

文章编号: 1000-8055(2023)06-1328-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210295

基于 RSM 的带有热障涂层气膜孔 参数优化的数值研究

闫浩楠¹, 张 丽¹, 朱惠人^{1,2}, 刘存良^{1,2}, 何爱杰³, 刘 松³

- (1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;
2. 西北工业大学 陕西省航空动力系统热科学重点实验室, 西安 710129;
3. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为解决有涂层时多种因素导致气膜冷效优化计算成本增大的问题, 通过 Box-Behnken 方法合理设计 3 个吹风比 (0.5、1.0 和 1.5) 下, 气膜孔流向倾角、长径比和涂层厚度 3 种参数的耦合模型, 利用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型进行数值模拟, 将模拟结果通过响应面分析法 (RSM) 得到响应方程, 最终通过响应方程预测最优参数。结果表明: 孔倾角和涂层厚度为影响有涂层 (TBC) 气膜孔冷效的主要因素, 长径比为影响冷效的次要因素。通过响应方程预测能达到最优气膜冷效时的模型, 结果显示优化模型在所研究吹风比范围内气膜冷效相对于参考提升了 55.45%~90.95%, 响应方程的预测误差范围为 2.71%~13.42%, 具有较高的准确性。

关 键 词: 气膜冷却; 热障涂层; 长径比; 响应面分析; 几何参数

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Numerical study on parameter optimization of the film hole with thermal barrier coating based on RSM

YAN Haonan¹, ZHANG Li¹, ZHU Huiren^{1,2}, LIU Cunliang^{1,2}, HE Aijie³, LIU Song³

- (1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. Shaanxi Key Laboratory of Thermal Sciences in Aero-engine System, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
3. Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to solve the problem that many factors may lead to the increase of calculation cost of optimizing air film cooling efficiency, a coupling model of flow angle, length-diameter ratio and coating thickness at three blowing ratios (0.5, 1.0 and 1.5) was reasonably designed by Box-Behnken design method. Realizable $k-\varepsilon$ turbulence model was used for numerical simulation. Response Surface Methodology (RSM) was used to analyze the simulation results to obtain the response equation, finally the optimal parameters were predicted by the regression equation. Researches showed that flow angle and coating thickness are the main factors affecting the cooling efficiency of film holes with thermal barrier coating (TBC), and the length-diameter is the secondary factor affecting the cooling efficiency. The response equation was used to predict the optimization model with best film cooling efficiency. Within the studied blowing ratio range, the results showed that the film cooling efficiency of the optimized model was 55.45%—90.95% higher than that of the reference, and the prediction error range of the response equation

收稿日期: 2020-06-10

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0001-0025); 国家科技专项重点基础研究项目(2017-JCJQ-ZD-031-00)

作者简介: 闫浩楠(1997—), 男, 硕士生, 研究方向为航空发动机高温部件冷却和换热技术。

引用格式: 闫浩楠, 张丽, 朱惠人, 等. 基于 RSM 的带有热障涂层气膜孔参数优化的数值研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1328-1339. YAN Haonan, ZHANG Li, ZHU Huiren, et al. Numerical study on parameter optimization of the film hole with thermal barrier coating based on RSM[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1328-1339.

was 2.71%—13.42% with higher accuracy.

Keywords: film cooling; thermal barrier coating; length-diameter ratio; response surface analysis; geometric parameter

现代航空发动机涡轮前进口温度不断上升,使得涡轮叶片表面热负荷急剧增大。为了保证涡轮叶片的安全运行,需要对其进行充分的热防护。其中最常用的两种热防护技术为气膜冷却和热障涂层(TBC)。其中外部气膜冷却通常通过压气机抽取低温高压气体,由叶片表面的离散气膜孔喷射而出,在叶片壁面包裹一层冷却气膜,起到隔热的作用^[1];而热障涂层技术则是由导热系数较低的陶瓷基材料,通过电子束物理气相沉积等方式覆盖到叶片表面上,来降低内部叶片表面的温度,起到隔热作用^[2]。但在实际叶片制备过程中,通常采用先钻孔后喷涂涂层的方式,此时热障涂层的喷涂颗粒会沉积到气膜孔内靠近孔出口的区域,使气膜孔孔型发生一定程度的改变^[3]。因此,研究TBC对气膜冷效的影响就具有十分必要的意义。

