

航空发动机热端部件 隔热陶瓷涂层应用研究

北京航空航天大学 杨晓光** 耿 瑞 熊昌炳

【摘要】 针对涡轮导向器叶片和转子叶片隔热陶瓷涂层的结构体系及喷涂工艺技术发展, 等离子和电子束物理气相沉积(EB- PVD)涂层优缺点, 涂层失效机理、涂层界面强度特性分析及寿命分析方法进行了阐述。并针对国内隔热涂层研究的现状及所做的初步研究工作, 对我国隔热陶瓷涂层的发展提出了看法。

主题词: 隔热层 陶瓷 航空发动机

分类号: V 254. 2

1 前 言

隔热涂层又称热障涂层(Thermal Barrier Coating—TBC), 实际上就是将一种导热性很差的陶瓷材料通过特殊的工艺喷涂到涡轮部件(导向器、叶片)表面, 厚度一般不超过 0. 5 mm, 虽然很薄但取得的效果还是非常显著的, 如文献[1]曾介绍: 叶片涂上厚度为 0. 25 mm 的陶瓷隔热涂层, 根据不同的工作环境及热流情况计算, 最大可获得高达 167 °C (300F) 的温降, 这相当于过去 20 多年里采用改进合金材料方法获得收效的总和。

2 TBC 结构体系及喷涂工艺

2. 1 涂层体系与工艺

以美国为主, 从目前发动机的应用来看, 用于涡轮叶片的 TBC 系统基本组成结构已经明

表 1 P&W 公司用在涡轮部件上的两种典型热障涂层

	陶 瓷 层	粘 结 层	基 体
PWA 264 第一代 TBC	7% Y_2O_3 - ZrO_2 常规等离子喷涂 厚度: 0. 254±0. 0508 mm	NiCoCrAlY 真空等离子喷涂 厚度: 0. 127±0. 0254 mm 原料牌号: PWA 1376	PWA 1455
PWA 266 第二代 TBC	7% Y_2O_3 - ZrO_2 EB- PVD 常规等离子喷涂 厚度: 0. 127—0. 381 mm	NiCoCrAlY 真空等离子喷涂 厚度: 0. 127±0. 0254 mm 原料牌号: PWA 1386	PWA 1480 (单晶)

确,不断改进的都是其具体的喷涂方法及涂层材料中的微量元素,因此根据喷涂方法的不同可简单的将 TBC 分成两种: (1) 等离子涂层(Plasma Spray Coating: 包括常规和真空两种喷涂方法); (2) 电子束-物理气相沉积(EB-PVD) 涂层。表 1 介绍了美国 P&W 公司用在涡轮部件上的两种典型 TBC^[3,4]。

从表 1 中可看到: 发动机涡轮部件的隔热涂层是二元涂层系统,由粘结层和陶瓷层两部分组成,其中: 粘结层(bond coating)采用常规或真空等离子喷涂方法,材料为 MCrAlY(M 为 Ni 或 NiCo),它使基体和陶瓷层能很好的粘结到一起,同时又对基体起到防腐蚀、防氧化的作用。采用真空等离子喷涂的粘结层抗氧化性能好; 陶瓷隔热层(top coating)材料为 (6% - 8%) wtY₂O₃-ZrO₂,采用常规等离子喷涂或 EB-PVD 喷涂方法。它是 TBC 的主体,对基体主要起到热防护的作用。

2.2 等离子涂层和 EB-PVD 涂层的特点

等离子法 TBC。可以看作是第一代 TBC,等离子喷涂历史悠久,早期的 TBC 多采用此种方法,该方法是将喷粉通过喷枪射出的等离子流直接喷射到零件表面。缺点: (1) 由于射流速度快、直径相对较粗,喷涂形状复杂的零件比较困难,而且厚度也不易保证均匀; (2) 喷后零件涂层表面较粗糙,这对表面要求比较光滑的叶片来说就需要作二次加工,以保证光洁度要求; (3) 受陶瓷层内部气孔和微裂纹的影响,该种涂层的应变容限及寿命都不是很高,所以早期都是使用在涡轮静止部件如导向器上。优点: 喷涂的速度快,效率高,而且零件的尺寸可以很大。

