

DOI:10.11784/tdxbz202310003

# 吹风比对热障涂层-气膜冷却系统 CMAS 侵蚀过程及隔热性能的影响

张俊红<sup>1,2</sup>, 谢安顺<sup>1</sup>, 高朗<sup>1</sup>, 张学玲<sup>2</sup>, 林杰威<sup>1</sup>, 戴胡伟<sup>1</sup>

(1. 天津大学先进内燃动力全国重点实验室, 天津 300072; 2. 天津仁爱学院机械系, 天津 301636)

**摘要:** 针对熔融硅酸盐环境沉积物(CMAS)侵蚀诱发含冷却孔热障涂层结构热防护性能下降的问题, 研究了不同吹风比下的 CMAS 的非均匀侵蚀行为及其对热障涂层(TBCs)隔热性能的影响. 在 Fluent 软件中, 考虑热传导、热对流和热辐射(热辐射使用离散纵坐标辐射模型), 建立共轭传热模型得到了在吹风比为 1.5、1.0 和 0.5 时 TBC-气膜冷却系统的温度分布, 在 ABAQUS 中建立三维相场模型(PFM)模拟 CMAS 的非均匀侵蚀行为, 定量分析不同吹风比下 CMAS 侵蚀行为对 TBC-气膜冷却系统温度分布的影响. 分析了侵蚀 300 h 前后 TBCs-气膜冷却系统温度场的变化, 探讨了在不同吹风比下 CMAS 非均匀侵蚀对 TBCs 靠近主流入口、冷却孔入口前缘、冷却孔出口后缘和主流出口 4 个典型位置沿涂层厚度方向路径上热阻的影响. 结果表明: TBC-气膜冷却系统在工作条件下具有三维温度梯度, 沿主流流动方向和沿 TBCs 厚度方向上有较高的温度梯度, 冷却孔附近区域温度分布的不均匀度高. 陶瓷(TC)层中的 CMAS 浓度分布呈明显的不均匀性, 在高温区域内 CMAS 侵蚀速率更高, 吹风比降低会引起 TC 层温度上升, 温度不均匀性下降, CMAS 的侵蚀程度增加, 浓度分布的不均匀性下降. CMAS 侵蚀会降低 TBCs 的隔热性能, 吹风比为 1.5、1.0 和 0.5 时, 侵蚀前后 TBCs 在靠近主流入口位置沿厚度方向路径上热阻下降率最高, 分别为 16.47%、17.13%和 17.55%. CMAS 侵蚀对 TBCs 在冷却孔出口后缘的隔热性能的影响较小, 热阻在侵蚀前后的变化不大.

**关键词:** 吹风比; 热障涂层; CMAS 非均匀侵蚀; 隔热性能

中图分类号: TK448

文献标志码: A

文章编号: 0493-2137(2025)01-0001-11

## Effect of Blowing Ratio on CMAS Penetration Behavior and Thermal Insulation Performance of Thermal Barrier Coating-Air Film Cooling System

Zhang Junhong<sup>1,2</sup>, Xie Anshun<sup>1</sup>, Gao Lang<sup>1</sup>, Zhang Xueling<sup>2</sup>, Lin Jiewei<sup>1</sup>, Dai Huwei<sup>1</sup>

(1. State Key Laboratory of Engines, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. School of Mechanical Engineering, Tianjin Ren'ai College, Tianjin 301636, China)

**Abstract:** Aiming at the challenges posed by CaO-MgO-SiO<sub>2</sub>-Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (CMAS) penetration, which led to thermal insulation performance degradation in thermal barrier coatings (TBCs) within air film cooling systems, this study explored the behavior of non-uniform CMAS penetration under various blowing ratios and its impact on thermal insulation performance. Utilizing Fluent for simulation, a conjugate heat transfer model was developed. This model, which accounted for heat conduction, convection and radiation (with radiation modeled using a discrete longitudinal radiation approach), enabled the analysis of temperature distribution across the TBC-air film cooling system at blowing ratios of 1.5, 1.0, and 0.5. Furthermore, a three-dimensional phase field model (PFM) was constructed within ABAQUS to simulate the non-uniform CMAS penetration behaviors. This model facilitated an in-depth examination of how CMAS penetration affected the temperature distribution of the TBC-air film cooling system at different blow-

收稿日期: 2023-10-05; 修回日期: 2023-12-30.

作者简介: 张俊红(1962—), 女, 博士, 教授, zhangjh@tju.edu.cn.

通信作者: 戴胡伟, dhw@mail@tju.edu.cn.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(52205166); 天津市自然科学基金资助项目(22JCQNJC00350); 中国博士后科学基金资助项目(2021M702430).

Supported by the National Natural Science Foundation of China(No. 52205166), the Natural Science Foundation of Tianjin, China (No. 22JCQNJC00350), the China Postdoctoral Science Foundation (No. 2021M702430).

ing ratios. The temperature distribution in the TBCs-air film cooling system after 300 h-penetration was compared. The study meticulously analyzed the effects of non-uniform CMAS penetration on the thermal insulation performance of TBCs across the in-thickness path of four positions: near the main stream inlet, at the leading and trailing edges of the cooling hole, and at the mainstream outlet. This quantitative analysis was conducted across different blowing ratios. Findings showed that the TBC-air film cooling system had a three-dimensional temperature gradient under operational conditions. Notably, there were high temperature gradients both along the main flow direction and through the thickness of the TBCs, alongside a high degree of inhomogeneity in temperature distribution near the cooling holes. The CMAS concentration distribution within the top coating (TC) layer was found to be significantly uneven, with penetration rates increasing in higher-temperature regions. A decrease in blowing ratio was observed to increase the temperature of the TC layer while simultaneously decreasing temperature inhomogeneity, leading to an increase in the degree of CMAS penetration and a reduction in its inhomogeneity. CMAS penetration resulted in a degradation in the thermal insulation performance of TBCs. Specifically, at blowing ratios of 1.5, 1.0, and 0.5, the greatest degradation in thermal insulation performance occurred near the mainstream inlet, with declines of 16.47%, 17.13%, and 17.55%, respectively. The effect of CMAS penetration on the thermal insulation performance at the trailing edge of the cooling hole outlet was minimal, with the thermal resistance of TBCs showing little change under the influence of CMAS penetration.

**Keywords:** blowing ratio; thermal barrier coating; non-uniform CaO-MgO-SiO<sub>2</sub>-Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (CMAS) penetration; thermal insulation performance

为提升工作效率和推重比,航空发动机工作温度以 19 K/a 速率不断上升<sup>[1]</sup>,这对航空发动机热端部件热防护性能提出了更高的要求.热障涂层(thermal barrier coatings, TBCs)和气膜冷却是降低燃烧室、涡轮等部件金属基体工作温度的主要热防护措施.TBCs 是一种由陶瓷(top coating, TC)层和黏结(bond coating, BC)层构成的多层结构<sup>[2]</sup>.在高温环境下,TC/BC 界面还会形成热生长氧化物(thermal growth oxide, TGO).气膜冷却技术是将冷却气体经由冷却孔引入基体表面形成一层低温气膜层将高温燃气与部件隔离的热防护技术<sup>[3]</sup>.在服役过程中,大量主要成分为熔融硅酸盐环境沉积物(CaO-MgO-SiO<sub>2</sub>-Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, CMAS)的粉尘、沙子和火山灰等被吸入发动机内并沉积在 TBCs 表面.在高温燃气作用下,CMAS 呈熔融状态并穿透 TC 层的多孔结构,降低其隔热性能,引起热端部件热损伤<sup>[4]</sup>.研究 CMAS 侵蚀作用对 TBC-气膜冷却系统隔热性能的影响对于揭示热端部件热损伤机理具有重要的科学意义.

