

发动机高温结构隔热涂层的力学特性

北京航空航天大学 熊昌炳* 杨晓光

【摘要】介绍了发动机涡轮导向叶片隔热层的力学特性;涂层材料的物理性能以及基体材料在各种温度条件下与涂层的匹配;涂层在抗热震性方面的能力;涂层与基体材料组合结构的寿命失效模型,试验结果证明,隔热涂层对叶片具有良好的保护作用,对提高叶片工作温度 and 使用寿命很有好处。

主题词: 航空发动机 隔热层 力学性质

分类号: V 254. 2

1 序 言

采用隔热涂层是为了减缓瞬间高温的热冲击,适当降低涡轮导向叶片表面的工作温度,减小叶片的变形及翘曲,提高叶片抗高温腐蚀,增加叶片的寿命,改善表面质量以提高气动性能和涡轮效率。曾经在叶片表面喷涂过氧化铝(Al_2O_3),氧化镁(MgO),氧化锆(ZrO_2),或用镀层(铬,镍)进行表面保护,但是均因基体与涂层材料在剧烈的热冲击下,其物理性能不一致,而产生严重的裂纹和最终涂层剥落现象^[1-3]。北航对氧化锆,碳化硅(SiC)、氮化硅(Si_3N_4)等高温陶瓷均进行过研究,氧化锆在中等温度($\sim 800^\circ C$)的力学性能较稳定,在高温时($1200-1500^\circ C$)时,碳化硅及氮化硅无论其高温强度或是断裂韧性都胜氧化锆及氧化铝等;在它们当中加入适量的稀土元素(如钇,铈),可以改善力学性能^[4]。美国NASA公司对导向叶片进行涂层多采用锆—钇—铝合金做中间粘结层,基体为镍基合金,这样则可提高外表陶瓷层的粘结强度,并增强抗热冲击的能力^[5]。

2 涂层及叶片表面受热情况

涂层结构是指结构件具有涂层后的一种新型构件,它可以是由基体结构+ 涂层陶瓷,也可以是基体+ 粘结层+ 涂层陶瓷。例如,导向叶片在涂上陶瓷之后,就是一种涂层结构,如图1所示(其中1,2为陶瓷层,3为氧化层,4,5为粘结层,6为基体)。陶瓷与粘结层相互渗透,对涂层的附着强度有好处。

导向叶片在正常工作时,由发动机起动→巡航→停车,是一个加热→保温→降温过程。在起动和停车时间很短,是急热急冷过程,属于热冲击状况;巡航时间较长,是高温恒定状态,这属于高温蠕变条件。但整个飞机起落过程,对叶片而言,又是热疲劳

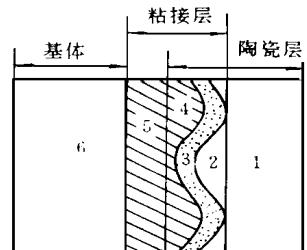


图1 涡轮导向叶片涂层结构

(大应力低循环)状态。对某种单一材料而言,热冲击是瞬间受热,材料表面甚至来不及将热量传走,而使表面产生脆性断裂(龟裂)的现象,当龟裂纹很短而深度又很浅时,有时对结构强度影响并不很大,这种现象在故障处理时,甚至允许存在。热疲劳则是大应力(大应变)使整个结构破坏,属于大应力区的延性断裂,结构在高温下的两种材料冷热膨胀不均匀,促使局部区域产生破坏。对涂层结构而言,人们最关心的是陶瓷涂层剥落,由基体上成片的掉下来,这是最严重的失效。表面有微小裂纹,只要不脱离基体,微裂纹不会延伸到基体,此时陶瓷涂层仍有防护基体腐蚀和减小基体瞬间加热的作用,则涂层仍属有效^[6]。在图 1 中所示,涂层只在叶身的表面均匀喷涂,一般采用高能量等离子喷涂,使粘结层和陶瓷层能够相互渗透,如图 1 中 2-4 所示在工艺上还可以在喷涂之后再烧结一次,使涂层更加稳定。