EB-PVD 法 TBC。第二代 TBC,它是将零件放在一真空容器中,电子枪产生高能电子束将涂料熔化蒸发之后,涂料以原子、分子的形态覆盖到零件表面。缺点: (1) 涂料中各组成元素的蒸发压力有区别,因此涂料成分越复杂(如粘结层 MCrAlY),工艺也就越复杂; (2) 喷涂速度慢,效率低,成本较高。优点: (1) 相对第一代 TBC 其好处是明显的。EB-PVD 涂层是由许多柱状晶体排列而成,柱状晶体之间相互靠在一起但彼此分离,每个晶体牢牢地粘到底层(粘结层)上,这种结构使其应变容限大大提高,有关对比实验表明其寿命是等离子涂层的 8 倍。 (2) 喷涂的表面光洁度高,耐磨性好,而且可以喷涂形状复杂的零件。

美国 P&W 公司在 JT9D 一级涡轮叶片上分别使用上面两种 TBC 所作的飞行实验表明: 等离子涂层经 1500 飞行小时就已破坏,而 EB-PVD 涂层工作 5000 飞行小时后仍处于良好状态,由此进一步证实了 EB-PVD 的优越性^[1]。

3 隔热涂层的疲劳强度理论研究进展

3.1 涂层的失效机理

对于等离子涂层的失效机理,已有的研究表明: 涂层系统主要由于陶瓷层和粘结层之间热膨胀不一致产生的应力导致失效。而这些应力又受到诸如涂层氧化或烧结等时间温度过程的影响,在陶瓷层中使裂纹扩展和最终剥落的应力状态是在涂层平面内(轴向、切向)的双轴向压缩和径向拉伸状态,并且这些应力由于陶瓷层/粘结层界面不规则的形状会变得更加复杂。另外等离子喷涂的隔热涂层的特性也与一般常规陶瓷的特性大不相同,这种初步认为是由片状晶结构所产生的特性包括: (1) 很低的传热和很高的压缩应变容限; (2) 较高的涂层平面内拉伸应变容限(这是因为平面拉伸载荷导致陶瓷中产生的裂纹是垂直于涂层平面的径向分段裂纹,这种裂纹对附着强度没有多大影响); (3) 等离子喷涂的 Zr-Yt 涂层具有类似蠕变、疲劳的特性(前者可能是片状晶的结果,后者可能是慢速裂纹增长的结果)。

毫无疑问,中间的粘结层可以提高陶瓷层与基体的结合力并且保护基体不发生氧化,进一

步研究表明粘结层的厚度对涂层寿命是有影响的(对于给定的寿命一般会有一个最小粘结层厚度);此外,涂层的寿命会随着粘结层蠕变强度的提高而提高;陶瓷层与粘结层之间主要不是靠化学作用而是靠粗糙界面的机械作用连接在一起。界面的粗糙不平主要是由于喷粉的粒度及等离子喷涂工艺过程本身造成的,一方面这使得粘结层与陶瓷层之间能够机械地粘结在一起,另一方面也引起了界面附近的应力集中,而且粗糙不平的粘结层表面更容易产生氧化,所以粘结层表面的特性是影响涂层寿命的一个主要因素。

3.2 涂层的界面力学特性分析研究

对涂层界面进行力学特性分析有助于了解涂层的失效原因,建立带涂层叶片的强度设计和疲劳寿命分析方法,也有助于涂层结构体系的设计。因为涂层失效剥落是由于陶瓷层内在界面波峰附近产生裂纹的结果,为了对隔热涂层的寿命作出预测以及更好地改进其制造工艺过程,就非常有必要研究陶瓷层内的应力值与粘结层的几何形状(如粘结层厚度、界面粗糙度)及涂层系统各部分材料(基体、粘结层、陶瓷层)有关参数(如热膨胀系数、弹性模量、屈服强度、蠕变强度等等)之间的关系。

