

航空发动机钛合金压气机组件防钛火用阻燃可磨耗涂层研究进展

田浩亮¹, 熊声健², 金 国², 王玉江³, 魏世丞³, 王长亮¹, 郭孟秋¹, 杜修忻¹,
王天颖¹, 张 昂¹, 肖晨兵¹

(1. 中国航发北京航空材料研究院 航空材料先进腐蚀与防护航空科技重点实验室, 北京 100095)

(2. 哈尔滨工程大学 表界面科学与技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150001)

(3. 陆军装甲兵学院 再制造技术国防科技重点实验室, 北京 100072)

摘 要: 本文描述了钛合金在航空发动机的应用优势及出现的“钛火”问题, 并介绍了解决“钛火”的方案, 如阻燃钛合金、阻燃涂层及阻燃可磨耗涂层等。着重介绍了阻燃可磨耗涂层的技术研究现状, 包括其涂层阻燃可磨耗性的评价标准以及阻燃可磨耗的相关机理研究。最后指出了在 600~750 °C 区间应用的钛合金阻燃可磨耗涂层未来研究趋势和发展方向。

关键词: 钛火; 阻燃钛合金; 阻燃涂层; 阻燃可磨耗涂层

中图分类号: TG174.4; TG146.23

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2021)07-2620-10

钛合金具有很多优良性能: 钛的密度为 4.5 g/cm³, 仅为普通结构钢的 56%, 而钛合金的强度可与高强度钢相媲美; 很好的耐热和耐低温性能, 能在 550 °C 高温下和零下 250 °C 低温下长期工作而保持性能不变^[1]。钛合金被认为是最具重要战略意义的一种新型金属材料。

钛合金主要应用在航空航天、船舶及其他军事装备领域, 其中钛合金在航空航天领域的应用最为广泛。而钛合金在航空工业上的应用主要为航空发动机用钛合金, 例如压气机叶片、机匣等部件。此外, 钛合金还在耐压壳体、发动机部件等船舶领域以及坦克、导弹等军事领域都有所应用。

然而, 以机匣及叶片为代表的钛合金部件在运行过程中由于一系列的冲刷和摩擦容易被点燃而发生“钛火”事故, “钛火”在航空发动机部位极易发生。一旦发生“钛火”, 发动机可在几秒内被烧毁, 甚至会威胁到人们的生命安全, 后果十分严重。所以为了预防“钛火”的发生, 世界各国专家学者展开了大量的防钛火技术研究, 其中防钛火阻燃涂层的研究应用最为广泛。

本文将介绍新一代的阻燃钛合金基体材料, 并以阻燃涂层为对象, 着重介绍阻燃涂层的研究现状, 各种阻燃涂层的阻燃性能, 以及具有多层结构的阻燃可磨耗涂层, 分析其阻燃及可磨耗性能和机理。最后, 展望了

600~750 °C 用钛合金阻燃可磨耗涂层的发展趋势。

1 航空发动机领域钛合金组件应用现状

钛合金是继钢铁和铝合金以后应用于航空航天领域的又一种新型轻质结构材料, 它的应用水平已成为衡量飞机选材先进程度的一个重要标志^[2]。

航空发动机是飞机最为重要的部件, 它是飞机的大心脏, 直接影响到飞机的性能及可靠性等方面, 而航空发动机也是钛合金应用最主要的部件之一。航空发动机的一个重要性能指标是推重比^[3], 即发动机产生的推力与其质量之比。推重比越高, 发动机性能越好。使用钛合金替代原镍基高温合金可使发动机的质量降低^[4], 大大提高飞机发动机的推重比。在先进航空发动机中, 高温钛合金用量已占发动机总质量的 25%~40%, 如第 3 代发动机 F100 的钛合金用量为 25%, 第 4 代发动机 F119 的钛合金用量为 40%^[5]。而压气机叶片及机匣则是高推重比/功重比先进航空发动机的核心零部件, 钛合金主要应用在航空发动机的叶片及机匣等压气机组件。

风扇叶片是涡扇发动机最具代表性的压气机部件, 风扇叶片从 20 世纪开始大概经历了 3 代创新。20 世纪 80 年代初, 英国罗-罗(R R)公司首先成功开发出了新型宽弦、无凸肩、夹芯结构的钛合金风扇叶片,

收稿日期: 2021-03-05

基金项目: 国家自然科学基金(52075508); 北京市科技新星培养计划(Z191100001119040); 国家科技重大专项(2017-VII-0012-0109)
作者简介: 田浩亮, 男, 1986 年生, 博士, 高工, 中国航发北京航空材料研究院航空材料先进腐蚀与防护航空科技重点实验室, 北京 100095, 电话: 010-62496449, E-mail: haoliangtian@163.com

即第1代宽弦空心风扇叶片^[6]。这一代风扇叶片在RB211-524G、RB211-524H、BR710和V2500等发动机上得到应用^[6,7]。

在第1代宽弦叶片的基础上，20世纪80年代末90年代初，RR、PW、GE、SNECMA等多家公司成功地开发了超塑成形/扩散连接的钛合金宽弦空心风扇叶片，称为第2代宽弦空心风扇叶片^[6,7]。如RR公司为满足A380而设计的如图1所示的三转子发动机Trent 900^[8]。

第3代宽弦风扇叶片是采用连续SiC纤维增强的钛基复合材料制成的宽弦风扇叶片，PW公司正联合其它一些公司进行相关的研究^[6,7]。SiC连续纤维增强的钛基复合材料由于其良好的界面性能及高强、高模量成为新型发动机用部件制备研究开发的重点^[9-13]。

航空发动机中的钛合金机匣主要包括风扇机匣、中介机匣及压气机机匣，CFM-569、CF6-80、F110-X发动机的风扇机匣，RB199、P8W2037、F100发动机的中介机匣，T700、P8W4000、CFM-56发动机的压气机机匣都使用了钛合金精铸件，大型复杂的发动机中介机匣式风扇框架基本采用Ti-6Al-4V及Ti6242精铸件^[8]。如图2所示为具有S形结构的中介机匣。

2 钛合金组件钛火研究

2.1 钛火危害

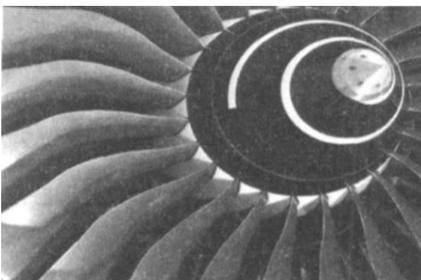


图1 Trent 900发动机的钛合金风扇叶片

Fig.1 Titanium alloy fan blade for Trent 900 engine^[8]

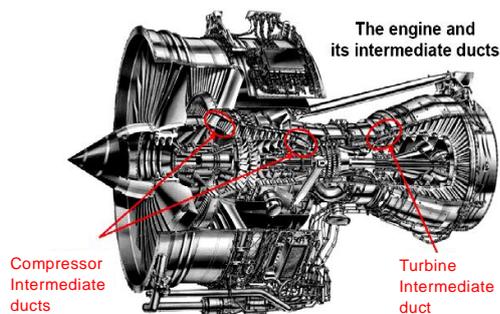


图2 中介机匣的S形结构图

Fig.2 S-shaped structure diagram of the intermediate casing^[14]

