

特约专栏

涡轮叶片热障涂层隔热效果的研究进展

周益春¹, 杨 丽^{1,2}, 刘志远¹, 朱 旺¹

(1. 湘潭大学材料科学与工程学院, 湖南 湘潭 411105)

(2. 西安电子科技大学先进材料与纳米科技学院, 陕西 西安 710126)

摘 要: 随着航空发动机的发展, 热障涂层已经变为未来高性能发动机不可缺少的技术, 其隔热效果的准确评价与预测是进行涡轮叶片优化设计、发动机性能提升的关键问题。回顾了近些年来涡轮叶片热障涂层的隔热效果研究的理论方法、模拟实验装置与测温技术的研究进展, 进一步从材料参数、服役环境以及涡轮叶片结构 3 个方面介绍了涡轮叶片热障涂层隔热效果的影响因素和有关规律发现。最后展望了热障涂层隔热效果研究的发展趋势和挑战。影响热障涂层隔热效果的服役环境和冷却结构方面因素众多, 当前的实验研究还不充分, 未来热障涂层隔热效果的研究趋势是: 优化热障涂层与气膜冷却相互影响及其服役可靠性相互耦合的评价理论和试验方法, 开发针对涡轮叶片服役环境下热障涂层表面和界面温度测量技术, 研究高速旋转下燃气、冷气等相关参数对隔热效果和可靠性的影响因素。

关键词: 涡轮叶片; 热障涂层; 隔热效果; 试验装置; 测温技术

中图分类号: TG174.4; V231 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-3962(2020)10-0707-16

Research Progress on Insulation Performance of Thermal Barrier Coatings on Turbine Blade

ZHOU Yichun¹, YANG Li^{1,2}, LIU Zhiyuan¹, ZHU Wang¹

(1. School of Materials Science and Engineering, Xiangtan University, Xiangtan 411105, China)

(2. School of Advanced Materials and Nanotechnology, Xidian University, Xi'an 710126, China)

Abstract: With the development of aeroengines, thermal barrier coating (TBC) has become one of the key technologies for future high performance aero-engine turbine blade. Evaluation and prediction of thermal insulation performance are the key problems for TBC optimization design of turbine blade and performance improvement of aero-engine. In this paper, the theory analysis methods, testing devices and temperature measuring techniques for TBC thermal insulation performance in recent years are reviewed, and the effects of material parameters, service environment and structure of turbine blade on TBC thermal insulation performance are introduced. Finally, the research development trend and challenges of TBC thermal insulation performance on turbine blades are prospected. There are many factors affecting the thermal insulation effectiveness of TBC from service environment and structure of turbine blade aspects, and the current experimental research is not sufficient. The development trends of the thermal insulation effectiveness of TBC contain: (i) improving evaluation theory of interaction between TBC and film cooling and testing method for reliability of TBC in service; (ii) developing the technology for measuring the surface and interface temperature of TBC in the service condition; (iii) investigating these influence of parameters about gas and coolant on thermal insulation effectiveness and reliability of TBC under high speed rotation.

Key words: turbine blade; thermal barrier coatings; thermal insulation performance; test devices; temperature measuring techniques

收稿日期: 2020-07-27 修回日期: 2020-10-12

基金项目: 国家自然科学基金重大项目(11890684, 51590891);
国家自然科学基金面上项目(51672233); 湖南省自然科学
科学创新研究群体项目(2020JJ1005)

第一作者: 周益春, 男, 1963 年生, 教授, 博士生导师

通讯作者: 周益春, 男, 1963 年生, 教授, 博士生导师,

Email: zhouyc@xtu.edu.cn

杨 丽, 女, 1980 年生, 教授, 博士生导师,

Email: lyang@xtu.edu.cn

DOI: 10.7502/j.issn.1674-3962.202007035

1 前 言

航空发动机推重比的不断提升, 使得涡轮进口温度大幅度提升, 现代先进战机的发动机涡轮进口温度已普遍超过 1700 °C^[1]。一代叶片, 一代发动机, 涡轮叶片承温能力很大程度上决定了发动机的性能。“世界航空推进

计划”提出了涡轮叶片的三大热防护技术:①单晶。目前最先进单晶合金的承温能力为 1150℃左右,目前正以每年 1~2℃的速度艰难地挑战材料极限。②气膜冷却。在空心叶片上进一步打孔,空心叶片内部冷气通过这些小孔喷出,并在叶片表面形成低温气膜保护叶片。这一技术可将叶片承温能力提升 400℃左右,但同时也降低发动机热效率、降低叶片强度并增加加工难度,其发展也已接近瓶颈。③热障涂层。1953 年由美国国家航空航天局(NASA)提出在高温合金表面涂覆耐高温、高隔热陶瓷的防护涂层体系,有文献报道,涂覆厚度为 250 μm 的热障涂层能使基底温度降低 110~170℃,相当于过去 30 年发展高温合金提高承温能力的总和^[2,3]。因此,热障涂层被认为是目前大幅度提升涡轮叶片服役温度最切实可行的办法。此外,热障涂层也被认为是提高下一代的陶瓷基复合材料基底(CMCs)服役温度和可靠性的必要技术^[4]。美国工程院院士、哈佛大学 Clarke 教授在美国高峰材料论坛《热障涂层专刊》中指出:未来高性能航空发动机热效率、推重比和可靠性的任何一点进步都将依赖于热障涂层技术的发展^[5]。

隔热是热障涂层的应用目的,隔热效果的定量评价是热障涂层应用以及发动机涡轮叶片设计的必然需求。然而,热障涂层保护的涡轮叶片的结构和服役的高温环境极为复杂。结构上,涡轮叶片不仅具有复杂的曲面外形,内部还带有蛇形通道、U 形通道以及肋片、扰流柱、气膜孔等结构;环境上,高温燃气、环境介质、高速旋转、冷气和气膜冷却在这样复杂的结构上相互作用与耦合^[6-8],同时伴有与燃烧室的热交换、热传导、热辐射等。这些复杂性导致热障涂层的隔热效果评价,无论是从理论模型、数值模拟还是实验测试,都极为困难。国内外学者对热障涂层隔热效果的报道各不相同,Padture 等 2002 年受 *Science* 约稿时指出:应用 100~400 μm 厚的热障涂层可使金属温度降低 100~300℃^[3],但 Prapamonthon 等^[9]通过数值模拟方法研究发现热障涂层的隔热效果在 20℃左右,国内有关设计部门指出,应用热障涂层后叶片的承温能力并无显著增加。热障涂层隔热效果不明,已成为发动机温度与可靠性设计的巨大难题。Harrison^[10]发现服役温度比设计温度高 10~15℃将导致涡轮叶片寿命降低 50%。Davidson^[8]报道发动机热效率提高 1%所节约的能量可以供 100 万个家庭一年的用电,节约 8 亿美元的燃料成本。因此,热障涂层隔热效果对涡轮叶片热效率的提升极为重要,其定量评价是高性能发动机涡轮叶片冷却设计亟待解决的关键难题。

尽管涡轮叶片热障涂层的隔热效果评价极为困难,但基于发动机涡轮叶片冷却设计的迫切需求,国内外科研工作者依然不断尝试,从理论上建立热障涂层隔热效

果的评价模型,从数值模拟上得到隔热效果相关关键参数的影响规律,并发展涡轮叶片热障涂层隔热效果的实验研究。本文针对涡轮叶片热障涂层隔热效果评价,分别从理论分析方法、实验测试技术和影响因素 3 个方面介绍其研究进展,最后对涡轮叶片热障涂层隔热效果评价研究的未来发展进行展望。

2 涡轮叶片热障涂层隔热效果

2.1 隔热效果评价模型

涂覆热障涂层的涡轮叶片,其承温能力来源于内部冷却、气膜冷却以及热障涂层 3 个方面。图 1^[7,11]给出了高温燃气环境下涂覆热障涂层的涡轮叶片的冷却示意图,空心曲面结构的涡轮叶片热障涂层表面承受高温、高速燃气冲击,与此同时,叶片上开有多列直径为几百微米的气膜孔,内部的低温冷却气体通过气膜孔在涂层表面形成一层冷气膜,使得涂层外表面与高温燃气隔开。热障涂层隔热效果实际上是叶片结构、涂层、冷却气膜与燃气综合作用的效果。由于叶片结构的复杂性和燃气、冷却气膜、涂层之间的传热的复杂性,很难将各种因素考虑进来,进而建立热障涂层的隔热效果模型。目前国内最普遍也最直接地将热障涂层隔热效果定义为涂层外表面、涂层与金属界面的温度之差。由于金属热传导系数远大于陶瓷层的热传导系数,而且界面处的温度测量非常困难,因此直接将热障涂层隔热效果定义为涂层和基底自由表面的温差,这个温差为:

$$\Delta T = T_{\text{tbc}} - T_{\text{w,e}} = \frac{q}{k} \quad (1)$$

这里, ΔT 表示热障涂层隔热效果, T_{tbc} 表示涂层表面温度, $T_{\text{w,e}}$ 是基底表面温度, q 是通过涂层的热流, k 是涂层热导率。基于这一定义,热障涂层隔热效果极大程度上取决于涂层的热导率,其值越小,隔热效果越好。因

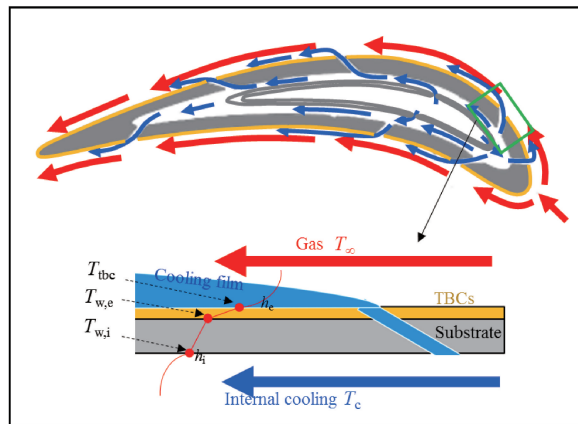


图 1 涡轮叶片热障涂层和气膜冷却技术^[7,11]

Fig. 1 Cooling film technology and thermal barrier coatings on turbine blades^[7,11]

此, 围绕降低热导率的成分与工艺设计一直是热障涂层领域的研究重点与热点^[12-16]。

然而实际上, 发动机的设计师和工程师们发现: 使用了热障涂层后隔热效果并不好, 还出现热障涂层的剥落和堵塞气膜孔, 也就是说热障涂层不仅不是“正能量”, 反而是“负能量”。如 Maikell 等^[17]在对涂覆热障涂层的涡轮叶片前缘气膜冷却效率的实验研究中发现, 同样的冷气环境下, 应用热障涂层后基底温度显著降低, 但涂层表面温度较没有涂层时叶片表面温度高了 3 ℃, 此时热障涂层的贡献如何计算陷入困境。Harrison^[10]发现基于这一定义的叶片设计, 可能造成涡轮叶片寿命高估约 10%~15%, 从而在极大程度上增大了发动机的不可靠性。

我国同样也出现“负能量”的例子, 所以学术界和工业界戏称对热障涂层是“又爱又恨”! 工业界甚至出现是否要使用热障涂层的十分激烈的争论! 工程师们也百思不得其解, 非常简单的热传导问题, 非常简单的估算就十分清楚涂覆热障涂层后一定会大幅度提高金属叶片的承温能力, 可实际隔热效果又确实不佳, 尤其在我国又没有精确的量化说明隔热效果好或者不好的程度。问题到底出在哪里?

