

热障涂层对涡轮动叶温度及应力的影响研究*

张志鑫^{1,2}, 曾武¹, 卞祥德¹, 高国梁³, 肖波¹

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190;

2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049;

3. 广州珠江天然气发电有限公司, 广东广州 511458)

摘要: 为研究热障涂层对于涡轮叶片服役温度和应力的影响, 以燃气轮机第一级涡轮动叶为研究对象, 基于流热固耦合的数值仿真方法, 分析了有无热障涂层及不同热障涂层厚度下, 叶片的流动传热特征以及叶身应力响应变化规律, 并将温度和应力分析结果与真实服役叶片热障涂层剥落和基体裂纹萌生失效等故障情况进行对比分析。结果表明: 数值仿真方法可以揭示涡轮叶片实际运行中的温度和应力分布特征; 热障涂层可有效降低叶片基体的平均温度, 但是对于局部高温区, 若没有良好的冷却设计配合, 热障涂层的保护效果有限; 热障涂层厚度变化未改变叶片高应力区位置, 随着厚度增加, 叶片危险部位的应力逐渐下降; 对于本文的研究对象, 与无热障涂层情况相比, 0.4mm热障涂层可使得叶片高应力区域最大等效应力下降30~60MPa。

关键词: 燃气轮机; 涡轮动叶; 热障涂层; 流热固耦合; 温度分布; 热应力

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 05-2204035-14

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2204035

Effects of Thermal Barrier Coating on Temperature and Stress of Turbine Rotor Blade

ZHANG Zhi-xin^{1, 2}, ZENG Wu¹, BIAN Xiang-de¹, GAO Guo-liang³, XIAO Bo¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Guangzhou Zhujiang LNG Power Generation Co., Ltd., Guangzhou 511458, China)

Abstract: In order to study the effects of thermal barrier coating on service temperature and stress of turbine blades, the first-stage turbine rotor blade of a gas turbine was taken as the research object. Utilizing numerical simulation method based on fluid-thermo-structure coupling, the characteristics of flow and heat transfer and the variation of the blade stress response were compared and analyzed under different thickness of thermal barrier coating. The temperature and stress analysis results were compared with the damages of the actual service blade such as the spalling of the thermal barrier coating and crack initiation on the blade substrate. The results show that the numerical simulation method can reveal the temperature and stress distribution characteristics of the turbine blade in actual operation. The thermal barrier coating can effectively reduce the average temperature of the blade substrate, but for the local high temperature area, if there are flaws in the air cooling design, the protective

* 收稿日期: 2022-04-14; 修订日期: 2022-09-21。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-IV-0006-0074)。

作者简介: 张志鑫, 博士生, 研究领域为涡轮叶片传热与结构强度可靠性。

通讯作者: 曾武, 博士, 助理研究员, 研究领域为热障涂层损伤机理与寿命预测。E-mail: zengwu@iet.cn

引用格式: 张志鑫, 曾武, 卞祥德, 等. 热障涂层对涡轮动叶温度及应力的影响研究[J]. 推进技术, 2023, 44(5): 2204035. (ZHANG Zhi-xin, ZENG Wu, BIAN Xiang-de, et al. Effects of Thermal Barrier Coating on Temperature and Stress of Turbine Rotor Blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(5): 2204035.)

effect of thermal barrier coating is limited. Changes of thermal barrier coating thickness do not change the weak position of blade stress. As the thickness increases, the stress in the dangerous part of the blade gradually decreases. For the research object of this paper, compared with bare blade, thermal barrier coating with a thickness of 0.4mm can reduce the maximum equivalent stress in the high stress region of the blade by 30 to 60MPa.

Key words: Gas turbine; Turbine rotor blade; Thermal barrier coating; Fluid-thermo-structure coupling; Temperature distribution; Thermal stress

1 引言

对于航空发动机和燃气轮机等基于布雷顿循环的动力装备,涡轮前温度是影响其总体效率的重要技术指标。为保证在高温燃气环境中,涡轮叶片基体金属温度不超过其使用极限,航空发动机和燃气轮机的涡轮叶片普遍采用引自压气机的冷却空气对叶片内部进行强制对流冷却,并通过气膜孔进一步降低叶片表面温度^[1-2]。经过多年的发展,采用上述两种冷却方式的涡轮叶片几何结构已变得十分复杂,制造工艺上也面临极大挑战^[3-4]。热障涂层的低热导率使其能够在叶片和高温燃气之前维持较大的温差,从而有效降低金属基体服役温度,同时,在一定的涡轮叶片基体温度下,采用热障涂层可减少来自压气机的引气量进而提升整机效率,因此得到了越来越多的关注和研究。

采用复杂冷却结构的涡轮叶片,不同的冷却方式之间呈现出强耦合效应,使得叶片通道内流场和传热规律较一般采用单一冷却方式更加复杂^[5]。在多种冷却方式的综合作用下,叶片基体在壁厚、叶高和弦长方向存在显著温度梯度,并由此产生热应力。在实际服役过程中,热应力与机械应力叠加后作用在叶片基体上,并在叶片缘板、叶尖等几何不连续部位产生应力集中。同时,为改善叶片基体的高温力学性能,涡轮叶片广泛采用了具有显著各向异性的定向凝固和单晶材料,这使得叶片服役过程中的应力应变响应更加复杂^[6]。因此,开展热障涂层对涡轮叶片温度和应力的影响研究,对于提升叶片服役可靠性具有重要意义。

近年来,众多学者在上述领域开展了研究并取得了有价值的结果。韩万龙等^[7]针对带热障涂层的涡轮导向叶片,剖析了不同冷却方式的复合冷却效果,探讨了在叶片前缘和端壁部位高温热点产生的不同机理。胡冰城等^[8]基于流热耦合分析的方法,针对具有热障涂层的一级涡轮导向叶片研究了热障涂层在叶片不同位置隔热作用差异以及热障涂层和冷却空气在降温效果上的对比关系。刘志远等^[9]对比

分析了有无热障涂层时涡轮动叶上的温度场变化,并预测了热障涂层剥落失效的危险区域。Rossette等^[10]研究了带热障涂层的涡轮叶片起动过程中的流场和温度场的变化,计算分析结果与实际运行服役叶片损伤相吻合,所研究的叶片无复杂冷却结构和气膜孔。Ziaei等^[11]研究了热障涂层厚度对涡轮动叶的温度分布和应力分布的影响。结果表明涂层厚度从100 μm 增加到500 μm 时,叶片表面的温度降低了100K,等效塑形变形降低了40倍。Liu等^[12]对热障涂层的隔热效果和热障涂层自身应力分布规律展开了研究,结果表明气膜孔孔型对周边热障涂层的应力水平具有显著影响。Davidson等^[13]通过试验手段探讨了热障涂层和气膜孔的综合作用下涡轮导向叶片冷却机理,研究指出热障涂层的使用可以减弱由于气膜覆盖不良对叶片造成的影响。Mensch等^[14]通过试验和数值计算结合的方式对热障涂层和气膜孔在叶片端壁处的复合冷却效果开展了研究,结果表明热障涂层对壁面温度具有比调整吹风比更显著的影响。Zhu等^[15]研究了包含粘结层和热生长氧化层的热障涂层体系在气冷涡轮叶片上的应力情况,结果表明可能导致涂层开裂的最大主应力位置在压力面和吸力面靠近前缘和尾缘的位置。Vo等^[16]针对涡轮动叶基于数值模拟的方法系统研究了冷气与主流的压比、温比以及热障涂层厚度对叶片综合冷却效果的影响。对于带热障涂层涡轮叶片相关研究,学者们主要关注了热障涂层自身的温度和应力以及热障涂层的隔热效果。在热障涂层对涡轮叶片基体服役应力的影响方面,公开文献较少,且多数研究中未将分析结果与实际服役叶片损伤情况开展对比。

本文针对带内部强制冷却和气膜冷却结构的涡轮动叶开展了流热固耦合分析,研究了热障涂层对叶片基体温度和应力的影响。在分析计算过程中,考虑了进口温度和压力沿径向的不均匀度、定向合金材料的各向异性、燃气和冷却空气物性参数差异。在不同的热障涂层厚度下,对叶片的流场特征、温度分布和应力响应开展了研究和分析。通过本文的研究,可为涡轮叶片的冷却和强度设计提供参考。