吹风比是影响气膜冷却效率的主要参数,对结构内部温度分布及 CMAS 侵蚀过程有直接影响.文献[5-7]通过实验和数值模拟得到了在不同吹风比下气膜冷却系统的温度分布,结果表明,在一定范围内,随着吹风比的增大,气膜孔下游的冷却范围增大,冷却效果增强,且孔间区域的温度也得到了很好的改善.但吹风比过大容易使射流气膜脱离表面,有效温比降低,使得冷却效果降低.陈小虎等<sup>[8]</sup>建立了 CMAS 颗粒在涡轮叶片表面沉积的数学模型,研究

不同吹风比对 CMAS 沉积效率的影响.结果表明,CMAS 的沉积效率随吹风比的增大而减少.

为研究 CMAS 侵蚀对 TBCs 隔热性能的影响,Kakuda 等<sup>[9]</sup>采用空气等离子体喷涂(atmospheric plasma spraying, APS)技术,测定了 YSZ-TBC 被沉积在高温合金基体上的 CMAS 浸润前后的热性能,量化了 CMAS 对 TBC 热性能和热传递的影响,发现在侵蚀过程中,涂层的体积热容和导热系数均有所上升.Poursaeidi 等<sup>[10]</sup>使用 OOF2 软件通过 SEM 图像来确定 TC 层的导热系数在 CMAS 侵蚀后的变化,结果表明,CMAS 元素的存在使 TC 层的导热系数提高了 49.5%.Cai 等<sup>[11]</sup>建立了考虑 CMAS 渗透的 TBC-气膜冷却系统的三维模型,研究了 CMAS 渗透对 TBC 隔热性能的影响.结果表明,CMAS 的渗透降低了 TC 层的隔热性能,TC/BC 界面的温升最高达到 60 K.然而,在气膜冷却孔附近区域,涂层-基体温度呈三维梯度分布.上述研究对于探索 CMAS 均匀侵蚀行为下的热障涂层热防护性能演变提供了理论支撑.但由于 CMAS 的侵蚀速率受温度影响,在含冷却孔的结构中,在气膜冷却作用下,结构表面温度分布呈现高度非均匀性,此时该区域 CMAS 侵蚀是非均匀的,现有研究对于解释此种条件下的热防护性能演变存在一定的局限性.

本文研究了不同吹风比对 TBC-气膜冷却系统 CMAS 非均匀侵蚀过程及隔热性能的影响,首先使用 Fluent 建立 TBC-气膜冷却系统共轭传热(conjugate heat transfer, CHT)模型计算了吹风比为

0.5、1.0 和 1.5 时 TBC-气膜冷却系统的温度分布,在 ABAQUS 软件中建立三维相场模型 (phase field model, PFM) 模拟不同吹风比下 CMAS 非均匀侵蚀行为,研究了侵蚀 300 h 前后固体域温度场的变化,定量分析了吹风比对于 CMAS 非均匀侵蚀过程及 TBCs 隔热性能的影响。

## 1 数值计算建模

### 1.1 模型描述

参照文献[11]中模型的几何尺寸,涂层-基体模型尺寸如图 1(a)所示,模型为带冷却孔的长方体,长 60 mm,宽 3 mm. 冷却孔直径  $D = 1$  mm, 倾斜角度  $30^\circ$ . 沿厚度方向由厚 0.35 mm 的 TC 层、0.001 mm 的 TGO 层、0.15 mm 的 BC 层和 2 mm 的哈氏合金 X 基体 (substrate, SUB) 组成,如图 1(b)为所示。

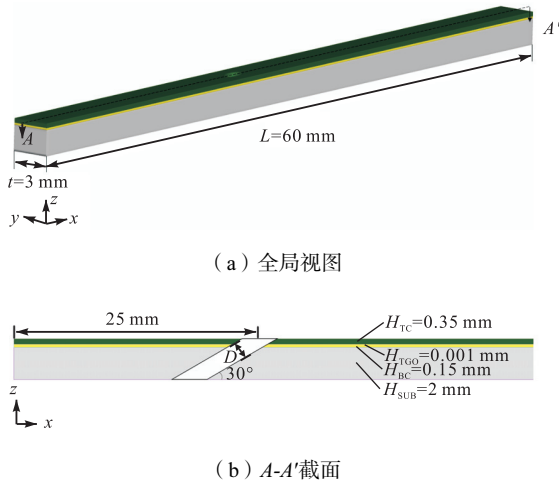


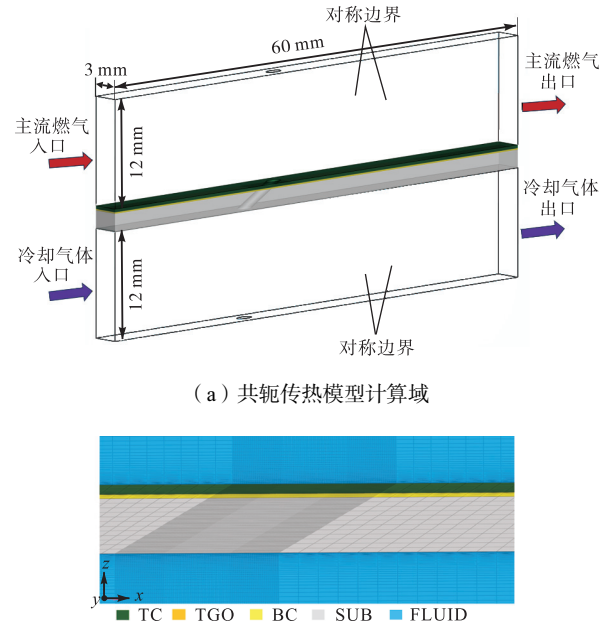
图 1 带冷却孔热障涂层几何模型

Fig.1 Geometric model of the thermal barrier coating with cooling holes

### 1.2 共轭传热模型

建立共轭传热模型模拟涂层-基体在服役条件下的传热行为,包括固体表面与气体的热对流、固体层间的热传导和热辐射. 计算控制方程为质量、动量和能量的守恒方程. 计算域如图 2(a)所示. 使用剪切应力输运 (shear stress transport, SST) 湍流模型描述湍

流流动,使用离散坐标 (discrete coordinates) 热辐射模型描述辐射传热. 高温燃气和冷却气体边界条件分别使用速度入口和压力出口,流体域的沿主流方向两侧使用对称边界,使用共轭传热模型描述流体与固体、不同固体之间的接触面的传热. 共轭传热模型的网格划分方案如图 2(b)所示,流体域和固体域网格单元总数为  $460 \times 10^4$ .



(a) 共轭传热模型计算域

(b) 共轭传热模型网格

图 2 共轭传热模型

Fig.2 Conjugate heat transfer model

主流燃气和冷却气体的温度及成分如表 1<sup>[12]</sup>所示,参照 Jiang 等<sup>[13]</sup>研究的边界条件,本研究中冷却气体为空气,主流燃气平均速度为 128 m/s,主流燃气和冷却气体的压力为 1.5 MPa,冷却气体的平均速度根据吹风比计算得出,吹风比  $M$  的定义为

$$M = \frac{\rho_c v_c}{\rho_m v_m} \quad (1)$$

式中:  $\rho_c$  为冷却气体平均密度;  $\rho_m$  为主流燃气平均密度;  $v_c$  为冷却气体的平均速度;  $v_m$  为主流燃气平均速度. 本研究中,分别进行了吹风比为 0.5、1.0、1.5 条件下的共轭传热计算。

表 1 主流燃气和冷却气体的温度及成分<sup>[12]</sup>

Tab.1 Temperature and composition of the main flow and coolant<sup>[12]</sup>

气体	温度/K	CO <sub>2</sub> 的体积分数/%	H <sub>2</sub> O 的体积分数/%	O <sub>2</sub> 的体积分数/%	N <sub>2</sub> 的体积分数/%
主流燃气	1 561	7.18	2.88	15.0	74.94
冷却气体	800	0	0	22.0	78.00

热辐射在计算中的影响不可忽视,流体域的上下表面发射率假定为 1, BC 层和 SUB 层的发射率为 0.8. TC 层具体辐射参数如表 2<sup>[14]</sup>所示。

### 1.3 涂层-基体有限元模型

有限元计算模型的网格划分如图 3 所示. TGO 层使用 4 层均匀网格,为了兼顾计算效率和计算精

表 2 TC 层辐射参数<sup>[14]</sup>

Tab.2 Radiation parameters of the TC layer<sup>[14]</sup>

折射系数	光带/ $\mu\text{m}$	散射系数/ $\text{m}^{-1}$	吸收系数/ $\text{m}^{-1}$
2.1	0~1	104 705	1 590
	1~5	49 690	125
	5~8	8 690	9 065
	8~100	0	18 000

度, TC 层和 BC 层都采用了靠近 TGO 层方向尺寸均匀递减的梯度网格, SUB 层使用 12 层均匀网格. 有限元计算使用的网格类型为 8 节点线性传热六面体单元, 固体域网格单元总数为  $101 \times 10^4$ .