“钛火”是指钛合金部件由于受到长时高温刮擦或剧烈冲击等因素进而达到钛的燃点发生燃烧。高压压气机上发生钛火，不但会烧毁钛合金叶片，还会将机匣、叶盘、轴等其它非钛合金材料零件烧毁，甚至导致燃烧室火焰筒、涡轮叶片等出现不同程度损伤，压气机上各种连接管线等也会损坏^[15,16]，更严重的是在几秒内就会烧毁发动机，威胁机上人们的生命财产安全。

钛合金制件起火燃烧在军用和民用航空发动机上都发生过，20世纪60年代以来，高推重比先进发动机对钛合金用量提高的需求与钛火倾向性增大的尖锐矛盾凸显，即随着发动机推重比提高，钛合金用量增大，压气机钛合金构件的工作条件更为复杂和苛刻，钛火倾向性和严重性大大增加，致使钛火故障频发，世界各国军用和民用发动机发生过170余起钛火^[17]。其中由高压压气机工作叶片故障引起的“钛火”比例达22.5%，由涡轮故障引起的“钛火”比例达20%之多^[18,19]。据报道，压气机叶片发生故障而产生的碎片会与机匣产生剧烈刮擦导致机匣被烧毁，进而引发飞机着火事故。

2.2 钛火原因及机理

钛的熔点为1660℃，但钛在空气中1627℃就会燃烧。一般航空发动机中的温度并不高，其中高压压气机叶片的工作温度也低于600℃，这比钛被点燃所需的温度要低很多，所以发动机在正常工作状态下钛合金不会被点燃。钛是需要一定的压力和温度条件下才能发生燃烧，所以“钛火”肯定是由于发动机相关部件工作异常，使得其工作温度骤然升高而造成的。可见，“钛火”是二次事故，说明发动机部件燃烧之前就已经发生了某种故障导致钛合金结构达到燃烧所需的启燃温度^[20]。

通过对航空发动机“钛火”进行研究表明，引发“钛火”主要有以下几个因素：（1）发动机转子失效进而引起摩擦；（2）飞行过程中的外来异物或破碎的风扇叶片被吸入压气机发生冲击刮擦；（3）由于机匣的凹陷弯曲使叶片与机匣之间发生剧烈摩擦；（4）发动机轴承失效，从而导致转子产生移位进而引发转子和定子之间的剧烈摩擦。

综上所述，由于钛合金的导热系数低，不能及时有效地传导服役过程中钛合金部件之间由于摩擦产生的热量，从而使其局部热量大量聚集，直至达到钛的燃点温度，并在一定的压力和氧含量下，钛合金发生燃烧，引发“钛火”事故。

钛火发生的机理主要分为以下2个：

（1）内部因素影响机制

相关研究表明，钛在温度低于500℃的环境中，

其表面会生成一层致密的 TiO₂ 氧化薄膜,能够有效阻止氧气与钛合金基体接触反应。但在加热到更高温度时,氧在钛中的溶解度升高,则氧化层中氧含量就会降低,这增加了氧化层的缺氧程度,此时高价态的氧化物就会向低价态的氧化物还原,合金表面氧化层的密度提高,比容随着降低,氧化膜之间粘着性降低,从而氧化膜发生开裂剥落失去其保护作用,大量的氧会进入反应前沿,与合金进行反应。当反应过程中释放的热量超过散失的热量时,温度快速升高,达到燃点温度并发生燃烧^[21]。

(2) 外部因素影响机制

钛火发生的主要外部因素是工作环境下的温度、压力、气流速度等。钛在空气中 1627 °C 就会发生燃烧,一般高压压气机叶片的工作温度低于 600 °C,这比钛被点燃所需的温度要低很多,所以发动机在正常工作状态下钛合金不会被点燃。但在高温下钛具有高氧活性,可产生放热反应,这种反应在高速高压气流下得到活化^[22]。

钛起火需要一定的温度和压力条件,其中剧烈冲击、摩擦是钛火的主要原因。如压气机吸入外物或内部零件掉块时,会冲击高速旋转的叶片,可能造成叶片损伤掉块而引起剧烈摩擦,产生大量的热量,致使叶片或机匣内局部温度过高,在一定的压力和氧气质量分数下,即可着火并持续燃烧而发生钛火故障^[22]。

3 钛合金防钛火技术研究

钛火的防护技术主要包括钛合金部件结构改进、阻燃钛合金以及阻燃涂层的研发应用。而针对航空钛合金机件来说,机件都有一定的结构选材约束,所以目前采用最多的防钛火技术就是阻燃钛合金和阻燃涂层。

3.1 阻燃钛合金研究现状

目前各国针对阻燃机理主要开发了 Ti-V-Cr 系和 Ti-Cu-Al 系 2 类阻燃钛合金。下面将简单介绍这 2 类阻燃钛合金。

3.1.1 Ti-V-Cr 系阻燃钛合金

Alloy C 合金成分为 Ti-35V-15Cr,它是一种具有良好室温及高温性能、高强阻燃性能的阻燃钛合金。美国曾采用激光点燃法评价了 Alloy C 合金的阻燃性能,研究表明,Alloy C 在 454 °C 下未被点燃^[23]。后续还有很多以 Alloy C 合金为基础而研制出来的其他阻燃钛合金。

Ti40 是中国自主研发的新型阻燃钛合金,其化学成分为 Ti-25V-15Cr-0.2Si^[23,24]。研究发现,Ti40 合金在室温时具有良好的塑韧性,但在高温下,其塑形较差,这样就使得该合金在高温下热加工比较困难。Zhao 等^[25]对 Ti40 合金在 600~1050 °C 温度范围内的氧化行为进行了系统的研究;研究表明 Ti40 合金氧化增重随

温度升高而增加,直至温度超过 1000 °C 时,其氧化增重反而减少;600~700 °C 区间 Ti40 的主要氧化产物为 TiO₂ 和 V₂O₅,氧化增重不明显;而当温度一旦超过 700 °C 时,V₂O₅ 会发生气化而消失,此时主要氧化物为 TiO₂,并且随着温度的增加,氧化皮中会产生孔洞;当温度超过 800 °C 时,多孔氧化物中会出现 SiO,最后直至温度达到 1050 °C,氧化皮发生脱落,残余的氧化皮中存在不连续的 Cr₂O₃ 氧化膜。在此研究的基础上,李旭升等人^[26]又展开了 Ti40 合金在 1000~1500 °C 超高温环境下的氧化行为研究,结果表明,在超高温下氧化皮脱落后,次表层生成致密的 TiO₂ 和 Cr₂O₃ 混合氧化膜以及 V、Cr 富集层,都会有效阻止氧元素向基体扩散,提高了 Ti40 合金的抗高温氧化性。