2 物理模型和计算方法

2.1 模型及网格划分

研究对象为某燃气轮机第一级涡轮动叶,基体材料为定向凝固高温合金,叶片几何模型及本文分析所用的坐标系如图1所示。叶身和接触高温燃气的缘板表面(图1中的红色区域)涂覆有热障涂层,叶顶区无热障涂层。叶片内部冷却通道如图2所示,冷却气从叶根处4个冷气口进入,两两汇合后分别进入前腔和后腔。冷气在前腔中经过两次 180° 折转,通过冲击冷却孔进入前缘冷气腔,然后经前缘3排气膜孔汇入主流燃气通道。冷气在后腔中经两次 180° 折转后,通过尾缘处的矩形绕流冷却结构排入主流燃气通道。除前缘气膜孔外,在压力面侧缘板处和压力面侧叶尖分别布置10个和20个气膜孔。在叶顶区域布置有7个冷气孔。上述气膜孔和冷气孔孔径均为1mm。叶顶间隙取为1%叶高。

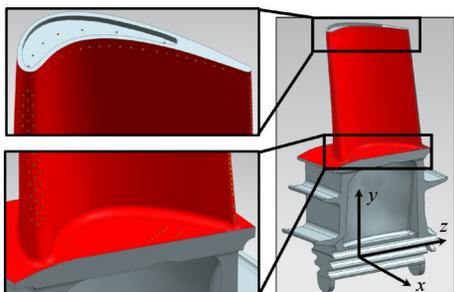


Fig. 1 Appearance of the turbine rotor blade

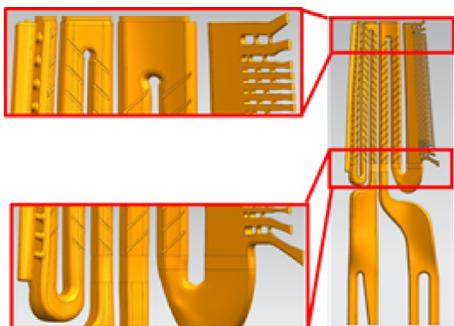


Fig. 2 Details of the inner cooling structure

将包括燃气通道、冷却通道的流体域和叶片实体形成的固体域共同作为分析域,开展流场、温度场和应力应变场的耦合分析,计算分析模型如图3所示。在流体和固体接触界面满足温度相等和热流密度平衡的条件下,迭代获得流体域和固体域的流场参数和温度场参数。在求解过程中,热障涂层的设置有两种方式:一种为在基体外表面实际设置热障涂层网格;另一种是考虑不同的涂层厚度,通过设置

不同表层热阻的方法来等效模拟涂层的隔热作用。考虑到实际叶片热障涂层厚度小于叶片轴向弦长的0.5%,同时为了可以更加便捷地获取不同热障涂层厚度的影响,本文的分析中采用了第二种方法。具体的实现方式为在Workbench CFX的流热耦合设置中,启用“Thin Material”模型,选择定义好的热障涂层材料并给定涂层的厚度值。辐射效应对于涡轮一级动叶的温度场影响较小^[17],在本文工作中不予考虑。将固体域温度场计算结果作为载荷导入应力应变分析中,求解得到固体域应力应变响应及分布。

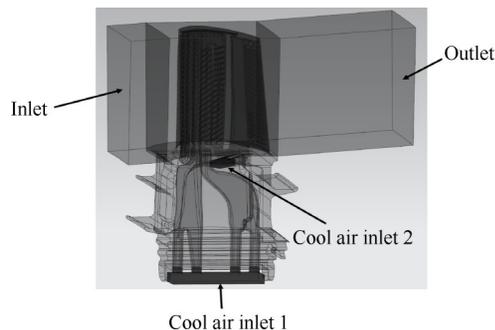


Fig. 3 Computational model

为避免流体域入口和出口出现回流,影响数值计算的稳定性,将入口区域和出口区域做了适当的延伸。内腔冷气通过冷气进口1处进入内部冷却通道,压力面侧缘板气膜孔冷气从冷气进口2处进入。湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 结合壁面函数法。为更好捕捉壁面附近流动和传热细节,在流体域靠近固体壁面区域设置了边界层网格,第一层厚度设置为0.01mm,如图4所示。对气膜孔附近和前缘附近等参数变化较为剧烈的区域,网格进行了加密处理,如图5所示。本文的仿真工作基于商业软件Ansys workbench平台完成,计算中验证了网格无关性,叶尖高温区监测点归一化温度随网格数的变化情况如图6所示。图中 N_a 为最终采用的网格数, T_a 为此时叶尖高温区监测点温度值。流热耦合计算采用结构化和非结构化网格混合的方式完成,最终网格总数3248万,热固耦合计算中采用Solid 186单元,节点总数449万。

2.2 计算方法及物性参数

首先通过流体域和固体域热流耦合计算获得流场及叶片固体域温度场数据,然后将叶片温度场作为载荷,计算叶片的应力应变响应。在计算过程中,选取混合工质模型,考虑了主流入口燃气和冷却空气物性参数的差异及其随温度的变化,应力应变计算中考虑了叶片基体的各向异性。

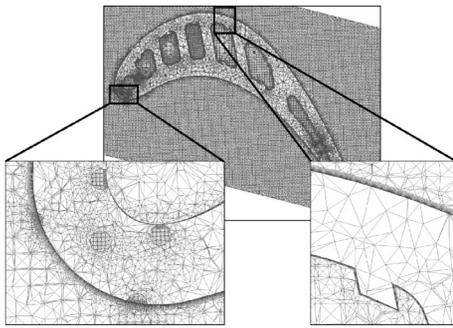


Fig. 4 Details of half span section mesh

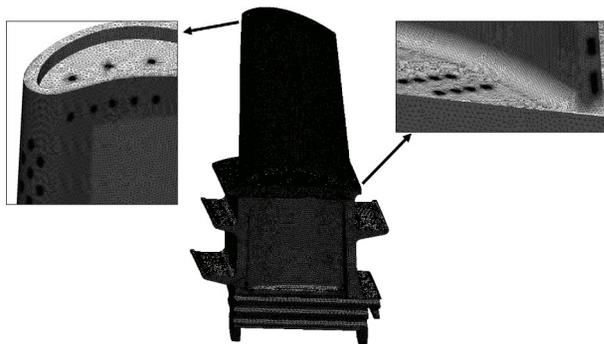


Fig. 5 Details of blade surface mesh

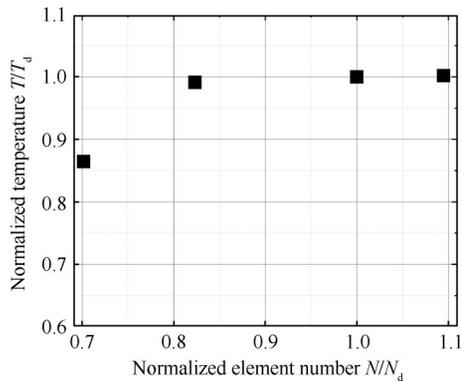


Fig. 6 Grid dependence of monitor point temperature

冷却空气和入口燃气的动力粘度 μ 和导热系数 λ 与温度 T 的关系采用萨瑟兰(Sutherland)公式,即

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} \frac{T_0 + S_1}{T + S_1} \quad (1)$$

$$\frac{\lambda}{\lambda_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} \frac{T_0 + S_2}{T + S_2} \quad (2)$$

式中 μ_0 和 λ_0 为 0°C 下的动力粘度和导热系数; T_0 为 273.16K ; S_1, S_2 为萨瑟兰常数。

燃气和冷却空气的相关参数见表1。

根据实际情况,主流入口处燃气成分为: $\text{N}_2, \text{O}_2, \text{CO}_2, \text{H}_2\text{O}$,摩尔比例为:76.7%, 14.6%, 2.9%, 5.8%。基于燃气实际组分和空气组分,利用Refprop软件得到比热容数据,并将燃气和冷却空气比热容随温度的变化关系拟合为式(3),公式中的系数见表2所示。

Table 1 Sutherland law parameters^[18-19]

Parameter	Inlet gas	Cooling air
S_1/K	110.56	111.0
S_2/K	110.56	194.0
$\mu_0/(\text{Pa}\cdot\text{s})$	1.7894×10^{-5}	1.7160×10^{-5}
$\lambda_0/(\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K}))$	0.0261	0.0241

$$C_{p\text{fluid}} = a_1 T^4 + a_2 T^3 + a_3 T^2 + a_4 T + a_5 \quad (3)$$

Table 2 Specific heat capacity parameters

Parameter	Inlet gas	Cooling air
a_1	1.18202×10^{-10}	1.43811×10^{-10}
a_2	-5.62668×10^{-7}	-6.74555×10^{-7}
a_3	8.75313×10^{-4}	-1.05176×10^{-3}
a_4	-0.312364	-0.456092
a_5	1081.0	1076.8