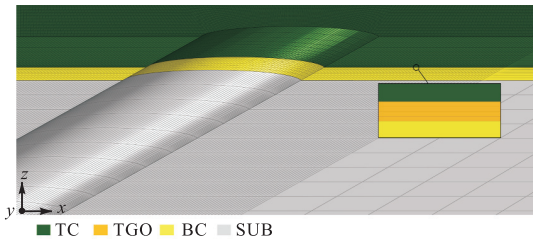


图 3 涂层-基体有限元模型

Fig.3 Coating-substrate finite element model

在本文中, TC 层的材料为 YSZ, BC 层为 NiCrAlY, SUB 层为哈氏合金 X, APS 热障涂层中各层的热性能材料属性如表 3<sup>[15]</sup>所示. 在 ABAQUS 中, 通过将 CHT 模型中计算得到的固体域温度场作为有限元计算的热边界条件, 计算涂层-基体模型在保温 300 h 的 CMAS 侵蚀过程及固体域内温度变化.

表 3 APS 热障涂层中各层热性能材料参数<sup>[15]</sup>

Tab.3 Material properties of all layers of the APS TBCs<sup>[15]</sup>

涂层	$T/\text{K}$	$k/(\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K}))$	$c/(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$
TC 层	298	1.05	483	5 650
TGO 层	298	25.20	857	3 978
BC 层	298	4.30	501	7 320
	773	6.40	592	
	1 073	10.20	781	
	1 273	11.10	764	
SUB 层	373	11.40	544	8 110
	573	14.90		
	773	18.30		
	973	21.80		
	1 173	25.20		
	1 373	28.70		

### 1.4 CMAS 侵蚀过程三维相场模型

本研究中使用相场模型描述 CMAS 侵蚀过程. 参考文献[16]的二维 PFM, 建立耦合 Cahn-Hilliard 方程和预测化学反应应力的本构方程的三维 PFM 表达 CMAS 非均匀侵蚀. 在 ABAQUS 中, 通过 USDFLD 子程序控制场变量随时间变化来表达 PFM. 将 TC 层中局部区域的 CMAS 浓度作为 PFM

的连续阶参数. 局部浓度为 0 的区域为未被 CMAS 侵蚀的区域, 局部浓度为 1 的区域为被 CMAS 完全侵蚀的区域, 该区域的材料属性被完全改变. 通过有效介质理论计算得到被 CMAS 完全侵蚀后 TC 层的热性能参数, 如表 4<sup>[11]</sup>所示. 局部浓度为 0~1 的区域认为是未被 CMAS 完全侵蚀的区域, 该区域的材料属性介于 TC 层原材料属性和被完全侵蚀后的材料属性之间.

表 4 CMAS 完全侵蚀后 TC 层的热性能参数<sup>[11]</sup>

Tab.4 Material properties of the CMAS penetrated TC layer<sup>[11]</sup>

$k/(\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K}))$	$c/(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$
2.09	501	5 339

在三维 PFM 中, CMAS 的浓度是坐标、时间和温度的函数, 其扩散方程为

$$\frac{\partial C}{\partial t} = D(T) \frac{\partial^2 C}{\partial x^2} \quad (2)$$

式中:  $C$  为 CMAS 的浓度;  $t$  为侵蚀的时间;  $D$  为与温度相关的扩散系数. CMAS 侵蚀在空间上是一个三维过程, 因此在  $y$  和  $z$  方向上的扩散方程项与  $x$  方向上的扩散方程项相同.

扩散系数基于相场变量的插值函数, 应用于不同相位中的常量或变量<sup>[17]</sup>. 在本研究中, 扩散系数与温度的关系通过比较 Cahn-Hilliard 方程和菲克第二定律得到. 同时, 对扩散方程使用拉普拉斯变换方法, 得到 TC 层中 CMAS 的浓度分布为

$$C(x, t, T) = \frac{1 - \operatorname{erf}\left(\frac{x}{2\sqrt{D(T)t}}\right)}{\operatorname{erf}\left(\frac{L}{2\sqrt{D(T)t}}\right)} \quad (3)$$

式中:  $L$  为 TC 层的厚度;  $T$  为绝对温度;  $\operatorname{erf}(n)$  为误差函数, 表达式为  $\operatorname{erf}(n) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \cdot \int_0^n e^{-\eta^2} d\eta$ ;  $D(T)$  为扩散系数与温度相关的表达式, 其可表示为

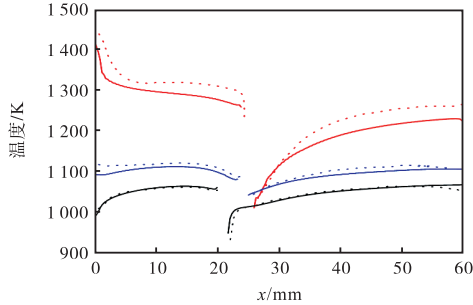
$$D(T) = \mu c_{\max} RT \quad (4)$$

式中:  $c_{\max}$  为化学计量极限下  $\text{SiO}_2$  的饱和浓度;  $R$  为气体常数;  $\mu$  为原子迁移率, 在本研究中,  $\mu = 2.88 \times 10^{-25} \text{ m}^5/(\text{J} \cdot \text{s})$ <sup>[16]</sup>.

## 2 模型验证

在本研究中,  $M = 1.5$  条件下的边界条件与文献[13]中的实验条件一致, 首先将共轭传热计算结果中 TC 层内部温度与文献中的计算结果对比验证共轭传热计算结果准确性. 热障涂层内各层中心线温度对

比如图 4 所示,在 TC 层顶部、BC 层底部及 SUB 层底部中心线,共轭传热模型计算结果(实线)与文献[13]实验结果(虚线)吻合良好,最大误差为 5.9%,表明共轭传热计算结果与文献实验结果具有较高的一致性,验证了共轭传热计算的准确性和合理性。

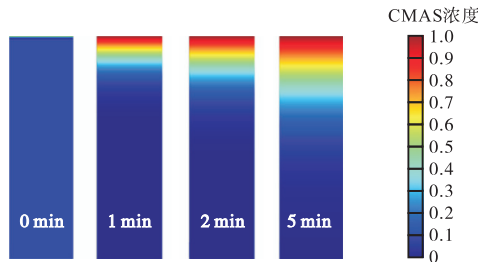


--- TC层顶部,文献[13] --- BC层底部,文献[13] --- SUB层底部,文献[13]  
— TC层顶部,本文方法 — BC层底部,本文方法 — SUB层底部,本文方法