我们还得从源头出发进行分析, 也就是分析式(1)。仔细观察发现式(1)隐含着—个重大假设: 薄薄的一层热障涂层不改变燃烧室的流场和温度场。这个假设对离叶片距离较远的燃烧室是对的, 但在叶片表面附近的区域就完全不正确了, 这是因为陶瓷涂层的热物理性能和金属的热物理性能相差十分巨大。也就是说, 薄薄的一层陶瓷热障涂层极大地改变了叶片表面附近的流场和温度场。即式(1)未能定量考虑气膜、燃气的贡献, 同时也极易受到这些环境的影响, 使得各种结构、燃气、冷气环境下所获得的热障涂层隔热效果差异显著, 从而无法真正认识热障涂层的贡献。因此, 基于试片的隔热效果测试结果并不能反映实际涡轮叶片的真实情况, 工程师们基于式(1)设计的叶片可能会出问题, 基于试验模拟装置的试验结果才更接近实际。

基于此, Dees 等^[18]提出了基于热障涂层应用前后叶片基底表面温差定义隔热效果, 如式(2):

$$\Delta T = T_{w,e,notbc} - T_{w,e} \quad (2)$$

式中, $T_{w,e,notbc}$ 是无涂层时基底表面温度(与燃气接触的表面), $T_{w,e}$ 是带涂层基底表面(涂层/基底界面处)温度。这种定义直观地反映了热障涂层对涡轮叶片基底表面温度的综合影响, 包括涂层本身带来的温度梯度、涂层对热流的影响与扰动等。

尽管式(2)给出了应用热障涂层后涡轮叶片温度场变化的综合值, 但这一隔热效果依然受涡轮叶片结构、

燃气、冷气、气膜孔等众多因素的影响, 进行热障涂层隔热效果分析与设计时需要考虑的因素依然错综复杂。为此, Bogard 等^[7]提出无量纲化的综合冷却效率 ϕ , 如式(3):

$$\phi = \frac{T_{\infty} - T_{w,e}}{T_{\infty} - T_c} \quad (3)$$

式中 T_{∞} 和 T_c 是涡轮前燃气入口温度和冷气入口温度, $T_{w,e}$ 是叶片外表面的壁温。当加入热障涂层技术, 整体冷却效率变为 ϕ' , 如式(4):

$$\phi' = \frac{T_{\infty} - T'_{w,e}}{T_{\infty} - T_c} \quad (4)$$

式中 $T'_{w,e}$ 是涂覆热障涂层时涂层外表面的壁温。

比较式(3)和式(4), 可以得到热障涂层的隔热效果, 如式(5):

$$\Delta\phi = \phi' - \phi \quad (5)$$

从式(3)和式(4)可以看出, 要从理论上获得 $\Delta\phi$, 需要从理论上预测出 $T'_{w,e}$ 和 $T_{w,e}$ 。它们决定于燃气、冷气、涂层和基底之间的热交换过程, 影响这一过程的主要因素有: 燃气入口温度 T_{∞} 、冷气入口温度 T_c , 涂层和基底自由面(实际上是冷却孔的劈面)的对流换热系数 h_e 和 h_i , 涂层和基底的热导率 k_{tbc} 、 k , 涂层和基底的厚度 d_{tbc} 和 d 等。考虑到复杂曲面结构叶片对高速燃气和冷气的作, 会使得涂层和基底自由面气流的速度、压力、温度、方向等发生变化, 这些参数与输入的燃气、冷气都不同且都不均匀。为此, 作者团队假设流场域(燃气、冷气)与固体域(涂层、基底)之间换热发生在热边界层, 并定义燃气、冷气的热边界层温度分别为 $T_{e,conv}$ 、 $T_{i,conv}$ 。基于此, 建立了热障涂层隔热效果 $\Delta\phi$ 与这 9 个参数的函数关系, 如式(6)^[11]:

$$\Delta\phi = f(k, d, k_{tbc}, d_{tbc}, h_e, h_i, T_{\infty} - T_c, T_{\infty} - T_{e,conv}, T_{\infty} - T_{i,conv}) \quad (6)$$

进一步, 基于无量纲分析的 π 定理, 对这 9 个影响参数进行了分析, 获得相互独立的 5 个无量纲化参数为:

$$Bi = \frac{dh_e}{k} \quad (7)$$

$$Bi_{tbc} = \frac{d_{tbc}h_e}{k_{tbc}} \quad (8)$$

$$\alpha = \frac{T_{\infty} - T_{i,conv}}{T_{\infty} - T_c} \quad (9)$$

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{e,conv}}{T_{\infty} - T_c} \quad (10)$$

$$R = \frac{h_e}{h_i} \quad (11)$$

这样, 可将式(6)表述为无量纲的函数关系, 如式(12):

$$\Delta\phi = f(Bi, Bi_{tbc}, \alpha, \eta, R) \quad (12)$$

其中, Bi 是基底面的毕渥数, 即对流换热边界层热阻与叶片基底材料热阻的比值; Bi_{tbc} 是热障涂层的毕渥数, 即对流换热边界层热阻与热障涂层热阻的比值; R 是外部对流换热系数与内部对流换热系数的比值; α 和 η 为冷气、燃气的热边界层的无量纲化温度。

式(12)虽然只是式(6)变了个形式, 实际上式(12)的价值远远不只是形式发生了变化, 式(6)包括的参数是 9 个, 而式(12)的无量纲参数是 5 个。 π 定理理论已经证明: 只要式(12)中的无量纲参数是一样的, 组成无量纲参数的物理量无论怎么变化其结果都一样。例如式(7)的 Bi 一定后, 无论 d 、 h_e 和 k 怎么变化, 其隔热效果 $\Delta\phi$ 都一样。在做实验时, d 、 h_e 和 k 各取 3 组数据, 但假设 Bi 一样, 这样如果按照式(6)就需要做 $3 \times 3 \times 3 = 27$ 组实验; d 、 h_e 和 k 各取 50 组数据进行实验, 就需要做 125 000 次。按照 π 定理理论, 即式(12), 就只需要做一个实验就行了, 这就大大地减少了实验次数。实验次数的大幅增加不仅浪费巨大的人力和物力, 而且给实验带来巨大的误差。所以 π 定理理论, 即式(12)在隔热效果的研究方面具有非常重要的意义。

为确定热障涂层隔热效果与 5 个无量纲化参数的具体函数关系式, 基于傅里叶热传导和牛顿冷却定律, 作者团队详细分析了有冷却气膜作用下涡轮叶片(包括有涂层和没有涂层)沿厚度方向的传热, 得到应用热障涂层前后涡轮叶片的整体冷却效率为^[11]:

$$\phi = \frac{1}{1 + Bi + R}(\alpha - \eta) + \eta \quad (13)$$

$$\phi' = \frac{1 + Bi_{tbc}}{1 + Bi + Bi_{tbc} + R}(\alpha' - \eta') + \eta' \quad (14)$$

其中 $\alpha' = \alpha + \Delta\alpha$, $\eta' = \eta + \Delta\eta$, $\Delta\alpha$ 和 $\Delta\eta$ 分别是热障涂层对 α 和 η 的影响量。

基于式(5)、式(13)和式(14), 得出热障涂层隔热效果:

$$\Delta\phi = (a - b)(\alpha - \eta) + a\Delta\alpha \quad (15)$$

其中,

$$a = \frac{1 + Bi_{tbc}}{1 + Bi + Bi_{tbc} + \frac{h_e}{h_i}}$$

$$b = \frac{1}{1 + Bi + \frac{h_e}{h_i}}$$

这里 $a-b$ 表示热障涂层对叶片热阻比的影响, $\alpha-\eta$ 表示叶片内外热边界层的温度差, 热障涂层是通过改变热阻比来隔热, $a\Delta\alpha$ 是热障涂层影响冷气温度导致叶片冷却效率的变化。

图 2^[11] 给出了热障涂层隔热效果 $\Delta\phi$ 随 $a-b$ 、 $\alpha-\eta$ 的

演变关系, 可以发现 $\Delta\phi$ 随 $\alpha-\eta$ 、 $a-b$ 的增大而增大。 $\alpha-\eta$ 表示叶片内外热边界层的温度差, $\Delta\phi$ 随 η 的增大而减少, 说明热障涂层在气膜孔、尾缘槽等 η 较大的区域隔热效果不明显; $a-b$ 随着 d_{tbc}/k_{tbc} 增加而增加, 这说明增加热障涂层厚度或降低热导率有利于提高热障涂层隔热效果; $a-b$ 随着 h_e 和 h_i 增加而增加, 说明高速和高湍流强度的区域热障涂层隔热效果更好, 通过提高内部冷却速度、增加内部湍流强度等有利于提高热障涂层隔热效果。

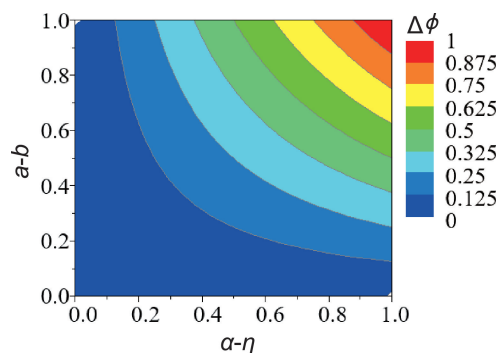


图 2 热障涂层隔热效果与无量纲参数的关系^[11]

Fig. 2 The relationship between insulation performance of thermal barrier coating and dimensionless parameters^[11]

2.2 基于耦合换热的隔热效果数值模拟研究

上面介绍的隔热效果理论模型重点考虑了热障涂层、冷却气膜共同作用下涡轮叶片沿厚度方向的传热。当分析对象为平板状、圆柱状等简单试样时, 理论求解相对容易, 但针对涡轮叶片等复杂结构, 解析求解将极为困难。而且, 燃气和冷气也会因为涡轮叶片曲面、气膜孔等结构的不同而出现换热、对流、传热不同, 导致三维涡轮叶片温度场的分布不均匀, 热流不仅仅沿厚度方向传导, 还从高温区域向低温区域传导。因此, 难以获得涡轮叶片温度场以及热障涂层隔热效果的解析解。随着涡轮叶片等复杂结构的数值建模、流体与固体传热及其耦合计算方法、固体变形模拟等数值方法的发展, 数值模拟成为涡轮叶片热障涂层隔热效果分析的重要手段。

由理论模型可知, 整体冷却效率与隔热效果紧密依赖于涡轮叶片热障涂层与燃气、冷气之间的热交换, 这些影响都需要通过温度场的具体形式进行体现, 从而反映出隔热效果。涡轮叶片热障涂层的温度场由高温燃气/冷气温度、流速等决定, 反过来, 涡轮叶片温度场又会影响燃气/冷气的温度和换热。将燃气和冷气统称为流场, 涡轮叶片称为固体, 分析流场和固体之间相互影响, 即耦合换热。早期因为对耦合换热的计算方法、计算能力的限制, 流场和固体之间换热一般通过解耦来获得。随着涡轮叶片冷却设计要求的进一步提升, 以及曲面设计、气膜冷却以及涂层技术的应用, 流场与固体耦合程