WSTi3515S 合金则是在 Alloy C 和 Ti40 阻燃钛合金的基础上,研制的一种新型 β 型阻燃钛合金,其合金成分为 Ti-35V-15Cr-xS-yC。赖运金^[27]对 WSTi3515S 合金和 Ti40 合金进行了相关性能对比,其测试结果如表 1 所示。表中数据表明,在 540 °C 下 WSTi3515S 合金具有更好且稳定的高温抗蠕变性能和持久性能;通过对比 2 种合金在 540 °C 下热处理 100 h 后的抗蠕变性能,得出经 100 h 热处理后 WSTi3515S 合金的蠕变的持久性能都在可接受的范围,其热稳定性明显优于 Ti40 合金。

3.1.2 Ti-Cu-Al 系阻燃钛合金

俄罗斯依据钛合金的摩擦机理,研制了 Ti-Cu-Al 系的 BTT-1 阻燃钛合金,其合金成分为 Ti-13Cu-4Al-4Mo-2Zr。BTT-1 阻燃钛合金具有良好的热加工性能,可以生产出具有复杂形状的发动机零部件,如压气机机匣和叶片,其工作温度可达 450 °C。目前已经成熟掌握该合金工业规模的生产工艺,并生产出棒材、锻件和环形件。据报道,BTT-1 合金也已成功应用于压气机转子叶片,高压压气机机匣也在试车台上通过了试验。

后来,在 BTT-1 合金的基础上,俄罗斯又研制了 BTT-3 阻燃钛合金(名义成分 Ti-18Cu-2Al-2Mo),其工艺塑性比 BTT-1 更好,更加适用于制造各种板材零

表 1 阻燃钛合金相关性能

Table 1 Flame retardant properties of titanium alloy^[27]

Items	WSTi3515S		Ti40	
	TD	LD	TD	LD
Impact property, A _{ku} /J	20.5	20.5	22.0	24.0
Hardness, HBW/MPa	304	306	306	309
Creep property, A _r (540 °C/100 h/250 MPa)/%	0.041	0.046	2.55	3.21
High-temperature creep rupture property, τ (540 °C/300 MPa)/h	≥101	≥101	96.8	77.0

件。通过阻燃试验表明, BTT-3 的阻燃能力也优于 BTT-1, 在相同的试验条件下, 普通的 TC4 钛合金的摩擦着火温度为 100 °C, 而 BTT-3 则大于 800 °C^[28]。

中国西北有色金属研究院在 20 世纪 90 年代末自主研发出 Ti14 阻燃钛合金, 其化学成分为 Ti-1Al-13Cu-0.2Si, 它是一种室温合金组织为 α +Ti₂Cu 的钛合金^[29,30]。Ti₂Cu 的熔点为 990 °C, 而当温度超过 990 °C 时, Ti14 合金将发生固态化转变。Zhao 等^[31]采用 Gleble-1500 热模拟机对 Ti14 合金进行了 990 °C 以上氧化性试验; 研究结果表明, 当 1000 °C 氧化时, 其氧化增重随时间增加而增加, 30 s 后, 其氧化增重与时间则成线性关系; 1100 °C 氧化时, 氧化增重在 10~60 s 之间迅速增加, 而增重在 60~90 s 之间则明显减少; 1150 °C 氧化时, 增重从 30 s 后开始发生转折而逐渐下降。陈永楠等^[32]通过对 Ti14 合金进行燃烧实验研究了其阻燃性及阻燃机理; 研究表明, Ti14 合金与 TC4 合金相比, Ti14 合金发生燃烧的速度更低和时间更短, 起到了基本阻燃作用; 通过对燃烧产物分析, 明确 Cu 元素对其阻燃效果起到了主要作用, 具体为在燃烧过程中, Cu 元素发生富集并包裹 Ti 相而球化晶粒, 从而增加了氧扩散的距离, 进而隔离氧降低了钛与氧的接触; 此外 Cu 在燃烧过程中生成的 CuO 和 Cu₂O 氧化则会填充在相关孔隙中, 从而消耗氧气并提高其组织致密度, 进而起到阻燃效果。整体来说 Ti-V-Cr 系合金的阻燃应用效果要优于 Ti-Al-Cu 系合金。

3.2 防钛火涂层研究现状

相对于阻燃钛合金来说, 防钛火涂层可应用的温度范围更高, 钛合金基体上可重复制备涂层, 其制造应用成本更低, 所以应用最广泛的防钛火技术就是制备防钛火阻燃涂层。目前防钛火阻燃涂层的制备方法主要有电镀技术、激光熔覆技术以及各种热喷涂技术。

3.2.1 电镀技术制备阻燃涂层研究现状

电镀是指通过电解原理在基体表面沉积平整、结合牢固的金属、合金或复合材料的一种表面加工方法^[33]。

NASA 早在 20 世纪就开始在 Ti8Al-1Mo-1V 基体上开发了电镀 Pt-Cu-Ni 涂层试样, 并对其进行了燃烧实验, 发现电镀 Pt-Cu-Ni 涂层具有一定的阻燃效果^[34,35]。

相关学者也相继展开了电镀涂层研究, 赵立才^[36]在 TC4 钛合金表面采用电镀制备了 Ni-P 涂层和 Ni-P-MoS₂ 涂层, 并测试了镀层的结合强度和耐磨性能; 研究表明, 涂层与基体的结合较好, 并且高温热处理能使镀层与基体的结合强度显著提高, 2 种涂层耐磨性能均优于 TC4 钛合金基材。后来有学者对电镀涂层技术进行了相关改进, 刘浩等^[37]首先对 TC4 钛合金进行了表面活化处理, 随后电镀制备 Ni-cBN 复合镀层, 并对镀层

进行了高温摩擦磨损实验及磨削实验; 结果发现 Ni-cBN 复合镀层具有极强的抗磨削能力, 相同负载条件下摩擦力相对较小, 摩擦生热大大降低, 可有效避免摩擦热的富集, 从而有效地减少“钛火”事故的发生, 可以很好地起到对钛合金叶片尖端的防护作用。

上述研究表明, 电镀前钛合金基体表面的活化处理, 能提高复合镀层的结合强度。但电镀涂层目前可适用的服役温度不高, 此外电镀过程中要使用大量的酸、碱及易燃易爆等危险化学原料, 并产生大量对环境和人体有害的工业化学废料。所以, 电镀制备防钛火涂层并不是优先的选择。

3.2.2 激光熔覆技术制备阻燃涂层研究现状

激光熔覆是利用高能激光束辐照金属基体表面, 使金属基体表面薄层和其上的熔覆材料一起相互作用, 经过快速熔化、凝固形成具有硬度高、耐磨性好、抗腐蚀等特殊物理化学特性的涂覆层的工艺过程^[38,39]。

黄灿^[40]采用优化的激光熔覆工艺在 TC4 基体上制备了 TiCrAlSi-V 多主元合金涂层, 并对其进行了摩擦磨损、高温氧化实验以及激光烧蚀实验。摩擦磨损实验表明, 添加的 V 元素在摩擦高温下生成了 V₂O₅ 氧化物, 进而起到了润滑作用, 其涂层耐磨性为基体的 2 倍; 800 °C 高温氧化实验表明, TiCrAlSi-V 涂层的氧化增重比基体要小很多, 涂层具有较好的抗高温氧化性。最后, 通过比较激光烧蚀实验后 TC4 基体和 TiCrAlSi-V 涂层烧蚀坑的面积及深度可以得出, TiCrAlSi-V 多主元合金涂层起到了较好的阻燃效果。