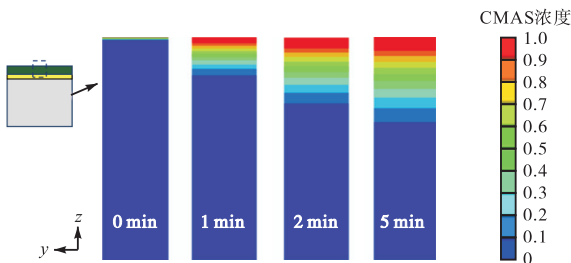
图 4 本文方法与文献[13]计算得到的中心线温度结果对比

Fig.4 Comparison of center line temperature distribution between the results in this paper and in literature[13]

为验证 PFM 的准确性,按照文献[16]的研究边界条件,计算了模型在 1473 K 等温环境 CMAS 下的侵蚀过程,并截取相同长宽比的 TC 层截面 CMAS 浓度分布与文献[16]的研究计算结果进行比较,对比如图 5 所示,图 5(a)为文献[16]的计算结果,图 5(b)为本文在 ABAQUS 中的计算结果.可以看出,本文方法计算结果与文献[16]的研究结果中不同侵蚀时



(a) 文献[16]计算结果



(b) 相场计算结果

图 5 本文方法与文献[16]计算得到的 CMAS 浓度分布结果的对比

Fig.5 Comparison of CMAS concentration distribution between the results in this paper and in literature[16]

间的 CMAS 浓度场分布均高度一致,这验证了本文建立的 PFM 的合理性和准确性。

### 3 结果与讨论

#### 3.1 侵蚀特性分析

图 6 为吹风比为 1.5、1.0 和 0.5 条件下无 CMAS 侵蚀时固体域温度场.如图 6(a)所示,TC 层上表面沿  $x$  方向温差最高达 419 K,固体域左侧面  $z$  方向温差最高达 473 K.随着吹风比的降低,冷却气体流量减少,固体域最高温度增加,各方向的温差减少.如图 6(b)、(c)所示,吹风比为 1.0 和 0.5 条件下,固体域最高温度分别增加到 1459 K 和 1475 K,沿  $x$  方向最大温差减少到 374 K 和 314 K,沿  $z$  方向最大温差减少到 438 K 和 384 K.冷却气体沿主流方向穿过冷却孔,覆盖到 TC 层上表面下游区域形成气膜,并产生舌状低温区,固体域下游区域的温度整体小于上游区域.气膜冷却孔附近可见复杂的三维温度梯度,将会导致 CMAS 沿各个方向的非均匀侵蚀。

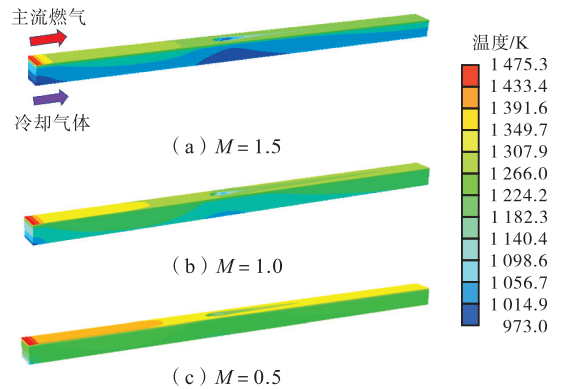


图 6 固体域整体温度场

Fig.6 Overall temperature field in the solid domain

图 7 为不同吹风比条件下冷却孔附近 TC 层 CMAS 浓度随时间的分布,CMAS 在冷却孔附近的浓度分布不均匀,相比上游区域,孔下游区域温度更低,因此孔下游区域的侵蚀速率明显低于上游区域.随着吹风比的降低,TC 层总体温度升高,在同一时间 CMAS 的侵蚀程度明显增加.随着侵蚀深度的增加,CMAS 的侵蚀速率会因为黏性阻力的增大而逐渐变慢.吹风比为 0.5 时,TC 层内部沿各方向的温度差异较低,因此 CMAS 浓度分布的不均匀性最低。

图 8 为 3 个吹风比下不同截面 CMAS 浓度随反应时间的变化,其中,  $A-A'$  面为靠近主流入口处截面,  $B-B'$  面位于冷却孔入口前缘处,  $C-C'$  面位于冷却孔出口后缘处,  $D-D'$  面在主流出口处.如图 8(a)所示,在

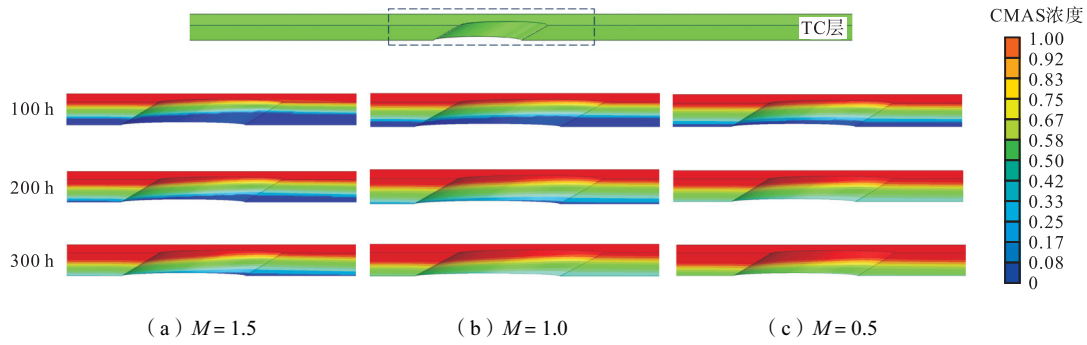


图 7 不同吹风比下 TC 层冷却孔附近 CMAS 浓度随时间分布

Fig.7 Distribution of CMAS concentration in the vicinity of cooling holes of the TC layer over time at different blowing ratios

吹风比为 1.5 时,  $A-A'$  面顶面温度最高, CMAS 侵蚀速率最快.  $B-B'$  面和  $D-D'$  面由于温度接近, 其侵蚀程度几乎相同. 在气膜冷却的作用下,  $C-C'$  面的温度在  $z$  方向上具有两边高中间低的趋势, 因此  $C-C'$  面的 CMAS 浓度也呈两边高、中间低的分布. 吹风比为

1.0 和 0.5 时截面侵蚀情况如图 8 (b)、(c) 所示, 该条件下 TC 层内温度与吹风比为 1.5 时相比 CMAS 浓度分布趋势相似, 但侵蚀程度更高. 随着吹风比的降低, 由于冷却效果减弱,  $A-A'$  面和  $B-B'$  面的侵蚀程度差异性逐渐减少.