叶片金属基体比热容 $C_{p\text{solid}}$ 和导热系数 λ_{solid} 取定向凝固高温合金DZ411的相关数据,并拟合为如下公式,式中的系数见表3^[20]。

$$C_{p\text{solid}} = b_1 T^2 + b_2 T + b_3 \quad (4)$$

$$\lambda_{\text{solid}} = b_1 T^2 + b_2 T + b_3 \quad (5)$$

Table 3 Specific heat capacity parameters

Parameter	$C_{p\text{solid}}$	λ_{solid}
b_1	4.0535×10^{-5}	-6.00×10^{-6}
b_2	4.5376×10^{-2}	2.43×10^{-2}
b_3	451.66	1.868

热障涂层的热导率随着成分的不同略有差异,本文取为 $1.70\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,比热容取为 $505\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ ^[21]。

叶片金属基体的密度为 $8344\text{kg}/\text{m}^3$,热膨胀系数随温度变化,二者的关系如图7所示^[20]。

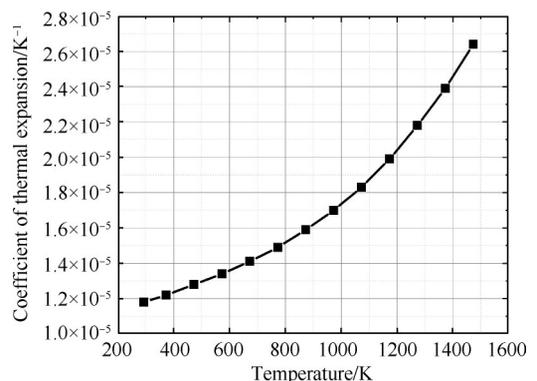


Fig. 7 Coefficient of thermal expansion vs. temperature

本文工作中,应力响应在线弹性模式下开展,并考虑了材料的各向异性。采用9个参数来定义定向凝固合金的本构参数,且均为温度的函数。这9个参

数分别取名为 $E_{xx}, E_{yy}, E_{zz}, \nu_{xy}, \nu_{yz}, \nu_{xz}, G_{xy}, G_{yz}, G_{xz}$, 其中 E 为弹性模量, ν 为泊松比, G 为剪切模量, 坐标采用图 1 所示的坐标, 下标 y 为叶高方向, 下标 x 和 z 为转动的周向和轴向两个方向。本文忽略叶片同一高度下截面内的各向异性差异, 认为定向凝固高温合金具有截面内各向同性的性质。上述 9 个参数的具体数值如表 4 所示, 数据来自试验测量, 部分温度点数据通过插值计算得到。

2.3 边界条件和算例设置

在燃气通道入口给定总温、总压和入口气流角, 在出口处给定静压, 两处冷气入口给定流量和总温, 具体数值如表 5 所示, 其中燃气进口总温总压与相对叶高的关系见图 8。燃气通道两侧给定旋转周期边界条件。在叶片的伸根部分环境温度为冷气温度, 传热系数取为 $100\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。

工程实际中涡轮叶片热障涂层的厚度值与叶片的服役条件和涂层制备的工艺水平等有直接关系。Liu 等^[12]指出热障涂层中的隔热陶瓷层的厚度数值在 $0.1\sim 0.5\text{mm}$ 。作者对所研究的叶片解剖切割后, 利用扫描电镜等设备对涂层实际厚度进行了测量, 结果为 0.4mm 。在本文的计算分析工作中, 按照热障涂层厚度不同, 共设置 5 组算例, 如表 6 所示。

3 结果与讨论

在流热耦合计算中, 通过不断迭代获得流体域和固体域的流场参数和温度场参数, 迭代过程的收敛情况对结果的准确性有直接影响。图 9 给出了涂层厚度为 0.1mm (TBC 1) 时残差以及固体域上监测点的温度随迭代次数的变化曲线, 其余涂层厚度下结果与此类似。从图中可见, 各残差值最终均在 5×10^{-4} 以下, 且随着迭代步数的增加, 残差值和监测点温度基本稳定, 可见收敛情况良好。

3.1 流场特征

对于涡轮叶片, 流场特征对于叶片表面传热有重要的影响, 因此本节首先对所研究对象的流场特征开展分析讨论。图 10 展示了不同热障涂层厚度下, 叶片表面 50% 叶高处的静压分布曲线, 由图可知, 叶片表面静压最大值出现在叶片前缘滞止点处, 之后总体上沿着压力面和吸力面逐渐下降; 吸力面侧约 90% 轴向弦长到尾缘一段, 存在逆压梯度。不同热障涂层厚度下, 静压分布曲线基本一致, 可见热障涂层对燃气通道内的流场参数无影响, 因此选取更接近实际设计厚度的 0.4mm (TBC 4) 工况的结果对流场特征展开论述。

Table 4 Orthotropic elasticity parameters

$T/^\circ\text{C}$	$E_{xx}, E_{zz}/\text{MPa}$	E_{yy}/MPa	ν_{xy}, ν_{yz}	ν_{xz}	$G_{xy}, G_{yz}/\text{MPa}$	G_{xz}/MPa
20	1.796×10^5	1.366×10^5	0.361	0.496	1.070×10^5	6.001×10^4
100	1.731×10^5	1.325×10^5	0.363	0.506	1.060×10^5	5.749×10^4
200	1.662×10^5	1.293×10^5	0.365	0.512	1.050×10^5	5.498×10^4
300	1.604×10^5	1.263×10^5	0.368	0.516	1.040×10^5	5.291×10^4
400	1.541×10^5	1.225×10^5	0.372	0.522	1.030×10^5	5.062×10^4
500	1.496×10^5	1.172×10^5	0.376	0.529	1.015×10^5	4.891×10^4
600	1.445×10^5	1.124×10^5	0.381	0.535	9.750×10^4	4.706×10^4
700	1.373×10^5	1.076×10^5	0.385	0.541	9.250×10^4	4.455×10^4
800	1.273×10^5	1.024×10^5	0.389	0.549	9.050×10^4	4.108×10^4
900	1.185×10^5	9.262×10^4	0.407	0.560	8.900×10^4	3.799×10^4
1000	1.084×10^5	8.424×10^4	0.418	0.572	7.250×10^4	3.448×10^4
1100	1.040×10^5	8.000×10^4	0.430	0.575	6.900×10^4	3.300×10^4
1200	1.020×10^5	7.500×10^4	0.450	0.578	6.700×10^4	3.200×10^4

Table 5 Boundary conditions

Parameter	Value	Parameter	Value
Inlet total temperature/K	T_{in}	Total temperature at cool air inlet 1/K	622.3
Inlet total pressure/MPa	p_{in}	Flow mass of cool air inlet 2/(kg/s)	0.01
Absolute inlet flow angle/($^\circ$)	15	Total temperature at cool air inlet 2/K	622.3
Outlet static pressure/MPa	0.709	Rotating speed/(r/min)	3000
Flow mass of cool air inlet 1/(kg/s)	0.2		

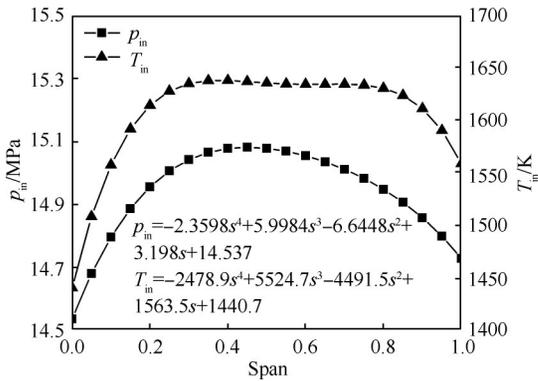


Fig. 8 Span distribution of inlet total pressure and total temperature

Table 6 Computational cases

ID	Thickness of the thermal barrier coating/mm
TBC 0	0.0
TBC 1	0.1
TBC 2	0.2
TBC 3	0.3
TBC 4	0.4