徐江宁^[41]也采用激光熔覆技术在 TC4 合金表面制备了 Ni-42%Mo-28%Si 的复合涂层, 并对基体和涂层进行了高温氧化实验及摩擦磨损实验; 实验表明 Ni-42%Mo-28%Si 复合涂层在时长 100 h 的抗高温 (800 °C) 氧化性能约为 TC4 基体的 8 倍, 其室温及高温 (800 °C) 下的耐磨性约为基体的 2 倍和 21 倍。这对采用激光熔覆制备阻燃可磨耗涂层提供了理论参考。

通过上述研究表明, 采用激光熔覆制备的涂层在室温及 800 °C 高温下都具有良好的耐磨性和高温抗氧化性。这主要是因为激光熔覆制备的涂层与基体之间达到了冶金结合, 涂层与基体结合紧密, 涂层的孔隙及裂纹数量少。但针对涂层的阻燃性能来说, 目前应用最为成熟的 YSZ 隔热涂层并不能有效地被激光熔覆技术熔融, 所以采用激光熔覆技术制备阻燃涂层并不是十分高效的制备方式。

3.2.3 热喷涂技术制备阻燃涂层研究现状

(1) 等离子喷涂制备阻燃涂层

等离子喷涂是利用等离子喷枪产生的等离子火焰来加热熔化喷涂材料, 喷涂材料达到熔融或半熔融状

态情况下,经孔道高压压缩后和等离子气体(如氩气,氮气,氦气)一起呈高速等离子射流喷出,喷向材料的表面形成喷涂层^[42,43]。等离子喷涂对基体材料的影响较小,并且能在真空、低压及水下等多种环境下喷涂多种材料。

针对等离子喷涂制备的阻燃涂层所适用的温度许多学者也进行了相关研究。罗秋生^[44]在 TC4 钛合金基体上采用等离子喷涂制备了 $ZrO_2-8Y_2O_3$ 、NiCrAl、NiMoAl 及 CuAl 共 4 种阻燃涂层,并对其进行了 600 °C 抗氧化实验、激光点燃实验。实验结果表明, $ZrO_2-8Y_2O_3$ 涂层具有优异的阻燃性能,NiCrAl 涂层在 600 °C 下具有良好的抗氧化性,能明显提高 TC4 基体的抗氧化性能。

上述研究表明,YSZ($ZrO_2-8Y_2O_3$)涂层在 600 °C 下具有良好的阻燃隔热效果。后来汪瑞军等^[45]在 TA32 钛合金基体上也采用等离子喷涂方法制备了 TiZrNiCuBe+YSZ 阻燃复合功能涂层,并测试了其结合强度、隔热性能及其阻燃性能;一系列实验结果表明,在 550 °C 下,涂层具有较高的结合强度,平均结合强度达到 37.6 MPa,并且涂层具有良好的阻燃隔热性能,而在 800 °C 下涂层仍然具有显著的阻燃性能。

(2) 超音速火焰喷涂制备阻燃涂层

超音速火焰喷涂(HVOF)是通过高压将燃料和氧气进行喷射,在喷嘴外燃烧,高压气体将粉末颗粒从喷嘴的内轴向送进,然后燃烧的火焰由喷嘴外部空气罩中的压缩气体进行压缩并加速,最终熔融的粉末喷涂在了基材上,形成具有优良耐磨损和耐腐蚀性能的致密涂层^[43,46]。制备的涂层具有结合强度高,致密性好等特点。

阻燃涂层要具备良好的抗高温氧化能力,杨文瀑^[47]通过超音速火焰喷涂技术在 TC4 基体上制备了 TiAl₃-Al 涂层,并研究了 700 °C 下静态氧化状态下涂层的高温防护性能;研究表明,复合涂层在 700 °C 静态氧化 500 h 后涂层仍然完好,起到了较好的高温防护作用,提高了 TC4 钛合金基体的抗高温氧化能力。吴相彬^[48]研究了在镍基高温合金上采用超音速火焰喷涂及等离子喷涂制备 NiCoCrAlYTaNi 涂层的高温抗氧化能力;相关研究表明,超音速制备的涂层在 900、1000 及 1100 °C 下的平均氧化速率为 0.065 g/m²·h,达到了行业标准所规定的完全抗氧化级别,其涂层抗氧化能力高于等离子喷涂制备涂层。

而北京航材院在钛合金表面采用超音速火焰喷涂制备 100~150 μm 的铝涂层,并研究了其相关综合性能;研究表明,超音速火焰喷涂的铝涂层具备良好的导热性、可磨性和抗氧化性,可为航空发动机的钛合

金零部件起到有效的阻燃防护作用^[49]。

4 阻燃可磨耗涂层技术研究

各航空部件在实际应用中往往都会涉及到组件之间的配合,然而有的涂层结构并没有考虑到表层的可磨耗涂层设计。例如压气机机匣内壁和叶片之间这种有配合间隙的部件,除了考虑到阻燃层的设计,还应该考虑表层可磨耗涂层的设计,此类防护涂层同时兼备阻燃与可磨耗功能。

采用热喷涂技术在机匣表面形成可磨耗涂层作为牺牲性涂层。当发动机工作时,与叶片的尖部形成一对摩擦副,尖部的硬质涂层将封严涂层刮掉后,在涂层上形成凹槽,既保护了叶片,同时也在机匣与叶片之间形成了最小气流间距,并获得了最大的压力差^[50]。

可磨耗封严涂层主要由基相、软相以及细微孔洞这 3 部分构成。其中,基相起到增加涂层强度及耐高温氧化的作用;非金属软相主要为涂层提供一定的润滑减磨作用;同时存在的微小孔洞能够有效缓解涂层应力的集中,适当减低涂层的硬度,进而进一步提高其可磨耗性。

4.1 阻燃可磨耗涂层研究现状

阻燃可磨耗涂层属于复合涂层,中间层或底层往往主要承担阻燃作用,而表面层就作为可磨耗层。为了探究该复合涂层的阻燃机理,弭光宝^[51]在 TC11 钛合金基体上热喷涂了 YSZ+NiCrAl-B.e 复合涂层,采用摩擦氧浓度点燃方法研究了复合涂层对 TC11 钛合金抗点燃性能的影响,并进行了摩擦磨损分析和非稳态热传导计算;研究表明:YSZ+NiCrAl-B.e 复合涂层显著提高了钛合金的抗点燃性能及耐磨性,其临界着火氧浓度约为钛合金基体的 2.3 倍;在摩擦点燃过程中,NiCrAl-B.e 层对提高钛合金抗点燃性能的影响不明显,它主要起到耐磨作用,而 YSZ 层能大幅度降低钛合金基体的温度,阻隔了热量的快速传输,从而起到延迟点燃钛合金的作用,故该体系涂层中 YSZ 层是阻燃层,而热量阻隔是主要的阻燃机理。