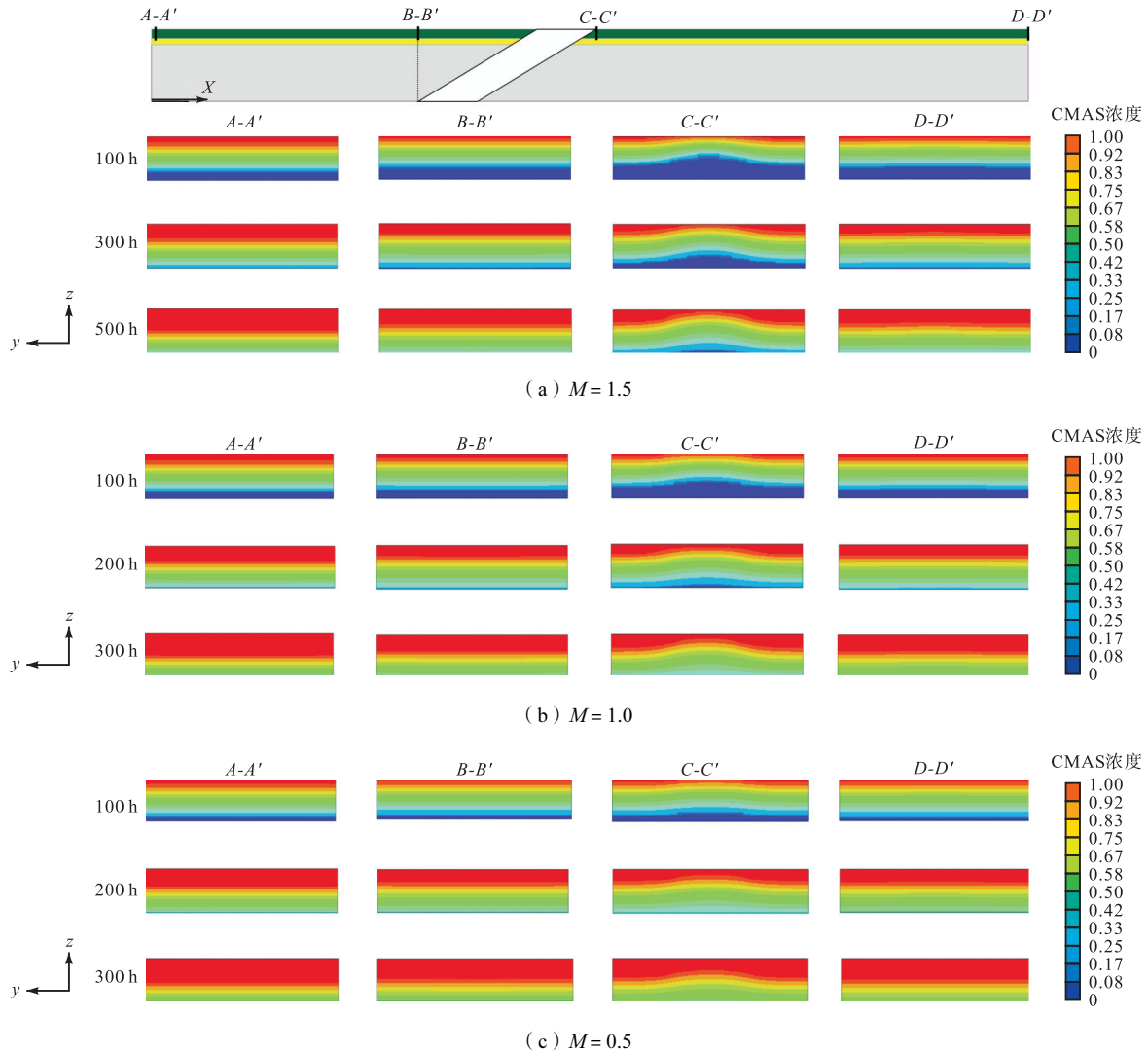


图 8 不同吹风比下截面随反应时间的侵蚀情况

Fig.8 Penetration of the cross-section with reaction time at different blowing ratios

为定量分析不同吹风比下侵蚀程度的差异性, 图

9 为不同吹风比下保温侵蚀 300 h 后与前文所述的 4

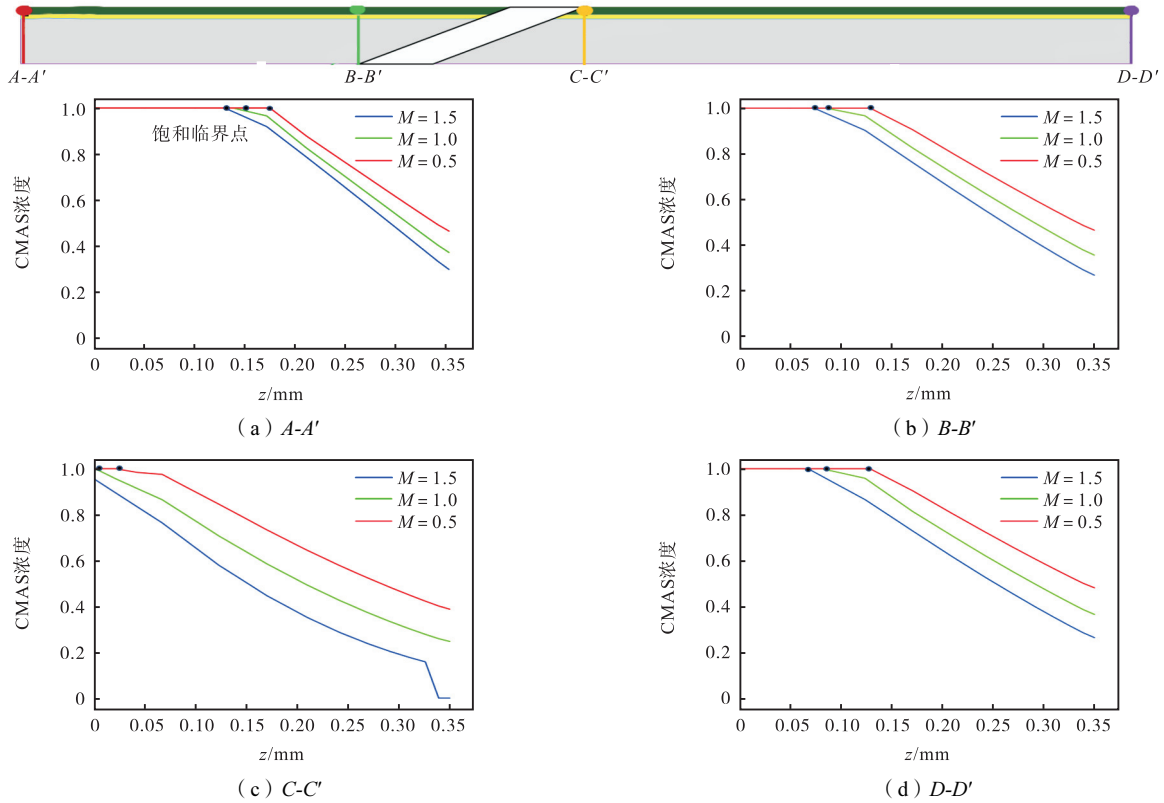


图 9 不同吹风比下侵蚀 300 h 后截面中心线 CMAS 浓度分布

Fig.9 Distribution of CMAS concentration at the center line of the cross-section after 300 h-penetration at different blowing ratios

个截面对应的 4 个典型位置沿  $z$  方向 CMAS 浓度分布,其中横坐标 0 mm 位置为 TC 层顶面,横坐标为 0.35 mm 位置为 TC/TGO 界面.随着吹风比的降低,CMAS 的浓度整体提高,饱和浓度区域覆盖的  $z$  向深度增加.当吹风比为 1.5、1.0 和 0.5 时,在  $A-A'$  位置,CMAS 完全侵蚀的深度分别为 0.129 mm、0.137 mm 和 0.174 mm,TC/TGO 界面 CMAS 浓度分别为 0.30、0.37 和 0.47.  $B-B'$  位置完全侵蚀的深度分别为 0.073 mm、0.085 mm 和 0.129 mm,TC/TGO 界面 CMAS 浓度分别为 0.27、0.36 和 0.46.  $C-C'$  位置在吹风比为 1.5 时,TC 层顶面 CMAS 浓度为 0.96,TC/TGP 界面 CMAS 浓度为 0. 吹风比为 1.0 和 0.5 时,CMAS 完全侵蚀深度分别为 0.002 mm 和 0.021 mm,最低 CMAS 浓度分别为 0.25 和 0.39. 当吹风比为 1.5、1.0 和 0.5 时, $D-D'$  位置完全侵蚀的深度分别为 0.067 mm、0.081 mm 和 0.128 mm,最低 CMAS 浓度分别为 0.26、0.36 和 0.48.

综上所述,含冷却孔的热障涂层结构中,固体域存在显著的三维温度梯度,此时的 CMAS 浓度分布不均匀.随着吹风比的减少,涂层-基体的温度整体提高,温度分布的不均匀性下降,CMAS 在同一时间下的侵蚀程度增加,浓度分布的不均匀性下降.