度更高, 解耦计算方式获得的温度场与实际相差较大。为此, 研究者们提出了耦合换热的各种实现方法, 下面按照非耦合、弱耦合与强耦合 3 个层次逐一阐述。

2.2.1 耦合换热

非耦合指求解涡轮叶片热障涂层温度场和隔热效率时, 忽略燃气和冷却气体的流场的变化, 用流体到固体的热流作为流固界面的边界条件, 基于傅里叶热传导方程求解涡轮叶片热障涂层的温度场。其中固体域热传导方程如下:

$$\rho C \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) \quad (16)$$

式中: T 是温度, t 是时间, ρ 是密度, C 是比热容, k 是热导率。对于流固界面上给定流体流入叶片的热流, 由于热流难以测量, 往往用流体热边界层温度和对流换热系数表示:

$$q = h_c (T_{e, \text{conv}} - T_{w, e}) \quad (17)$$

这一类方法具有求解速度快、收敛好等优势。Ziaiasl 等^[19]基于非耦合方法研究了具有气膜冷却与热障涂层的涡轮叶片温度场, 发现涂层可以使基底表面温度最高降低约 100 °C, 且隔热效果随着涂层厚度的增加而增加。运用非耦合方法求解热障涂层隔热效果, 其计算结果的精度依赖于涂层表面流体温度和对流换热系数的准确值。然而, 在发动机涡轮叶片工作环境下测量各个位置的燃气温度和对流换热系数是极其困难的。该方法对于带有气膜冷却和热障涂层的复杂涡轮叶片, 难以分析气膜冷却结构、非常温冷气、辐射尤其是不均匀气流温度场对热障涂层隔热效果的影响。

作者提出了一种弱耦合的方法, 即基于 N-S 方程 (Navier-Stokes equations) 求解流体流动场和温度场, 并将计算出的流体域界面温度作为固体域边界条件计算界面热流, 再将热流作为流体域边界求解流体温度场, 如此反复迭代, 保证界面上的温度连续和热流守恒, 其计算原理如图 3 所示^[20], 固体域的温度场是基于式 (16) 求解, 流体域温度场基于 N-S 方程^[21]求解:

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (18)$$

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \mathbf{f} \quad (19)$$

$$\frac{\partial(\rho h)}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} h) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \mu I \cdot \nabla p + \boldsymbol{\tau} : \nabla \mathbf{v} + \dot{Q} \quad (20)$$

其中, ρ 是流体密度, t 是时间, \mathbf{v} 是速度, p 是压力, μ 是粘度, h 是单位质量的总焓, λ 是流体热导率, T 是温度, \mathbf{f} 和 \dot{Q} 分别是体力 and 热源, $\boldsymbol{\tau}$ 是粘性应力张量, 它可以表示为:

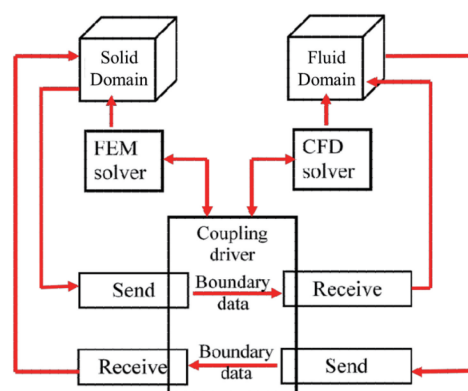


图3 弱耦合求解过程^[20]

Fig. 3 Schematic illustration of weak coupling^[20]

$$\tau_{ij} = 2\mu \left(s_{ij} - \frac{\partial v_k}{3\partial x_k} \delta_{ij} \right) \quad (21)$$

这里, s_{ij} 是变形速度张量分量, v_k 是流体湍流动力粘度, δ_{ij} 是 Kronecker delta 函数。假设燃气是理想气体, 其状态方程为:

$$p = \rho RT \quad (22)$$

这里 R 是阿伏伽德罗常数。

在流固界面上, 满足基本耦合换热条件:

$$T_w = T_{\text{convl}} \quad (23)$$

$$k \frac{\partial T}{\partial n} \bigg|_s = \lambda \frac{\partial T}{\partial n} \bigg|_f \quad (24)$$

这里 T_w 是壁面温度, T_{convl} 是燃气或冷气的热边界层温度, n 代表法向方向, 即在流固界面上满足温度连续和热流守恒。Heselhaus 等^[22]分别采用非耦合以及耦合的数值模拟方法, 分析了带有冷却结构的涡轮叶片温度分布, 如图 4 所示, 发现耦合和非耦合情况下叶片表面温度最大相差 73 °C。与此同时, Heselhaus 等^[22]和 Sondak 等^[23]分别采用弱耦合的方法, 即在流固界面上满足式 (23) 和式 (24) 的热边界条件, 研究了涡轮转子和三维叶片的换热问题。通过与绝热条件下模拟的叶片温度场进行对比, 验证了流固耦合对求解精度的必要性。作者^[20]基于流固弱耦合的数值模拟方法研究带多层热障涂层的涡轮叶片温度分布, 发现热障涂层在叶片前缘和尾缘位置有很好的隔热效果, 与实验结果吻合。基于弱耦合方法的数值模拟需要在界面反复迭代, 计算速度慢、收敛性差, 然而由于弱耦合方法中的流体和固体计算域是基于不同求解器求解, 可以根据区域特性灵活地编辑求解方法计算, 因而在研究具有多层结构、孔隙率等微观结构的热障涂层传热问题上具有一定优势。

强耦合是将流体域控制方程扩展到固体域中, 采用退化的能量方程计算固体域传热, 对两个区域进行统一

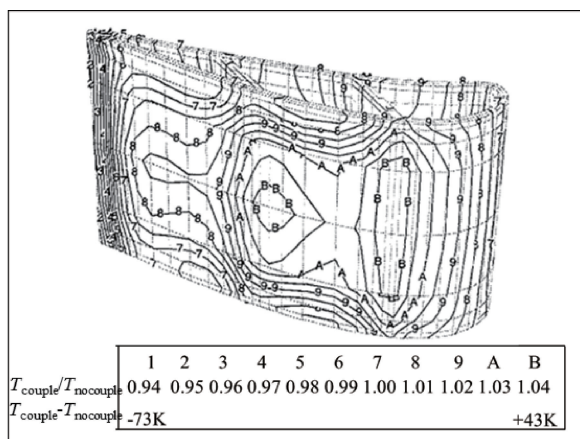


图 4 基于非耦合和弱耦合方法的数值计算得到的涡轮叶片温度差异^[22]

Fig. 4 The temperature difference of turbine blade calculated by uncoupled and weakly coupled numerical simulation^[22]

求解。在流体域中,温度场由能量方程式(20)求解,当热流运动到固体域,其控制方程为退化的能量方程:

$$\frac{\partial(\rho h)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v h) = \nabla \cdot (k \nabla T) + \dot{Q} \quad (25)$$

由于流体域和固体域统一求解,在界面处自动满足式(23)和(24)的条件。Eifel等^[24]结合实验和强耦合的数值计算方法分析了叶片冷却结构对冷却效果的影响,采用商业软件CFX对叶片内流道换热问题进行计算,其结果表明,扰流肋片交错排布比平行排布有更好的冷却效果,这一变化使叶片冷却效率提高了12.5%,而叶片表面最高温度下降了33.5%。Moritz等^[25]利用商业软件CHTflow对前缘有内部冷却通道和气膜孔的叶片热载荷进行了计算,其结果与实验结果吻合较好。总的来说,强耦合和弱耦合两种方法各有优势,弱耦合可以依据区域特性进行灵活的计算,但收敛性差,特别是对含有气膜孔、扰流柱等结构和热障涂层的涡轮叶片,其耦合界面多而复杂,在两个计算域进行数据的传递和程序实现上难度巨大,计算结果难以收敛。强耦合对流体和固体一起计算,耦合性好,对于数值模拟热障涂层更加方便,但计算耗时巨大。

2.2.2 湍流模型

涡轮叶片服役环境下的流场,由于燃气速度非常快,流体层流状态被破坏,出现小漩涡、流动紊乱,这种现象叫湍流。在流固边界层的湍流会直接影响流固换热的强弱,湍流的模拟是提高数值模拟求解精度的关键,但湍流的研究一直是世界性难题,已经困扰了数学家、力学家200多年,至今还无解。在工程界,目前湍流数值模拟通用的方法主要有3大类,分别是直接数值模拟(DNS)、大涡模拟(LES)和Reynolds平均Navier Stokes方

程(RANS)。DNS和LES由于计算量非常巨大,在工程上应用得很少,特别是对于带气膜结构和多层热障涂层体系的涡轮叶片,这两种方法难以应用。RANS方法是将N-S方程中的变量分解为时均量和脉动量两部分,方程中引入了雷诺应力项 $\rho \overline{v'_i v'_j}$ 和湍动能,再假设雷诺应力与应变成比例,比例系数为湍流粘性系数,通过新的方程来求解湍流粘性系数。由于求解的是平均运动,不需要非常小的计算步长和网格尺寸就可以反映湍流的运动,因此计算量与另两种方法相比大为减少,并且在精度上能够满足工程要求,具有较高的计算性价比,因此该方法在工程上得到了广泛的应用。

RANS方法中为了求解流场中的湍流动力粘度,研究者们提出了各种湍流模型,其中 $k-\varepsilon$ 模型、 $k-\omega$ 模型和SST模型被广泛采用。相比于前两种模型,SST模型^[26]综合了前两种模型的优点,将 $k-\varepsilon$ 模型中关于耗散率 ε 的输运方程写成 ω 的形式,然后 $k-\omega$ 模型和变换后的 $k-\varepsilon$ 模型分别根据混合函数 $\phi_3 = F_1 \phi_1 + (1-F_1) \phi_2$ 加权相加即可得到SST模型的表达式,其具体形式为:

$$\frac{\partial(\rho k')}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k' v_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \frac{\partial k'}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k' \omega \quad (26)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega v_j)}{\partial x_j} = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + (1-F_1) \cdot \frac{2\rho}{\sigma_{\omega 2} \omega} \frac{\partial k'}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \\ & + \sigma_3 \frac{\omega}{k'} P_k - \beta_3 \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (27)$$

式中, ρ 是密度, k' 是湍流动能, ω 是比耗散率, v_j 是速度, μ 是流体粘度,湍流粘度 $\mu_t = \rho \frac{k'}{\omega}$,其中 σ_{k3} , $\sigma_{\omega 2}$, $\sigma_{\omega 3}$, α_3 , β_3 , F_1 , β' 为常系数, P_k 是湍流粘性项,其具体形式为:

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \left(3 \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} + \rho k' \right) \quad (28)$$

Yoshiara等^[27]使用非结构网格求解器TAS-code研究了Mark II和C3X型叶片的换热问题,采用3种湍流模型进行对比计算,发现SST湍流模型在计算压强分布方面有微小误差,但是捕捉转捩点位置最准确。董平^[28]研究了气冷涡轮叶片边界层转捩的流动特性和转捩对温度的影响,对常见的多种湍流模型(切应力传输模型)识别转捩流动的能力进行了对比。其采用了商业软件FLUENT和CFX对多个算例进行流热耦合计算,如图5所示,可以发现,对涡轮叶片复杂流场和传热进行模拟时,采用不同湍流模型对计算结果影响非常大,其中基

于 CFX 的 SST 模型数值结果与实验结果吻合最好, 证明了 SST 湍流模型求解涡轮叶片流动和换热具有更好的计算精度, SST 湍流模型也在涡轮叶片冷却效率方面得到了相应的验证^[29-32]。