叶身表面及其他各点的热应力,主要是由急速加热或急速冷却时,因叶型表面与内部的温度梯度太大,材料内部的导热率和膨胀系数等均与加热速度(时间)有关,至于叶片的边界固定方式,一般则尽量使之能自由伸长,不会有严重的限制热应变^[7]。由于叶身型面复杂,各点受热不一致,故各点的温度场和热应力值相差很大,以叶身前缘 L 点和叶盆中间 P 点为例,其温度与热应力随着发动机起飞—巡航—降落亦不相同,其温度(T)与热应力(σ)的变化如图 2 所示。在表 1 中做了较详细的说明^[8]。

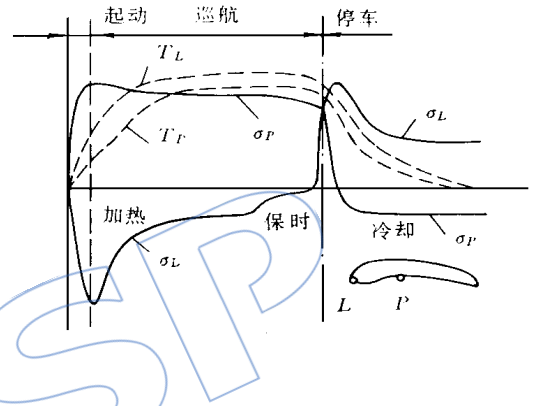


图 2 叶片表面的温度(T)和应力(σ)与飞行时间的变化

表 1 温度与应力的变化

		起飞(A)	巡航(B)	降落(C)
前缘 L 点	温度(T_L)	急剧上升	温度恒定	温度冷却缓慢
	热应力(σ)	表面压应力最大 $\sigma_{\max}$	热应力恒定为某值($-\sigma$)	产生残余拉伸力($+\sigma$)
叶盆 P 点	温度(T_P)	上升较慢	温度恒定	温度冷却缓慢
	热应力(σ_P)	表面拉伸 $+\sigma$	热应力恒定($+\sigma_P$)	产生残余压缩应力(σ_P)

3 陶瓷—基体材料性能的影响^[1,2]

3.1 弹性模量 E

设基体的弹性模量 E_m , 陶瓷弹性模量 E_c 受热之后, 结合面上的应变不一致。

当 $E_m > E_c$ 时: $\epsilon_m < \epsilon_c$ —此种情况认为陶瓷断裂应变(ϵ_c) > 基体断裂应变(ϵ_m), 一旦达到 $\epsilon_c > \epsilon_m$ 时, 整个涂层结构即产生破坏; $\epsilon_m > \epsilon_c$ 此种情况认为陶瓷断裂应变(ϵ_c) < 基体断裂应变(ϵ_m), 既然基体断裂应变(ϵ_m)较大, 但受陶瓷应变(ϵ_c)所限, 一旦陶瓷涂层已达到破坏, 涂层结构即认为失效; 但在此种情况下, 涂层结构(导向叶片)仍能保持整体形状, 只是表面陶瓷涂层产生裂纹, 只要涂层不脱落, 仍有一定效用。

当 $E_m < E_c$ 时: $\epsilon_m < \epsilon_c$ —此种情况认为基体的断裂应变(ϵ_m) < 陶瓷断裂应变(ϵ_c), 在目前材料发展条件下, 金属基体(ϵ_m)的断裂应变均不会小于陶瓷的断裂应变(ϵ_c), 即不会出现这种情

况; $\epsilon_n = \epsilon_c$ 时与 $\epsilon_n < \epsilon_c$ 情况相似; $\epsilon_n > \epsilon_c$ 这类情况认为基体材料的断裂应变(ϵ_n) > 陶瓷材料的断裂应变(ϵ_c), 一旦达到 $\epsilon_n = \epsilon_c$ 时, 陶瓷涂层开始裂纹, 但基体仍保持整体形状尚可正常工作。目前许多陶瓷涂层均属于这种情况。

当 $E_m = E_c$ 时: 此种情况为基体材料与复盖陶瓷的性能基本上相同, 涂层结构的强度受控于基体材料。若应变也相同, 则涂层之间不产生应力, 二者变形一致。这种情况最好, 但目前尚未找到这种陶瓷材料, 在选用涂层时, 尽可能找到 $E_m \cong E_c$ 的这类材料。