在气膜冷却的领域内,文献[4-7]给出了长径比对气膜孔下游冷效、孔流量系数的影响。结果表明:孔长度的增加有助于管内流动发展更加充分,使其有效喷射角与实际气膜孔倾斜角相近,从而有利于提高气膜冷效。但长径比的增加会造成二次流在气膜孔内的流动损失增加,从而使得流量系数降低。对于孔流向倾角的影响,Yuen等^[8]、刘捷等^[9]的研究表明:随着吹风比从 $M=0.5$ 增大到 $M=1.5$,达到最优气膜冷效的孔流向倾角由 30° 逐渐过渡到 60° 。

在热障涂层的研究范畴内,郭洪波等^[10]通过电子显微镜观察了通过电子束物理气相沉积(EB-PVD)喷涂的双层结构热障涂层的截面形貌,发现陶瓷层厚度一般在 $0.1\sim 0.3\text{ mm}$ 之间,底层的黏结层厚度在 $0.05\sim 0.2\text{ mm}$ 之间。Pu等^[11]用扫描电镜观察热障涂层对圆柱孔截面的堵塞情况,发现TBC沉积颗粒不仅在叶片外表面有着覆盖,在孔内出口也有部分堵塞,并且颗粒主要集中在孔的后缘,其堵塞深度与孔倾斜角和孔长度有关,而堵塞厚度则与TBC的厚度有关。刘飞等^[12]研究发现当孔径固定为 0.85 mm 时, 30° 、 60° 和 90° 气膜孔的孔径收缩率分别为19.01%、14.50%和14.86%,并且位置越深入孔内,气相分子越难以沉积,涂层厚度越薄;孔倾角越大,孔内涂层变薄的

趋势越快。

此外,学者们也研究了TBC对气膜冷效的影响。Pu等^[11]研究了TBC堵塞比对 30° 、 45° 倾角气膜孔的影响,结果表明:较大的倾角会有着较小的压力损失,且吹风比越高,堵塞带来的对气膜冷效的负面影响越严重。而对于TBC喷涂后产生的凹坑孔,张鹏飞等^[13]通过数值模拟发现,同一吹风比 $M=1.0$ 下,凹坑孔型在叶片压力面与吸力面均比圆柱孔型有着更好的气膜冷却特性。对于喷涂带来的出口沉积,Wang等^[14]的研究表明气膜孔出口的沉积高度增加,气膜冷效和覆盖范围都有所降低;较窄的沉积宽度使气膜有着更好的贴附性,而较宽的沉积宽度使气膜在沉积物表面的覆盖性变好。

但是涉及到几何参数的研究,多变量输入会极大地增加实验成本,因此现有的实验研究大多停留在单一变量或者较少变量的研究上。对于解决优化过程中输入变量过多的问题,Box-Behnken(BBD)作为一种数理统计方法,在化工领域有着广泛的应用:文献[15-17]采用BBD方法优化选取各元素组分提取顺序、各个元素组分的配制比例以及提取工艺。Zamiri等^[18]将大涡模拟方法与该算法相结合,优化了前倾扇形孔展向倾角、前倾角和计量长度这3个因素的参数,显示出该算法良好的优化性能。

为解决带有热障涂层时气膜孔多参数优化导致实验成本增加的难题,本文通过Box-Behnken设计方法,选择TBC厚度 $0.15\sim 0.5\text{ mm}$ 、孔倾角 $30^\circ\sim 60^\circ$ 、长径比 $1.75\sim 7$ 内的有限个设计点,通过CFD仿真对孔径为 0.5 mm 的圆柱形孔进行了模拟。将模拟结果用RSM响应面法进行分析得到各参数对响应的敏感度与响应方程,分析单因素和多因素对气膜冷效值的影响规律,并验证根据响应方程所预测的最优孔参数的优化效果及准确性。