由于 YSZ 属于陶瓷涂层,其相关热物性与钛合金基体存在巨大差异,所以为了进一步提高阻燃可磨耗涂层的服役效果,各研究学者又在基体上设计了一层粘结底层作为基体与陶瓷层的过渡层,并承担着该复合涂层中抗氧化作用。罗秋生^[44]采用热喷涂法在 TC4 上制备了粘结层底层为 NiCrAl,阻燃中间层为 ZrO_2 ,磨耗表层分别为 NiCrAl/B.e, CuAl/BN, 20B(NiCu/BN), CM55(NiCuAl/BN) 的 3 层复合结构的阻燃可磨耗涂层,并对其进行了结合强度及硬度测试、摩擦磨损实验、气流冲蚀实验、热震实验以及激光点燃实验,

实验结果如表 2 所示。研究表明，NiCrAl+ZrO₂+NiCrAl/B.e 复合涂层具有良好的综合性能。

为了进一步探讨复合涂层对燃烧行为的影响机理，欧阳佩旋等^[52]通过热喷涂在 TC11 钛合金上制备了 NiCrAl/YSZ/NiCrAl-B.e 的 3 层复合涂层，对其进行了摩擦氧浓度点燃实验，并对其燃烧产物进行分析。结果表明：钛合金基体中心孔处为着火源，其微观组织从中心孔沿轴径方向向外呈分区演变；当涂层燃烧程度较小时，YSZ 中间层对钛合金燃烧行为的影响较小，而当剧烈燃烧时，YSZ 中间层通过分解产生 O 和 Zr，进而加速了其与基体中 Ti 元素的快速反应，生成的 ZrTiO₄ 的阻氧能力要比 TiO₂ 差，进而大大促进了钛合金的扩展燃烧。

4.2 阻燃可磨耗涂层的评价技术研究现状

4.2.1 阻燃性评价

钛合金基体和阻燃可磨耗涂层的阻燃性评价主要通过模拟部件在温度-压力-流速等工况条件下，对其进行燃烧实验。

美国和俄罗斯早期分别研制出不同的钛合金燃烧试验平台。美国利用激光试验平台共测试了 54 种钛合金的燃烧条件和燃烧行为，根据其燃烧的难易程度将其分为易燃、较难燃烧、难自持燃烧、很难燃烧和不燃烧等 5 个级别，这为今后的钛合金安全性应用及涂层阻燃性研究提供了技术标准。例如根据钛合金部件所应用的环境情况，可分别选用这 5 类不同燃烧特性的钛合金。

20 世纪 90 年代末中国西北有色金属研究院的赵永庆等^[53]自主发明了一种能定性评价阻燃性能的方法——直流电弧激发燃烧法，简称 DCSB 法。DCSB 是以试验样品一端为阳极，石墨为阴极，使直流电流通过样品而被激发点燃，控制点燃时间，测量燃烧实验前后样品的重量和长度，最后通过相关计算可简单快捷地得出钛合金的燃烧速度^[53]。DCSB 能自动控制相关点燃参数，并且能直观定量地分析不同合金的燃烧难易程度。随后，赵永庆等^[54]成功运用 DCSB 方法研究了合金元素 Cr 对 Alloy C 和 Ti40 合金燃烧行为

的影响，得出 15% 的 Cr 能有效延缓氧向基体的扩散从而提高其耐燃性。朱康英等^[55]也利用 DCSB 方法测试了 TC4、Ti40 及 Alloy C 合金在 3 种气氛条件下的相对质量燃烧速度。研究表明，TC4 合金，Ti40 及 Alloy C 合金均具有良好的阻燃性能。通过上述各项相关研究表明，直流电弧激发燃烧法（DCSB）能有效用来评价钛合金的相关阻燃性能，同时说明此方法也能作为阻燃涂层的阻燃性评价，且为后续中国自主研发相关阻燃性评价方法奠定了良好的基础。

中国随后自主研制了一套能模拟发动机工况的物理模拟试验平台，如图 3 所示。该平台可在控制温度、压力、流速等环境下模拟钛合金燃烧的全过程，模拟“钛火”的发生，从而为钛合金燃烧机理和燃烧特性研究提供了包括相关影像在内的试验数据^[44]。

该平台工作原理是将压缩空气经调温、调压后流经试验平台工作舱。该舱模拟压气机温度-压力-流速环境。静子件通过给进系统推进，钛合金静子模拟件与高速旋转的转子模拟件摩擦生热，引发钛合金模拟件起火燃烧。埋在静止模拟件上的温度传感器记录摩擦-燃烧过程的温度变化，摄像系统拍摄燃烧过程，数据采集和处理系统监控燃烧平台工作腔的温度-压力-流速的变化情况。该平台可模拟在发动机温度、压力、流速环境下，转子叶片与机匣、静子叶片与鼓筒、转/静子叶片间碰磨^[44]。

针对涂层的阻燃性评价主要是通过摩擦氧浓度点燃实验进行。弭光宝等^[51]采用摩擦氧浓度点燃实验方法对涂覆 YSZ+NiCrAl-B.e 复合涂层的 TC11 钛合金进行抗点燃性能测试；在摩擦氧浓度点燃实验中，转子与静子试样通过高速旋转摩擦产生大量热量，促使静子试样发生点燃。该预混气体中的氧浓度值即为钛合金的临界着火氧浓度。可以通过临界着火氧浓度对钛合金表面阻燃涂层的抗点燃性能进行定量描述。

中国农业机械化研究院根据压气机二次燃烧原理研制出钛火液滴法试验平台，研制的钛火液滴法试验平台可检测室温至 800 °C 下阻燃涂层阻燃有效性^[56,57]。

表 2 阻燃+封严复合涂层性能的研究成果

Table 2 Research results of performance of flame retardant + sealing composite coating^[44]

Property	CM-55	20B	CuAl/BN	NiCrAl/B.e
Combined strength and hardness	All meet the requirements			
Friction and wear property	Poor	Good	Good	Good
Resistance to airflow scour	Good	Medium	Medium	Good
Flame resistance	Medium	Medium	Poor	Good



图 3 钛合金燃烧模拟试验平台

Fig.3 Combustion simulation test platform for titanium alloy^[44]

4.2.2 可磨耗评价

可磨耗性指的是在发动机工作, 叶片高速运转时被叶片尖刮削磨耗的能力。对于可磨耗涂层来说, 可磨耗性的好坏关系着整体性能的优良, 是评价封严涂层的重要指标; 早先的评价方法主要集中在单一的力学性能: 结合强度、内聚力、硬度等指标^[58]。理论上涂层结合强度越低, 内聚力越弱, 硬度越小, 则其可磨耗性也就越好。但在实际工况中, 由于其所处环境十分复杂, 涂层会受气流和其他微粒的冲蚀作用, 所以涂层还需保持一定的硬度, 因此早期的力学性能指标并不足以评价封严涂层的可磨耗性能。过去的评价方法主要有^[59]:

(1) 划痕法。在一定载荷作用下, 使用划针刮划涂层, 用刮划下来的涂层质量表征可磨耗性能^[60];