应力应变的分析主要采用有限元方法。分析模型以用于实验的试样为基础。根据对失效的涂层进行研究发现,当试件在空气中从高温冷却时,总是在粘结层上面的陶瓷层内失效。同时还观察到粘结层和陶瓷层之间有含氧化物的粗糙界面,而且在邻近界面处的氧化物比远离界面的多。界面大致呈波形,峰—谷的距离达 0.11 mm ^[5-7]。分析的主要特点就是用正弦曲线模拟了陶瓷层/粘结层结合面的形状(表示了涂料粒度的情况)。分析初期用弹性模型,后期又发展了弹塑性模型并考虑了蠕变。其主要结果有^[8,9]:(1)明确了由于结合面形状导致应力的复杂性,并证实了粗糙度对应力的影响很大;(2)研究了氧化层及裂纹对涂层的影响,得出因氧化层的作用导致陶瓷层中的裂纹扩展失效;(3)从分析来看,冷却时的应力状态比加热时危险,加热时沿着界面方向的拉应力有两种释放的可能:(a)陶瓷层中的微裂纹可使拉伸应力降低;(b)高温下粘结层蠕变会使应力释放。在冷却时,由于该方向的应力为压应力,应力无法释放,从而在粘结层、陶瓷层的界面附近出现应力集中产生剥落;(4)界面的几何形状对应力有显著的影响:增大幅值、降低周期会加大波峰、波谷上的应力集中,循环过程的高温状态下,粘结层的蠕变可减小应力,但是在冷却时界面上仍然会有垂直于界面的拉伸应力;(5)蠕变强度提高,涂层的性能也会随之提高。计算表明:低蠕变强度的粘结层工作时不但蠕变增大,而且也没有减缓邻近陶瓷层的应力集中;(6)判断涂层的强度参数主要根据垂直于界面的应力及应变。

3.3 涂层宏观寿命研究

涡轮热端部件隔热涂层的寿命研究始于 80 年代,最初由 NASA LEWIS 研究中心建立了一个实验模型^[8],之后 GE、P&W、GARRET 三家公司又发展出实用的寿命模型^[10]。其中 GARRET 公司的模型主要针对腐蚀对涂层寿命的影响。

NA SA 实验室模型:该模型假设由热载荷加在涂层系统上的复杂应力和应变状态可用单一参数表达。这个参数为 ϵ ,它表示热膨胀失配应变的径向分量;另外,假设时间-温度的影响可单独用氧化来处理并且氧化可表示为每一循环结束时的重量增量 W_N 。径向应变 ϵ 与重量增量 W_N 可通过某种方法联系起来^[11]。通过建立 ϵ 与寿命的关系及应用 Miner 准则进行寿命分析。该模型分析结果与实验结果吻合得较好。

实用寿命模型:P&W 公司建立了一个以疲劳为基础的涂层寿命模型^[11],该模型根据 MINER 定律: $N_f = (\Delta\epsilon/\epsilon_f)^{-b}$,式中 $\Delta\epsilon$ 是失效时的应变范围, ϵ_f 是非弹性应变范围。有

氧化关系时应变与氧化层厚度建立联系。即这里氧化过程表达为氧化层的厚度而不是重量增量 W 。非弹性应变采用WALKER粘塑性模型通过有限元计算得到。特点是对热循环时陶瓷层的应变过程考虑得比较详细。