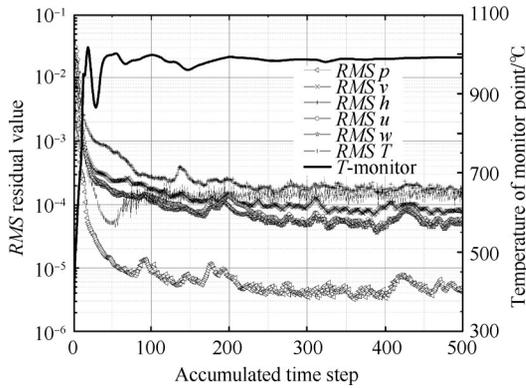


Fig. 9 Root mean square residual vs. time step

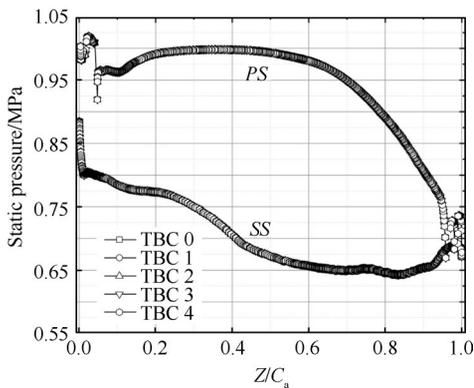
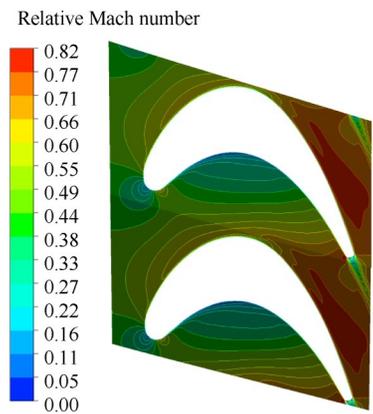


Fig. 10 Distribution of static pressure at mid-span

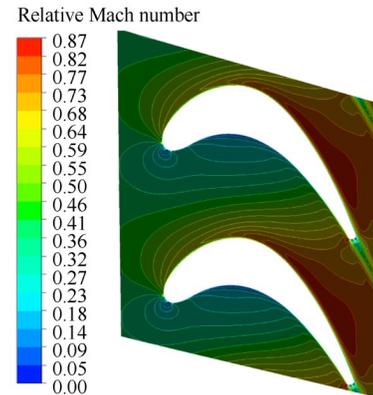
计算分析得到的不同叶高下的相对马赫数分布结果如图 11 所示。与静压分布相对应,气流冲击到叶片前缘后形成一个低马赫数区,吸力面侧马赫数

在弦长方向上先单调增大,靠近尾缘时有所下降,压力面侧马赫数则先下降,在约 40% 轴向弦长处达到最小值后逐渐增大,在尾缘附近靠近喉部处达到最大值。从图中可见,燃气通道内绝大部分区域为亚声速流动,10% 叶高,50% 叶高上的最大马赫数分别为 0.82,0.87。在 90% 叶高位置,压力面侧靠近尾缘部位出现了小范围的高速气流,马赫数达 1.08,而吸力面侧由于叶顶泄漏流的作用,靠近尾缘的位置形成较大范围的低马赫数区。

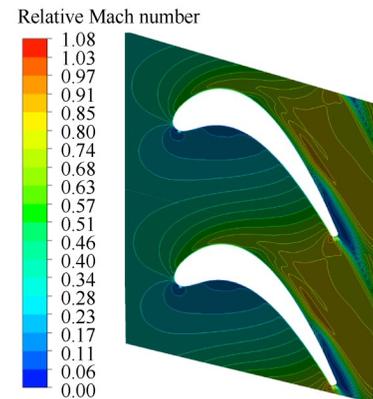
图 12 展示了在不同叶高下叶片内部冷却通道中



(a) 10% span



(b) 50% span



(c) 90% span

Fig. 11 Distribution of relative Mach number at different span

的气流马赫数分布。由图可见,在叶片冷却通道内,马赫数呈现一定的不均匀性,这是由于内部冷气沿径向流动并经过多次折转,在离心力哥氏力作用下产生了强烈的二次流动。在整个叶高范围内,尾缘冷气通道出口附近均出现了超声速流动,最高马赫数在10%叶高处最大,50%叶高处次之,90%叶高处最小。这是由于尾缘冷气出口为叶片的低压尾迹区。图13给出了不同叶高下冷却通道内的流线,从图中可观察到流道内纵向涡的结构和分布情况。结合图12和图13可以看出,纵向涡的结构与马赫数等值线的分布具有一定的对应关系。

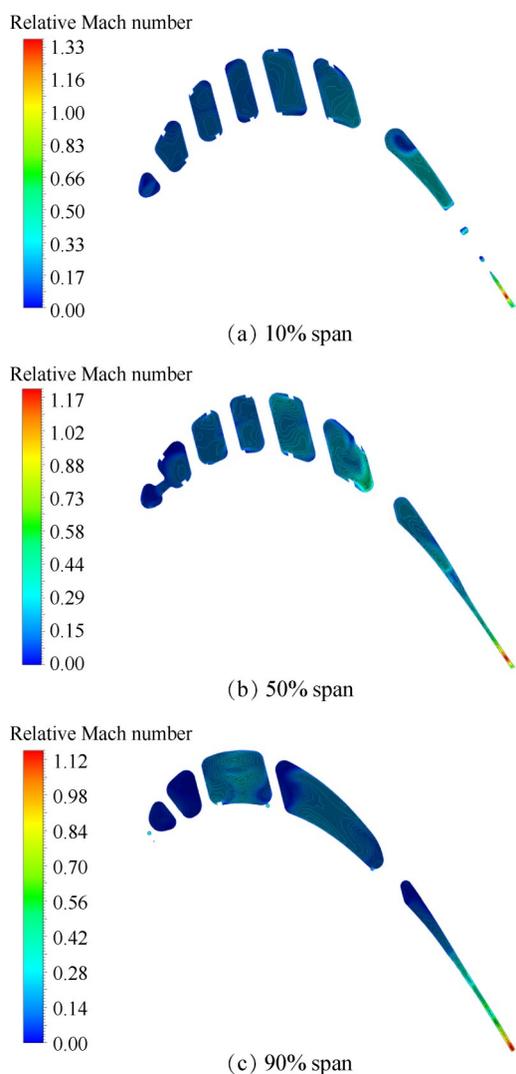


Fig. 12 Distribution of relative Mach number in cooling channel at different span

图14呈现了叶身上不同位置气膜出流的三维流线分布特征。对于前缘气膜孔,从叶根到约三分之一叶高的范围内,经前缘中间排气膜孔流出的冷气在主流燃气的挤压下分成左右两股,分别向压力面

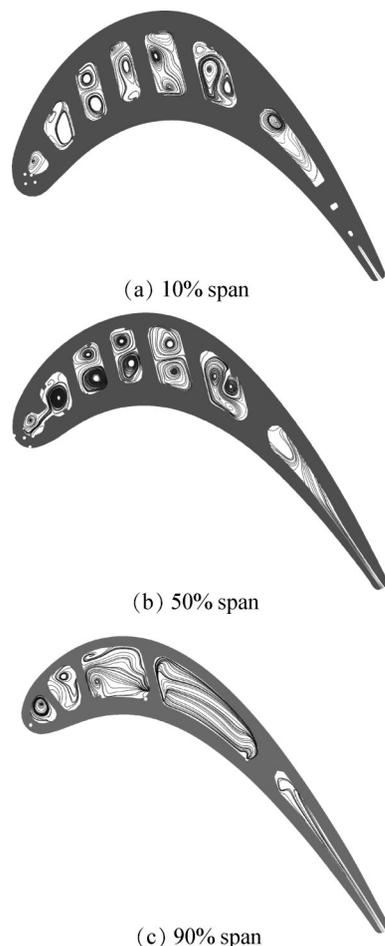


Fig. 13 Streamlines in cooling channel at different span

侧和吸力面侧流动。从叶根处起第11个孔开始,前缘中间排气膜孔冷气全部流向吸力面一侧。压力面侧叶尖处气膜孔冷气流后汇入主流,并在叶片两侧压差的作用下,流向吸力面一侧。从图可见,叶顶泄漏流在吸力面侧与通道涡相遇,形成了与通道涡旋向相反的泄漏涡。缘板气膜孔出流在通道涡的作用下,向吸力面一侧移动,并在吸力面角区发生分离。

由于涡轮动叶与叶顶机匣之间存在相对运动,且机匣的运动方向与叶顶间隙泄漏流动的方向相反,因此涡轮叶片叶顶凹槽区的流动同时受到以上两种因素的影响。图15展示了叶顶冷气孔出流的三维流线分布。由图可见,叶顶冷气流后汇入由叶顶间隙泄漏流在凹槽内诱发的复杂涡系中,最终从凹槽后半段流出,汇入叶顶间隙泄漏流中。

图16展示了叶片表面流线分布,图中吸力面侧叶顶附近可见通道涡与泄漏涡相互作用形成的再附线以及叶顶处通道涡与主流相互作用形成的分离线。在吸力面侧叶根附近可见通道涡与主流相互作用形成的分离线。图中所展示的流线分布与图14和