1 设计和优化方法

1.1 设计方法

本文采用的BBD方法^[19]是一种基于3级不完全阶数的2阶可旋转或几乎可旋转的2阶设计

准则,主要利用统计学理论。对于有 3 个因子的实验设计:其设计示意图由图 1 表示。如图 1(a)所示,取每个变量的最大最小值作为角点,3 个变量则可以构成 $2 \times 2 \times 2$ 的六面体,取六面体的中心点和每条边缘的中点(如图 1(b)所示)为设计点。边缘中心点有 12 个,体中心点有 1 个,由该方法设计的实验次数 N 为

$$N = 2k(k-1) + C \quad (1)$$

式中 k 为变量因子数, C 为中心点 $(0, 0, 0)$ 处实验进行的次数。本文对中心点进行 3 次重复性模拟以排除计算误差的影响,共计 15 次实验(如表 1 所示)。而全因子设计考虑同样 3 个水平时需要 $3^3=27$ 次实验。使用该方法不仅可以大大减少实验数量,还可以不包含所有因素同时处于其最高或最低水平时的组合,有助于帮助排除在极端工况时的响应。

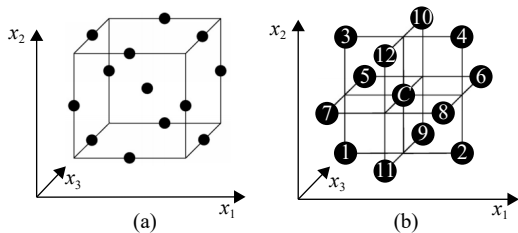


图 1 3 阶 2^2 BBD 因子设计矩阵

Fig. 1 Third-order 2^2 matrix designed by BBD

表 1 BBD 方法设计的实验工况

Table 1 BBD method design of experimental conditions

工况	孔倾角/(°)	长径比	涂层厚度/mm
参考	45	1.75	0.325
Case 1	60	4.375	0.5
Case 2	45	7	0.15
Case 3	45	4.375	0.325
Case 4	30	4.375	0.15
Case 5	45	1.75	0.15
Case 6	60	1.75	0.325
Case 7	45	4.375	0.325
Case 8	45	1.75	0.5
Case 9	60	7	0.325
Case 10	30	1.75	0.325
Case 11	60	4.375	0.15
Case 12	30	4.375	0.5
Case 13	45	7	0.5
Case 14	30	7	0.325
Case 15	45	4.375	0.325

1.2 RSM 面响应分析法

利用 Box-Behnken 设计理论所得的数据点,使用面响应分析法(RSM)^[20]可以得到多元响应方程拟合因子与响应值之间的函数关系,响应方程采用 2 次多项式进行拟合,形式如下所示:

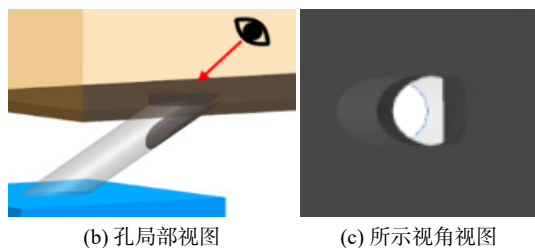
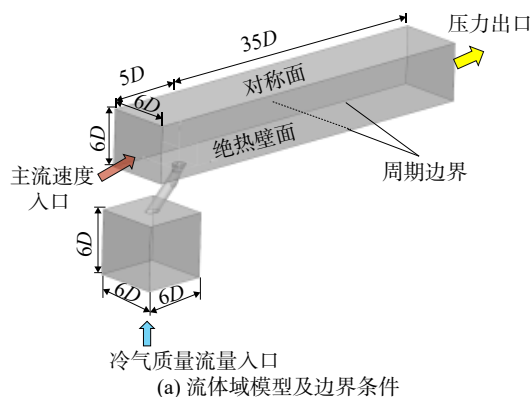
$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i x_i + \sum_{i=1}^k \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{1 \leq i < j \leq k} \beta_{ij} x_i x_j \quad (2)$$

