

带造型凹坑孔的平板气膜冷却特性研究

张子寒, 何坤, 晏鑫

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 设计了一种造型凹坑冷却孔结构,采用数值求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程的方法,研究了造型凹坑孔结构对平板气膜冷却性能的影响,并利用已有的实验数据考核了数值方法的有效性。通过计算得到了6种吹风比、3种凹坑深度条件下带造型凹坑孔的平板气膜冷却性能,并与常规圆孔进行了对比。研究表明:在考核的7种湍流模型中,Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型可以较好地模拟平板壁面的冷却性能;造型凹坑孔可以产生一对阻碍肾形涡发展的反向旋涡,降低冷却流体与高温主流的掺混作用,增加冷却流体在周向上的覆盖,从而提高气膜冷却效率;相比于常规圆孔结构,造型凹坑孔可以有效地提高轴向中心线及周向平均气膜冷却效率,在不同吹风比条件下,造型凹坑孔的气膜冷却效率在轴向长度为3倍孔径的区域提高了20%~200%,在3倍到10倍孔径的区域提高了10%~25%;在所研究的3种凹坑深度中,凹坑深度为圆孔直径的0.7倍时平板气膜冷却性能最优。

关键词: 气膜冷却;凹坑;吹风比;肾形涡

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202007011 **文章编号:** 0253-987X(2020)07-0084-10



OSID 码

Investigation on the Film Cooling Efficiency on a Plain Surface with Hole Embedded in Contoured Crater

ZHANG Zihan, HE Kun, YAN Xin

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: A contoured crater cooling hole was designed. With solutions of RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) equations, the film cooling efficiency on a plain surface with cooling hole embedded in contoured crater was investigated. With the existing experimental data, the reliability of numerical methods was validated. Then, the influences of blowing ratio and crater depth on the cooling efficiency were studied. The numerical results for plain surface with cooling hole embedded in contoured crater were also compared with that of the conventional round hole configuration. The results show that, among all selected turbulence models, the Realizable $k-\epsilon$ turbulence model has the superior accuracy in predicting the cooling efficiency on plain surface. The cooling hole embedded in contoured crater is able to generate a pair of reverse vortices that hinder the development of kidney vortices, reducing the mixing effect of coolant and high temperature mainstream. Correspondingly, the coverage of cooling flow on a plain surface in circumferential direction is increased significantly, thereby improving the film cooling efficiency on the plain surface. Compared with the conventional round hole configuration, the lateral-

averaged film cooling efficiency on plain wall with contoured crater hole is increased by 20% - 200% at the vicinity of cooling hole ($X/D < 3$), and the cooling efficiency increased by 10% - 25% downstream the cooling hole ($3 < X/D < 10$). Among three studied crater depths, the optimal film cooling efficiency on the plain wall is achieved with the crater depth of $0.7D$.

Keywords: film cooling; crater; blowing ratio; kidney vortex

气膜冷却是现代燃机高温部件的主要应用技术之一,来自压气机的冷却气流通过透平叶片或壁面上的离散孔喷射出,在表面形成一层冷却气膜,隔绝高温燃气,以实现更高的透平进口温度,从而提高热效率。圆孔是目前应用广泛的一种常规冷却孔结构,冷气经过圆孔会在壁面附近产生一对旋涡,又称肾形涡^[1]。肾形涡的形成及发展会导致冷却气流的腾起,使冷气不能有效地覆盖和保护高温壁面,因此削弱肾形涡的范围和强度,有利于提高冷却孔的气膜冷却效率。

为了改善冷却性能,国内外研究人员对气膜冷却孔的结构进行了大量研究,其中重点研究包括改变冷却孔的几何形状(异型孔)以及在圆孔出口处增加辅助结构两方面。在异型孔方面研究的代表是Goldstein等提出的扇形气膜冷却孔,由于横向扩散的扇形几何形状,射流出口的加宽减小了冷却气流速度,有效地增加了冷却气流的横向扩散,从而增大了冷气覆盖面积,提高了气膜冷却效率^[2]。异型孔的显著特点是能够在较大吹风比($M > 0.5$)下保持较高的气膜冷却效率,而常规圆孔在大吹风比下会出现冷气快速腾起现象从而导致冷却性能明显下降。随后,异型孔的结构出现了圆锥扩散孔^[3]、簸箕形孔^[4]等多种结构,与圆孔相比都有效地提高了气膜冷却效率。刘存良等通过对收缩-扩张型孔研究发现在吹风比为2时,相比于圆孔以及扇形孔,平均气膜冷却效率提高了560%和60%^[5]。李广超等提出了一种双出口气膜孔,发现在吹风比为1时气膜冷却效率与圆孔相比提高了约20%,在吹风比为2时,气膜冷却效率提高了50%以上^[6]。刘晓红等研究了小孔辅助射流结构对冷却性能的影响,发现由于小孔辅助射流结构的干涉作用,减小了由冷却孔射流形成的肾形涡强度以及尺度,有效地提高了气膜冷却效率^[7]。近年来,出现了更复杂的形状,例如月牙孔^[8]、哑铃孔^[9],然而上述异型孔结构也给叶片加工制造增加了难度,因此另一类研究是在常规圆孔基础上对出口处进行简单局部加工。Sarkar等在射流孔上游增加了旋涡发生器,抑制了肾形涡的发展,从而强化了气膜冷却性能^[10]。Nasir等研究

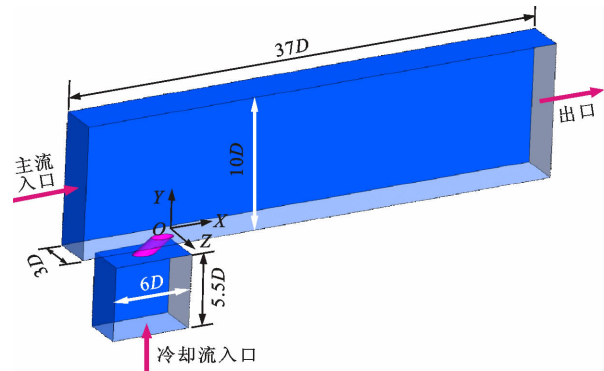
了带有三角形凹槽的圆形冷却孔,通过在冷却孔上游设置一个三角形凹槽,从而使气膜冷却射流的顶部产生一对与肾形涡方向相反的涡流,减少了射流与主流的掺混,在一定的吹风比范围(0.56~1.7)内发现局部气膜冷却效率提高了约200%^[11]。近年来,Fric等提出了将圆孔嵌入凹坑中的冷却孔结构,在射流管道的末端提供一个辅助膨胀腔室,可减小冷却射流的动量,并且在壁面形成气膜之前增加冷却流体的扩散,从而提供了一种简单有效的方法来提高冷却效率^[12]。章大海等研究了多种开槽气膜冷却孔冷却结构,发现相比于无槽的圆孔结构,气膜冷却效率有不同程度的提高,并且在冷却孔入口处利用一定角度的倒角过渡可以获得更好的冷却效果,其中效果最好的开槽带倒角冷却孔结构在吹风比为1.5时,在距离冷却孔5倍到10倍孔径的区域气膜冷却效率提高了近3倍^[13]。戴萍等研究了吹风比以及长径比对新型缩放槽缝孔气膜冷却效率的影响,发现冷却性能在吹风比为1时表现最优并且气膜冷却效率随长径比的增大而增大^[14]。Kalghatgi等提出了一种V字形凹坑冷却孔结构,通过与常规凹坑孔对比发现气膜冷却效率提高了近100%^[15]。