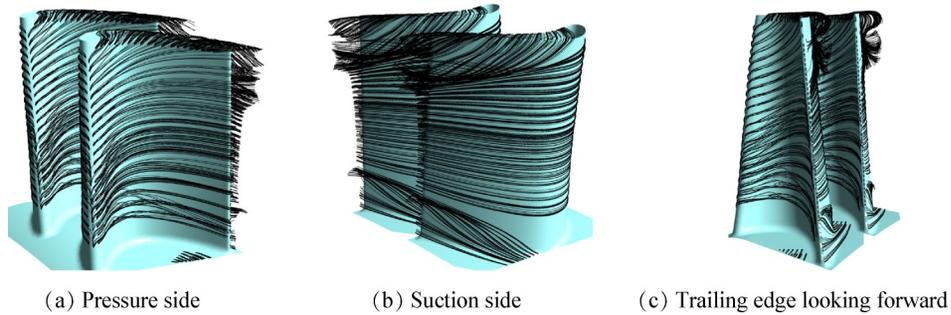


Fig. 14 Streamlines emanating from film cooling holes

图15中所展示的流场结构是相互吻合的。叶片前缘区域可观察到一条滞止线,滞止线的位置在前缘中间排气膜孔附近,这表明本文所选取的入口气流角是符合实际情况的。

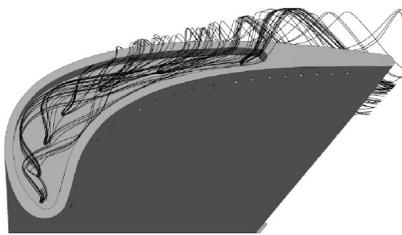


Fig. 15 Streamlines emanating from tip cooling holes

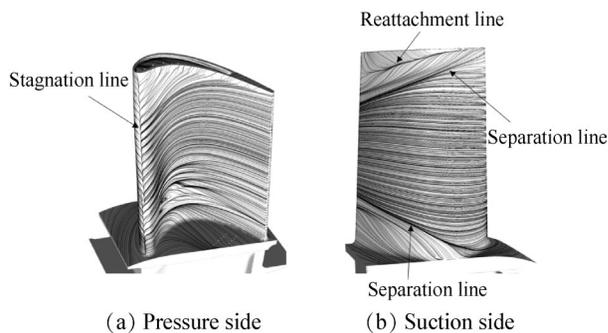


Fig. 16 Streamlines on blade surface

3.2 传热分析

涂层厚度 0.4mm(TBC 4)和无热障涂层(TBC 0)的叶片外表面温度分布计算结果如图17和图18所

示。由图17可见,在涂层厚度为0.4mm的情况下,叶片外表面温度最高的位置出现在前缘叶尖靠近压力面一侧,最高温度达1138℃;在前缘气膜冷气 and 高温燃气的共同作用下,吸力面侧靠近前缘处在整个叶展范围内形成了间隔排列的条带状高温区。通过调研得到多台在不同地区运行的该型燃气轮机服役情况,观察并统计了长时服役后其一级涡轮动叶的表面涂层剥落失效状态。结果表明,经过长时服役后,对不同机组,均有超过50%的第一级涡轮动叶在上述叶尖高温区出现较大范围热障涂层剥落的情况,图17(d)中展示的是其典型外观形貌。众所周知,在相同的服役时长和启停次数下,热障涂层的寿命主要由温度决定。上述计算分析得到的温度分布特征与实际调研观察到的长时服役叶片涂层剥落位置吻合,验证了本文的计算方法及边界条件设定的准确性。

对比图17和图18,可见有涂层和无涂层两种状态下,叶片外表面的温度分布规律是类似的。压力面存在一个在叶高方向延伸的低温区,这一方面是由于此处燃气流速较低,对流换热系数较小,另一方面是由于部分从前缘气膜孔流出的冷气在此处再次附着。吸力面根部角区存在一个显著的低温区,主要是由于来自缘板气膜孔的冷气在通道涡的作用下流向了吸力面根部角区,这与图14中所展示的边缘板气膜孔出流情况是一致的。两种状态下,叶片外表

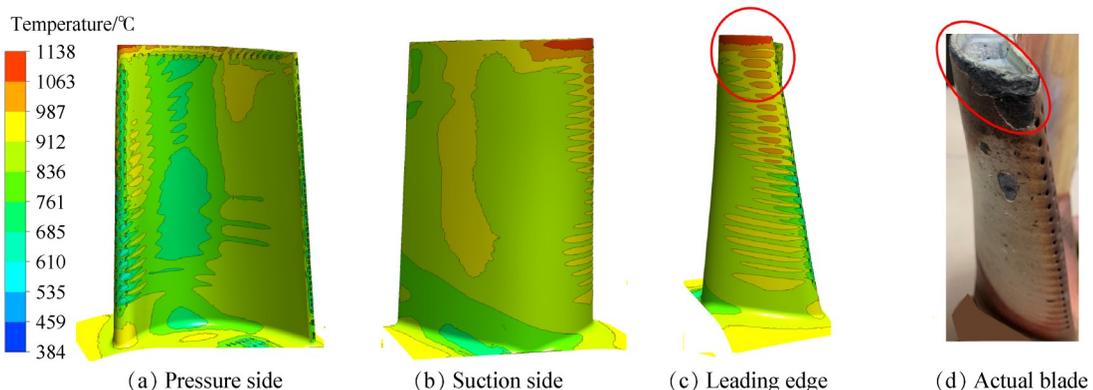


Fig. 17 Surface temperature of case TBC 4 and actual blade appearance after long-time service

面的最高温度都出现在叶尖吸力面侧靠近前缘的位置,且有涂层状态下最高温度更高。这是由于热障涂层增大了叶片燃气侧到冷气侧之间的整体热阻,抑制了叶片外表面向内部的热传导。两种状态下,叶片外表面高温区域在分布规律上也存在一定的差别,尤其是在气膜孔下游区域的温度分布上尤为明显。这是由于热障涂层减弱了高温区域向周围的热传导,同时降低了气膜孔出流冷气的温度。

图19给出了涂层厚度0.4mm(TBC 4)和无热障涂层(TBC 0)两种条件下,叶尖和缘板处的温度分布对比。观察图19,同时结合图14和图15中所展示的冷气流线,可见叶顶冷气孔和压力面侧叶尖处气膜孔对叶顶盖板的大部分区域和叶尖尾缘形成了较为有效的冷却;而对于叶尖高温区,由于各路冷气均未能覆盖,致使其直接暴露在高温燃气环境中。在此情况下,涂覆热障涂层的叶片外表面及对应的内侧表面无显著温差,导致热障涂层无法对上述区域实施有效隔热。

图20展示了不同热障涂层厚度下的计算分析结果,其中将无热障涂层(TBC 0)作为基准。由图可见,涂层厚度从0增加到0.4mm时,10%,50%和90%叶高处基体平均温度分别下降了44.3℃,50.5℃和51.9℃。同时从图中可见热障涂层厚度从0增大到0.4mm后,涂覆热障涂层处的叶片金属基体表面平均

温度下降了60.5℃,而叶片金属基体最高温度(前缘叶尖区域)只下降了19.9℃。上文已经分析了叶尖高温区的形成原因,此处的数据则进一步说明热障涂层须与合理的叶片内部冷却和气膜冷却结合起来,才能实现良好的隔热效果。图20指出热障涂层外表面平均温度随着涂层厚度的增加呈现接近线性增大的趋势,涂层厚度0.4mm比未涂覆涂层外表面平均温度高约35℃。对于在役的成熟机型而言,在涡轮叶片表面增加热障涂层是一种常用的改造升级的手段。此时,若直接用原有涡轮叶片基体外表面服役温度来评估热障涂层服役寿命,将会得到乐观的结果。

图21展示了不同涂层厚度下叶片基体表面的温度分布。由图可见,随着涂层厚度增加,基体表面温度分布基本特征以及最高温度位置没有变化,高温区范围逐渐缩小而低温区的范围逐渐扩大。为了表征不同冷却手段的复合冷却效果,定义冷却效率 η 为

$$\eta = (T_g - T_w) / (T_g - T_c) \quad (6)$$

式中 T_g 为对应叶高位置的燃气入口相对总温, T_c 为冷却空气入口相对总温, T_w 为叶片基体表面的温度。

图22为10%,50%以及90%叶高处的冷却效率沿轴向的分布,其中 C_x 为叶片轴向弦长。由图可见,在叶片轴向范围内,冷却效率存在较大差异。由于气膜孔的作用,在前缘附近存在冷却效率的局部极大值,在前缘两侧,冷却效率迅速下降至局部极小