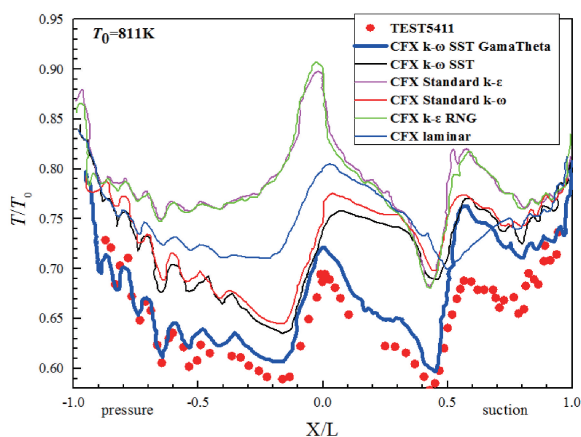


图 5 采用不同湍流模型计算的叶片中截面温度分布^[28]

Fig. 5 The temperature distribution on cross-section of blades with different turbulence models^[28]

2.3 隔热效果实验研究

运用数值仿真求解湍流热边界上的对流换热问题上采用的是半经验公式, 其数值精度依赖于数值网格的质量和湍流模型的准确性。对于高速燃气作用下的复杂叶片, 存在湍流转捩、脉动等复杂流动特性, 热边界层的对流换热难以在数值模拟中得到真实解, 隔热效果的数值误差较大。为了弥补这方面的不足, 可以进行相应的试验研究。然而整机试验存在成本过高、难度较高、研究针对性差等问题, 很难为热障涂层隔热性能的改进和设计提供准确信息。基于此, 针对涡轮叶片热障涂层隔热效果的试验极其必要, 这不仅可以大大降低试验成本, 更有助于深入研究服役环境下涡轮叶片热障涂层的隔热效果。试验研究主要包含两个方面: ① 涡轮叶片热障涂层服役环境模拟装置(冷效试验), ② 涡轮叶片实时测温技术。

2.3.1 涡轮叶片服役环境模拟装置

涡轮叶片服役环境模拟, 是指模拟涡轮叶片中气体流动、传热工况, 对涡轮叶片热障涂层进行试验研究。因此要求服役环境模拟装置满足以下条件: ① 高温高速燃气; ② 高压冷气; ③ 高速旋转; ④ 动力学、热力学物理相似; ⑤ 数据的可测性。这些严格的要求加大了服役环境模拟装置的设计难度, 对材料和测试技术都是巨大的挑战。早期 NASA^[33] 为了研究涡轮叶片冷却效率, 发展了基于相似条件的低温低压试验, 在满足几何相似性、运动学相似性、动力学相似性和热相似性的条件下推

导出要满足压力系数 P 、雷诺数 Re 和普朗特数 Pr 的相似关系:

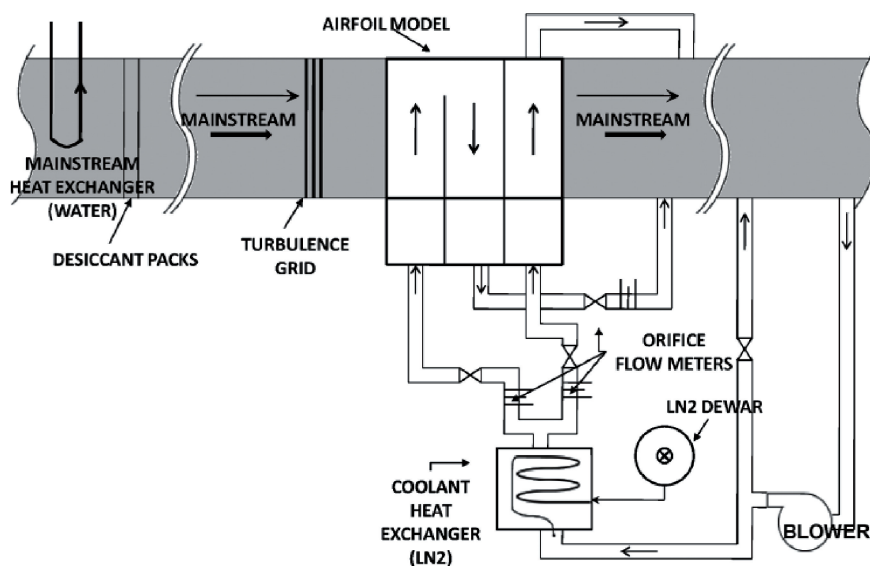
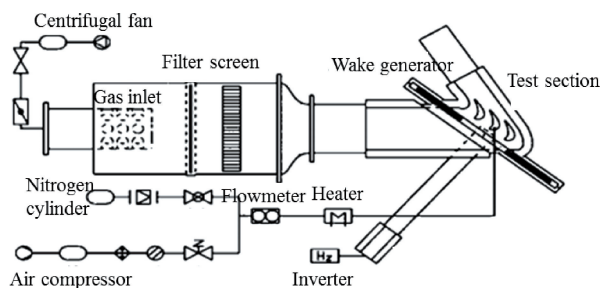
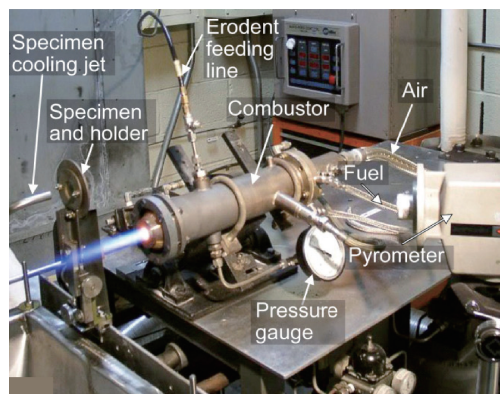
$$\frac{P}{\rho v^2} = P \quad (29)$$

$$\frac{\rho v l}{\mu} = Re \quad (30)$$

$$\frac{C_p \mu}{\lambda} = Pr \quad (31)$$

式中: l 是叶片特征长度, v 是流体速度, μ 是粘度, λ 是流体热导率, C_p 是等压热容, 这是 π 定理理论在隔热效果模拟试验中流场模拟的具体应用。和式(12)一样, 只要 P 、 Re 和 Pr 一样, 流速、压力等物理量无论怎么变化其结果都一样。

基于此, NASA^[34] 搭建了导叶测试装置, 通过风洞和压缩空气实现导向叶片低温低压下等效的燃气和冷气模拟环境, 进一步研究涡轮叶片冷却效果, 验证了基于 π 定理理论即物理相似原理试验的可信、可行和优越性。德克萨斯大学湍流与涡轮冷却研究室也研制了冷却模拟装置, Davinson^[8] 和 Dees 等^[18] 基于这台装置研究内部冷却、气膜冷却和热障涂层的隔热效果。该装置的结构如图 6 所示, 装置主体是一个由功率为 36 750 W 的变速风扇驱动的闭环风洞系统, 装置由电阻加热方式产生一定温度的燃气, 并由高压压缩机产生冷却气体通过叶片内部; 为了满足叶片的流动近似, 模拟段是风洞的一小段, 测试段是一个环形, 将环形风洞的拐角处修改为涡轮叶片的模拟段, 这样可以容纳 3 个叶片形成两个流道; 3 个模拟叶片放置在风洞的测试段形成两个流道, 为了满足叶片的流动近似, 调整参数使得模拟风洞与服役环境的 P 、 Re 、 Bi 、 Pr 相似, 为了方便安装热电偶、测量数据, 把模拟叶片的尺寸放大了 10 倍。同样, 宾夕法尼亚州立大学的 Lynch 等^[35] 建立了包含 7 个基于低压涡轮 Pack-B 翼型几何放大尺寸的涡轮叶片的冷效试验段。华北电力大学张立栋等^[36] 基于静叶栅风洞试验装置, 对叶片前缘区域的气膜冷却效率进行了试验研究, 分析了不同吹风比、不同主流雷诺数对叶片前缘区域冷却效率的影响。Lu 等^[37] 用加热网加热气体和冷却空气搭建了小型冷却效果低速模拟装置, 研究了圆柱形气膜孔结构嵌入横向沟槽下的冷却效率。西安交通大学李继宸等^[38] 基于图 7 所示的冷却效率试验台研究尾迹影响下有复合角扇形孔涡轮叶片表面的气膜冷却效率, 发现尾迹会使叶片表面气膜冷却效率显著降低, 在尾迹斯特劳哈尔数为 0.36 的条件下, 小质量流量比时叶片表面气膜冷却效率的平均降幅为 35%, 大质量流量比时平均降幅为 26%, 气膜冷却效率的下降幅度减小。这些试验模拟装置为涡轮叶片的气膜冷却设计提供了重要的基础。

图 6 涡轮冷却试验模拟装置结构图^[8]Fig. 6 Schematic diagram of cooling test simulation equipment of turbine blade^[8]图 7 涡轮冷却试验模拟装置结构图^[38]Fig. 7 Schematic diagram of cooling test equipment of turbine blade^[38]图 8 马赫数为 0.3~1.0 的高速燃气模拟装置^[40]Fig. 8 Test equipment with high speed gas with Mach of 0.3~1.0^[40]

随着服役温度不断提升，对湍流、热斑、辐射、旋转等对涡轮叶片热障涂层传热的影响，在低温低压模拟试验装置下难以模拟，发展高温、高压、高速旋转服役环境的模拟装置，并对动/静叶片热障涂层进行冷却和隔热效果的研究，是研制高性能航空发动机的必然要求。高温高速燃气、高速旋转和一定温度冷气是恶劣服役环境模拟的三大难题。国际上美国 NASA 的高压燃气模拟与测试装置 (HPBR)^[39]，能够模拟航空发动机内实际燃气的高温高压环境，通过石英观察口和图像采集系统观测试样的形貌变化。美国 NASA 研究中心的马赫数为 0.3~1 的高速燃气模拟装置^[40]，有一种模拟超音速高温燃气的喷枪 (图 8)，来模拟热障涂层服役过程中的高速燃气环境。

作者为了研究热障涂层在极端服役环境下的失效机制和可靠性，研制了涡轮导向叶片热障涂层的模拟服役环境试验与测试装置^[41]。该装置由产生高温、冲刷、腐蚀服役环境的超音速燃气喷枪，数字散斑 (DIC)、声发

射 (AE) 和红外 (IR) 等无损检测系统以及控制和其他辅助模块组成，如图 9 所示。该装置实现了高温、冲刷、CMAS 腐蚀服役环境的一体化模拟，可实现 1700 °C 高温、焰流马赫数为 1、冲刷粒子速度 300 m/s 等模拟环境参数和参数的可调、可控，同时还实现了带热障涂层涡轮叶片内部冷却和气膜冷却条件。在此基础上，进一步设计高速旋转转子系统和涡轮模型件，研制出了高速旋转工作叶片模拟试验装置^[42]，如图 10 所示，该装置通过高功率变频电机带动工作叶片的涡轮模型件以一定转速高速旋转，同时服役环境模拟燃气喷枪产生带有冲刷颗粒与腐蚀颗粒的高温高速燃气，加载在涡轮叶片热障涂层表面，模拟工作叶片热障涂层高速旋转和燃气交互的服役环境；加热器将高压冷却气体加热到目标温度后，分别经涡轮盘前端进气道与导流板进入工作叶片冷却通