式中 y 为响应函数, x 为因子, β 为响应系数。通过分析响应方程来解析各因子对目标函数的影响。使用寻找极值点来预测响应方程的最优响应值,并获得对应的参数。

2 数值方法

2.1 几何模型

图 2 为计算模型及孔内几何参数。几何模型如图 2(a)所示,由主流通道、二次流通道和气膜孔 3 部分组成。气膜孔直径 D 为 0.5 mm,主流通道宽为 $6D$,高为 $6D$,以气膜孔出口中心为界,通道上游长为 $5D$,下游长为 $35D$;二次流通道为 $6D \times 6D \times 6D$ 的正方体;气膜孔倾角为 α ,气膜孔长度为 L ,涂层厚度为 t 。孔内通过观察实际带有热障涂层圆柱形孔的电镜剖面^[11](图 3)进行简化建模。如图 2(b)~图 2(d)所示,涂层沉积到孔内的深度至孔出口前缘的法向虚线于孔下游壁面相交处。沉积尾部做简化倒圆处理以模拟随孔深增大沉积逐渐变薄的状况,圆角半径根据电镜照片测量约为 $4t$ 。为后续分析方便,定义气膜孔出口中心为原点,主流流向为 X 轴,宽度方向为 Y 轴,高度方向为 Z 轴。



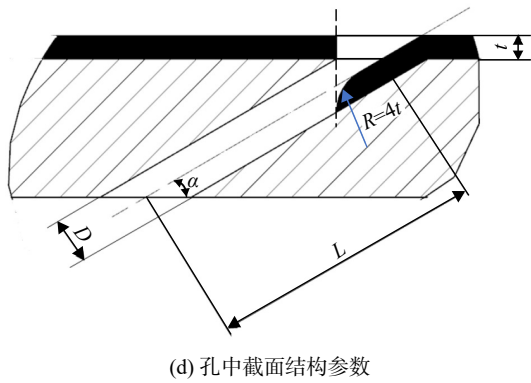
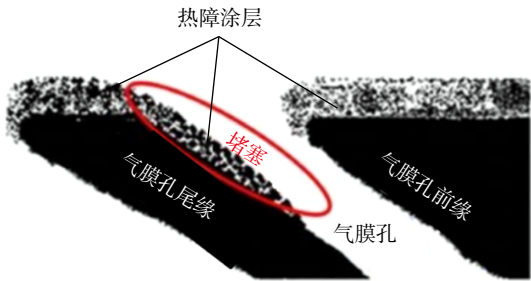


图2 计算模型及孔内几何参数

Fig. 2 Calculation model and geometric parameters in hole

图3 TBC堵塞圆柱型气膜孔的剖视图^[11]Fig. 3 Section view of TBC blocked cylindrical film hole^[11]

2.2 参数定义

吹风比定义为

$$M = (\rho_c U_c) / (\rho_g U_g) \quad (3)$$

式中 ρ_c 和 U_c 分别为气膜孔入口处的密度和速度, ρ_g 和 U_g 分别为主流入口处的密度和速度。

气膜冷效定义为

$$\eta = (T_{av} - T_g) / (T_c - T_g) \quad (4)$$

式中 T_{av} 为冷却壁面上的绝热壁温, T_g 为入口主流气体温度, T_c 为孔入口冷气温度。此外将气膜冷效的展向平均表示为 $\bar{\eta}$ 。

主流进口雷诺数定义为

$$Re_g = \rho_g U_g D / \mu_g \quad (5)$$

式中 ρ 为密度, U 为速度, μ 为动力黏度,下标g为主流。

2.3 计算方法及边界条件

本文采用 ANSYS Fluent 17.0 分离隐式求解器进行求解,选择验证后的湍流模型进行计算,湍流模型的验证在下一节讨论。各控制方程的对流项均采用具有二阶精度的二阶迎风格式进行离散,压力速度耦合方法采用 semi-implicit method

for pressure linked equations consistent(SIMPLEC)方法,工质为理想气体,密度采用理想气体定律计算,比定压热容采用 piecewise-polynomial 多项式拟合,热导率采用 kinetictheory 方法计算,动力黏度采用 Sutherland 方法计算。最终收敛解的判断标准为连续项小于 1.0×10^{-5} ,其他各个量的相对残差小于 1.0×10^{-6} ,并保证其不再有明显减小的趋势。

计算域边界条件统一为:主流为速度入口条件,速度为 20 m/s,主流温度为 350 K,进口端流量为 5%;二次流进口为质量流量进口,其质量流量根据吹风比进行核算,温度设置为 300 K,湍流度 5%;主流通道两侧设置为周期性边界条件;上表面设置为对称面,其余所有壁面均为绝热壁面。