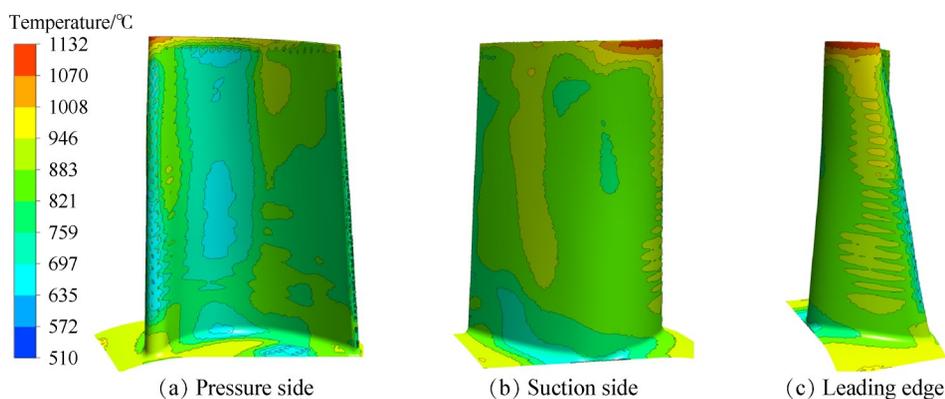


Fig. 18 Surface temperature of case TBC 0

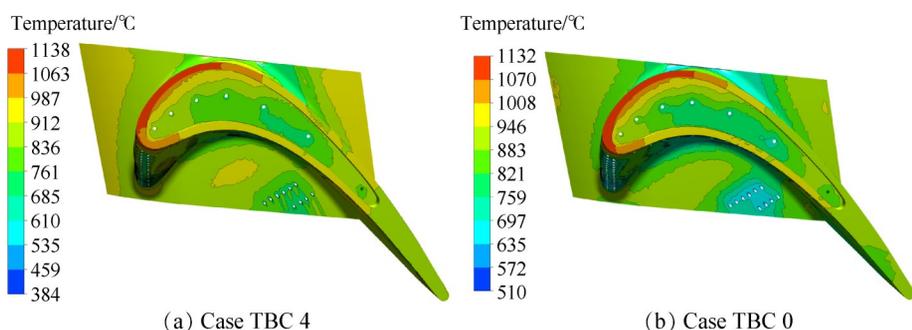


Fig. 19 Surface temperature of blade tip

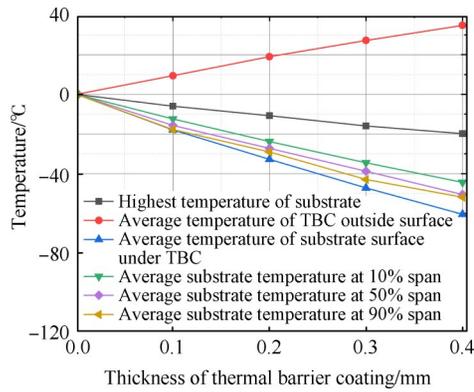


Fig. 20 Blade temperature change vs. thickness of TBC

值,这与图17和图18中叶片外表面的温度分布情况是一致的。轴向不同位置冷却效率大致随涂层厚度线性增加,不同涂层厚度下,冷却效率分布规律呈现出较强的相似性。

3.3 强度分析

将流热耦合计算得到的叶片温度场作为热载荷,再将叶片的离心载荷考虑在内,可得到叶片在不同状态下的应力应变响应。计算分析结果表明,气动载荷在叶片基体产生的等效应力小于20MPa,且气

动载荷导致的高应力位置与热载荷和离心载荷不同,因此后续强度计算分析中未考虑气动载荷。

热障涂层对叶片应力响应的影响主要表现在缘板及叶身部位而对叶片伸根和榫齿部位影响较小,因此本节重点对叶身和缘板区域展开分析。图23展示了在热障涂层厚度为0.4mm(TBC 4)的情况下,叶片基体表面的Von Mises等效应力分布情况以及实际服役叶片的典型损伤位置。在图23中,结合实际服役叶片损伤情况,将叶片高应力区的位置分别标记为A,B,C,D。计算结果显示在压力面叶尖,压力面进气侧缘板角区以及叶片尾缘根部等部位应力水平较高,与实际服役叶片形成裂纹的位置基本一致。根据调研情况,长时服役后叶片在A,C,D三个位置出现裂纹的情况较常见,在Wan等^[22]的工作中,提到与研究对象具有模化关系的另一型燃气轮机第一级涡轮叶片在B位置出现了裂纹故障。在传热分析中指出的叶尖高温区,由于热梯度小,应力水平较低,实际服役叶片在上述位置的主要损伤模式是热障涂层剥落和高温烧蚀,未见应力开裂的情况,与仿真结果吻合。

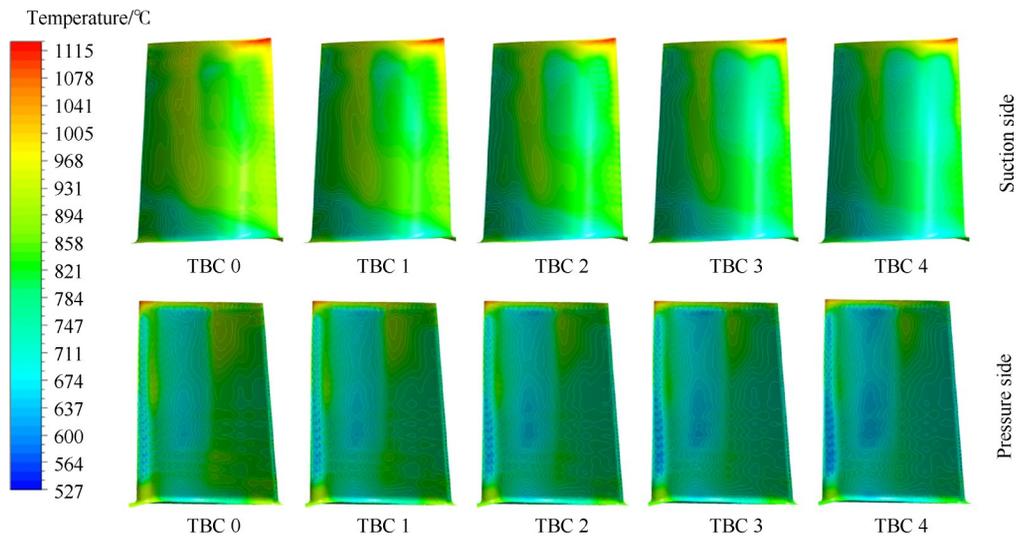


Fig. 21 Comparison of substrate temperature with different thermal barrier coating thickness