针对冷却孔结构而言,影响气膜冷却效率的因素有很多,其中主要包括冷却孔形状、孔的长径比、冷却流出口角度以及冷却孔与壁面之间的连接角度等。本文研究只考虑冷却孔形状对气膜冷却效率的影响,在Kalghatgi等的研究^[15]基础上,设计了一种造型凹坑冷却孔结构,采用求解雷诺平均Navier-Stokes(RANS)方程的方式进行数值计算,并利用实验数据考核了数值方法的有效性。在此基础上,研究了6种吹风比、3种凹坑深度条件下带造型凹坑孔的平板气膜冷却性能,并与常规圆孔结构进行了对比,分析了吹风比及凹坑深度对冷却特性的影响。

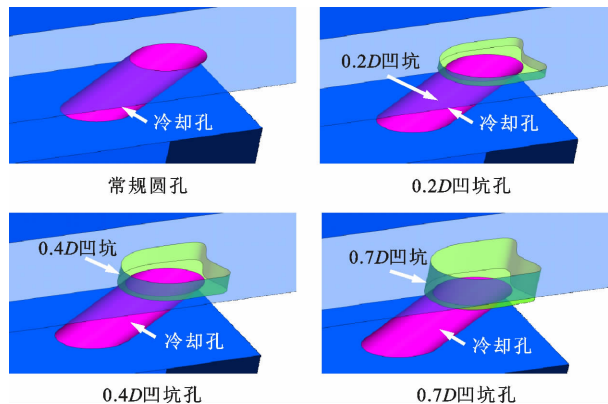
1 计算模型和数值方法

本文所采用的平板气膜冷却结构几何模型如图1a所示,以冷却孔后边缘点为原点, X 、 Y 、 Z 分别代表主流流动的轴向、展向以及周向。图1b为常规圆

孔以及不同深度的造型凹坑孔结构示意图。冷却孔结构基本几何参数如表 1 所示。



(a)冷却结构几何模型



(b)常规圆孔与造型凹坑孔结构

图 1 冷却结构计算模型

表 1 冷却孔基本几何参数

孔径 D/mm	12.7
长径比 $L \cdot D^{-1}$	1.75
冷却流出口角 $\alpha/(\circ)$	35
造型凹坑孔深度 d	0.2D、0.4D、0.7D

图 2 为造型凹坑孔几何参数示意图,凹坑的主要特征是朝着气膜冷却孔下游的两个峰形凸起,其前缘间隙为 $0.15D$,后缘间隙为 $0.05D$,构成两个对称峰型凸起的曲线为样条曲线。构造峰形凸起时首先要确定凸起峰值点,本文中选取凸起长度为 $0.2D$,并且峰值点的周向坐标与圆孔的上端点保持一致,凸起变化的起始点和终止点与凸起后缘点的轴向坐标保持一致,构成峰型凸起的各样条曲线经过光滑处理得到最终的造型凹坑孔。圆柱孔与凹坑交界面倒角对于冷却孔结构的气膜冷却效率有一定影响,在本文的计算模型中圆孔完全嵌入了造型凹坑,即倒角为 0,造型凹坑孔的所有边缘都与壁面垂直。

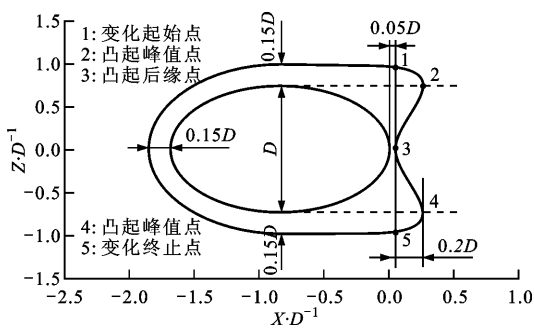


图 2 造型凹坑孔几何参数

在本文对比研究中,边界条件设置与常规圆孔平板气膜冷却实验条件^[16]保持一致,详细设置如表 2 所示。主流通道的下壁面以及集气腔的所有壁面都设置为绝热无滑移边界条件,集气腔的下方即冷却流的进口设置为速度边界条件,给定速度为 363.4 mm/s ,以保证吹风比为 0.5。主流通道的上壁面设置为自由滑移边界条件,主流通道及集气腔两侧壁面均设置为周期性边界条件。

表 2 计算边界条件

主流进口速度 $U_m/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	20
主流雷诺数 Re	16 000
主流湍流强度 $I_m/\%$	0.2
主流温度 T_m/K	300
冷却流进口速度 $U_c/(\text{mm} \cdot \text{s}^{-1})$	363.4
冷却流温度 T_c/K	250
出口静压 p_s/Pa	10^5
密度比 R_D	1.2
吹风比 M	0.5

本文中吹风比定义为

$$M = \rho_c U_c / \rho_m U_m \tag{1}$$

式中: ρ_c 为冷却流进口密度; ρ_m 为主流进口密度。

绝热气膜冷却效率定义为

$$\eta = (T_m - T) / (T_m - T_c) \tag{2}$$

式中 T 为当地温度。

2 计算结果分析

2.1 网格无关性验证

常规圆孔冷却模型结构和造型凹坑孔冷却模型结构都采用 3 套不同疏密程度的网格,下面分析网格密度对绝热壁面气膜冷却效率的影响。通过在 X 、 Y 、 Z 方向上等比例加密得到不同疏密的计算网格,其中常规圆孔结构的网格数分别为 1.44×10^6 、 2.96×10^6 和 6×10^6 ,造型凹坑孔结构的网格数分别为 2.9×10^6 、 5.82×10^6 和 1.17×10^7 。计算得到