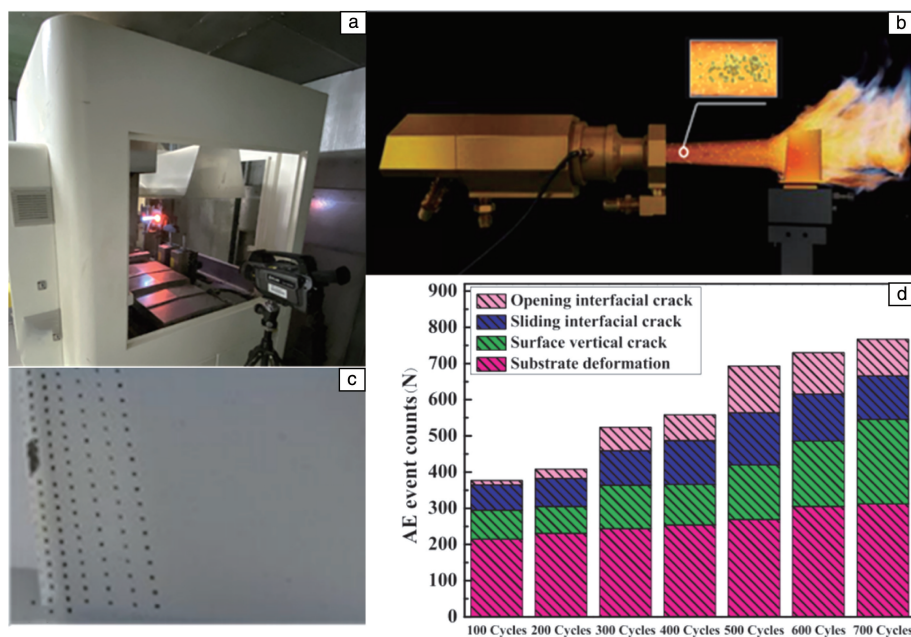


图 9 热障涂层静态试验模拟装置^[41]: (a) 装置整体, (b) 超音速喷枪, (c) 试验后叶片涂层剥落, (d) 声发射检测

Fig. 9 Equipment for the service simulation of blade with thermal barrier coating in static state^[41]: (a) overall appearance picture of the equipment, (b) the supersonic spray burner, (c) a spalling blade after test, (d) the acoustic emission testing

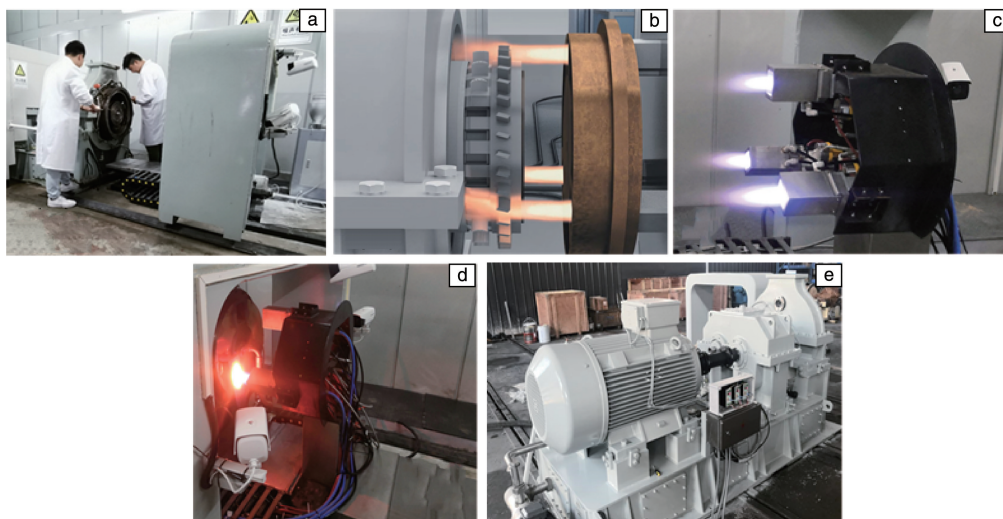


图 10 热障涂层动态试验模拟装置^[42]: (a) 装置整体, (b) 涡轮模型件, (c) 超音速喷枪, (d) 试验过程, (e) 高速转子系统

Fig. 10 Equipment for the service simulation of blade with thermal barrier coating in rotary state^[42]: (a) overall appearance picture of the equipment, (b) the simulated component of turbine blade, (c) the supersonic spray burner, (d) test process of the equipment, (e) the high speed rotor system

道, 实现工作叶片热障涂层温度梯度模拟。可实现 1500 ℃ 高温、焰流马赫数为 1、250 m/s 冲蚀的燃气环境以及 20 000 r/min 的转速的模拟, 工作叶片冷却气体温度 500 ℃、流量 500 L/min 的可控工况。这些装置为我国高温高速燃气、高速旋转等模拟航空发动机涡轮工作环境下热障涂层的隔热效果的研究, 提供了重要的基础。

2.3.2 涡轮叶片实时测温技术

涡轮叶片热障涂层模拟环境下温度的实时测量是分析涡轮叶片热障涂层隔热效果的重要依据。高温、高压、高速旋转等服役环境给温度实时测量带来了巨大的困难, 研究热障涂层隔热效果的测温方法要求精度高、量程大、测温实时性、响应速度快、空间尺度小、稳定性好。基于这些要求, 目前的测温技术主要有薄膜热电偶、磷光

热成像、红外热成像等。

(1) 薄膜热电偶测温技术

薄膜热电偶相比于普通热电偶, 具有与曲面粘附性好、对气流干扰小、抗振动和冲击等优势, 其基本结构如图 11 所示^[43~45]。制备时先在金属基底沉积过渡层, 再制备电化学绝缘层(常用材料是 Al_2O_3), 接着沉积测温功能层, 最后在顶层沉积保护层, 起着抗腐蚀和冲击的作用。功能层是两种不同材料连接成闭合回路, 当两种金属连接点存在温差时会产生相应的热电势, 即所谓的

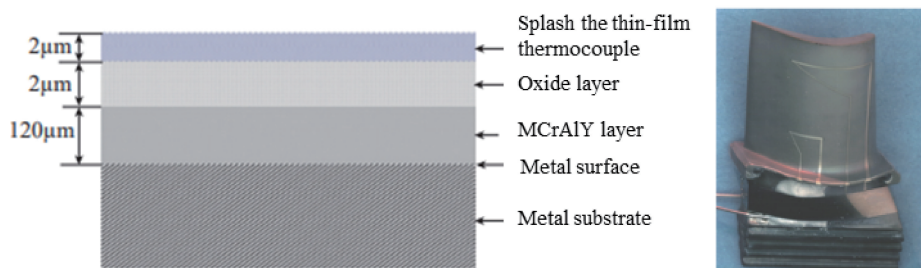


图 11 涡轮叶片薄膜热电偶结构示意图和实物照片^[43~45]

Fig. 11 Structure schematic of thin-film thermocouple on turbine blade and product image^[43~45]

相对来说, 国内将薄膜热电偶应用于航空发动机的研究较晚, 安保合^[47]运用真空镀膜的方法实现了 Pt/Pt10Rh 热电偶与叶片基底一体化结构, 然而测量过程中发生薄膜热电偶断裂、膜与细丝引线开焊、测量膜与基底短路等, 热电偶的损坏率达到 40%, 性能上测量误差达到 $\pm 3\%$, 累计使用寿命不超过 10 h 等。为了解决这些问题, Zhang 等^[48]研究了 W:Re 不同薄膜厚度和基底厚度对附着性的影响, 发现改变基底厚度对其影响不大, 适当增加薄膜厚度可提高附着性, 继续增加会降低薄膜热电偶的塞贝克系数。

张万里教授团队^[49]研制了 NiCr/NiSi、PtRh/Pt、ITO/ In_2O_3 及 Pt/ITO 等多种薄膜传感器, 所研制的 PtRh/Pt 薄膜热电偶实现了 1000 °C 高温的测试, 在 1100 °C 下仍具有较好的重复性和稳定性。他们进一步和中国燃气涡轮研究院合作^[50], 将 Pt/ITO:N 薄膜热电偶制备在涡轮叶片上, 当测试温度高于 900 °C 时, Pt/ITO:N 薄膜热电偶能服役 20 h 以上, 测量误差小于 $\pm 1.5\%$, 已经成功应用于发动机涡轮转子叶片表面温度测量。总体来说, 涡轮叶片表面温度的薄膜热电偶测温技术, 已基本实现应用。然而对于隔热效果的研究, 涡轮叶片服役环境更加恶劣, 未来的薄膜热电偶应用面临着燃气热冲击、冲蚀、腐蚀下的加速剥落, 高速旋转叶片的测温误差与引线困难, 热障涂层与薄膜热电偶多层体系的匹配复杂等挑战。

(2) 磷光测温技术

磷光测温技术最初产生于 20 世纪 80 年代, 目前的

塞贝克效应。由于涡轮叶片高温服役环境, 早期铜、镍铬合金(K 型)等廉价金属热电偶难以满足需求, 美国 Lewis 研究中心^[44]研制出了测温上限达 1100 °C、精度为 ± 0.3 °C 的温度应力测量 Pt13Rh/Pt(R 型)薄膜传感器。美国惠普公司^[45]研制的 Pt/Pt10Rh(S 型)薄膜热电偶能够在燃烧室废气测试条件下, 实现 1250 K 以下的涡轮叶片温度分布的测量。英国罗·罗公司^[46]将研制成功的铂铑薄膜热电偶应用于燃气涡轮发动机, 测量了导向叶片最高达 1200 °C 的温度分布, 其不确定度为 $\pm 2\%$ 。

测量技术主要分为光谱法、强度法与寿命法三大类, 其中磷光寿命法测温效果最佳, 应用最广泛。其测温原理是基于光致发光: 敏感材料受到激励光的照射使电子跃迁到高能级, 当电子从高能级回到基态时会产生荧光辐射, 当荧光放射达到稳定状态后, 激励光消失后的荧光辐射衰减时间与荧光寿命即激发态的寿命有关, 由于荧光寿命与温度关系为:

$$\tau(T) = \frac{1 + e^{-\Delta E/kT}}{R_s + R_T e^{-\Delta E/kT}} \quad (32)$$

式中, R_s 、 R_T 、 k 、 ΔE 是常数, T 是温度, 因此, 可以通过荧光信号的衰减时间计算出表面实际温度。磷光测温技术与传统测量方法相比, 具有非接触、空间分辨率高等优势。美国橡树岭(Oak Ridge)国家实验室^[51]通过该方法测量了 700~1000 °C 火焰中静态和旋转涡轮叶片的表面温度, 证明了该方法用于涡轮叶片热障涂层测温的可行性。英国罗·罗公司^[52]研制激发光波长为 266 nm 的 Nd:YAG 脉冲激光器的测温系统, 可以更精确地测量旋转涡轮叶片的温度。

近年来磷光热像技术在国内逐渐得到关注, 中北大学李彦等^[53]采用 Cr^{3+} :YAG 晶体作为荧光材料, 蓝色发光二极管作为激励光源, 经光纤将荧光信号输出, 测量了 10~450 °C 的温度, 误差小于 ± 5 °C。中国航天空气动力技术研究院与中国科学院应用化学所联合^[54]研发了磷光热成像测量系统, 温度测量范围最高约 500 °C, 该系统成功应用于高超声速模型表面温度与热流的测量。上

上海交通大学彭迪和刘应征等^[55-58]开展针对燃机透平叶片的高温测试技术的研究, 在 1000 °C 以上高温测量方面已取得一定进展, 原理上实现了热障涂层表面和底层温度测量, 是未来用于热障涂层隔热效果研究的测温技术之一。