### 3.2 CMAS 非均匀侵蚀对 TBCs 隔热性能的影响

为准确地评估 CMAS 侵蚀对固体域整体温度的影响,图 10 给出了不同吹风比下 TC 层顶部和 SUB 层底部中心线在侵蚀 300 h 前后的温度改变量,图中改变量为正值代表该处温度在侵蚀后升高,负值代表在侵蚀后减少.由于 TC 层的热导率的增加,TC 层顶部表面大部分区域温度在侵蚀后下降, SUB 层底部最低温度升高,沿各个方向的最大温差减少,同样趋势的结果也出现在 Cai 等<sup>[11]</sup>的研究中.吹风比为 1.5 时,涂层-基体最高温度下降 10.8 K,最低温度升高 8.5 K,固体域总温差(也是  $z$  方向上最大温差)下降了 4.1%;吹风比为 1.0 时,涂层-基体最高温度下降了 11.9 K,最低温度升高了 8.6 K,总温差下降了 4.68%;吹风比为 0.5 时,涂层-基体最高温度下降了 10.7 K,最低温度升高了 7.6 K,总温差下降了 4.77%.

图 11 展示了 3 个吹风比下固体域  $x$  和  $y$  方向最大温差在侵蚀前后的变化.吹风比为 1.5、1.0 和 0.5 时, $x$  方向最大温差分别由 421.0 K、375.4 K 和 315.7 K 减少到 397.8 K、352.9 K 和 292.3 K,分别下降了 5.52%、6.00% 和 7.40%.  $y$  方向最大温差由 198.3 K、179.1 K 和 155.8 K 减少到 182.5 K、162.9 K

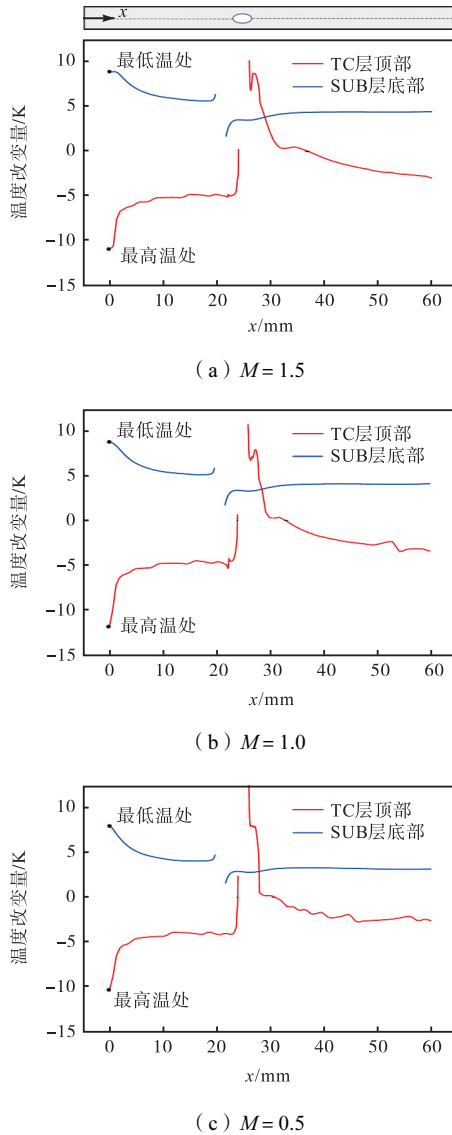


图 10 不同吹风比下 TC 层顶部和 SUB 层底部中心线在侵蚀 300 h 前后的温度改变量

Fig.10 Temperature changes at the top of TC layer and the bottom center line of SUB layer before and after 300 h-penetration at different blowing ra-tios

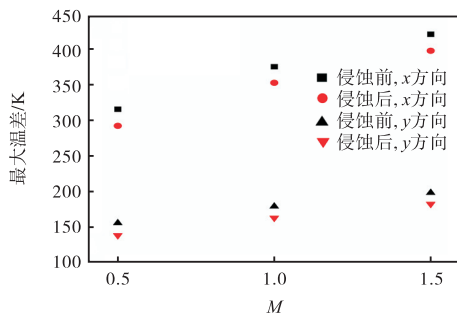


图 11 不同吹风比下固体域 x 和 y 方向最大温差在侵蚀前后的变化

Fig.11 Variation of the maximum temperature difference between x and y directions in the solid domain before and after penetration at different blowing ratios

和 138.3 K, 分别下降了 7.96%、9.07% 和 11.22%。这说明随着吹风比的减少, CMAS 侵蚀对固体域 3 个梯度方向的温差的影响程度提高。

熔融 CMAS 通过孔隙渗入 TC 层中, 使 TC 层的多孔结构转变为致密结构, 降低了 TBCs 的隔热性能。通过垂直路径上的热阻来评估 TBCs 的隔热性能, 其表达式为

$$R_h = \frac{\Delta T}{\delta} \tag{5}$$

式中:  $\Delta T$  为 TBCs 在特定路径上的温度差;  $\delta$  为 TBCs 厚度。

通过热阻下降率评估 CMAS 对隔热性能的影响。图 12 展示了 4 条垂直路径(位置对应于图 8 的 4 个中心线)侵蚀 300 h 前后的温度分布, TBCs 沿路径的温度差在侵蚀后明显减少, SUB 层温度整体提高。如图 12(a)、(b)、(d)所示, TBCs 部分沿路径 A 的温度差在 CMAS 侵蚀后从 239.8 K 减少到 200.3 K, 热阻下降了 16.47%; 路径 B 的温度差从 159.6 K 减少到 135.0 K, 热阻下降了 15.41%; 路径 D 的温度差从 119.1 K 减少到 100.7 K, 热阻下降了 15.45%。由于路径 C 的起始位置在冷却孔下游尖端处, 冷却气体在表面的流动使该路径 TC 层的上表面温度低于 TC 层底面温度, 路径 C 的温度先升高后减少, 如图 12(c)所示。由于处于冷却孔的出风口位置, 相比于热传导, 热对流的传热方式占据主导, 因此 CMAS 侵蚀对该处隔热性能的影响较小, TBCs 沿路径 C 的温度差在侵蚀前后的变化低于 1 K。

图 13 为吹风比为 1.0 时侵蚀前后不同路径的温度分布, TBCs 沿路径 A 的温度差在侵蚀后从 214.8 K 减少到 178.0 K, 热阻下降了 17.13%; 路径 B 的温度差从 143.0 K 减少到 120.0 K, 热阻下降了 16.08%; 路径 C 的温度差几乎无变化; 路径 D 的温度差从 113.2 K 减少到 95.0 K, 热阻下降了 16.07%。可以看出, 相比于吹风比为 1.5 时, 由于 CMAS 侵蚀程度的增加, TC 层的隔热性能受到了更严重的影响, 热阻下降率整体变高。

图 14 为吹风比为 0.5 时侵蚀前后不同路径的温度分布。TBCs 沿路径 A 的温度差由 180.6 K 降低至 148.5 K, 热阻下降 17.55%; 路径 B 的温度差由 114.6 K 降低至 95.2 K, 热阻下降 16.93%; 路径 C 的温度整体略有提高, 温差无明显变化; 路径 D 的温度差从 87.2 K 减少到 72.4 K, 热阻下降了 16.97%。