绝热壁面轴向中心线气膜冷却效率 η_c 如图 3 所示。观察计算结果可知,无论是常规圆孔结构还是造型凹坑孔结构,3 套网格计算所得到的绝热壁面气膜冷却效率曲线基本一致。本文最终选取常规圆孔结构网格数为 2.96×10^6 ,造型凹坑孔结构网格数为 5.82×10^6 ,并在不同吹风比、不同凹坑深度条件下对带造型凹坑孔的平板气膜冷却性能进行了数值研究。

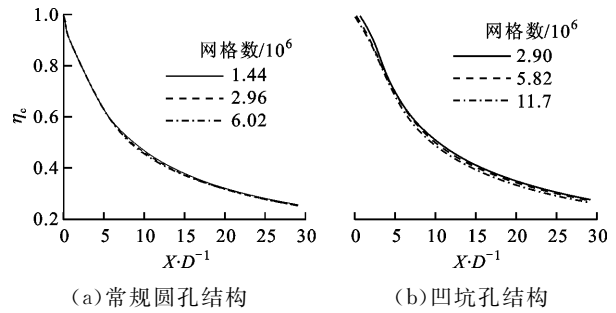


图 3 不同网格数绝热壁面轴向中心线气膜冷却效率

图 4 展示了常规圆孔结构及造型凹坑孔结构整

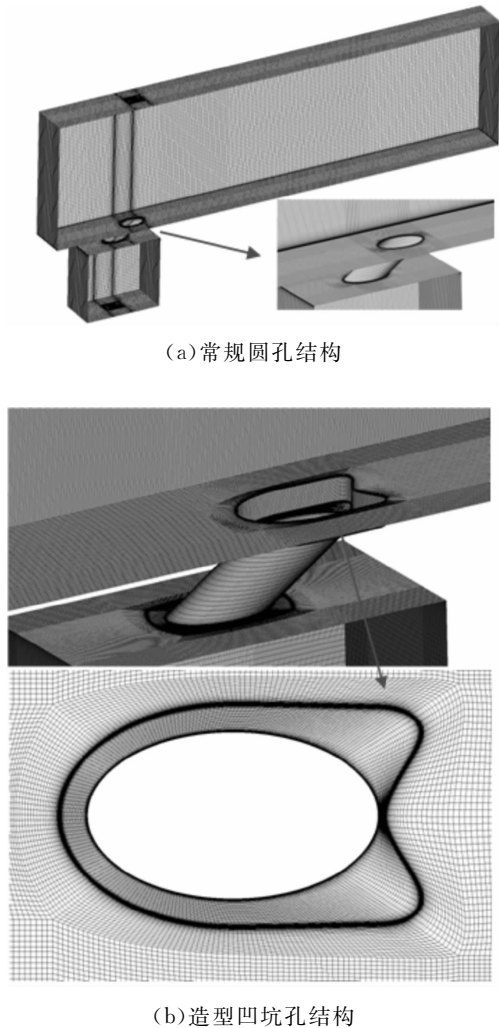


图 4 常规圆孔结构和造型凹坑孔结构的数值计算网格

体和局部网格。计算网格均采用结构化网格,冷却孔附近采用 O 型网格,为保证量纲一近壁面距离 y^+ 小于 1,近壁面的第 1 层网格取 0.001 mm。采用 Realizable $k-\epsilon$ 两方程湍流模型进行计算,计算残差低于 10^{-6} 。

2.2 数值方法验证

图 5 给出了常规圆孔结构计算所得到的绝热壁面轴向中心线上的气膜冷却效率以及周向平均气膜冷却效率 $\bar{\eta}$ 的模拟结果与计算结果^[10]及实验结果^[16]的对比。

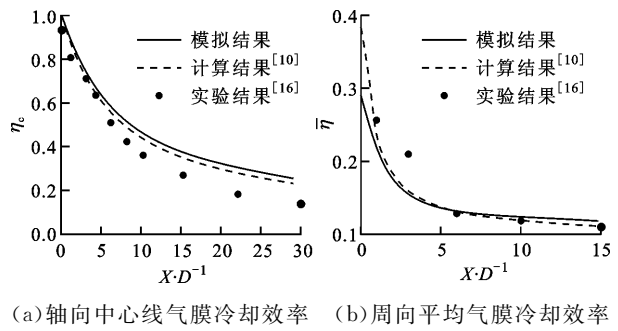


图 5 气膜冷却效率模拟结果与计算结果及实验结果的对比

观察对比结果可知,对于轴向中心线上的气膜冷却效率,在靠近冷却孔的区域本文模拟结果和文献^[10]中的计算结果与实验结果吻合较好,而在下游区域与实验结果不能很好地吻合,但计算及分析主要关心轴向长度为 10 倍孔径以内的区域,并且周向平均气膜冷却效率在下游区域与实验结果有着较好吻合,所以模拟结果完全可以接受。

图 6 给出了 $M=0.5$ 时不同湍流模型轴向中心线上的气膜冷却效率计算结果与实验结果对比,观察结果可知 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型的计算结果与实验结果最为相近,故采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型进行计算。

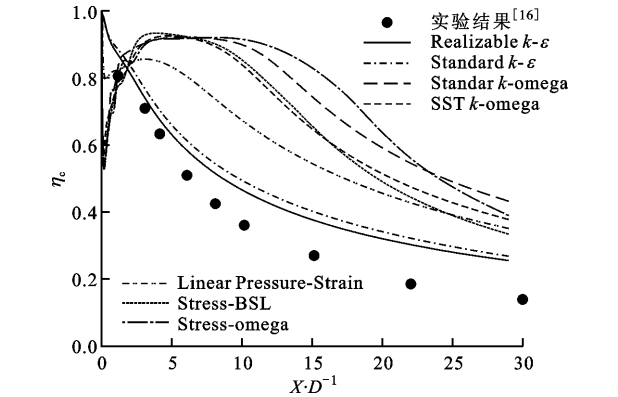
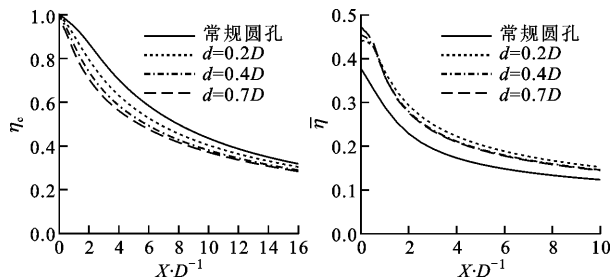