GE公司的做法首先是用有限元计算涂层系统的应力应变关系,这种关系是非线性并与时间相关的,然后将实验测得的寿命与其应力应变建立起联系^[12],表达式为:

$$\Delta\epsilon_{RZ} + 0.4\Delta\epsilon_R = 0.121N_f^{0.486}$$

式中 $\Delta\epsilon_{RZ}$ 为剪切应变范围; $\Delta\epsilon_R$ 为法向(径向)应变范围。

考虑了涂层边缘形状对寿命的影响,是唯一考虑剪应变作用的寿命模型。

从工程精度上看,三种实用模型都能较好的对寿命作出预测,但仍存在一些问题亟待解决,如:蠕变和非弹性对涂层的影响;剪切力的作用包括边缘处的剪切在减小疲劳指数方面的作用;简化的有限元模型采用的是光滑界面是否会导致结果不精确甚至错误;高温下烧结或低温热腐蚀对涂层影响。

应指出的是前面所做的研究主要针对等离子涂层,在这之后,P&W公司又对EB-PVD涂层进行了寿命研究^[4],并与90年代初完成了这部分工作。总之,在HOST计划下,三家公司已较为成功地解决了隔热涂层的材料和结构问题,建立的寿命模型也具有一定的实用性,以P&W公司的模型为例,其预测精确度:等离子涂层在3倍分散带内,EB-PVD涂层在两倍分散带内。两个结果在工程上都是可以接受的^[3,10]。

4 关于发展应用我国TBC的建议

综上所述,国际上涂层的发展水平可以概括为以下几点:

- (1)涂层的组成和等离子喷涂工艺基本已稳定,涂层性能和强度寿命达到应用的要求。
- (2)涂层的强度寿命研究仍待提高,至今还没有合适的强度准则,而且其界面力学特性研究需作进一步的深化。
- (3)现在使用中主要障碍是涂层的检测。加工质量检测:主要针对涂层厚度、密度及微观结构(气孔、微裂纹)、残余应力,目的是通过这些指标对涂层质量作出评价。工作损伤检测:目的是根据裂纹、涂层密度和氧化层厚度、陶瓷层厚度来监测确定寿命。这基本上也是当今国际上隔热涂层技术应用中尚未解决的问题,其中许多方面也正是90年代国外研究的主要方向。

与国外相比,我国的TBC技术还较落后。例如:工艺上,TBC等离子喷涂技术还未达到工程实用,EB-PVD技术尚处于试验阶段;性能强度寿命研究刚起步,涂层系统性能参数的测试方法及测试手段还未建立;涂层主要的实验考核设备还很缺乏,更缺乏与此相应的带涂层叶片设计理论等。因此,借鉴国外的研究方法及成果,根据我国的实际情况提出以下的建议并编制了图1的TBC研制流程,以期对研制应用单位有所帮助。为了使TBC能在涡轮叶片上应用至少要解决两个问题-喷涂工艺技术及强度寿命分析(包括热分析)。前者是TBC应用的前提,后者是TBC可靠使用的保证。在喷涂工艺上应该首先着重发展等离子喷涂技术以解“燃眉之急”,因为这项技术在国内已经研究并使用了很长时间,而且许多单位的现有设备已能基本满足要求。在涂层工艺基本稳定后,可参照图1开展相关的强度寿命研究工作。根据图中所示基本上可把涂层研究分成三个方面:

- (1)涂层系统工艺优化及考核实验。对于涂层系统的工艺研究这里暂不讲述,着重说明的是相关TBC应用的考核实验。热循环考核实验:该实验目的是初步验证导致涂层失效的主要

因素热不匹配及氧化的影响。实验中要求检验涂层内部的微观变化、各元素含量变化、晶相变化及寿命。热腐蚀、氧化试验: 涂层初步方案确定后的考核是让试件工作在燃气中, 使得考核环境更接近于发动机的实际工作环境, 从而更准确的了解涂层的抗腐蚀、抗氧化能力。热腐蚀实验要求燃气中掺混少量的盐类腐蚀物质。