3.2 热膨胀系数 α 的匹配^[9, 10]

由于导向叶片的温度变化很大, 基体与陶瓷涂层热膨胀系数均随温度变化而各异, 在涂层结合面上难免有残余应力。受力状况分别说明如次。

层面轴向热应力作用: 当 $\alpha_n > \alpha_c$ (α_n 为基体热膨胀系数, α_c 为陶瓷涂层) 此时基体沿叶身方向拉伸, 涂层也随着受拉伸, 若轴向拉伸超过涂层的拉伸强度, 则涂层在垂直于拉伸方向产生网状微裂纹。它相当于冷却过程; 当 $\alpha_n < \alpha_c$, 此时涂层的热膨胀系数 $\alpha_c >$ 基体的 α_n , 在结合层面 A 产生热应力, 如图 3 所示; 并有两种情况: (1) 界面结合力足够强时, 涂层对基体产生轴向拉伸, 而涂层受到压缩。(2) 结合界面强度不足时, 将使涂层与基体脱离。

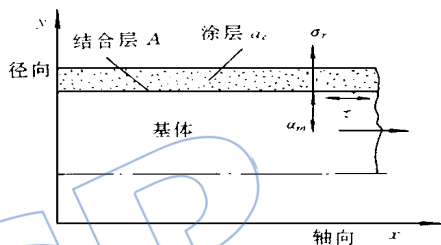


图3 涂层界面的结合力

层面径向热应力作用: 当 $\alpha_n > \alpha_c$, 此时基体膨胀受到限制并且产生热应力, 使涂层及界面受压, 它提高了两相材料的摩擦结合力, 还会加速层面的化学反应; 当 $\alpha_n < \alpha_c$, 此时外层涂层材料向外膨胀, 使基体与层面受到拉伸状态, 两相层面有脱开的趋势。

若基体是主要承力件, 受热之后基体中的热残余应变可表示为:

$$\epsilon'_n = E_c V_c \Delta \alpha \Delta T / E_m \quad (1)$$

式中: E_c 、 E_m 及 V_c 分别为涂层、基体的弹性模量和涂层体积; $\Delta \alpha$ 与 ΔT 分别为基体与涂层材料的热膨胀系数和温度差。

当 $\epsilon'_n > 0$ 时, 基体受到张力作用; $\epsilon'_n > \bar{\epsilon}_n$ 时, 基体出现微裂纹 ($\bar{\epsilon}_n$ 为基体应变极限); $\epsilon'_n < 0$ 时, 基体受到压缩力作用。

基体的轴向热应力表示为:

$$\sigma'_a = \epsilon'_n E_m \quad (2)$$

将(2)式代入(1)式, 得到:

$$\sigma'_a = (E_c V_c \Delta \alpha \Delta T) / [V_c (E_c / E_m - 1) + 1] \quad (3)$$

同样, 当 $\sigma'_a > 0$ 时, 基体受到拉伸应力; $\sigma'_a > \bar{\sigma}_a$ 时, 基体出现微裂纹 ($\bar{\sigma}_a$ 为基体应力极限); $\sigma'_a < 0$ 时, 基体受到压缩应力作用。

表2列出了涂层—基体的热膨胀系数 α 的影响。一般认为基体应比涂层的热膨胀系数 α 较大为好, 这相当涂层与基体之间有一定的预压缩应力, 这能提高结合层的粘接强度。在表3中列出某种陶瓷涂层的材料性能。

表 2 热膨胀系数(α)与层面受力情况

膨胀系数(α)	受 力 状 况
$\alpha_t > \alpha_c$	轴向: 基体膨胀受限制, 在涂层与基体的层面上产生剪切应变 径向: 基体与涂层面受压, 增加结合力。
$\alpha_t = \alpha_c$	材料热膨胀一致
$\alpha_t < \alpha_c$	轴向: 涂层受压, 基体受张, 结合面产生变形 径向: 涂层受张, 基体受压, 结合面脱离