图 6 不同湍流模型轴向中心线气膜冷却效率对比

2.3 吹风比对带造型凹坑孔的平板气膜冷却特性的影响

为了研究吹风比对带造型凹坑孔的平板气膜冷却特性的影响,计算了 M 分别为 0.25、0.5、0.75、1、1.25、1.5 时 3 种凹坑深度造型凹坑孔的气膜冷却效率,并与常规圆孔结构进行了对比,结果如图 7~12 所示。

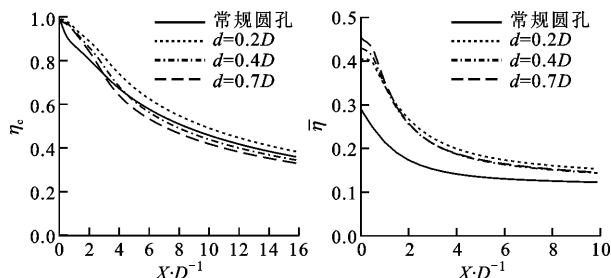
由图 7 可以看出:在较小的吹风比($M=0.25$)时,3 种结构在轴向中心线上的气膜冷却效率均低于常规圆孔结构,但周向平均气膜冷却效率均高于常规圆孔结构,且 3 种凹坑深度的冷却孔结构之间相差不多,相比于常规圆孔,整体提高约 20%。



(a) 轴向中心线气膜冷却效率 (b) 周向平均气膜冷却效率

图 7 $M=0.25$ 时造型凹坑孔与常规圆孔结构气膜冷却效率对比

由图 8 可以看出: $M=0.5$ 时,对于轴向中心线上的气膜冷却效率,凹坑深度为 $0.2D$ 的结构整体优于常规结构,深度为 $0.4D$ 及 $0.7D$ 的凹坑孔结构在靠近气膜孔的区域($X/D < 3$)优于常规结构;3 种结构的周向平均气膜冷却效率均高于常规圆孔结构,且 3 种凹坑深度的冷却孔结构之间差别不大,靠近冷却孔区域,冷却效率都提高了近 100%。在冷却孔下游区域($3 < X/D < 10$),冷却效率提高了近 25%。

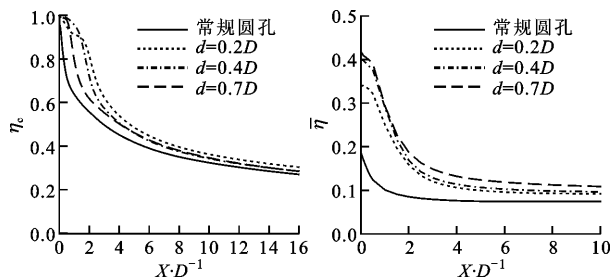


(a) 轴向中心线气膜冷却效率 (b) 周向平均气膜冷却效率

图 8 $M=0.5$ 时造型凹坑孔与常规圆孔结构气膜冷却效率对比

由图 9 可以看出: $M=0.75$ 时,对于轴向中心线上的气膜冷却效率,3 种结构均优于常规圆孔结

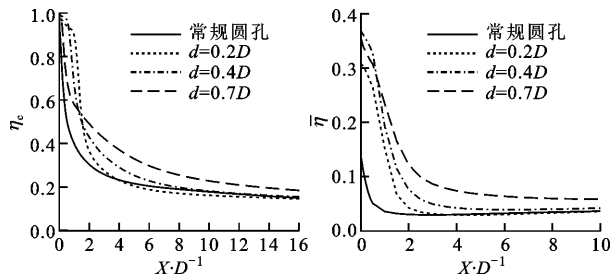
构,且深度为 $0.2D$ 的结构效果最好;3 种结构的周向平均气膜冷却效率也均高于常规圆孔结构,且深度为 $0.7D$ 的结构最好,靠近冷却孔区域($X/D < 3$)冷却效率提高了 100% 以上,在冷却孔下游区域,冷却效率提高了 25% 以上。



(a) 轴向中心线气膜冷却效率 (b) 周向平均气膜冷却效率

图 9 $M=0.75$ 时造型凹坑孔与常规圆孔结构气膜冷却效率对比

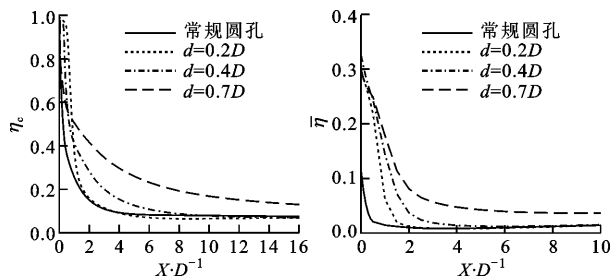
由图 10 可以看出:在较大吹风比($M=1$)时,对于轴向中心线上的气膜冷却效率,3 种结构均优于常规圆孔结构,且深度为 $0.7D$ 的冷却孔结构效果最好;周向平均气膜冷却效率 3 种结构均高于常规圆孔结构,且 $0.7D$ 凹坑深度的冷却孔在靠近冷却孔区域($X/D < 3$)的冷却效率提高了 200% 以上。



(a) 轴向中心线气膜冷却效率 (b) 周向平均气膜冷却效率

图 10 $M=1$ 时造型凹坑孔与常规圆孔结构气膜冷却效率对比

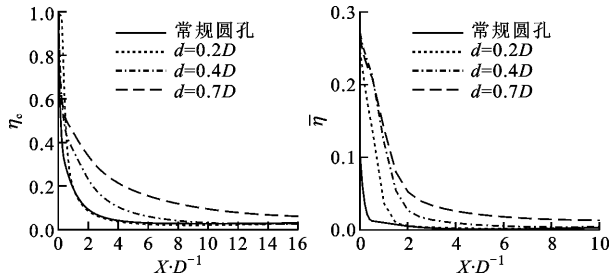
由图 11、图 12 可以看出:在大吹风比($M=1.25, 1.5$)时,对于轴向中心线上的气膜冷却效率,



(a) 轴向中心线气膜冷却效率 (b) 周向平均气膜冷却效率

图 11 $M=1.25$ 时造型凹坑孔与常规圆孔结构气膜冷却效率对比

深度为 $0.7D$ 的结构整体优于常规圆孔结构且效果最好,深度为 $0.2D$ 及 $0.4D$ 的结构在近气膜孔的区域优于常规圆孔结构,下游区域与常规圆孔结构近似一致;周向平均气膜冷却效率 3 种结构均高于常规圆孔结构且 $0.7D$ 结构最好,气膜冷却效率提高了近 300% ,在下游区域,由于吹风比较大,深度为 $0.2D$ 和 $0.4D$ 的结构与常规圆孔结构基本一致。