2.4 网格及湍流模型验证

本文采用 ANSYS ICEM CFD 软件划分四面体非结构网格,为满足增强壁面函数要求,主流通道下壁面第一层网格高度为 0.01 mm,保证主流下壁面 y^+ 小于 1,孔内第一层网格高度为 0.002 mm,保证气膜孔内 y^+ 小于 1。在网格数分别为 3.5×10^6 、 5.6×10^6 和 8.0×10^6 时,对 $\alpha=30^\circ$ 、 $L/D=6$ 和 $t=0$ 时的结构进行网格无关性验证,采用下游展向平均气膜冷效($\bar{\eta}$)作为无关性验证的指标,如图 4 所示, 5.6×10^6 数量网格继续增加至 8.0×10^6 时下游展向均值也不会有所变化,因此最终选取网格数量为 5.6×10^6 的参数进行计算(如图 5 所示)。

鉴于目前国内外尚未实验研究过涂层对气膜冷效的影响,因此选取文献 [21] 的无涂层圆柱孔

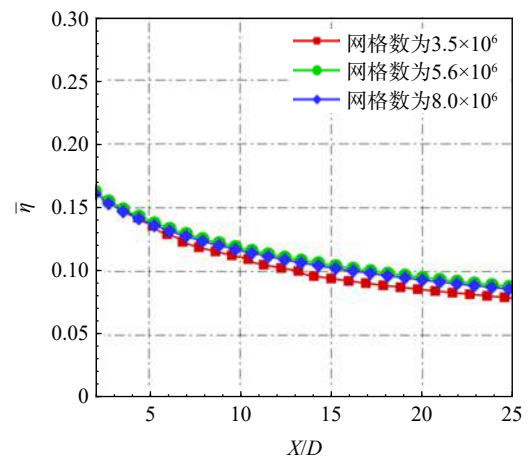


图4 网格无关性验证

Fig. 4 Grid independence validation

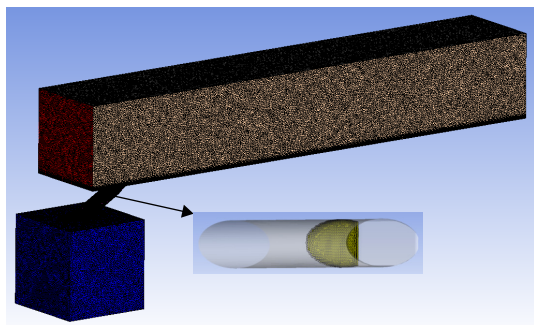


图 5 流体域计算网格

Fig. 5 Fluid domain computing grid

的液晶和压力敏感漆(PSP)实验结果进行验证,实验边界条件与本文边界条件一致,构建与实验相同的模型($\alpha=30^\circ$ 、 $L/D=6$ 、 $t=0$),分别验证 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 、standard $k-\varepsilon$ 、realizable $k-\varepsilon$ 三种湍流模型的计算结果与对比。由图 6 可知,realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型和增强壁面函数的计算结果在定性与定量上均具有相对更加良好的模拟效果,最大误差为 12.31%。因此本文以下各模型均采用 realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,相同边界条件设置,网格数量为 5.6×10^6 非结构网格参数进行数值的计算。