(3) 红外辐射测温技术

红外辐射测温的原理是基于普朗克黑体辐射定律, 通过物体发出的红外辐射的能量大小来确定物体的温度:

$$M(\lambda, T) = \varepsilon(\lambda) \cdot \frac{C_1}{\lambda^5} \left[e^{\frac{C_2}{\lambda T}} - 1 \right]^{-1} \quad (33)$$

其中, T 为物体的绝对温度, $\varepsilon(\lambda)$ 为被测物体在温度为 T 时波长 λ 处的发射率, C_1 、 C_2 为第一、二辐射常数, λ 为物体的辐射波长。红外测温具有非接触、测温范围广、响应快等优点, 已广泛应用于航空发动机高温部件温度测量。

Skouroliaikou 等^[59]利用 Flir T440 型号红外热像仪测温, 指出发射率、环境背景温度、大气湿度是相对温度测量准确性的关键因素。对服役环境中涡轮叶片采用红外辐射测温, 不仅水汽、灰尘会影响精度, 而且发动机涡轮叶片服役环境下过高的背景温度会带来更大的误差。美国 UTC 公司^[60, 61]相继研究出了基于双波段、三波段测温原理的测温系统, 即单色测温仪、双色测温仪、多色测温仪。相比于单色测温仪, 双色测温仪是通过邻近通道两个波段红外辐射能量的比值来决定温度的大小, 双色测温仪能消除环境中灰尘、水汽对辐射的吸收和反射的影响, 避免由此导致的测温不准确。Li 等^[62]对采用单色测温仪、双色测温仪和多色测温仪在 1.2~2.5 μm 波长时测量涡轮叶片温度时的误差进行了计算和比较, 并采用 CFD 软件对动叶和导叶的温度分布进行了模拟, 发现从叶片压力面前缘到后缘, 3 种测温仪误差的变化趋势是相同的, 先减小后增大、再减小, 双色测温仪的误差小于其它两种测温仪, 且随着波长增加误差减小。

对于热障涂层, 波长是影响其发射率的重要因素。Manara 等^[63]对燃气轮机中长波长红外测温方法进行了探究, 发现对于不透明的表面, 在近或短波长下测温是合适的, 但是对于热障涂层陶瓷材料, 在近或短波区域存在半透性, 测温仪接收到的辐射有一部分来自合金基底, 带来较大的误差, 而在长波长区域($>10 \mu\text{m}$)陶瓷材料不是透明的, 并且在这个波长区域表现出较高的发射率, 使得长波长测温变为可能。欧共体和美国联合课题组的 Hiernaut 等^[64]结合辐射测温原理与光纤传感器的优点, 研制了一种基于多波长辐射测温的亚毫米级高温仪, 测量温度范围 727~1327 °C, 精度为 1%。英国罗·罗公司^[65]为了提高测温精度研究发射率修正、信号处理方法, 研制了 ROTAMAPII 型测温仪, 实现了 550~1400 °C 测温, 分辨率为 ± 1 °C。

目前, 发射率的标定方法、误差消除和补偿算法是当前国内提高涡轮叶片热障涂层测温精度的研究重点。哈尔滨工程大学冯驰等^[66]基于离散不规则曲面的精确反射模型, 计算了用高温计测量转子叶片温度时的反射辐射误差。上海技术物理研究所王跃明等^[67]提出了短波红外辐射测温的信号采集以及消除背景辐射的方法。中国燃气涡轮研究院^[68]基于红外辐射测温实现了航空发动机涡轮转子叶片前缘和叶盆温度场的测量。作者^[69]模拟了涂覆热障涂层的涡轮叶片在热冲击下的工况, 并用 Flir309 测量得到涂层表面温度场, 如图 12 所示。总体来说, 由于涡轮叶片热障涂层复杂的服役环境, 红外辐射测温是当前测量涡轮叶片表面温度的最重要方法, 然而, 用于涡轮叶片热障涂层研究、特别是工作叶片热障涂层的研究, 还需要针对具体工况消除误差、提高测量精度。

国外研究热障涂层隔热效果的常用测温技术是红外测温技术并结合薄膜热电偶测量涡轮叶片与涂层基底界面温度的方法, 以实现涡轮叶片热障涂层表面温度测量。发展高测量精度、高稳定性的薄膜热电偶技术和改善复

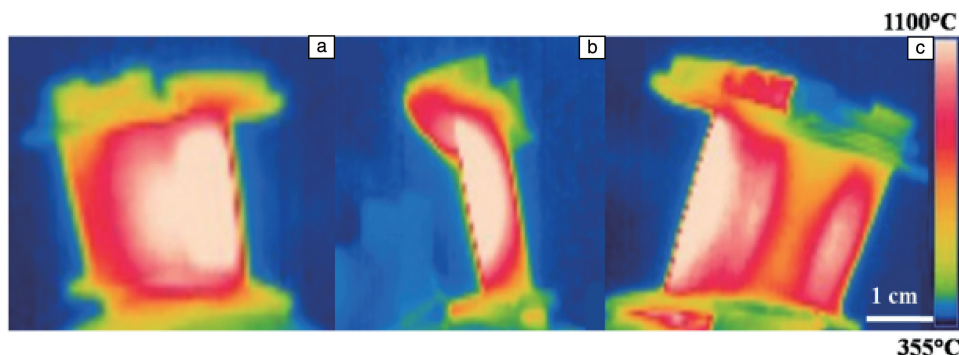


图 12 涡轮叶片热障涂层保温阶段表面红外温度云图^[69]: (a) 压力面, (b) 前缘, (c) 吸力面

Fig. 12 The thermal image sequences of TBCs surface during the holding stage of thermal shock^[69]: (a) the pressure side, (b) leading edge and (c) the suction side

杂环境下发射率校准、消除测量误差,是当前研究涡轮叶片热障涂层隔热效果的关键问题。

为了提高涡轮叶片综合冷却效率,Davidson^[8]基于相似原理的试验环境模拟,结合温度测量技术开展了热障涂层与气膜冷却交互作用下的综合冷却效果研究,进一步分析热障涂层的隔热效果对整体冷却效率的影响,为涡轮叶片冷却效率的优化设计提供研究基础。其试验模拟装置的整体构造如图 6,试验中基于相似原理,为了满足叶片的流动近似、方便安装热电偶,把模拟叶片的尺寸放大了 10 倍、12 倍等,通过改变涡轮叶片弦长和热障涂层厚度使得 Bi 相似。基于此,设计的中心测试叶片由导热系数 $k = 1.02 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 的环氧树脂制成,模拟 TBC 选用的材料是软木(栓皮),其导热系数经测量为 $0.065 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 。试验中运用的测温技术为红外测温 and 热电偶测温相结合,其中红外测温是运用 Flir 系统 ThermoCAM © P20 和 P25 红外相机,试验过程中通过 NaCl 或 ZnSe 窗口得到试验段叶片表面温度,分辨率为 1.5 像素/毫米,像素为 260×240 ,为了提高测量精度,运用安装在模拟叶片表面的热电偶对红外测温的发射率进行校准。采用的热电偶为 E 型热电偶,每个测点的尺寸足够小,为 $1.5 \text{ mm} \times 1.5 \text{ mm} \times 0.1 \text{ mm}$,这样可以尽可能减小热电偶对流场的扰动、红外测温视野的干扰和气膜孔效率影响。试验发现:

(1)图 13 为无气膜冷却时内部冷气取不同雷诺数下有无热障涂层叶片的冷却效率,这里的内部冷却是冷气

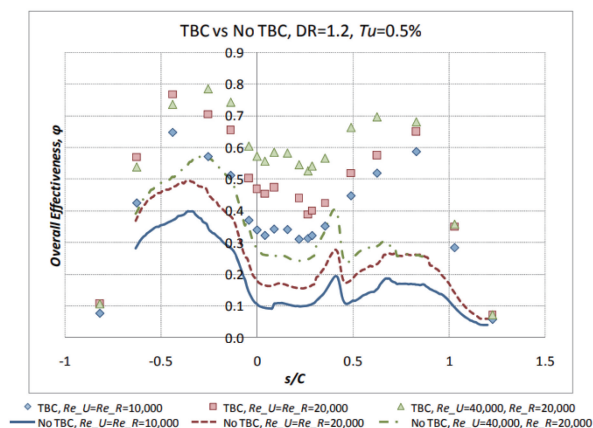


图 13 无气膜冷却时不同内部冷气雷诺数下有无热障涂层叶片表面冷却效率^[8], s 是沿弦长距离, C 是弦长, s/C 表示沿弦长的相对位置, $s/C=0$ 指叶片前缘, $s/C<0$ 是叶片压力面区域, $s/C>0$ 是叶片吸力面区域

Fig. 13 Comparison of overall effectiveness with and without TBC under varying internal Re ^[8], s is streamwise surface distance and C is the vane chord length. s/C is the location. $s/C=0$ is the regions of leading edge of vane, $s/C<0$ is the regions of pressure sides, $s/C>0$ is the regions of suction sides.

只在叶片内部流过,从尾缘槽流出带走叶片热量,但没有气膜冷却的影响,图中横坐标是沿叶片弦长方向的相对位置。可以看出,雷诺数增加、涂覆热障涂层可以显著地提升涡轮叶片的冷却效率。因此,提高内部冷却气体的湍流度和增加热障涂层厚度是提高叶片冷却效率的重要途径。

(2)图 14 为不同内部冷气雷诺数时热障涂层隔热效率,这里既有内部冷却,又有气膜冷却技术。图中纵坐标为热障涂层隔热效率,其与图 13 中热障涂层隔热效果的含义是一样的,但表达式不同,这里统称为隔热效率。TBC 的相对效率随着内部冷气雷诺数的增加而增加,这与无气膜冷却时热障涂层隔热效果的分析结论是一致的。在 $s/C = 0.30$ 的位置上,通过内部冷气雷诺数的增加,热障涂层相对效率的提高幅度约为 0.20~0.25。

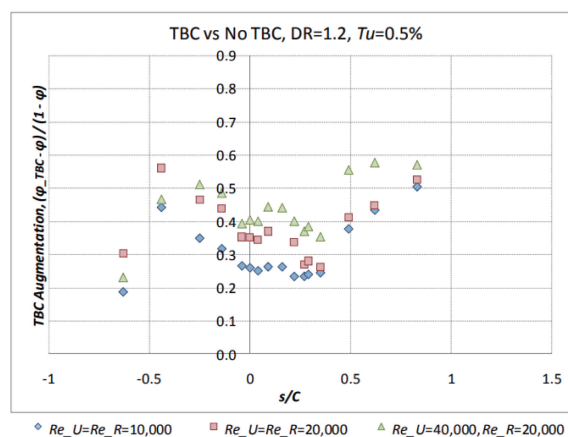


图 14 不同内部冷气雷诺数时热障涂层隔热效率^[8]

Fig. 14 TBC augmentation with varying internal Re ^[8]

3 隔热效果影响因素

提炼热障涂层隔热效果的关键参数,并明确关键参数对隔热效果的影响规律,是进行高性能航空发动机涡轮叶片热障涂层优化设计的必然途径。由于高温测温技术的限制,高温燃气、冷气 CMAS 腐蚀、旋转等复杂服役环境的试验模拟技术匮乏,高温燃气、冷气、气膜孔结构材料参数等影响因素众多,规律不明晰,使得涂覆热障涂层涡轮叶片的隔热效果及其影响因素研究进展较为缓慢。本节将涡轮叶片热障涂层隔热效果影响因素的研究现状分为气膜冷却和热障涂层隔热两个部分。每个部分又分为涂层材料参数、服役环境、冷却结构 3 个方面进行概述。