(a)轴向中心线气膜冷却效率 (b)周向平均气膜冷却效率
图 12 $M=1.5$ 时造型凹坑孔与常规圆孔结构气膜冷却效率对比

表 3 和表 4 给出了 3 种造型凹坑孔在不同吹风比条件下,其不同冷却区域的周向平均气膜冷却效率与常规圆孔相比的提高程度。

M	平均气膜冷却效率提高程度		
	$d=0.2D$	$d=0.4D$	$d=0.7D$
0.25	20%以上	近 20%	近 20%
0.50	近 100%	近 100%	近 100%
0.75	近 100%	近 100%	100%以上
1.00	近 100%	近 150%	200%以上
1.25	近 100%	近 150%	近 300%
1.50	近 100%	近 150%	300%以上

M	平均气膜冷却效率提高程度		
	$d=0.2D$	$d=0.4D$	$d=0.7D$
0.25	20%以上	近 20%	近 20%
0.50	25%以上	近 25%	近 25%
0.75	近 25%	近 25%	25%以上
1.00	趋于一致	趋于一致	近 100%
1.25	趋于一致	趋于一致	100%以上
1.50	趋于一致	趋于一致	100%以上

综上所述,造型凹坑孔结构相比于常规圆孔结构,除 $M=0.25$ 情况下 3 种造型凹坑孔轴向中心线

上的气膜冷却效率低于常规圆孔结构外,在其他吹风比($0.5\leq M\leq 1.5$)条件下轴向中心线以及周向平均气膜冷却效率都有显著提高,尤其是在靠近冷却孔的位置效果更加明显。造型凹坑孔结构轴向中线上的气膜冷却效率没有很快降低,说明冷气相比于常规圆孔结构更加贴近壁面,并且在吹风比大于 0.5 时,周向平均气膜冷却效率随凹坑深度的增加而增大,且凹坑深度为 $0.7D$ 的造型凹坑孔冷却性能最优。

为了更好地研究吹风比对带造型凹坑孔的平板气膜冷却效率的影响,选择性能最好的 $0.7D$ 深度的造型凹坑孔与常规圆孔结构进行比较,图 13 给出了其不同吹风比条件下的壁面气膜冷却效率云图。由图可以看出,随着吹风比的不断增大,造型凹坑孔结构无论是在中心线还是周向,气膜冷却效率都远高于常规圆孔结构,尤其在大吹风比条件下表现得尤为明显。

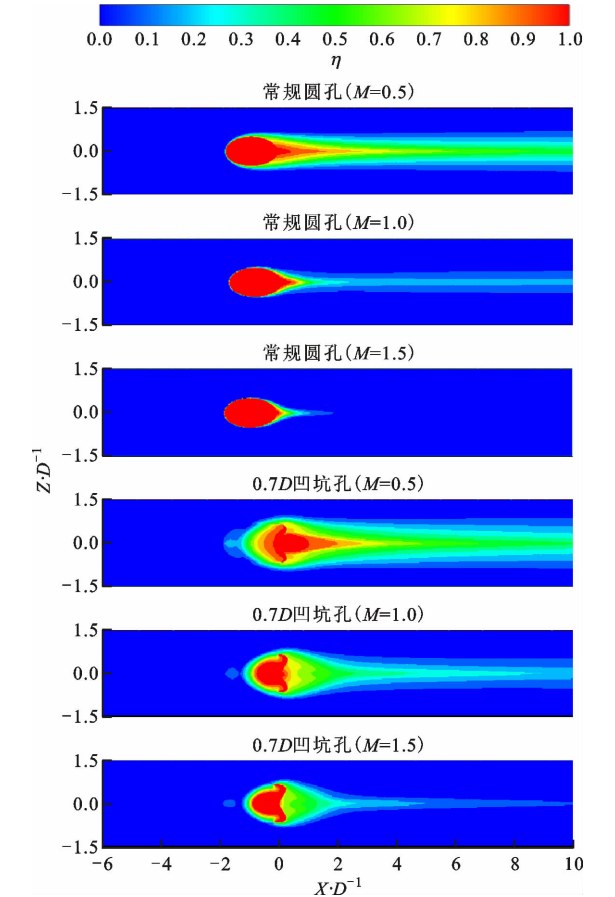


图 13 不同吹风比条件下壁面气膜冷却效率分布
图 14 为不同吹风比条件下,深度为 $0.7D$ 的造型凹坑孔结构与常规圆孔结构周向平均气膜冷却效率的比较。由图可以看到,在大吹风比($M=1,1.5$)条件下,常规圆孔结构由于冷气的腾起现象严重,气

膜冷却效率表现出近似 100% 的损失,而造型凹坑孔结构在靠近冷却孔的区域能够保持较高的气膜冷却效率,并且在下游较远区域仍能保持 10% 左右的气膜冷却效率,降低了冷气在周向的损失。

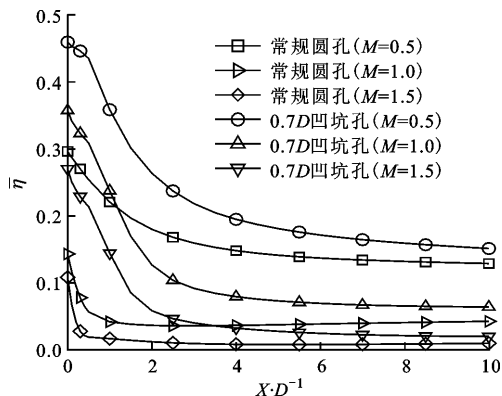


图 14 造型凹坑孔与常规圆孔结构气膜冷却效率对比

2.4 凹坑深度对带造型凹坑孔的平板气膜冷却特性的影响

凹坑深度对轴向中心线及周向平均气膜冷却效率有着很大的影响,为突显造型凹坑孔结构在较大吹风比下对气膜冷却效率的影响效果,图 15 给出了 $M=1$ 时 3 种深度的凹坑孔与常规圆孔结构壁面气膜冷却效率云图。由图可以看出,在峰型凸起结构下游出现了一个高气膜冷却效率区域,随着凹坑深度的增加,这个区域逐渐收缩,但周向平均气膜冷却效率有着显著的提高,在大吹风比的条件下,越深的气膜孔结构可以实现越好的周向冷气覆盖,其中凹坑深度为 $0.7D$ 的造型凹坑孔结构表现最优。