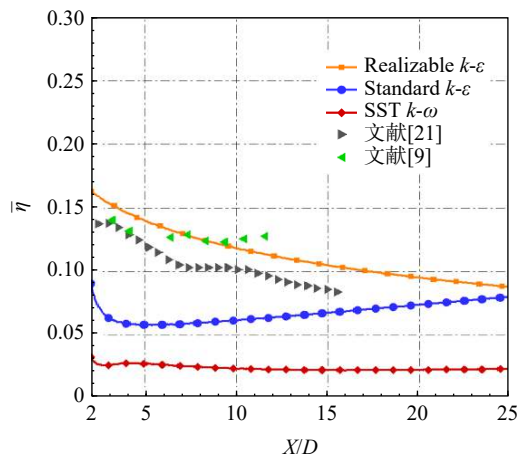
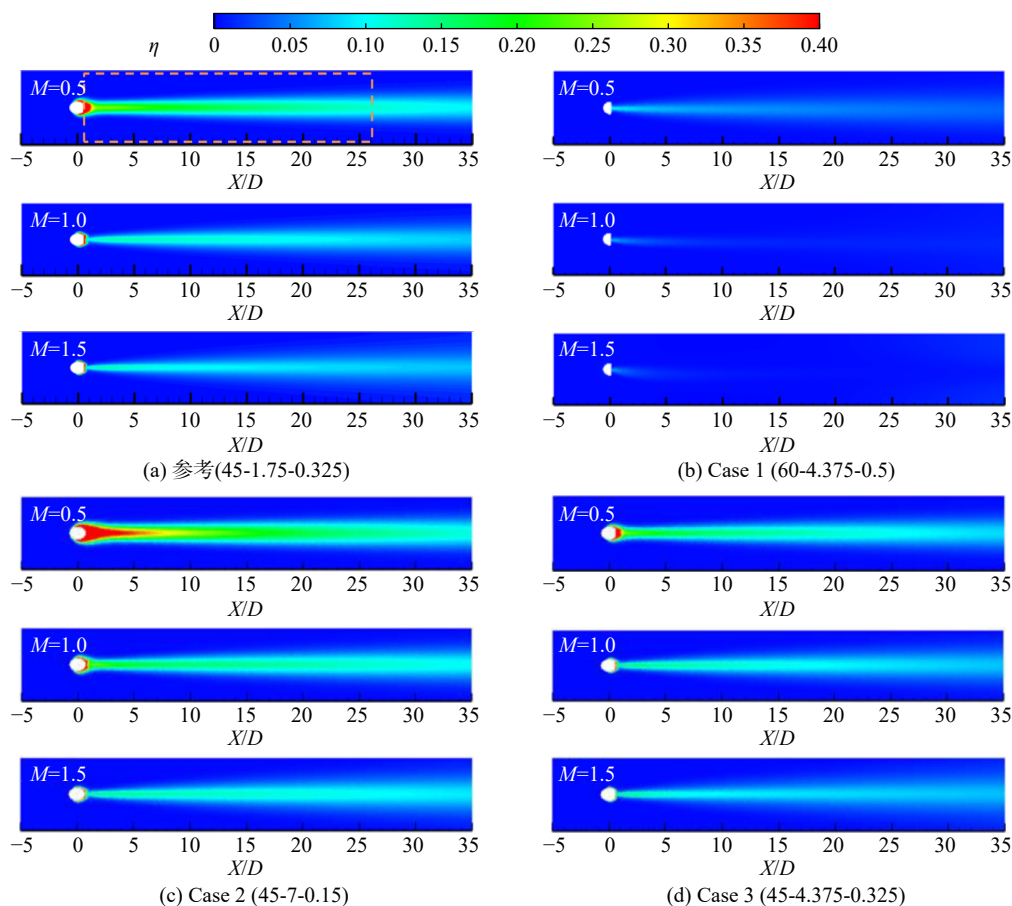