表 3 某种陶瓷涂层的性能

材 料	E (kg/mm ²)	μ	ρ (kg/mm ³)	α
陶瓷($ZrO_2 + 8\% Y_2O_3$)	2.8×10^3	0.25	0.561×10^{-5}	5.56×10^{-6}
粘结层(Cr- Ni- Al- Zr)	1.40×10^{-4}	0.27	0.691×10^{-5}	8.41×10^{-6}
基体(Ni 基合金)	1.79×10^{-4}	0.25	0.773×10^{-5}	7.73×10^{-6}

4 涂层的失效模型^[11-13]

对于涂层的失效寿命, 无论在试验过程或发动机工作过程, 一般都认为: 陶瓷涂层与金属基体之间的热膨胀不一致, 从而诱发成变形不匹配使涂层脱落。此时在结合面上的应力(或应变)受到“时间—温度”不断变化的过程, 使陶瓷产生裂纹, 并使粘结层可能产生氧化。在涂层平面内所受到的双轴压缩和径向拉伸应力状态, 因而形成层面上的波形不规则界面, 使得应力分布变得复杂化, 事实上波形界面上的径向应力处于压缩和拉伸之间交替变化呈正弦波状分布, 其间距达 100 μm 左右。

在等离子喷涂的 $ZrO_2 - Y_2O_3$ 层内, 还具有象蠕变一样的特性, 它使界面上片状晶体在边界上产生滑移; 又具有象疲劳一样的特性, 它使陶瓷涂层产生分段的微裂纹, 属于穿晶断裂性质^[14-16]。

若按正弦波的形式来描述层面上剪切应力变化, 在其波长为 λ 时, 任意位置处所产生的位移为 x , 如图 4 所示。在未受力之前, $\tau = 0, x = 0$, 当位移 $x = \lambda/4$ 时, 剪应力达到最大值 τ_m , 故有关系式:

$$\tau = \tau_m \sin(2\pi x / \lambda) \cong (2\pi x / \lambda) \quad (x \text{ 很小时}) \quad (4)$$

按虎克定律有:

$$\tau_m = G/2\pi \quad (5)$$

这是理论的最大剪切应力。但是实际上比此值要小得多, 甚至小到 2-3 个数量级。

对于失效的寿命模型, 目前已有几种半经验设计用的方法。例如美国通用公司建立的寿命计算公式为^[17-19]:

$$\Delta G_R + 0.4 \Delta G_R = 0.121 N_f^{0.456} \quad (6)$$

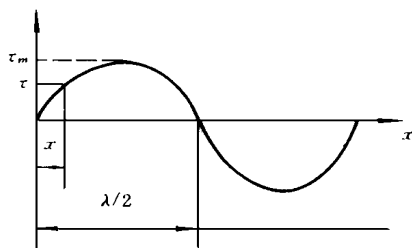


图 4 层面上剪切应力随波长的变化

式中: $\Delta\epsilon_{RE}$ 和 $\Delta\epsilon_R$ 分别为剪切应变范围和法向应变范围, N_f 为失效循环数。

5 结 论

(1) 导向叶片在起飞—巡航—降落这个过程中, 其表面的热应力变化急剧, 表面层的烧伤、斑点、氧化皮、微裂纹以及变形翘曲等, 是导向叶片的经常故障。

(2) 采用陶瓷涂层进行表面保护, 可以适当降低表面高温, 提高叶片抗高温腐蚀, 减小表面损伤和叶片的变形。

(3) 陶瓷涂层与叶片基体的材料物理性能相差较大, 二者的不匹配会导致涂层的裂纹和剥落。

(4) 已经初步掌握的层面应力分布规律, 是一种接近正弦波型的变化, 而层间应力的分布, 已经可以采用有限元法进行分析, 但陶瓷涂层的剥落和寿命分析, 仍然是极其复杂的。