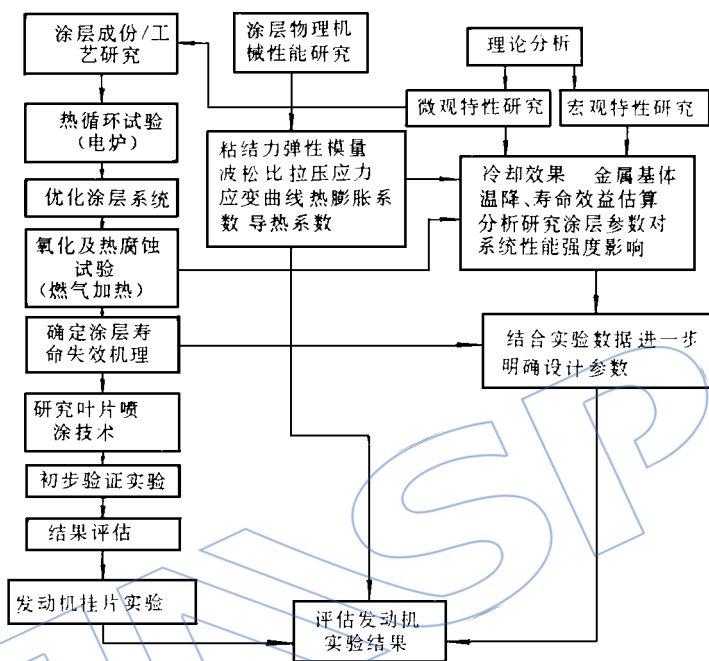


图1 TBC 研制流程

(2) 涂层系统的物理、机械性能研究。涂层系统的物理、机械性能参数是理论分析工作的前提。而我们的有关工作至今尚未开展, 所以任务还是相当繁重的。主要测试内容基本为图1中所述, 测得的结果将为以后的理论分析提供参数和依据。

(3) 涂层系统的理论分析。涂层的理论分析含宏观及微观两个方面。微观研究为宏观分析提供理论基础, 并直接为涂层的研制提供指导。宏观分析包括: 涂层厚度对叶片寿命、涡轮效率、冷却空气量的影响; 涂层剥落可能产生的后果等等; 具体分析内容如下。稳态热分析: 基体加上涂层后, 叶片稳态温度场的变化, 从而初步确定在给定设计条件下所需要的涂层厚度及冷却空气量。瞬态热分析: 研究工作循环中, 涂层叶片的瞬态温度场、应力场的变化, 由此可明确叶片上危险点的状况, 以便进一步校验所设计的涂层系统。这部分工作虽然麻烦, 但却是非常重要的, 例如美国 GE 公司在对 CF6 发动机 2 级涡轮叶片瞬态热分析中就发现: 加上涂层后, 叶片前缘、尾缘上的应力大小不仅有变化, 而且应力方向(尾缘)都与原来相比发生了改变, 最后结论是在尾缘处不加涂层要比加涂层更合理。强度寿命分析: 根据前面的温度、应力结果, 计算叶片的强度及寿命。正常情况下加上涂层后叶片本身的蠕变、低周疲劳寿命都能得到改善, 这样最终的寿命就归结到隔热涂层本身的寿命上了。涂层剥落分析: 主要研究涂层剥落可能产生的后果, 国外资料^[13]曾表明: 叶片上的涂层一旦产生剥落, 即使工作条件与原来相同(冷却空气量 100%), 由于温度场的变化, 剥落处的状况会比原来更加恶劣, 所以带有涂层的叶片寿

命反而还会比没有涂层的低(低周疲劳寿命约是原来的 70%)。涂层的效益评价:在给定的设计寿命前提下,通过对冷却空气量,叶片尾缘处(喉道)流场的阻塞程度及涂层表面粗糙度对流场的影响,综合评价加上隔热涂层对发动机性能的改善。

总之,单从解决涡轮热防护问题的发展看 TBC 技术无疑是今后的一个趋势,对国内发动机研制来说这项技术也迟早要用,晚用不如早用,而且不仅是航空发动机,内燃机及其它有关设备都将广泛地采用此项技术,这也必将给使用部门带来可观的效益。