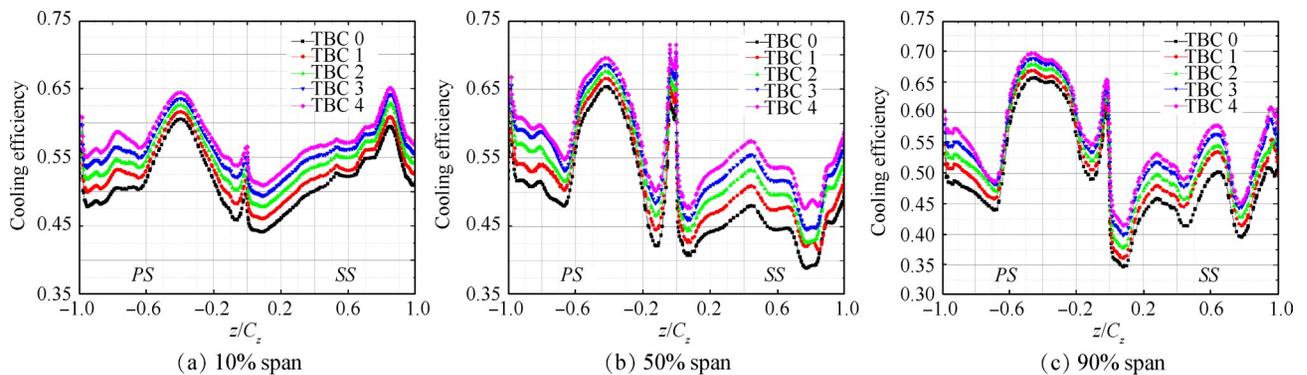


Fig. 22 Cooling efficiency distribution

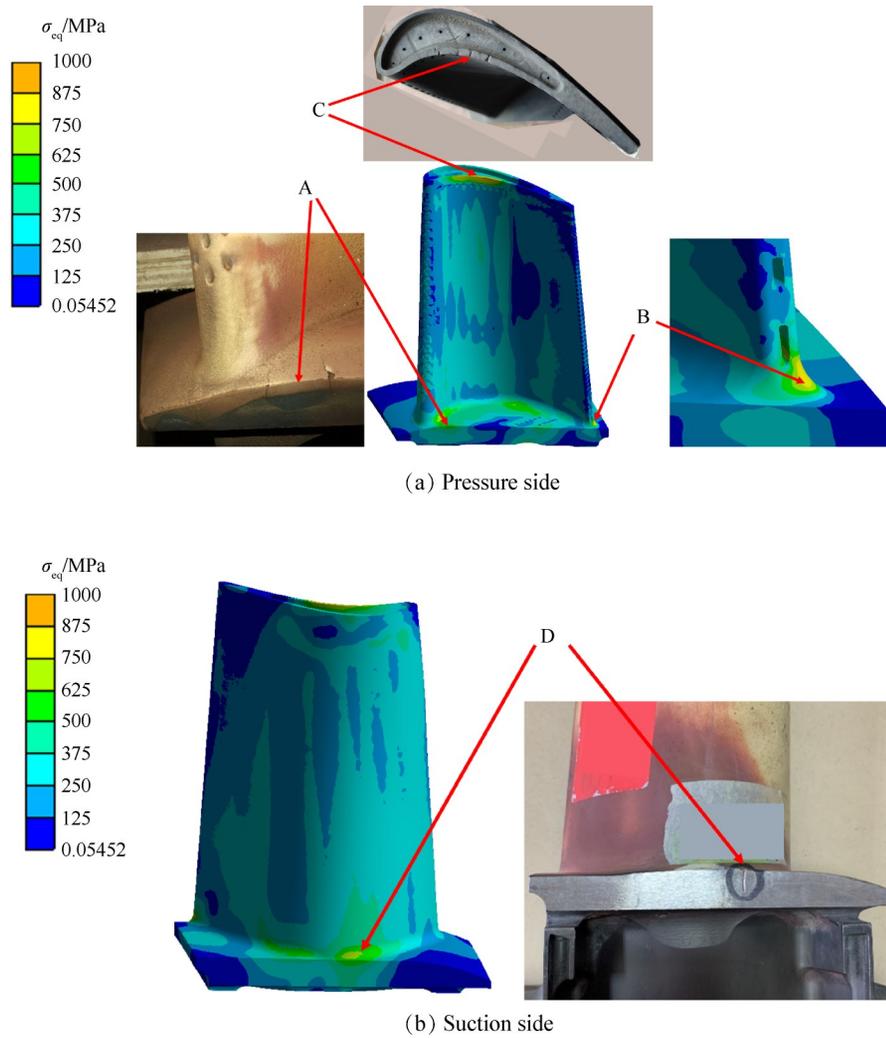


Fig. 23 Von Mises equivalent stress distribution of case TBC 4

针对上述四个位置,分别计算热载荷和离心载荷共同作用、热载荷单独作用以及离心载荷单独作用三种情况下的应力水平并进行对比,结果如图 24 所示。由图可见,热载荷在涡轮叶片应力场中具有重要甚至是主导性的作用。

外表面温度高而内部温度低是涡轮叶片温度分布的基本特点,因此在稳态运行的时候,叶片外表面主要承受压应力,而内腔承受较大的拉应力。图 25 展示了在涂层厚度为 0.4mm(TBC 4)的情况下,10% 叶高截面上不同方向的正应力分布规律。由图可见,叶片外表面的大部分区域在三个方向上均承受