参 考 文 献

- 1 华南工学院, 南京化工学院, 清华大学. 陶瓷材料的物理性能. 北京: 清华大学出版社, 1985
- 2 张清纯. 陶瓷材料的力学性能. 北京: 科学出版社, 1987
- 3 平修二(日). 金属高温材料的强度. 北京: 科学出版社, 1983
- 4 熊昌炳. 高温陶瓷材料和陶瓷发动机. 航空学报, 1989
- 5 熊昌炳. 高温陶瓷材料的发展. 北京: 航空部情报中心, 1990
- 6 耿瑞, 熊昌炳. 陶瓷隔热涂层应用研究. [硕士论文]. 北京航空航天大学, 1996
- 7 Miller R A. 著. 飞机燃气涡轮发动机隔热涂层的寿命模拟. 刘易斯研究中心, 北京: 航空部 628 所出版, 1991
- 8 Miller R A. 著. 关于隔热涂层的研究—包括热膨胀失配和粘结层氧化. 刘易斯研究中心, 北京: 航空部 628 所出版, 1991
- 9 Halford G R, Meyer T G. Fatigue Life Prediction Modeling for Turbine Hot Section Material. NASA Lewis Research Center Cleveland, 1989
- 10 Miller R A. Life Modeling of Thermal Barrier Coatings for Aircraft Gas Turbine Engines. NASA Lewis Research Center Cleveland, 1989
- 11 DeMasi Marcin J T. Protective Coating in the Gas Turbine Engine Surface and Coating Technology. 1994, 68/69: 1- 9
- 12 Thermal Barrier Coating Life Prediction Model Development (P^W) Annual Report. NASA - CR - 179508
- 13 Thermal Barrier Coating Turbine Blade Study (GE1981). NASA - CR - 165351
- 14 Analytical Study of Thermal Barrier Coating First Stage Blades in F100 Engine. NASA - CR - 135359
- 15 Takeuchi Y. Thermal Fracture of Ceramic Thermal Barrier Coatings. Purdue University, Aug 1991
- 16 Takeuchi Y R, Kokini K. Thermal Fracture of Multilayer Ceramic Thermal Barrier Coatings. Purdue Uni, ASME, 1994
- 17 Meier S M. Thermal Barrier Coating Life Prediction Model Development. P^W, ASME, 1992
- 18 Meier S M, Gupta D K. The Evolution of Thermal Barrier Coatings in Gas Turbine Engine Applications. ASME, 1994
- 19 Sumner I E. Development of Improved Durability Plasma Sprayed Ceramic Coatings for Gas Turbine Engines. AIAA: 80 - 1193

(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

interface coherent layer enhances the combination strength between TBC and substrate significantly, increases the thermal burst resistance, improves the surface smoothness. The operating temperature of the blades with TBC is enhanced up to 200°C- 300°C higher than that of the blades without TBC. The thermal barrier coating not only can be applied to turbine blade, but also has a significant effect on the surface protection of the combustor and jet exhaust nozzle of aeroengine.

Key Words Aircraft engines Heat insulation layer Mechanical properties

TECHNICAL NOTES

A MODEL EQUATION FOR SIMULATING FLOW - FIELD IN MULTIROW AXIAL TURBOMACHINES

Ji Lucheng, Guo Enmin, Meng Qinguo, Zhou Sheng

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

ABSTRACT In order to simulate the flow - field in multirow turbomachines, a model equation, named Time- averaged Effect Navier- Stokes equation, (hereafter referred to as TENS equation) has been firstly deduced. This TENS equation was obtained from ensemble average and time average processes in succession. As distinguished from Reynolds- averaged N- S equation, the TENS equation has time- averaged stresses and time- averaged energy source terms to consider the zero order unsteady effect. As a result, it gives a better engineering method to transmit parameters across the interface of neighbour blade rows.

Key Words Turbomachines Flow field simulation Multistages

A NUMERICAL METHOD FOR PREDICTING TURBINE PROFILE LOSS

Yu Qing

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

Yang Hong

(2th Dept Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT A new numerical method for predicting the profile loss of turbine blades in subsonic and supersonic flows is presented. The profile loss consists of two parts: friction loss in the boundary layer on pressure and suction surfaces and mixing loss due to the interaction between wake and mainstream. A time- marching finite- volume Euler solver is used for mainstream calculation while a finite- difference computation for the boundary layer. A local C- grad correction is used in mainstream calculation and a full implicit difference scheme is applied to the boundary layer calculation. On the basis of mass, momentum and energy conservation laws, the mixing loss is obtained between cascade exit and the far uniform downstream and compared with several experimental data. It is shown that this numerical method can make quite precise prediction of turbine blade profile loss.

Key Words Profile losses Numerical simulation Turbines cascade flow