(2) 划痕硬度法。用压头对封严涂层表面形成压痕, 根据压痕的宽度和硬度来确定可磨耗性能;

上述 2 种方法由于不能有效地模拟工况, 已经在实践中被抛弃;

(3) 车削法。在棒材上制备好可磨耗涂层, 然后利用硬质合金刀对其以 0.6 mm/次的深度进行切削。可磨耗性能用切削单位深度用的次数来评价;

(4) 冲击刮削法。利用冲击刮削试验机来测定可磨耗性能, 消耗能耗越小, 说明可磨耗性能越好;

(5) 滑动磨损法。用磨损试验机测定, 设定不同的磨损参数, 用磨损量来表征, 并且对磨损形貌进行分析。现在常用的几种评价手段如下:

(1) 采用可磨耗模拟试验机来模拟叶片刮划。美国 NASA Lewis 研究中心利用此模拟试验台架, 综合各测量值(力、温度、磨损量等)和金相分析结果对封严涂层可磨耗性进行定性评价。将可磨耗性定义为体积磨损量的比值^[61,62], 即:

$$N = \frac{\Delta V_b}{\Delta V_s} \quad (1)$$

其中, ΔV_b 是叶片叶尖磨损体积, ΔV_s 是封严涂层试样磨损体积, N 值越接近于零, 涂层可磨耗性就越好。

(2) 美国 Sulzer 和 Metco 公司研制出一种更好地用来模拟叶片与封严涂层实际摩擦工况的实验设备。其工作原理与磨耗试验机类似, 给进速率由外加载荷控制, 设备采用丙烷-氧气喷灯环加热, 旋转叶尖与封严涂层刮擦形成环形刮痕, 涂层的可磨耗性定义为涂层与叶片磨损量的比值^[61,63], 即:

$$N = \frac{H_s}{H_b} \quad (2)$$

其中, H_s 为涂层磨痕深度, H_b 为叶片磨痕高度, N 值越大, 表明涂层的可磨耗性越好。

(3) 可磨耗封严涂层磨损工况也可以采用有限元数值模拟进行分析。Legrand 等对叶片与机匣上的封严涂层的刮划过程采用仿真模拟的方法研究分析了叶片转速等因素对在工况中涂层的影响; Batailly 等对叶片进行三维有限元建模, 分析封严涂层可磨耗性能, 并分析了涂层结合强度、硬度等性能对径向间隙的影响^[58]。

(4) 中国也对涂层可磨耗性进行了相关研究。中南工业大学的易茂中等^[64]成功研制出一种新型的电子冲击刮削试验机, 用以模拟封严涂层实际的工况, 原理是测量封严涂层损失的单位体积需要的刮削功来衡量其可磨耗性能。毛国伟^[65]则利用带微给进补偿的超高速高温可磨耗试验机, 对 Metco320 和 AlSi-BN 2 种典型封严涂层进行可磨耗性试验, 并给出室温和 450 °C 下, 涂层可磨耗性的量化评定方法; 用室温下摩擦能耗的数值来表征涂层的致密化趋势和致密化程度, 摩擦能耗代表摩擦产生的热量; 450 °C 高温下, 进行涂层的可磨耗性试验, 通过对试验数据的分析, 进行数据拟合, 通过拟合参数和拟合曲线的比较, 评定涂层可磨耗性的优劣, 并利用涂层表面形貌变化进行验证分析。

4.2.3 阻燃机理

阻燃可磨耗复合中 YSZ 体系通常作为阻燃层, 起到阻燃的作用, 以下重点讨论 YSZ 的阻燃机理:

(1) 优良的材料性能^[66,67]: 添加 Y_2O_3 后的 YSZ 涂层在高温下, 单斜相发生体积收缩相变, 而四方相则随温度升高而发生体积膨胀相变, 膨胀与收缩相互抵消, 低于 1000 °C 下不会发生相变, 从而使部分稳定的晶体结构比完全稳定的晶体结构具有更低的平均热膨胀系数, 因而具有更好的抗热冲击性能; Y^{3+} 的掺杂, 会引入大量的氧缺陷, 形成声子散射体, 从而降低热导率, 致密的 YSZ 在 1000 °C 的热导率约为 2.3 W (m K)^{-1} , 具有很好隔热效果。另外, YSZ 还具有十分高的熔点, 约为 2700 °C, 适合高温环境。这些优良的材料性能使得 YSZ 成为理想的阻燃涂层。

(2) 热量阻隔^[51]: 采用摩擦氧浓度方法研究 YSZ+NiCrAl-B.e 复合涂层对 TC11 钛合金抗点燃性能的影响。在摩擦氧浓度点燃过程中, NiCrAl-B.e 层对提高钛合金抗点燃性能的影响并不明显; 而起主要作用的是 YSZ 层, 在这个意义上, 该体系涂层中 YSZ 层是阻燃层。热量阻隔就是主要的阻燃机理。

(3) 铁弹性增韧机理^[68]: YSZ 涂层具有高的断裂韧性, 主要归功于铁弹性增韧机理。此增韧方式与相变增韧不同, 是可逆的, 可在高温条件下实现增韧的作用。高的断裂韧性可以有效地抵抗热应力, 防止涂

层过早开裂剥落。

4.2.4 可磨耗机理

可磨耗涂层的可磨耗主要机理与其涂层成分结构有关,可磨耗封严涂层主要有基相、软相,还有一些孔洞组成,其可磨耗机理如下:

(1) 基相: 基相为整体涂层提供一定的强度,提高涂层与基体的结合强度,使涂层起到耐气流或微粒的冲蚀以及耐高温氧化的作用,进而起到可磨耗作用^[58];

(2) 软相: 作为可磨耗涂层,涂层的硬度不能太高,而软相主要为涂层提供一定的润滑作用,适当的降低涂层的硬度,并降低涂层的摩擦系数从而保障涂层的可磨耗性能,提高其可磨耗性^[69];此外软相还能适当减轻裂纹的进一步扩展,延长涂层寿命。

(3) 孔洞^[58,70]: 与耐磨涂层不同的是,可磨耗涂层不要求耐磨,反而要降低涂层的耐磨程度,提供可磨耗性能;同时,可磨耗涂层既要有一定的硬度来抵御外界的冲蚀磨损,又需要涂层组织存在一定的孔隙来保证涂层硬度适中,拥有良好的可磨耗性能。微小孔洞还可以降低热导率,降低涂层内部应力集中,防止裂纹扩展。此外,孔洞还能缓解热膨胀系数差异导致的热失配,同时使得叶片刮划下来的产物颗粒较小,降低整体的机械完整性以免涂层失效过快,从而延长使用寿命。

5 结 语

钛合金因其优良性能被广泛应用于航空航天领域,尤其是航空发动机压气机组件。然而,钛合金在服役过程中面临着十分严峻的“钛火”问题。“钛火”发生的主要原因是由于服役过程中钛合金部件所承受的剧烈冲击和高能摩擦。针对“钛火”,目前主要采用阻燃钛合金和阻燃涂层这2种技术预防“钛火”的发生。

