5)与高温合金基体热膨胀匹配;(6)抗高温烧结;(7)优良的机械性能。

6%~8% (质量分数,下同) Y_2O_3 稳定的 ZrO_2 (YSZ) 具有高的熔点(2700℃)和低的热传导系数(块体材料的热传导系数约为 $2\sim 3W\cdot mK^{-1}$),其热膨胀系数 $(9\sim 11)\times 10^{-6}\cdot K^{-1}$ 与高温合金匹配。另外,YSZ 具有高的断裂韧性 $(6\sim 9MPa\cdot m^{1/2})$ 和其他优良的机械性能。由于其优异的综合性能,YSZ 是目前航空发动机涡轮叶片热障涂层普遍采用的陶瓷层材料。然而,YSZ 的工作温度不能超过 1200℃,若高于此温度,由于相变将导致 YSZ 体积膨胀;同时由于烧结,引起涂层致密化,将导致涂层的容应变能力下降而热应力增大,加速涂层剥落失效。另外,由于致密化和孔隙率降低,涂层的隔热能力也显著下降。随着航空发动机推重比不断提高,燃气涡轮进口温度随之增加,下一代燃气涡轮叶片热障涂层的工作温度将在 1250℃ 以上,而目前尚无适用的涂层材料。

为了缓解陶瓷层和合金基体的热不匹配,同时为了提高基体的抗高温氧化腐蚀性能,通常在合金基体和陶瓷层之间加一层金属粘结层。在高温下,粘结层中的 Al 向外扩散,并发生选择性氧化,形成致密的 Al_2O_3 保护膜,阻止底层的进一步氧化,从而达到保护基体的目的。由于粘结层成分对氧化层的生长速度、成分、完整性以及与基体的结合力等因素有决定作用,而这些因素直接影响着

热障涂层的寿命,因此,粘结层成分的优化和选择对于提高热障涂层的寿命非常关键。

MCrAlY (M: Ni, Co 或 Ni+Co) 是目前热障涂层普遍采用的一种粘结层材料,其合金组元可以根据使用情况的不同进行调整。由于 NiCoCrAlY 粘结层的抗氧化和热腐蚀的综合性能较好,因此,目前航空发动机叶片热障涂层大多采用这种合金体系。合金组元中的 Ni 和 Co 是粘结层的基体元素, Ni 基合金具有优良的缓和热应力的能力,而 Co 基具有优良的抗氧化和腐蚀性能, Ni+Co 的组合则使涂层兼具这些特性。当 Co 的含量在 20%~26% 时, Ni+Co 的组合使涂层具有最佳的韧性。组元中 Cr 用于保证涂层的抗热腐蚀性,还可以促进 Al_2O_3 的生成; Al 用来保证涂层的抗氧化性,高 Al 含量可以提高涂层的抗氧化性能,然而 Al 的存在却同时使涂层的韧性降低。因此,为了保持涂层的抗疲劳性能,应在保证涂层抗氧化性能的前提下尽可能降低 Al 含量。Y 加入 (~1%) 起到了氧化物钉扎和细化晶粒的作用,从而提高氧化膜的粘附力,改善涂层的抗热震性能。

其喷涂工艺主要有等离子喷涂及电子束气相沉积 2 种方法,两者各有优势。电子束气相可形成柱状组织,但导热系数较高;等离子喷涂的导热系数较低,但易剥落,因此热障涂层的广泛应用受到限制。解决热喷涂工艺存在问题的一种途径是采用微叠层热障涂层,用的是溶胶~凝胶法,将氧化钇稳定的氧化锆层 (YSZ) 与 $ZrSiO_4$ 层交替涂覆形成微叠层复合材料以代替较早的热障涂层。该技术依靠耐高温金属间化合物提供高温强度和蠕变抗力,利用高温金属作韧化元素,从而很好地克服了金属间化合物的脆性。目前,采用真空热压箔、物理气相沉积、铸造和固态反应等方法已研制出几种

微米层次的微叠层复合材料,包括 Nb~Cr₂Nb、Nb~Nb₅Si₃ 以及 Nb~MoSi₂ 等。除用于叶片外,微叠层复合材料在无疲劳合金涂层、抗砂蚀树脂基复合材料风扇叶片涂层等方面也有应用。另一种途径是采用纳米 TBC,即用多层彼此交替的纳米氧化钇稳定的氧化锆层 (YSZ) 与 Al_2O_3 来代替单层的 MCrAlY+ZrO₂,能大大降低导热系数,可望将叶片耐温能力提高 260℃。

总结与展望

在上述 4 种涂层中,热障涂层是下一代军用航空发动机必不可少的关键技术,同时对在研、在役的军机、民机同样意义重大。有资料表明:一级涡轮叶片表面涂覆热障涂层后,可使冷却空气流量减少 50%,比油耗减少 1%~2%,叶片寿命提高数倍。相对于未来发动机用高温结构材料的发展,热障涂层技术所能带来的耐热效果更经济、有效。国内外对热障涂层的技术研究保持着强劲活力,未来热障涂层技术的发展将着重研究以下几个方面。

(1) 耐高温、高隔热、抗烧结的新一代热障涂层陶瓷层材料研究。寻找能替代 ZrO_2 、具有更好相稳定性、更低烧结速率和导热系数的陶瓷材料是其中的关键。

(2) 抗高温氧化。与新型陶瓷层以及先进的高温合金单晶界面匹配的热障涂层结构材料研究。

(3) 热障涂层寿命预测模型的进一步研究,包括对涂层的失效机理、热循环工况下力学行为的深入研究,为热障涂层的实际应用提供可靠的保障。

(4) 发展新的涂层性能检测技术,尤其是无损检测技术。准确表征涂层与基体的结合力、涂层开裂程度、相变程度等性能,更好地实现对涂层质量的控制。

(责编 亦非)