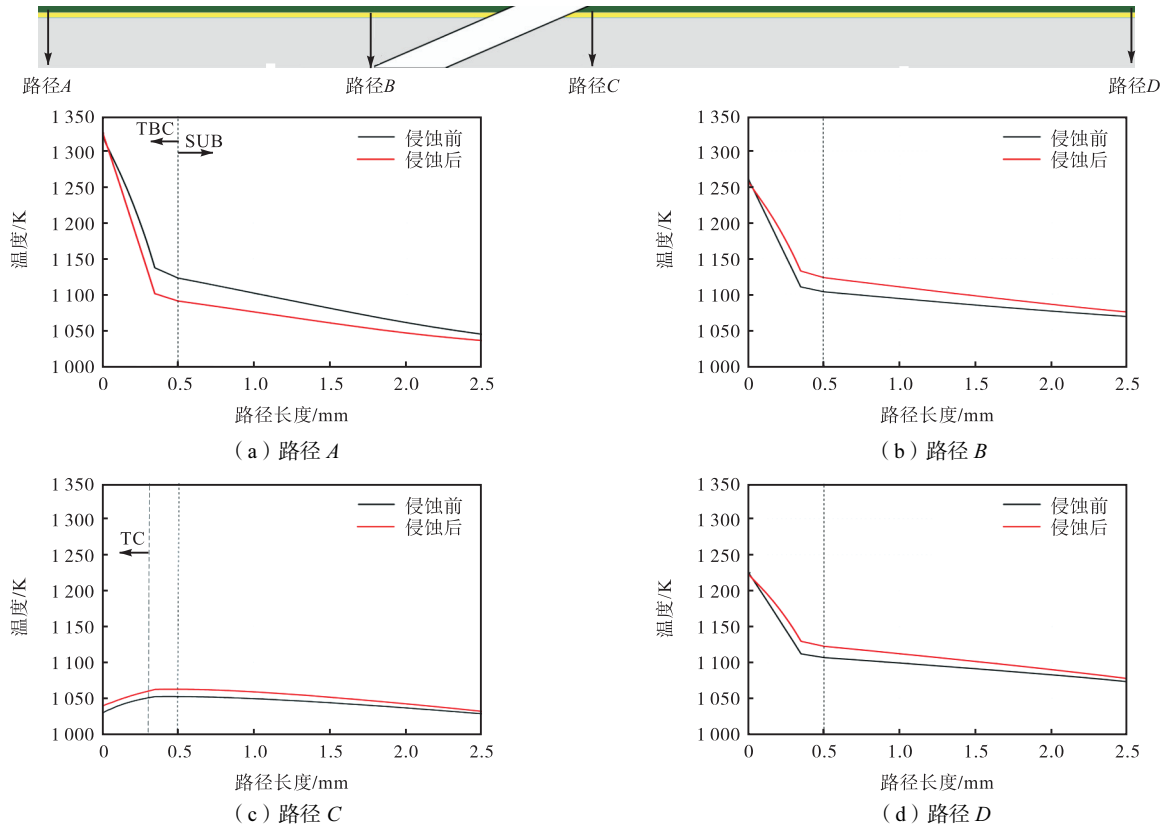


图 12 吹风比为 1.5 时 CMAS 侵蚀前后不同路径的温度分布和热阻变化

Fig.12 Temperature distribution and change in thermal resistance in different paths before and after CMAS penetration at a blowing ratio of 1.5

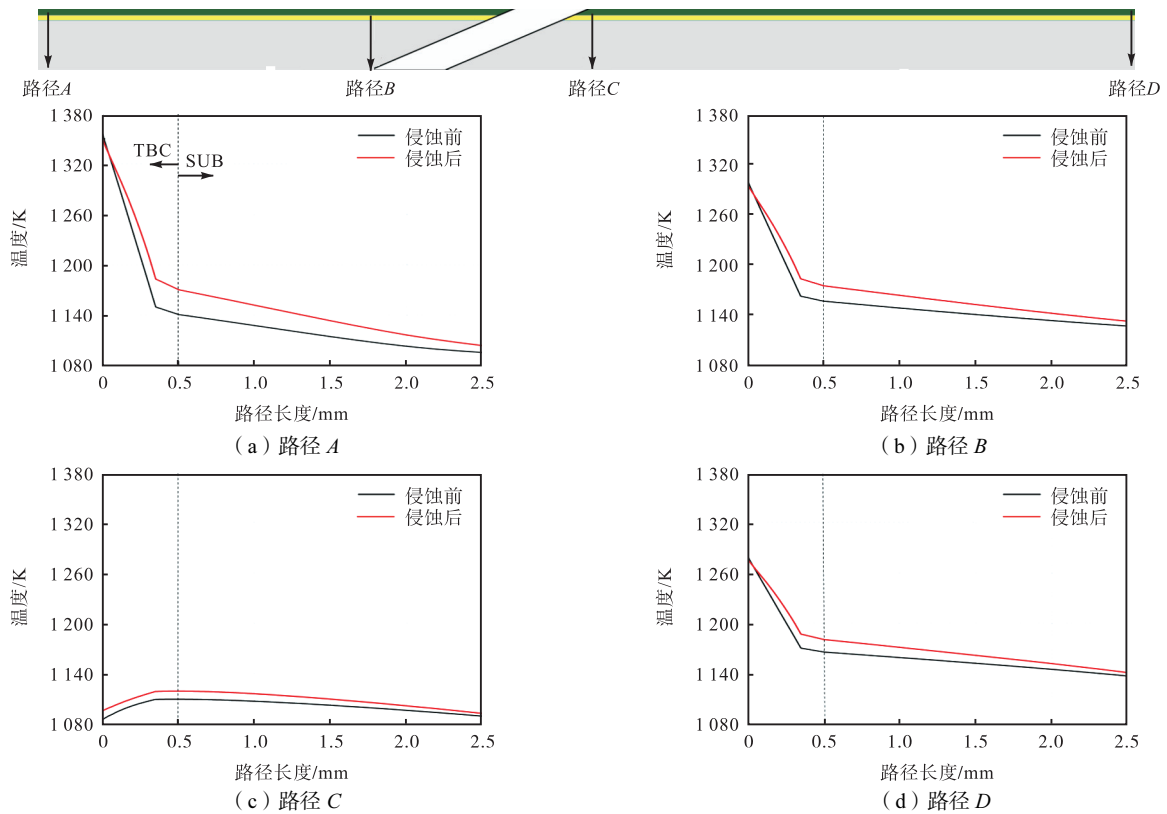


图 13 吹风比为 1.0 时 CMAS 侵蚀前后不同路径的温度分布和热阻变化

Fig.13 Temperature distribution and change in thermal resistance in different paths before and after CMAS penetration at a blowing ratio of 1.0