目前,开发的阻燃钛合金主要是 Ti-V-Cr 系和 Ti-Cu-Al 系 2 类钛合金。在 400~800 °C 温度区间内,这 2 类阻燃钛合金都有所应用,且都取得了较好的阻燃效果。但阻燃钛合金的应用成本较高,在更高温度区间内,可应用的阻燃钛合金种类较少,阻燃钛合金一经遭遇“钛火”,钛合金则失去了使用价值,所以阻燃钛合金并不是最佳性价比的防钛火选择。

阻燃涂层是目前应用最为广泛的防“钛火”技术,阻燃涂层适用温度范围更高,且可重复制备,节约成本。阻燃涂层主要有采用电镀、激光熔覆、等离子喷涂及超音速火焰喷涂技术制造的阻燃涂层。而各航空部件在实际应用中往往都会涉及到组件之间的配合,阻燃可磨耗涂层在一定程度上能很好地起到防“钛火”作用。可磨耗涂层起减磨作用,减少摩擦生热,而阻

燃涂层则能进一步隔绝热量传递,且复合涂层对基体的力学性能影响不大。同时,阻燃可磨耗涂层具有相关的评价标准以及相关机理。

针对 600~750 °C 应用的钛合金防“钛火”,未来的研究趋势与发展方向如下:

(1) 针对高温区间钛火防护,单一的阻燃涂层设计并不能起到有效的作用,应采用具有多层结构的阻燃可磨耗涂层,其复合涂层可考虑粘结底层+阻燃中间层+可磨耗表层的结构设计。可磨耗表层作为“第一防线”,主要是减少各钛部件之间的刮擦,减少摩擦热的聚集,六方氮化硼作为添加软相具有优良的减磨效果;阻燃中间层主要起到阻燃隔热,进一步隔绝经表层传递的热量,而应用最成熟的材料为 YSZ 陶瓷涂层;粘结层主要起到过渡作用以及抗氧化作用,可有效缓解基体与中间陶瓷层之间热物性不匹配问题。具有多层结构的阻燃可磨耗复合涂层应该是未来防“钛火”涂层的主要设计思路。

(2) 要想更加有效地避免“钛火”发生,应该考虑阻燃钛合金加防“钛火”涂层的综合设计,阻燃钛合金能从根本上起到一定的防护,而防“钛火”涂层更是为安全用钛提供了有力保障。阻燃钛合金+阻燃可磨耗涂层的结构设计对“钛火”起到了“治标又治本”的作用。

参考文献 References

- [1] Huang Xiaoyan(黄晓艳), Liu Bo(刘波), Li Xue(李雪). *Light Metals*(轻金属)[J], 2005(9): 51
- [2] Xue Song(薛松). *Thesis for Doctorate*(博士论文)[D]. Chongqing: Chongqing University, 2011
- [3] Mao Xiaonan(毛小南), Zhao Yongqing(赵永庆), Yang Guanjun(杨冠军). *Rare Metals Letters*(稀有金属快报)[J], 2007(5): 1
- [4] Li Chonghe(李重河), Zhu Ming(朱明), Wang Ning(王宁) et al. *Rare Metals*(稀有金属)[J], 2009, 33(1): 84
- [5] Lütjering G, Williams J C. *Titanium (Engineering Materials and Processes)*[M]. Manchester: Springer, 2003: 251
- [6] Hou Guanqun(侯冠群), Shang Bosheng(尚波生). *International Aviation*(国际航空)[J], 2002(12): 45
- [7] Tang C W, Vanslyke S A. *Applied Physics Letters*[J], 1987, 51(12): 913
- [8] Wu Huan(吴欢), Zhao Yongqing(赵永庆), Ge Peng(葛鹏). *Material Review*(材料导报)[J], 2011, 25(7): 101
- [9] Zhao Bing, Li Zhiqiang, Hou Hongliang et al. *Rare Metal Materials and Engineering*[J], 2010, 39(6): 963
- [10] Ding Liming(丁立铭). *International Aviation*(国际航空)[J], 2002(1): 53

- [11] Liang Chunhua(梁春华). *International Aviation*(国际航空)[J], 2005(2): 60
- [12] Chen Zhenzhong(陈振中), Jin Yezhuang(金业壮), Chen Liqing(陈礼清). *Aero Engines*(航空发动机)[J], 2006, 32(4): 40
- [13] Hooker J A, Doorbar P J. *Materials Science and Technology*[J], 2000, 16(7): 725
- [14] Liu Fei(刘飞). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014
- [15] Strobridge T R, Moulder J C, Clark A F. *Titanium Combustion in Turbine Engines* NBSIR 79-161[R]. Springfield: National Technical Information Service, 1979: 79
- [16] Wang Weiwei(王巍巍), Chen Yujie(陈玉洁), Gao Haihong(高海红). *Gas Turbine Test and Research*(燃气涡轮试验与研究)[J], 2013, 26(5): 55
- [17] Mi Guangbao(弭光宝), Huang Xu(黄旭), Cao Jingxia(曹京霞) et al. *Journal of Aeronautical Materials*(航空材料学报)[J], 2016, 36(3): 20
- [18] Filonenko A K. *Combustion Explosion & Shock Waves*[J], 1991, 27(6): 685
- [19] Gunaji M V, Sircar S, Beeson H D. *ASTM Special Technical*[J], 1995, 81: 1267
- [20] Huang Mingyue(黄明月). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Xi'an: Xi'an University of Architecture and Technology, 2013
- [21] Molodetsky I E, Vicenzi E P, Dreizin E L et al. *Combustion & Flame*[J], 1998, 112(4): 522
- [22] Luo Qiusheng(罗秋生), Li Shifeng(李世峰), Pei Kuaiping(裴会平). *Journal of Aerospace Power*(航空动力学报)[J], 2012, 27(12): 2763
- [23] Zhao Yongqing(赵永庆), Zhao Xiangmiao(赵香苗). *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 1996, 25(5): 1
- [24] Zhao Yongqing(赵永庆), Zhao Xiangmiao(赵香苗), Zhu Kangying(朱康英). *Chinese Patent*(中国专利), 97112303.9[P], 1997
- [25] Zhao Yongqing, Qu Henglei, Zhu Kangying et al. *Materials Science and Engineering A*[J], 2001, 316(1): 211
- [26] Li Xusheng(李旭升), Mao Xiaonan(毛小南), Xin Shewei(辛社伟) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2017, 46(8): 2313
- [27] Lai Yungjin(赖运金). *Thesis for Doctorate*(博士论文)[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016
- [28] Lai Yungjin(赖运金), Zhang Pingxiang(张平祥), Xin Shewei(辛社伟) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2015, 44(8): 2067
- [29] Zhao Yongqing(赵永庆), Zhao Xiangmiao(赵香苗), Zhu Kangying(朱康英). *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 1998, 27(6): 360
- [30] Zhao Yongqing(赵永庆), Zhao Xiangmiao(赵香苗), Zhu Kangying(朱康英). *Chinese Patent*(中国专利), 97112302.0[P], 1997
- [31] Zhao Y Q, Wu W L, Ma X D et al. *Materials Science and Engineering A*[J], 2004, 373(1): 315
- [32] Chen Yongnan(陈永楠), Yang Wenqing(杨雯清), Yang Zehui(杨泽慧) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2019, 48(11): 3608
- [33] Tang Xuqing(唐徐情). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Changchun: Jilin University, 2016
- [34] Luo Gengxin(骆更新), Chen Zhulin(陈珠琳), Chen Tao(陈韬). *Aerospace Manufacturing Engineering*(航空制造工程)[J], 1994(2): 20
- [35] Manty Brian A, Anderson Vernon G. *America Patent*, US11813280A[P], 1981
- [36] Zhao Licai(赵立才). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2012
- [37] Liu Hao(刘浩), Chen Guangchao(陈广超), Du Lingzhong(杜令忠) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2018, 47(2): 647
- [38] Zang Chuncheng, Wang Yanzhong, Zhang Yidu. *Advanced Materials Research*[J], 2014, 1028: 90
- [39] Lv Weixin(吕伟鑫), Sun Ronglu(孙荣禄). *Heat Treatment of Metals*(金属热处理)[J], 2006(5): 24
- [40] Huang Can(黄灿). *Thesis for Doctorate*(博士论文)[D]. Beijing: Beijing General Research Institute for Nonferrous Metals, 2012
- [41] Xu Jiangning(徐江宁). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Suzhou: Suzhou University, 2018
- [42] Basha G M T, Srikanth A, Venkateshwarlu B. *Materials Today: Proceedings*[J], 2020, 22(4): 1554
- [43] Li Jun(李君). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Changchun: Jilin University, 2015
- [44] Luo Qiusheng(罗秋生). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2010
- [45] Wang Ruijun(汪瑞军), Ma Xiaobin(马小斌), Bao Manyu(鲍曼雨). *Journal of Xiangtan University, Natural Science Edition*(湘潭大学学报, 自然科学版)[J], 2019, 41(6): 27
- [46] Najib A Z P, Kamdi Z, Patar M A A et al. *Materials Today: Proceedings*[J], 2020, 29(1): 100
- [47] Yang Wenpu(杨文瀑). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Guangdong: Guangdong University of Technology, 2016
- [48] Wu Xiangbin(吴相彬). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Guangzhou: South China University of Technology,