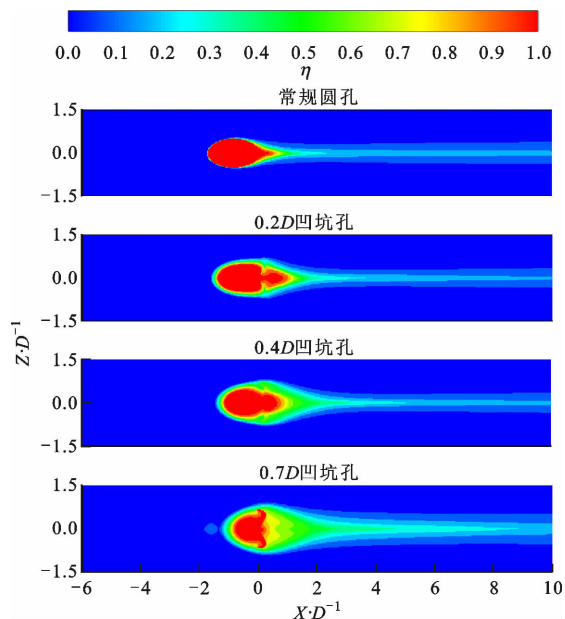


图 15 不同凹坑深度下壁面气膜冷却效率分布

图 16 为 $M=1$ 时不同深度造型凹坑孔结构与常规圆孔结构的归一化温度 T^* 云图对比。由图可以看出,常规圆孔结构冷气腾起现象严重,而造型凹坑孔结构使冷气更加接近壁面,随着凹坑深度的增加,冷气覆盖范围沿下游有着更好的延伸,并且随着凹坑深度的增加造型凹坑孔结构使主流与冷却流的接触界面也更加贴近壁面,降低了冷却流与高温主流的掺混作用,从而有效地提高了气膜冷却效率,其中深度为 $0.7D$ 的造型凹坑孔结构性能最优。

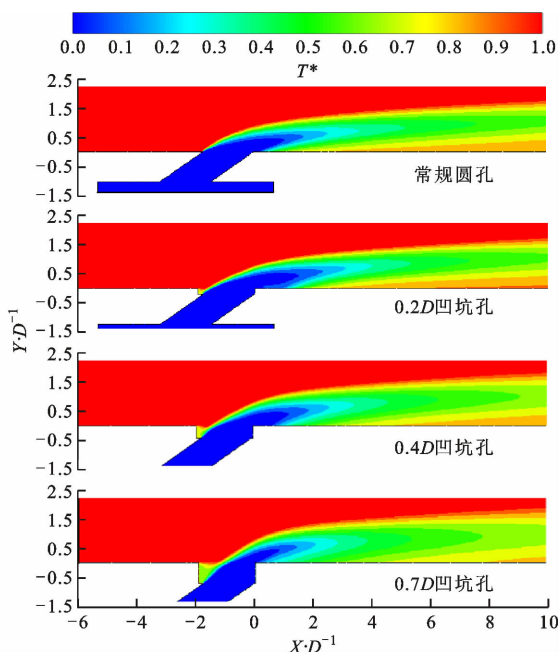


图 16 不同凹坑深度下中截面归一化温度分布

本文中归一化温度定义为

$$T^* = (T - T_c) / (T_m - T_c) \quad (3)$$

式中 T 为当地温度。

图 17 展示了 Y/D 为 0.01 的截面上不同深度造型凹坑孔结构与常规圆孔结构涡量在 Y 方向上分量 W_y 云图对比,从流场结构上可以较为直观地看出,造型凹坑孔结构所产生的与肾形涡方向相反的旋涡对,可以有效抑制肾形涡的形成。常规圆孔出口处的主要涡系结构为形成肾形涡的旋涡对,随着造型凹坑孔结构的出现以及凹坑深度的不断增加,气膜孔出口处的旋涡尺寸不断减小,冷气在周向的覆盖面积也越来越大,冷却效果也越明显,凹坑深度为 $0.7D$ 时最大程度地提高了冷气在轴向中心线上的气膜冷却效率以及周向平均气膜冷却效率。

为了分析流场中的涡系结构,图 18 展示了 $M=0.5$ 的工况下, $X/D=0.5$ 的截面上不同深度造型凹坑孔结构与常规圆孔结构气膜冷却效率及流场流线的对比。由图可以看出,常规圆孔结构主要涡

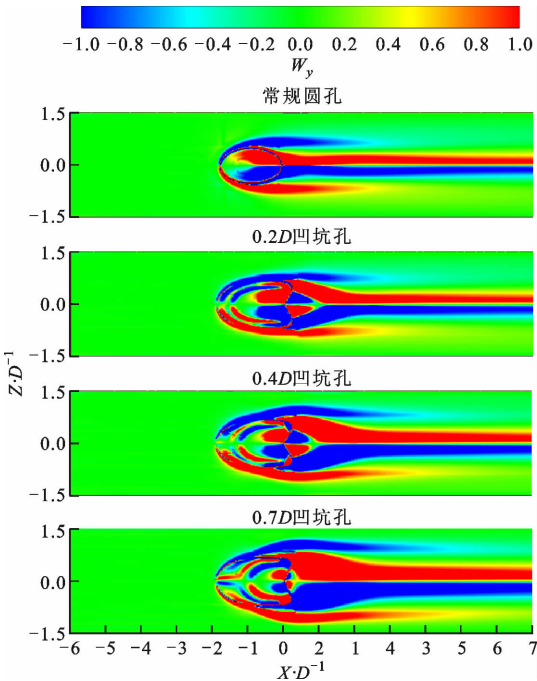


图 17 不同凹坑深度下 $Y/D=0.01$ 截面的涡量分量分布

系结构为肾形涡对,肾形涡会造成冷气的腾起,使冷气不能很好地覆盖被冷却的壁面,而观察造型凹坑孔结构的计算结果发现,这种设计产生了一对与肾形涡方向相反的涡对,在这里称它为反向肾形涡对。反向肾形涡对的形成使得冷气中心高度下降,减缓了冷气的腾起,从而使冷气更加接近壁面,增加了冷气在周向上的覆盖,更好地保护了被冷却的端壁。在 3 种不同凹坑深度的孔结构中,深度为 $0.7D$ 的造型凹坑孔结构相比常规圆孔结构,冷气中心高度下降了近 50% 。