参 考 文 献

- 1 Sheffler K D. Current Status and Future Trends in Turbine Application of Thermal Barrier A S M E Journal of Engine for Gas Turbine and Power 1988, 110: 605
- 2 Jeanine T Demasi- Marcia. Protective Coatings in the Gas Turbine Engine Surface and Coatings Technology 1994, 68: 69
- 3 . Thermal Barrier Coatings Life Prediction Model Development (P&W). Annual Report, NA SA - CR - 179508
- 4 . Thermal Barrier Coatings Life Prediction Model Development (P&W, 1991). Phase 2, NA SA - CR - 189111
- 5 Miller R A, Lowell C E. Thin Solid Film. 1982, 95
- 6 George C Chang, Phucharoen W, Miller R A. Behavior of Thermal Barrier Coatings for Advanced Gas Turbine Blades Surf Coat Technol, 30, 1987, 13
- 7 George C Chang, Phucharoen W, Miller R A. Finite Element Thermal Stress for Thermal Barrier Coatings Surf Coat Technol, 1987, 32
- 8 航空部 628 所 航空发动机热端部件技术研究文集 北京: 1991
- 9 耿瑞 隔热陶瓷涂层应用研究: [学位论文] 北京航空航天大学, 1996
- 10 Cruise T A. Thermal Barrier Coatings Life Prediction Model Development A S M E Journal of Engine for Gas Turbine and Power, 1988, 110: 611
- 11 Demasi J T. Thermal Barrier Coatings Life Prediction Model Development NA SA - CR - 1795084
- 12 Hillery R V, Pilsner B H. Thermal Barrier Coatings Life Prediction Model Development 1987 (GE), Final Report, NA SA - CR - 1808073
- 13 . Thermal Barrier Coatings Turbine Blade Study (GE, 1991). NA SA - CR - 165351

(责任编辑 杨再荣)

velocity distribution on the odd measuring plane is different from that on the even measuring plane. Channel vortex can be observed on the odd measuring plane, and horseshoe vortex is caught on the even measuring plane.

Key Words Spoilers Vortex Flow fields

A MAW UPWIND SCHEME FOR 3- D CONVECTION TERM

Wang Xu and Yan Chuanjun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A new mass- weighted (MAW) upwind interpolation scheme, the control- volume finite- element method, is adopted for three dimensional convection term based on tetrahedral element, and its subcontrol volumes and surfaces on each element are symmetrical. This feature not only guarantees the positive coefficients in the discretization equation, but also is easy to be fulfilled in the computer program. The scheme has been applied successfully to some three dimensional convection- diffusion problems and some three dimensional viscous, incompressible fluid flow problems.

Key Words Finite element methods Weighted Three- dimensional problem

SURVEY PAPERS

A SURVEY ON APPLICATION OF TBC FOR AEROENGINE HOT SECTIONS

Yang Xiaoguang, Gen Rui, Xiong Changbin

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT This paper gives a detailed survey about application of Thermal Barrier Coating (TBC) technology to aeroengines. First of all, thermal barrier coating system and coating technology are examined to identify the state of art of the coating technique, then characteristics of Plasma Spray Coating are compared with those of Electric Beam - Physic Vapor Deposition Coating. Meanwhile, the coating failure mechanism, coating interface strength and life prediction method are also surveyed. According to the thermal barrier coating researches at home and abroad, the authors offer some suggestions to promote the Chinese thermal barrier coating research and application.

Key Words Aircraft engines Heat insulation layer Ceramics

MECHANICAL BEHAVIORS OF TBC IN AEROENGINE HOT SECTION

Xiong Changbin and Yang Xiaoguang

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT A systematical study on the mechanical behaviors of Thermal Barrier Coating (TBC), the thermal compatibility of TBC with basic material of turbine blade, and the interface residual stress caused by various TBC materials. The change of the blade working temperature leads to crack, separation and scars between TBC and substrate, that results in TBC failure, so the blade cannot work normally. It is discovered from the experiments that addition of trace elements Zr- Y- Nb- AL in the thermal barrier coating as the