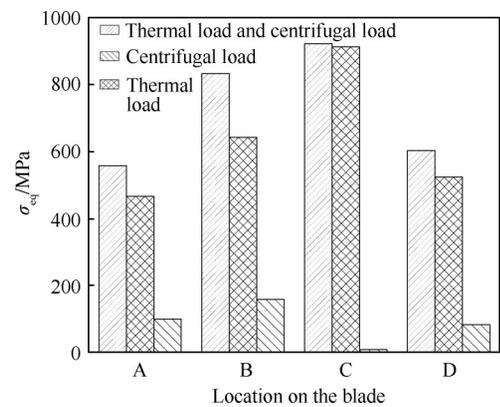


Fig. 24 Comparison of stress under different load

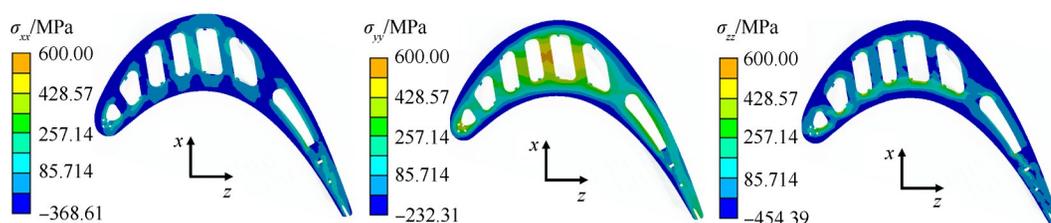


Fig. 25 Normal stress at 10% blade span

压应力,而内腔蛇形通道间隔肋承受较大拉应力,尤其是在叶高方向。尽管如此,由于内腔温度较低,航空发动机和燃气轮机涡轮叶片运行过程中,较少见

到从内腔表面开裂的情况。

图26给出了高应力区域(A~D)附近4条轨迹线的位置和方向。图27展示了不同热障涂层厚度下,

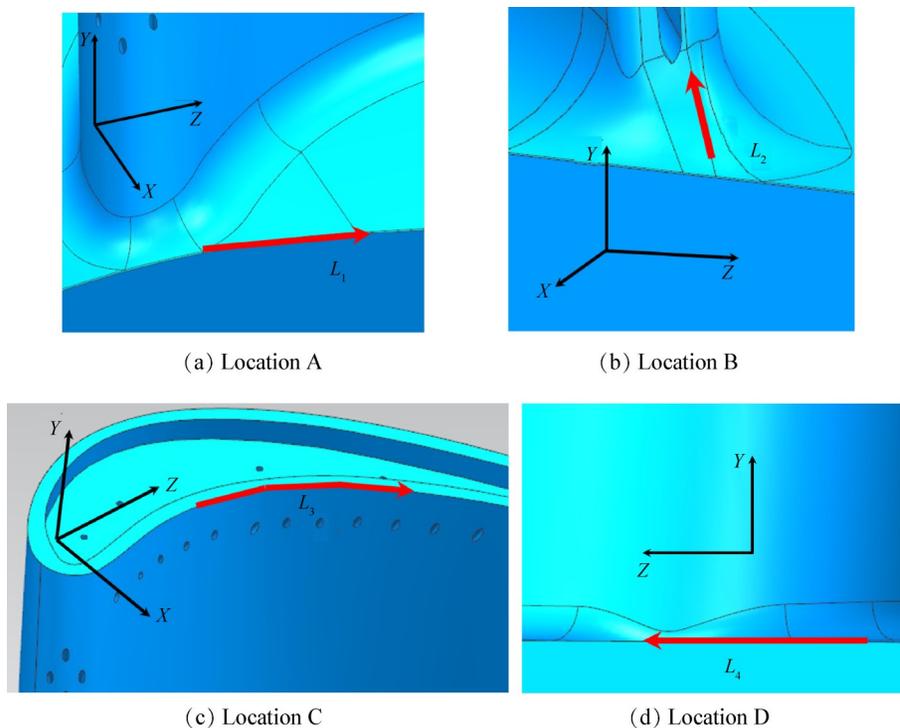


Fig. 26 Schematic of the lines near high stress zone

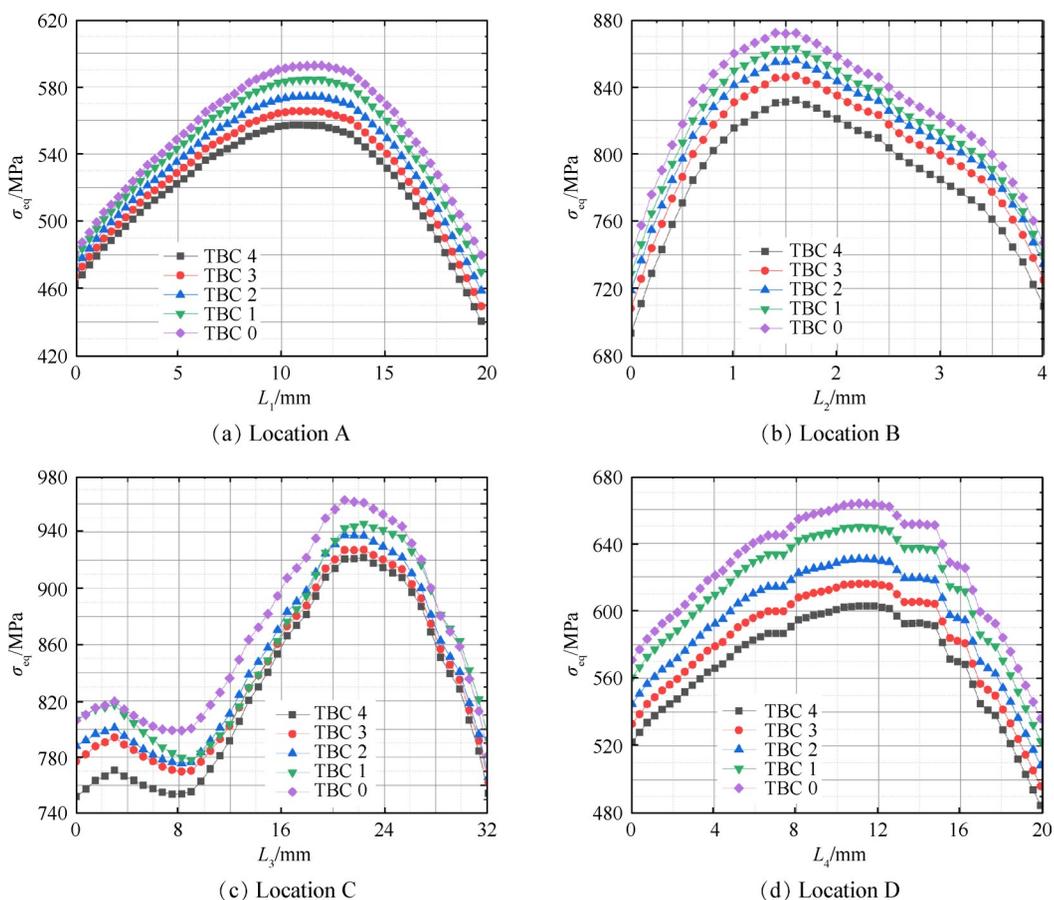


Fig. 27 Von Mises equivalent stress along specific lines

沿着这4条轨迹线, Von Mises 等效应力的变化情况。由图可见, 热障涂层厚度对基体应力变化趋势无明显影响, 随着厚度增加, 最大等效应力呈现下降的趋势。对于无热障涂层的叶片而言, 若在叶片表面增设厚度为0.4mm的涂层, 在上述A~D不同的位置, 其最大等效应力可下降30MPa~60MPa。

4 结 论

本文针对带热障涂层的气冷涡轮动叶, 利用数值仿真的方法, 对其流动、传热和应力响应开展了研究, 并将相关结果与实际服役叶片进行了对比。主要得出以下结论:

(1) 热障涂层可有效降低涡轮叶片基体的平均温度, 将涂层厚度从0mm增加到0.4mm, 热障涂层处基体平均温度下降了60.5℃。对于叶尖等局部高温区域, 由于两侧壁面均被高温燃气覆盖, 温差较小, 降低了热障涂层隔热效果, 此时须将叶片的气动、传热设计与热障涂层统筹考虑, 才可能实现良好的复合冷却效果。

(2) 随着热障涂层厚度增加, 涂层外表面的温度逐渐升高。本文的计算结果表明, 无涂层叶片在涂覆0.4mm热障涂层后, 外表面平均温度升高约35℃。若考虑借助热障涂层来降低叶片基体温度, 直接用原叶片基体外表面温度来评估热障涂层实际服役温度和寿命, 会得到不保守的结果。

(3) 计算分析结果得到的叶片危险区域与实际服役叶片失效破坏位置基本吻合。随着热障涂层厚度增加, 叶片基体危险部位的最大等效应力值逐渐下降。对于无热障涂层的叶片, 若在叶片表面增设厚度为0.4mm的涂层, 在不同的危险区域, 其最大等效应力可下降30~60MPa。

考虑到涡轮叶片热载荷与机械载荷的耦合特点, 后续将进一步研究热障涂层对叶片热机疲劳寿命的影响。

致 谢: 感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] Ligrani P, Goodro M, Fox M, et al. Full-Coverage Film Cooling: Film Effectiveness and Heat Transfer Coefficients for Dense Hole Arrays at Different Hole Angles, Contraction Ratios, and Blowing Ratios[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2013, 135(3): 1-14.
- [2] Han J C, Dutta S, Ekkad S V. Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology[M]. USA: CRC Press, 2012.
- [3] 吴海华, 李涤尘. 空心涡轮叶片型芯/型壳一体化陶瓷铸型快速制造技术研究[J]. *机械工程学报*, 2012, 48(19): 147-147.
- [4] 卜 昆, 邱 飞, 王志红, 等. 镍基单晶叶片制造技术及再结晶研究进展[J]. *航空制造技术*, 2016(21): 34-40.
- [5] Mensch A, Thole K A, Craven B A. Conjugate Heat Transfer Measurements and Predictions of a Blade End-wall with a Thermal Barrier Coating[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(12): 121003.
- [6] 李一飞. 一种第三代镍基单晶高温合金蠕变各向异性的研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2019.
- [7] 韩万龙, 颜培刚, 李 超, 等. 带热障涂层高温导叶复合冷却数值研究[J]. *工程热物理学报*, 2014(8): 1517-1520.
- [8] 胡冰城, 王建华, 徐华昭, 等. 具有热障涂层的导向叶片耦合数值研究[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(10): 2394-2402.
- [9] 刘志远, 肖 杰, 杨 丽, 等. 涡轮叶片热障涂层隔热性能和应力数值模拟[J]. *湘潭大学学报: 自然科学版*, 2020, 42(3): 107-115.
- [10] Rossette A H, Zdzislaw M C, Demeulenaere A, et al. The Effect of Start-Up Cycle in Ceramic Coating Used as Thermal Barrier for a Gas Turbine Bucket[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2009, 29(14-15): 3056-3065.
- [11] Ziaei-Asl A, Ramezanlou M T. Thermo-Mechanical Behavior of Gas Turbine Blade Equipped with Cooling Ducts and Protective Coating with Different Thicknesses[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2019, 150: 656-664.
- [12] Liu Z Y, Zhu W, Yang L, et al. Numerical Prediction of Thermal Insulation Performance and Stress Distribution of Thermal Barrier Coatings Coated on a Turbine Vane[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2020, 158: 106552.
- [13] Davidson F T, Dees J E, Bogard D G. An Experimental Study of Thermal Barrier Coatings and Film Cooling on an Internally Cooled Simulated Turbine Vane[C]. *Vancouver: ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, 2011.
- [14] Mensch A, Thole K A. Conjugate Heat Transfer Analysis of the Effects of Impingement Channel Height for a Turbine Blade Endwall[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, 82: 66-77.
- [15] Zhu W, Wang J W, Yang L, et al. Modeling and Simulation of the Temperature and Stress Fields in a 3D Turbine

- Blade Coated with Thermal Barrier Coatings[J]. *Surface & Coatings Technology*, 2017, 315: 443-453.
- [16] Vo D T, Mai T D, Kim B, et al. Numerical Study on the Influence of Coolant Temperature, Pressure, and Thermal Barrier Coating Thickness on Heat Transfer in High-Pressure Blades [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2022, 189: 122715.
- [17] Siegel R, Spuckler C M. Analysis of Thermal Radiation Effects on Temperatures in Turbine Engine Thermal Barrier Coatings [J]. *Materials Science and Engineering A*, 1998, 245(2): 150-159.
- [18] White F M, Majdalani J. *Viscous Fluid Flow* [M]. New York: McGraw-Hill, 2006.
- [19] 穆丽娟. 基于临界面法的涡轮单晶叶片低周疲劳寿命预测方法研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2017.
- [20] 中国金属学会高温材料分会. 中国高温合金手册(第一版), 铸造高温合金[M]. 北京: 中国质检出版社, 2012.
- [21] 汤文章. 基于流固耦合热障涂层涡轮叶片应力场的数值模拟[D]. 湘潭: 湘潭大学, 2015.
- [22] Wan E S, Crimi P, Scheibel J, et al. Combustion Turbine F-Class Life Management of 1st Stage Turbine Blades [C]. *Amsterdam: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2002.

(编辑:白 鹭)