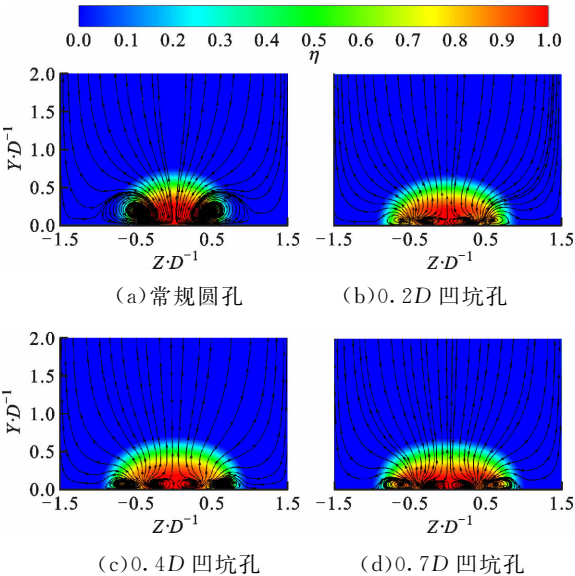


图 18 不同凹坑深度条件下 $X/D=0.5$ 截面的气膜冷却效率及流场流线分布

图 19 为轴向 $X/D=1$ 的截面上不同深度造型凹坑孔结构与常规圆孔结构涡量在 X 方向上分量 W_x 云图对比。相比于常规圆孔结构,造型凹坑孔结构能够产生一对与肾形涡方向相反的涡对,有效地抑制了肾形涡的发展,减缓了冷气的腾起,使冷气在周向上有着更好的覆盖,并且随凹坑深度的增加,反向肾形涡对的尺寸不断增大,肾形涡对尺寸减小,这会增加冷气在壁面上的覆盖面积,最终有效地提高气膜冷却性能。在 3 种凹坑深度中,深度为 $0.7D$ 的造型凹坑孔结构表现出了最好的冷却特性。

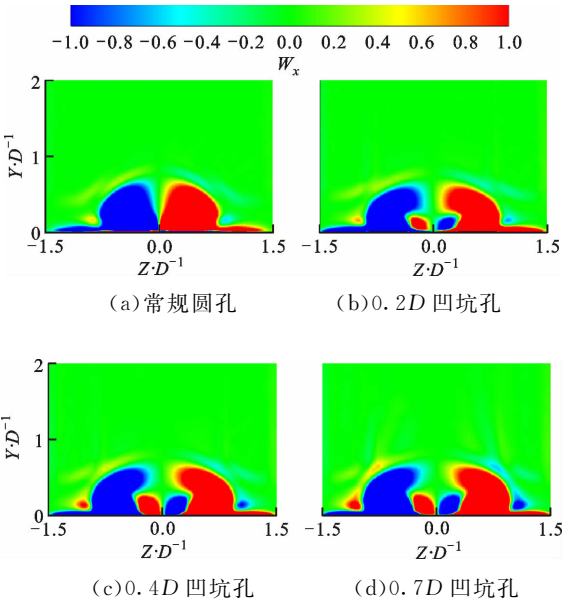


图 19 不同凹坑深度下 $X/D=1$ 截面的涡量分量分布

图 20 展示了造型凹坑孔中的反向肾形涡对,并展示了凹坑底部涡量 Y 方向分量及 $X/D=0.5$ 截面上的归一化温度分布云图,图中使用不同的灰度来反映流场中的反向肾形涡对结构。造型凹坑孔结构主要依靠提供二次膨胀腔室以减小局部动量通量,冷却流撞击在凹坑壁面上,有助于冷却流体在腔体中横向扩散,从而导致冷却流体在周向上更大程

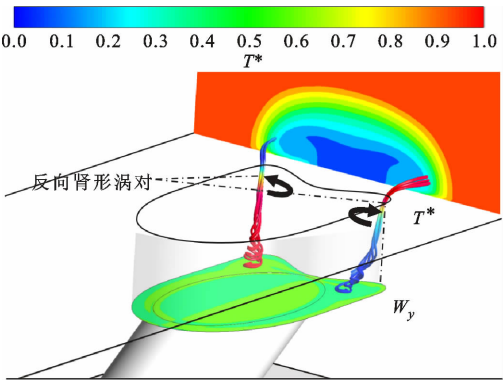


图 20 反向肾形涡对示意图

度的覆盖。此外,造型凹坑孔结构会阻碍冷却流体输送管中旋涡对的形成,并形成反向肾形涡对,抑制了肾形涡的发展,从而阻碍了主流热气的夹带作用以及在较高吹风比下冷却气流的腾起现象。

3 结 论

本文设计了一种造型凹坑气膜冷却孔结构,研究了不同吹风比($0.25 \leq M \leq 1.5$)条件下,不同凹坑深度($0.2D$ 、 $0.4D$ 、 $0.7D$)对带造型凹坑孔的平板气膜冷却特性的影响,并将计算结果与常规圆孔结构进行了对比,主要结论如下。

(1)造型凹坑孔结构的主要作用有两个方面:首先是冷却流体撞击在峰型凸起的尖端上,会在周向上转移部分冷却流体;其次是峰型凸起会在冷却孔下游产生与肾形涡方向相反的反向肾形涡对,抑制肾形涡的发展,从而使冷却流体更贴近被冷却壁面,增加了冷却流体在周向上的覆盖,有效地提高了气膜冷却效率。

(2)在较小吹风比($0.25 \leq M \leq 0.75$)条件下,相比于常规圆孔结构,除了吹风比为 0.25 很小的情况,3种深度造型凹坑孔结构的轴向中心线及周向平均气膜冷却效率都有明显提高,尤其在靠近冷却孔附近的区域($X/D < 3$),3种结构的周向平均气膜冷却效率提高了近 100% ,并且在冷却孔下游区域($3 < X/D < 10$)也优于常规圆孔结构,其中表现最优的深度为 $0.7D$ 的凹坑结构,周向平均气膜冷却效率提高了 25% ,冷气中心高度下降了 50% 。

(3)在较大吹风比($1 \leq M \leq 1.5$)条件下,相比于常规圆孔结构,由于吹风比较大,在冷却孔下游区域,深度为 $0.2D$ 和 $0.4D$ 的凹坑结构表现出的气膜冷却效率与常规圆孔结构趋于一致,但深度为 $0.7D$ 的凹坑结构明显优于常规圆孔结构,对于周向平均气膜冷却效率,在靠近冷却孔区域($X/D < 3$)提高了近 300% ,而在常规圆孔结构近似 100% 气膜冷却损失的下游区域($3 < X/D < 10$),仍然能够保持在 10% 左右,有效提高了冷气在周向的覆盖。

参考文献:

- [1] SMITH S H, MUNGAL M G. Mixing, structure and scaling of the jet in crossflow [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1998, 357: 83-122.
- [2] GOLDSTEIN R J, ECKERT E R G, BURGGRAF F. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling [J]. *International Journal of Heat*

and Mass Transfer, 1974, 17(5): 595-607.