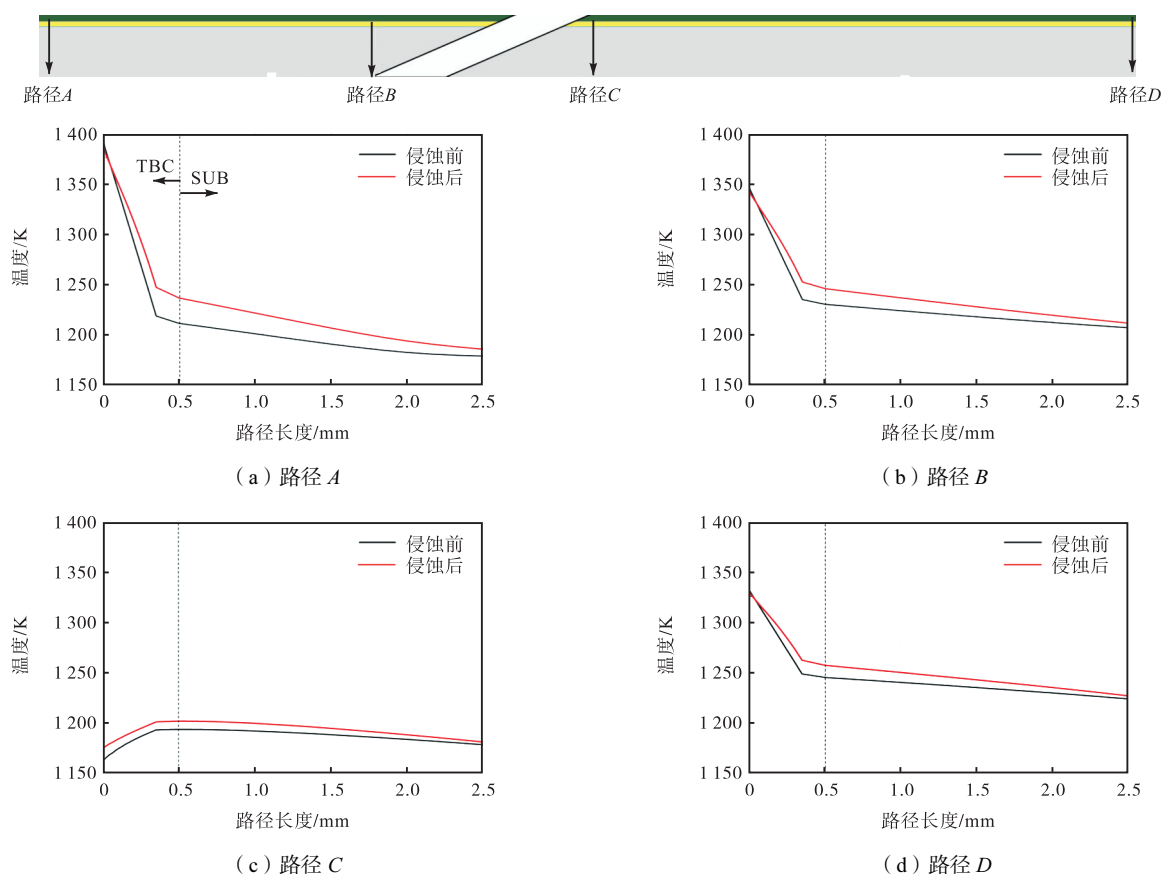


图 14 吹风比为 0.5 时 CMAS 侵蚀前后不同路径的温度分布和热阻变化

Fig.14 Temperature distribution and change in thermal resistance in different paths before and after CMAS penetration at a blowing ratio of 0.5

## 4 结论

本文建立共轭传热模型得到了在吹风比为 1.5、1.0 和 0.5 时 TBC-气膜冷却系统的温度分布,通过相场模型模拟了 CMAS 的非均匀侵蚀行为,计算了在侵蚀 300 h 后涂层-基体的温度分布,分析了 CMAS 非均匀侵蚀在不同吹风比下对 TBC-气膜冷却系统隔热性能的影响,得到以下结论。

(1) TBC-气膜冷却系统在工作条件下具有三维温度梯度,较高的温度梯度出现在沿主流流动方向和沿 TBCs 厚度方向,冷却孔附近区域温度分布不均匀度高。随着吹风比的减少,固体域整体温度上升,温度不均匀性下降。

(2) 在含冷却孔结构的热障涂层中,CMAS 在 TC 层中的浓度分布呈明显的不均匀性。吹风比减少后,CMAS 的侵蚀速率增加,浓度分布的不均匀性下降。

(3) CMAS 的非均匀侵蚀会降低 TBCs 的隔热性能,吹风比为 1.5、1.0 和 0.5 时,主流入口处沿厚度方向路径上 TBCs 的热阻下降率最高,分别为

16.47%、17.13% 和 17.55%;CMAS 侵蚀对冷却孔后缘沿厚度方向路径上 TBCs 隔热性能几乎无影响。

(4) 随着吹风比的降低,TBCs 在路径上侵蚀前后的热阻下降率提高,CMAS 侵蚀对 TBC 隔热性能的影响程度增加。

## 参考文献:

- [1] Dai H, Zhang J, Ren Y, et al. Failure mechanism of thermal barrier coatings of an ex-service aero-engine combustor[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2019, 380: 125030.
- [2] Wang L, Zhong X H, Zhao Y X, et al. Design and optimization of coating structure for the thermal barrier coatings fabricated by atmospheric plasma spraying via finite element method[J]. *Journal of Asian Ceramic Societies*, 2014, 2(2): 102-116.
- [3] Zhang W, Zeng R, Liu S, et al. Effect of blockage inside holes on film cooling performance on the suction side of a turbine guide vane[J]. *Energies*, 2022, 15(8): 2935.
- [4] Guo D, Yu Q M, Cen L. Effect of CMAS on interfacial

- crack and residual stress of thermal barrier coatings[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2020, 49(9): 2937-2947.
- [5] 王利平. 涡轮叶片冷却结构传热性能的数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学能源与动力学院, 2013.  
Wang Liping. Numerical Study of Heat Transfer Performance of Turbine Blade Cooling Structures[D]. Nanjing: School of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013(in Chinese).
- [6] 沈菁菁. 燃气轮机叶片气膜冷却数值模拟[D]. 上海: 上海发电设备成套设计研究院, 2015.  
Shen Jingjing. Numerical Simulation of Gas Turbine Blade Air Film Cooling[D]. Shanghai: Shanghai Power Generation Equipment Design & Research Institute, 2015(in Chinese).
- [7] Parthiban K, Duraiselvam M, Jain S K, et al. Numerical simulation on the effect of cooling hole configuration on the film cooling effectiveness in TBC coated turbine vanes[J]. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 2021, 38(2): 203-212.
- [8] 陈小虎, 刘 勋, 王玉璋, 等. 气膜冷却共轭传热性能对 CMAS 颗粒沉积规律影响研究[J]. *热能动力工程*, 2021, 36(10): 1-10.  
Chen Xiaohu, Liu Xun, Wang Yuzhang, et al. Study on the effect of conjugate heat transfer performance of air film cooling on the deposition pattern of CMAS particles[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2021, 36(10): 1-10(in Chinese).
- [9] Kakuda T R, Levi C G, Bennett T D. The thermal behavior of CMAS-infiltrated thermal barrier coatings[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2015, 272: 350-356.
- [10] Poursaeidi E, Jamalabad Y Y, Rahimi J, et al. The effect of CMAS penetration on the microstructure and failure of the TBCs applied by APS/APS method[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2022, 451: 129053.
- [11] Cai Z, Qiao L, Zhao X, et al. Stress evaluation of TBCs with inclined film-cooling hole considering CMAS penetration-induced change of thermo-mechanical properties[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2023, 150: 107340.
- [12] Lemmon E W, Huber M L, McLinden M O. NIST Reference Fluid Thermodynamic and Transport Properties—REFPROP[M]. Boulder: Thermophysical Properties Division, National Institute of Standards and Technology, 2002.
- [13] Jiang J, Jiang L, Cai Z, et al. Numerical stress analysis of the TBC-film cooling system under operating conditions considering the effects of thermal gradient and TGO growth[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2019, 357: 433-444.
- [14] 蒋凌欣, 蒋季伸, 王炜哲, 等. 体积辐射换热对热障涂层-气膜冷却系统中热障涂层温度场的影响[J]. *动力工程学报*, 2019, 39(6): 441-446.  
Jiang Lingxin, Jiang Jishen, Wang Weizhe, et al. Effect of volume radiation heating on the temperature field of TBCs in a TBC-film cooling system[J]. *Chinese Journal of Power Engineering*, 2019, 39(6): 441-446(in Chinese).
- [15] Ranjbar-Far M, Absi J, Shahidi S, et al. Impact of the non-homogenous temperature distribution and the coatings process modeling on the thermal barrier coatings system[J]. *Materials and Design*, 2011, 32: 728-735.
- [16] Zhu W, Chen H Y, Yang L, et al. Phase field model for diffusion-reaction stress field in the thermal barrier coatings corroded by the molten CMAS[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2020, 111: 104486.
- [17] Ma X Q, Shi S Q, Woo C H, et al. The phase field model for hydrogen diffusion and  $\gamma$ -hydride precipitation in zirconium under non-uniformly applied stress[J]. *Mechanics of Materials*, 2006, 38: 3-10.

(责任编辑: 王晓燕)