3.1 材料影响因素

影响热障涂层隔热效果的材料参数主要有材料成分、微观结构、孔隙率和涂层厚度等,其中材料成分、微观结构、孔隙率是通过涂层热导率来影响热障涂层隔热效

果的。容易理解的是, 越低的热导率和大厚度有利于提高热障涂层隔热效果。基于此, 通过改变制备工艺、微观结构和材料成分来降低涂层热导率, 从而提高热障涂层隔热效果是当前热障涂层研究的关注点。

Ren 等^[12]制备了 YSZ 和双层 YSZ/Al₂O₃ 两种涂层, 发现在 1150 °C 时, 双层 YSZ/Al₂O₃ 涂层两端的温度差比 YSZ 的增加了 6.9%, 如图 15 所示。Wang 等^[13]指出热

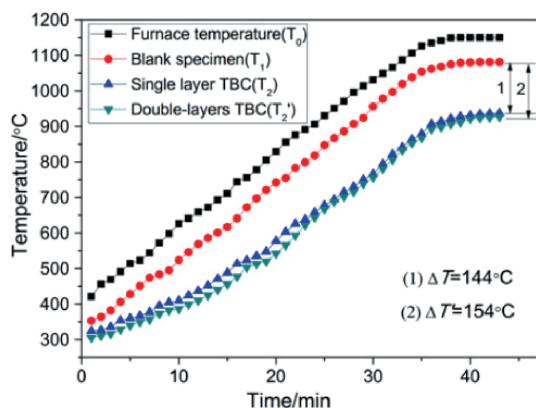


图 15 单层和双层热障涂层的隔热效果^[12]

Fig. 15 The thermal insulation of single and double thermal barrier coatings^[12]

障涂层的隔热效果随着孔隙的尺寸、体积分数和垂直于涂层厚度方向的孔隙层数的增加而提高。这些研究说明一定量的孔隙和裂纹有利于提高热障涂层的隔热性能。清华大学郑艺欣^[70]基于 Bruggeman 热导率建立热导率 k_c 和孔隙率 φ 的关系:

$$k_c = k_m (1 - \varphi)^{3/2} \quad (34)$$

这里, k_m 是致密固相的热导率。大气等离子喷涂制备的涂层, 内部存在大量气孔, 降低了涂层的密度, 保证了较低的热导率, 常用于服役温度更高的导向叶片; 而物理气相沉积的热障涂层由于结构更紧密而热导率更高。此外, 由于材料内部传热是基于声子传热, 其声子热导 k_{ph} 可以表示为:

$$k_{ph} = \frac{1}{3} C_v v_m l \quad (35)$$

这里, C_v 代表等容热容, v_m 是声子传播的平均声速, 而 l 是声子在材料中的平均自由程, 因此, 降低声子自由程、增加声子散射是近年来降低材料热导率的主要方向。Clarke^[14]综合涂层各种因素推导出: 在选择低热导率热障涂层材料时, 如果满足 $\rho^{1/6} E^{1/2} / (M/m)^{2/3}$ 取最小值 (ρ 为密度, E 是弹性模量, M 是分子质量, m 是一个分子中所含的原子数), 即当材料的分子量大, 晶体结构复杂, 键合无方向性, 且每个分子中有许多不同原子时, 其热导率更低。通过各种掺杂稀土锆酸盐提高晶格畸变,

进而增加声子散射成为近年来研究的重点。Xiang 等^[15]研究发现添加 Yb₂O₃ 和 CeO₂ 的 La₂Zr₂O₇ 涂层的萤石结构带有缺陷, 导致其比 La₂Zr₂O₇ 拥有更低的热导率和高热膨胀系数。Vasen 等^[16]总结了目前主要研究的材料 (见图 16), 可以看出, 如果只是单独考虑热传导系数的话, 具有烧绿石结构的材料有望成为 YSZ 最适合的替代品。

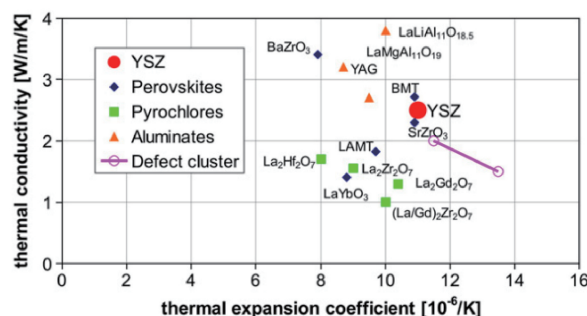


图 16 先进新型热障涂层材料的热导率和热膨胀系数^[16]

Fig. 16 The thermal conductivity and thermal expansion coefficient of advanced thermal barrier coating materials^[16]

3.2 服役环境影响因素

服役环境是影响热障涂层应用时隔热效果的重要因素, 主要包括燃气和冷气的温度、速度、湍流度等参数。这些参数不仅影响涡轮叶片热障涂层温度场, 并且参数之间的相互影响将改变叶片表面温度场, 这导致影响因素的试验研究周期长, 成本高, 当前的研究主要集中在数值模拟。王应龙等^[71]通过流固耦合数值模拟研究涡轮叶片温度场, 发现热障涂层的隔热效果对涡轮入口温度较敏感, 随入口温度的升高而增大, 但隔热效率会因温度过高而达到极限, 最后保持在 24% 左右; 叶片表面最大换热系数与外流场入口速度成正相关, 斜率约为 8.57, 隔热效果随外流场速度增高而降低。Prapamonthon 等^[9]通过数值模拟方法研究涂覆热障涂层的导向叶片冷却效率随主流湍流度的变化, 发现热障涂层在压力面比吸力面有更好的隔热效果, 并发现随着湍流度增大, TBC 对总体冷却效率的影响更明显; 通过提高雷诺数, TBC 的有效性随着内部冷却效率的提高而提高。实验上, Davidson 等^[8]通过等效 Bi 等效低温 (400 °C) 实验, 运用红外热成像和薄膜热电偶技术测量叶片温度, 研究了不同内部冷却气体湍流度时热障涂层的隔热性能, 发现涂层显著提高了整体冷却效率, 且涂层效率 (如图 14) 会随着内部冷却效率的增加而增加。当前关于服役环境对热障涂层隔热效果影响的报道还非常有限, 没有系统研究成果。我国关于隔热效果的定量分析的实验数据匮乏, 尽管通过简单试样开展了部分测试, 但数据的可靠

性难以确定,也没有形成公认测试方法。

3.3 冷却结构影响因素

冷却结构一般包含内部冷却结构、气膜孔结构、气膜孔的位置和数量等参数,是通过改变气膜冷却、流场结构等来影响叶片内部热流来改变热障涂层的隔热效果,是涡轮叶片热障涂层冷却设计的关键。微小的结构参数差异在高压高速冲击和高温环境下,会显著影响涡轮叶片整体的冷却效果。Mensch 等^[72]建立了叶片壁面的耦合传热模型,基于流固耦合方法研究发现热障涂层可以显著地降低叶片基底温度,且随着吹风比增大,热障涂层减少壁面的热传导,使得冷却效率更大。Webb 等^[73]运用壁面相似法则,结合实验建立了传热和壁面摩擦的关联性,基于这一关联研究扰流柱和扰流肋对壁面换热的影响,发现扰流柱和扰流肋可以强化内部冷却效率,降低涡轮叶片温度,并可根据肋片的高度和间距来优化内部冷却效率。Bogard 等^[7]总结了冷却性能的主要影响因素(如表 1),吹风比、湍流度、气膜孔型和角度是影响冷却性能的重要参数,冷却效率随冷却射流分离而降低,表面曲率、高自由湍流度以及孔出口的形狀对冷却射流分离时的吹风比有显著影响,从而大大改变了气膜冷却性能。尽管对冷却结构参数的影响已有大量研究,然而气膜孔结构参数对热障涂层隔热效果的影响还研究得非常少。Davidson 等^[8]在这方面做了一些研究,他们在研究不同气膜孔型等因素对综合冷却效率的影响时发现,热障涂层可以显著提高综合冷却效率,但设计更复杂气膜孔型在提高冷却效率上意义不大,在设计的同时更应该考虑热障涂层的服役寿命。

表 1 气膜冷却影响因素^[7]

Table 1 Factors affecting film-cooling performance^[7]

Coolant/mainstream condition	Hole geometry and configuration	Airfoil geometry
Mass flux ratio	Shape of the hole	Surface curvature
Mainstream turbulence	Injection angle and compound angle of coolant hole	Surface roughness
Coolant density ratio	Spacing between hole	Hole location
Mainstream Mach number	Length of the hole	
Rotation	Spacing between rows of holes and number of rows	

综上可知,涡轮叶片热障涂层的隔热效果的影响因素很多,影响规律复杂,试验研究缓慢,当前的研究还不够深入,难以形成系统的结论以指导先进航空发动机涡轮叶片热障涂层的设计和优化。

4 展 望

随着航空发动机的发展,热障涂层已经成为未来高

性能发动机不可缺少的技术,确定热障涂层隔热效果关键影响因素,理清影响规律,准确预测和评价热障涂层隔热效果,并进一步优化先进航空发动机涡轮叶片热障涂层制备工艺和结构设计,是当前先进航空发动机发展的关键问题。当前关于热障涂层隔热效果的理论分析、实验测试技术等在不断发展和进步,还存在以下几个方面的问题需要进一步研究和发展:

(1) 优化热障涂层与气膜冷却相互影响及其服役相互耦合的评价理论与试验方法,发展基于涂层内部微观结构的数值模拟方法,发展结构优化的数值方法,为热障涂层隔热效果的预测和优化设计提供理论基础。

(2) 开发针对涡轮叶片服役环境下热障涂层表面和界面温度测量技术,突破高速旋转下、高温火焰中叶片表面的红外测温技术和测量界面温度的薄膜热电偶技术的难题。

(3) 研制高速旋转、热力化耦合环境模拟装置,研究高速旋转下燃气、冷气等相关参数对隔热效果的影响,与数值模拟相互验证,促进工作叶片热障涂层隔热效果的优化和提升。

参考文献 References

- [1] WANG Y, LIU H, LING X, *et al.* Applied Thermal Engineering[J], 2016, 102: 234–242.
- [2] 郭洪波, 宫声凯, 徐惠彬. 中国材料进展[J], 2009, 28(9/10): 18–26.
GUO H B, GONG S K, XU H B. Materials China[J], 2009, 28(9/10): 18–26.
- [3] PADTURE N P, GELL M, JORDAN E H. Science[J], 2002, 296(5566): 280–284.
- [4] PADTURE N P. Nature Materials[J], 2016, 15: 804–809.
- [5] CLARKE D R, OECHSNER M, PADTURE N P. MRS Bulletin[J], 2012, 37: 891–898.
- [6] MENSCH A, THOLE K A, CRAVEN B A. Journal of Turbomachinery[J], 2014, 136: 121003.
- [7] BOGARD D G, THOLE K A. Journal of Propulsion and Power[J], 2006, 22: 249–270.
- [8] DAVIDSON F T. An Experimental Study of Film Cooling, Thermal Barrier Coatings and Contaminant Deposition on an Internally Cooled Turbine Airfoil Model[D]. Austin, Texas: University of Texas at Austin, 2012.
- [9] PRAPAMONTHON P, XU H, YANG W, *et al.* Energies[J], 2017, 10(3): 1–16.
- [10] HARRISON G F. The Influence of New Materials and Manufacturing Processes on the Design of Future Aero Engines[C]//Proceedings of European Propulsion Forum. London: Royal Aeronautical Society, 1993.
- [11] LIU Z Y, ZHU W, YANG L, *et al.* International Journal of Thermal