- [3] HAVEN B A, YAMAGATA D K, KUROSAKA M, et al. Anti-kidney pair of vortices in shaped holes and their influence on film cooling effectiveness [C/OL]// ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. [2019-12-20]. DOI: 10.1115/97-GT-045.
- [4] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 等. 簸箕形排孔气膜冷却实验研究 [J]. *航空学报*, 1997, 18(5): 25-28.
ZHU Huiren, XU Duchun, LIU Songling, et al. Film cooling experimental investigation of a row of dust pan shaped holes [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1997, 18(5): 25-28.
- [5] 刘存良, 朱惠人, 白江涛. 收缩-扩张形气膜孔提高气膜冷却效率的机理研究 [J]. *航空动力学报*, 2008, 23(4): 598-604.
LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao. Study on the physics of film-cooling effectiveness enhancement by the converging-expanding hole [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(4): 598-604.
- [6] 李广超, 柏树生, 吴冬, 等. 气膜孔形状对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展 [J]. *热能动力工程*, 2010, 25(6): 581-585.
LI Guangchao, BAI Shusheng, WU Dong, et al. Recent advances in the study of influence of air-film hole shapes on turbine blade air-film cooling [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2010, 25(6): 581-585.
- [7] 刘晓红, 罗翔, 陶智. 小孔辅助射流提高气膜冷却效率的机理分析 [J]. *航空动力学报*, 2010, 25(10): 2267-2272.
LIU Xiaohong, LUO Xiang, TAO Zhi. Analysis on improvement of film cooling effectiveness with small coolant jets [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(10): 2267-2272.
- [8] LU Y P. Effect of hole configurations on film cooling from cylindrical inclined holes for the application to gas turbine blades [D]. Baton Rouge, LA, USA: Louisiana State University, 2007.
- [9] HOLLOWAY D S, LEYLEK J H, BUCK F A. Pressure-side bleed film cooling: part I Steady framework for experimental and computational results [C] // ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2009: 835-843.
- [10] SARKAR S, RANAKOTI G. Effect of vortex generators on film cooling effectiveness [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(6): 061009.
- [11] NASIR H, ACHARYA S, EKKAD S. Improved film

- cooling from cylindrical angled holes with triangular tabs: effect of tab orientations [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2003, 24(5): 657-668.
- [12] FRIC T F, CAMPBELL R P. Method for improving the cooling effectiveness of a gaseous coolant stream which flows through a substrate, and related articles of manufacture: US6383602 B1 [P]. 2002-05-07.
- [13] 章大海, 王振波, 曲燕, 等. 开槽气膜孔结构对气膜冷却和流动特性的影响 [J]. *燃气轮机技术*, 2010, 23(4): 27-32.
- ZHANG Dahai, WANG Zhenbo, QU Yan, et al. The influence of trenched film hole configurations on film cooling and flowing characteristics [J]. *Gas Turbine Technology*, 2010, 23(4): 27-32.
- [14] 戴萍, 林枫. 新型缩放槽缝孔气膜冷却效率的数值研究 [J]. *汽轮机技术*, 2009, 51(1): 1-4.
- DAI Ping, LIN Feng. Numerical study on film cooling effectiveness from converging slot-hole [J]. *Turbine Technology*, 2009, 51(1): 1-4.
- [15] KALGHATGI P, ACHARYA S. Improved film cooling effectiveness with a round film cooling hole embedded in a contoured crater [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(10): 101006.
- [16] SINHA A K, BOGARD D G, CRAWFORD M E. Film-cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1991, 113(3): 442-449.

(编辑 荆树蓉)

(上接第42页)

- LIU Baogong, LIU Zijian, ZHOU Xiaolong, et al. Main section optimization design of pure electric car body based on stiffness chain [J]. *Journal of Central South University (Science and Technology)*, 2017, 48(4): 959-967.
- [15] 魏志刚, 朱雪冰, 陈效华, 等. 汽车控制臂后衬套台架试验疲劳寿命分析 [J]. *机械工程学报*, 2016, 52(12): 81-89.
- WEI Zhigang, ZHU Xuebing, CHEN Xiaohua, et al. Fatigue life analysis of rear bushing of automobile control arm on bench test [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2016, 52(12): 81-89.
- [16] 罗明军, 侯之超, 宋立新, 等. 后扭力梁轴头载荷谱仿真及疲劳寿命预测 [J]. *西安交通大学学报*, 2013, 47(9): 106-111.
- LUO Mingjun, HOU Zhichao, SONG Lixin, et al. Simulation of load time history of spindle nose and fatigue life prediction for rear torsion beam [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2013, 47(9): 106-111.
- [17] 胡杰鑫, 谢里阳, 尹伟, 等. 复杂结构件疲劳可靠性模型与评估技术研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2018, 52(7): 123-129.
- HU Jiexin, XIE Liyang, YIN Wei, et al. Study on fatigue reliability model and evaluation method of complex structures [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 49(7): 1789-1792.
- [18] 荣兵, 肖攀, 周建文. 基于实测载荷谱和仿真载荷谱的底盘疲劳分析及对比 [J]. *振动与冲击*, 2018, 37(12): 179-186.
- RONG Bing, XIAO Pan, ZHOU Jianwen. A fatigue comparative analysis of chassis based on simulated road load spectrum and measured road load spectrum [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2018, 37(12): 179-186.
- [19] 付曦, 张俊红, 寇海军, 等. 复杂载荷下轴流压气机叶片疲劳损伤数值研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2017, 51(5): 149-155.
- FU Xi, ZHANG Junhong, KOU Haijun, et al. Numerical study on the fatigue damage of compressor blade und complex loads [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2017, 51(5): 149-155.
- [20] 武志宏, 王芳文, 刘冉, 等. 材料构型力驱动的复合型疲劳裂纹扩展行为研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2018, 52(9): 45-53.
- WU Zhihong, WANG Fangwen, LIU Ran, et al. Investigation on mixed-mode fatigue crack growth driven by configurational force [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 52(9): 45-53.

(编辑 荆树蓉)