- 2014
- [49] Beijing Institute of Aeronautical Materials, Aviation Industry Corporation of China(中国航空工业集团公司北京航空材料研究院). *Chinese Patent*(中国专利), CN201110419195.X[P], 2012
- [50] Legrand M, Batailly A, Pierre C. *Journal of Computational & Nonlinear Dynamics*[J], 2012, 7(1): 11 010
- [51] Mi Guangbao(弭光宝), Ouyang Peixuan(欧阳佩旋), Li Peijie(李培杰) *et al. Journal of Aeronautical Materials*(航空材料学报)[J], 2019, 39(5): 94
- [52] Ouyang Peixuan(欧阳佩旋), Mi Guangbao(弭光宝), Li Peijie(李培杰) *et al. Journal of Materials Engineering*(材料工程)[J], 2019, 47(5): 43
- [53] Zhao Yongqing(赵永庆), Zhou Lian(周廉), Wang Xiao(王笑) *et al. Chinese Patent*(中国专利), CN1195771[P], 1998
- [54] Zhao Yongqing, Zhou Lian, Deng Ju. *Journal of Alloys and Compounds*[J], 1999, 284(1): 190
- [55] Zhu Kangying(朱康英), Zhao Yongqing(赵永庆). *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2002, 31(1): 17
- [56] Bao Manyu(鲍曼雨), Wang Yiqi(王亦奇), Xu Zhaopeng(徐召朋) *et al. New Technology & New Process*(新技术新工艺)[J], 2020(7): 60
- [57] Qin Min(秦敏), Gu Yang(顾扬), Zhang Liang(张良) *et al. Gas Turbine Test and Research*(燃气涡轮试验与研究)[J], 2012, 25(3): 44
- [58] Gong Zijian(宫紫剑). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016
- [59] Zhang Deming(章德铭), Ren Xianjing(任先京), Teng Baiqiu(腾佰秋) *et al. Thermal Spraying Technology*(热喷涂技术)[J], 2009, 1(2): 19
- [60] Ma X, Matthews A. *Surface and Coatings Technology*[J], 2007, 202(4): 1214
- [61] Liu Suwei(刘夙伟), Li Shu(李曙), Liu Yang(刘阳). *China Surface Engineering*(中国表面工程)[J], 2009, 22(1): 12
- [62] Bill Robert C, Ludwig Lawrence P. *Wear*[J], 1980, 59(1): 165
- [63] Novinski E, Harrington J, Klein J. *Thin Solid Films*[J], 1982, 95(3): 255
- [64] Yi Maozhong(易茂中), Zhang Xianlong(张先龙), Hu Naisai(胡奈赛) *et al. Chinese Journal of Aeronautics*(航空学报)[J], 1999(3): 58
- [65] Mao Guowei(毛国伟). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Tianjin: Hebei University of Technology, 2014
- [66] Huang Wei(黄伟). *Dissertation for Master*(硕士论文)[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2011
- [67] Hasselman D P H, Johnson L F, Bentsen L D *et al. American Ceramic Society Bulletin*[J], 1987, 66(5): 799
- [68] Wang Jinshuang(王进双). *Thesis for Doctorate*(博士论文)[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2018
- [69] Novinski E R. *SAE Transactions*[J], 1989, 98(1): 60
- [70] Mandard R, Witz J F, Boidin X *et al. Tribology International*[J], 2015, 82: 504

Research Progress of Anti-Titanium Flame Retardant Abrasion Resistance Coating for Aero-Engine Titanium Alloy Compressor Assembly

Tian Haoliang¹, Xiong Shengjian², Jin Guo², Wang Yujiang³, Wei Shicheng³, Wang Changliang¹, Guo Mengqiu¹, Du Xiuxin¹, Wang Tianying¹, Zhang Ang¹, Xiao Chenbing¹

(1. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Corrosion and Protection for Aviation Material, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

(2. Institute of Surface Science and Technology, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

(3. Key Laboratory of Remanufacturing Technology for National Defense Science and Technology, Army Armored Forces College, Beijing 100072, China)

Abstract: This paper described the application advantages of titanium alloy in aviation engine and the problems of “titanium fire”, and introduced the solutions to “titanium fire”, such as flame retardant titanium alloy, flame retardant coating and flame retardant abrasion coating. The research status of flame-retardant and wearability coatings, including the evaluation criteria of their flame-retardant and wearability, and the mechanism research of flame-retardant and wearability coatings were emphatically introduced. Finally, the research trend and development direction of flame-retardant and wearability coatings for titanium alloys in the range of 600~750 °C in the future were pointed out.

Key words: titanium fire; flame retardant titanium alloy; flame retardant coating; flame retardant abrasion resistant coating

Corresponding author: Tian Haoliang, Ph. D., Senior Engineer, Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Corrosion and Protection for Aviation Material, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, P. R. China, Tel: 0086-10-62496449, E-mail: haoliangtian@163.com