- Sciences[J], 2020, 158: 106552.
- [12] REN C, HE Y, WANG D, *et al.* Oxidation of Metals[J], 2011, 75(5): 325–335.
- [13] WANG L D, WANG Y, SUN X, *et al.* Materials & Design[J], 2011, 32(1): 36–47.
- [14] CLARKE D R. Surface and Coatings Technology[J], 2003, 163–164: 67–74.
- [15] XIANG J, CHEN S, HUANG J, *et al.* Ceramics International[J], 2012, 38(5): 3607–3612.
- [16] VASEN R, JARLIGO M O, STEINKE T, *et al.* Surface and Coatings Technology[J], 2010, 205(4): 938–942.
- [17] MAIKELL J, BOGARD D, PIGGUSH J, *et al.* Journal of Turbomachinery[J], 2011, 133: 121003.
- [18] DEES J E, BOGARD D G, LEDEZMA G A, *et al.* Journal of Turbomachinery[J], 2012, 134(6): 061005.
- [19] ZIAELASL A, RAMEZANLOU M T. International Journal of Mechanical Sciences[J], 2019, 150: 656–664.
- [20] ZHU W, WANG J W, YANG L, *et al.* Surface and Coatings Technology[J], 2017, 315: 443–453.
- [21] WILCOX D C. Turbulence Modeling for CFD[M]. La Canada, CA: DCW Industries, 1998.
- [22] HESELHAUS A, VOGEL D. Numerical Simulation of Turbine Blade Cooling with Respect to Blade Heat Conduction and Inlet Temperature Profiles[C]//Proceedings of 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego, CA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1995: 3041.
- [23] SONDAK D, DORNEY D. Simulation of Coupled Unsteady Fluid Dynamics and Conduction Heat Transfer in a Turbine Stage[C]// Proceedings of 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Los Angeles, CA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1999: 2521.
- [24] EIFEL M, CASPARY V, HONEN H, *et al.* Journal of Turbomachinery[J], 2011, 133(1): 011018.
- [25] MORITZ N, KUSTERER K, BOHN D, *et al.* Propulsion and Power Research[J], 2013, 2(1): 1–9.
- [26] MENTER F R. AIAA Journal[J], 1994, 32(8): 1598–1605.
- [27] YOSHIARA T, SASAKI D, NAKAHASHI K. Conjugate Heat Transfer Simulation of Cooled Turbine Blades Using Unstructured-Mesh CFD Solver[C]// Proceedings of 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2011: 498.
- [28] 董平. 航空发动机气冷涡轮叶片的气热耦合数值模拟研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- DONG P. Research on Conjugate Heat Transfer Simulation of Aero Turbine Engine Air-Cooled Vane[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009.
- [29] DU K, LI J. International Journal of Heat and Mass Transfer[J], 2016, 98: 768–777.
- [30] ZHANG K, LI J, LI Z, *et al.* International Journal of Heat and Mass Transfer[J], 2019, 129: 618–634.
- [31] ALIZADEH M, IZADI, FATHI A. Journal of Turbomachinery[J], 2014, 136: 011001.
- [32] KE Z Q, WANG J H. Applied Thermal Engineering[J], 2015, 87: 117–126.
- [33] GLADDEN H J, LIVINGOOD J N. Procedure for Scaling of Experimental Turbine Vane Airfoil Temperatures from Low to High Gas Temperatures(NASA-TN-D-6510)[R]. Washington D C: National Aeronautics and Space Administration, 1971.
- [34] HYLTON L D, MIHELIC M S, Turner E R, *et al.* Analytical and Experimental Evaluation of the Heat Transfer Distribution over the Surfaces of Turbine Vanes (NASA-CR-168015)[R]. Washington D C: National Aeronautics and Space Administration, 1983.
- [35] LYNCH S P, SUNDARAM N, THOLE K A, *et al.* Journal of Turbomachinery[J], 2011, 133(1): 011019.
- [36] 张立栋, 杜利梅, 王梅丽, 等. 动力工程学报[J], 2011, 31(11): 835–839.
- ZHANG L D, DU L M, WANG M L, *et al.* Journal of Chinese Society of Power Engineering[J], 2011, 31(11): 835–839.
- [37] LU Y, DHUNGEL A, EKKAD S V, *et al.* Journal of Turbomachinery[J], 2009, 131(1): 011003.
- [38] 李继宸, 朱惠人, 陈大为, 等. 西安交通大学学报[J], 2019, 53(09): 167–175.
- LI J C, ZHU H R, CHEN D W, *et al.* Journal of Xi'an Jiaotong University[J], 2019, 53(09): 167–175.
- [39] ROBINSON R C. NASA GRC's High Pressure Burner Rig Facility and Materials Test Capabilities (NASA/CR-1999-209411)[R]. Washington D C: National Aeronautics and Space Administration, 1999.
- [40] ZHU D M, MILLER R A, KUCZMARSKI M A. Development and Life Prediction of Erosion Resistant Turbine Low Conductivity Thermal Barrier Coatings(NASA/TM-2010-215669)[R]. Texas: 65th Annual Forum and Technology Display, 2009.
- [41] ZHOU Y C, YANG L, ZHONG Z C, *et al.* Type of Testing Equipment for Detecting the Failure Process of Thermal Barrier Coating in a Simulated Working Environment; USA14/760 444[P]. 2018–04–10.
- [42] 杨丽, 周益春, 刘志远, 等. 一种涡轮叶片热障涂层工况模拟实验测试系统: ZL109682702B[P]. 2020–03–20.
- YANG L, ZHOU Y C, LIU Z Y, *et al.* Turbine Blade Thermal Barrier Coating Working Condition Simulation Experiment Test System; ZL109682702B[P]. 2020–03–20.
- [43] WRBANEK J D, FRALICK G C. Thin Film Physical Sensor Instrumentation Research and Development at NASA Glenn Research Center (NASA/TM-2006-214395)[R]. Cleveland, Ohio: 52th International Instrumentation Symposium, 2006.
- [44] LEPICOVSKY J, BRUCKNER R, SMITH F. Application of Thin Film Thermocouples to Localized Heat Transfer Measurements[C]// Proceedings of 31th Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego, CA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1995.

- [45] GRANT H P, PRZYBYSEWSKI J S, CLAING R G. Turbine Blade Temperature Measurements Using Thin Film Temperature Sensors (NASA-CR-165201) [R]. Washington D C: National Aeronautics and Space Administration, 1981.
- [46] 黄春峰, 蒋明夫, 毛茂华. 航空发动机[J], 2011, 37(06): 53-57.
HUANG C F, JIANG M F, MAO M H. Aeroengine[J], 2011, 37(06): 53-57.
- [47] 安保合. 推进技术[J], 1992 (01): 63-67.
AN B H. Journal of Propulsion Technology[J], 1992 (01): 63-67.
- [48] ZHANG Y, CHENG P, YU K, *et al.* Vacuum[J], 2017, 146: 31-34.
- [49] ZHAO X H, WANG Y R, CHEN Y Z, *et al.* Rare Metals[J], 2017, 36(6): 512-516.
- [50] 赵文雅, 蒋洪川, 陈寅之, 等. 测控技术[J], 2013, 32(04): 23-25.
ZHAO W Y, JIANG H C, CHEN Y Z, *et al.* Measurement & Control Technology[J], 2013, 32(04): 23-25.
- [51] TOBIN K W, ALLISON S W, CATES M R, *et al.* AIAA Journal[J], 2012, 28(8): 1485-1490.
- [52] 姚艳玲, 代军, 黄春峰. 航空制造技术[J], 2015(12): 103-107.
YAO Y L, DAI J, HUANG C F. Aeronautical Manufacturing Technology[J], 2015(12): 103-107.
- [53] 李彦, 王艳红, 魏艳龙. 传感器世界[J], 2014, 20(11): 23-26.
LI Y, WANG Y H, WEI Y L. Sensor World[J], 2014, 20(11): 23-26.
- [54] 毕志献, 韩曙光, 伍超华, 等. 实验流体力学[J], 2013, 27(03): 87-92.
BI Z X, HAN S G, WU C H, *et al.* Journal of Experiments in Fluid Mechanics[J], 2013, 27(03): 87-92.
- [55] CAI T, GUO S, LIU Y Z, *et al.* Sensors and Actuators A: Physical [J], 2020, 315: 112246.
- [56] LIU Y Z, PENG D, WANG W, *et al.* Comparison of PSP and TSP Measurement Techniques for Fast Rotating Blades [C]// Proceedings of 2018 Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Atlanta, Georgia: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2018.
- [57] CAI T, PENG D, LIU Y Z, *et al.* Journal of Visualization[J], 2016, 19(3): 383-392.
- [58] PENG D, LIU Y Z. Sensors and Actuators B: Chemical[J], 2016, 222: 141-150.
- [59] SKOUROLIAKOU A S, SEFERIS I, SIANOUDIS I, *et al.* e-Journal of Science & Technology[J], 2014(3): 9-14.
- [60] GEBHART J R, KINCEN B E, STRANGE R R. Optical Pyrometer and Technique for Temperature Measurement: US 4222663A [P]. 1980-9-16.
- [61] SUAREZ-GONZALEZ E, OOLUKIAN R L. Triple Spectral Area Pyrometer: US 5125739[P]. 1992-6-30.
- [62] LI D, FENG C, GAO S, *et al.* Infrared Physics & Technology[J], 2018, 94: 255-262.
- [63] MANARA J, ZIPF M, STARK T, *et al.* Infrared Physics & Technology[J], 2017, 80: 120-130.
- [64] HERNAUT J P, BEUKERS R, HEINZ W, *et al.* High Temperature High Press[J], 1986, 18: 617-625.
- [65] BIRD C, PARRISH C J. Component Temperature Measuring Method: US 7003425[P]. 2006-2-21.
- [66] GAO S, WANG L X, FENG C, *et al.* Measurement Science and Technology[J], 2015, 26(10): 105203.
- [67] 王跃明, 祝倩, 王建宇, 等. 红外与毫米波学报[J], 2011, 30(03): 279-283.
WANG Y M, ZHU Q, WANG J Y, *et al.* Journal of Infrared and Millimeter Waves[J], 2011, 30(03): 279-283.
- [68] 刘先富, 熊兵, 李杨, 等. 燃气涡轮试验与研究[J], 2016, 29(04): 47-50.
LIU X F, XIONG B, LI Y, *et al.* Gas Turbine Experiment and Research[J], 2016, 29(04): 47-50.
- [69] ZHU W, ZHANG C X, YANG L, *et al.* Surface and Coatings Technology[J], 2020, 399: 126151.
- [70] 郑艺欣. 热障涂层材料显微结构分析与热导率估算的研究[D]. 北京: 清华大学, 2017.
ZHENG Y X. Microstructure Observation and Thermal Conductivity Estimation of Thermal Barrier Coating Materials[D]. Beijing: Tsinghua University, 2017.
- [71] 王应龙, 杨晶晶. 机械科学与技术[J], 2020(1): 1-7.
WANG Y L, YANG J J. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering[J], 2020(1): 1-7.
- [72] MENSCH A, THOLE K A, CRAVEN B A. Journal of Turbomachinery [J], 2014, 136: 121003.
- [73] WEBB R L, ECKERT E R G, GOLDSTEIN R. International Journal of Heat and Mass Transfer[J], 1971(14): 601-617.

(编辑 惠 琼)