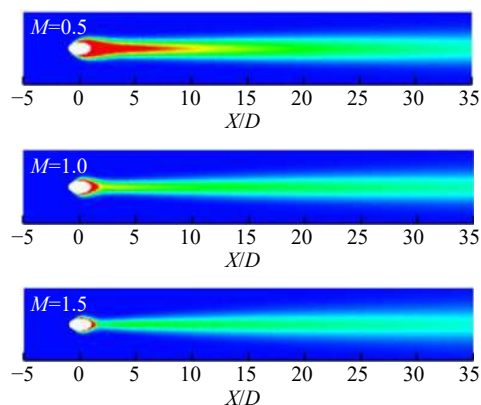
图 6 计算结果与实验结果对比

Fig. 6 Comparison of calculation results and experimental results

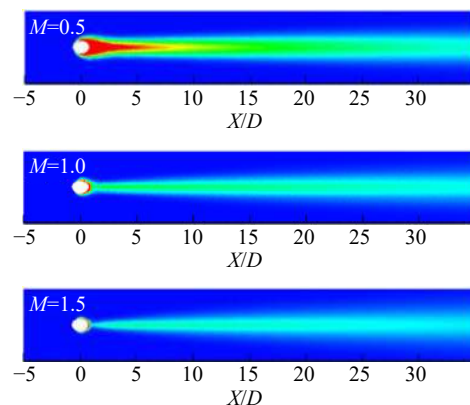
3 结果与分析

图 7 给出了 1 个参考工况和 13 个设计工况在 3 个吹风比($M=0.5, 1.0, 1.5$)下的气膜冷却分布云图。横坐标为孔出口距离与孔径之比(X/D),以流向倾角-长径比-热障涂层厚度方式进行命名(例如 45-1.75-0.325 表示流向倾角为 45° 、长径比为 1.75、热障涂层厚度为 0.325 mm)。从图中可

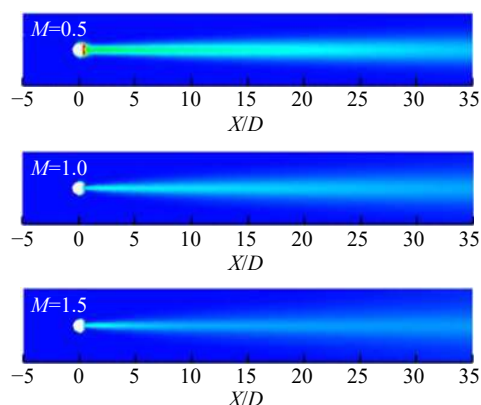




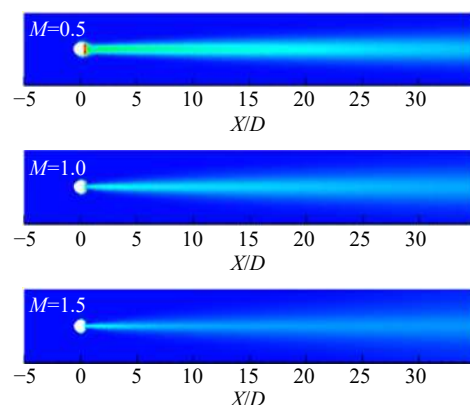
(e) Case 4 (30-4.375-0.15)



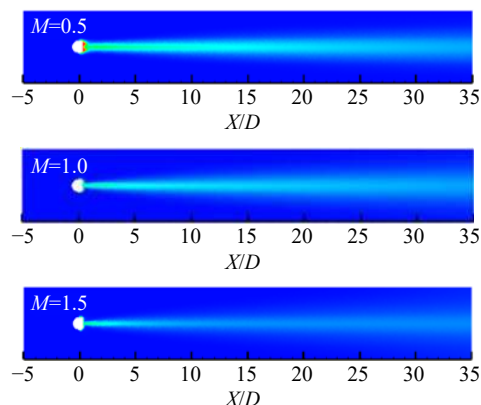
(f) Case 5 (45-1.75-0.15)



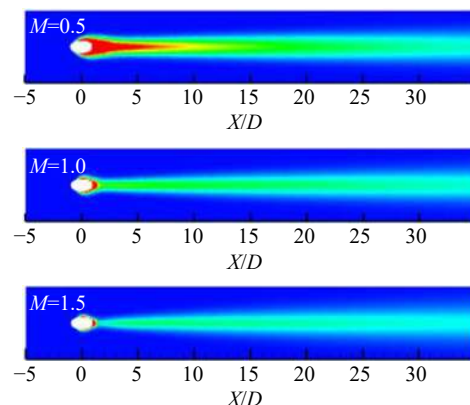
(g) Case 6 (60-1.75-0.325)



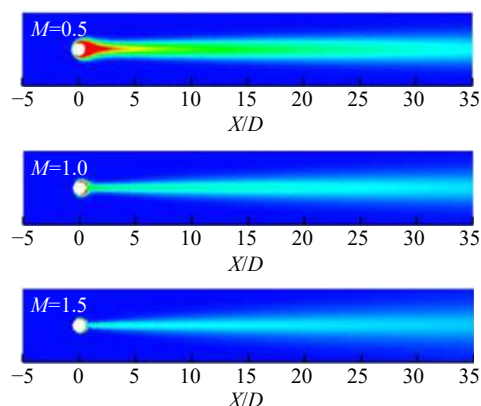
(h) Case 8 (45-1.75-0.5)



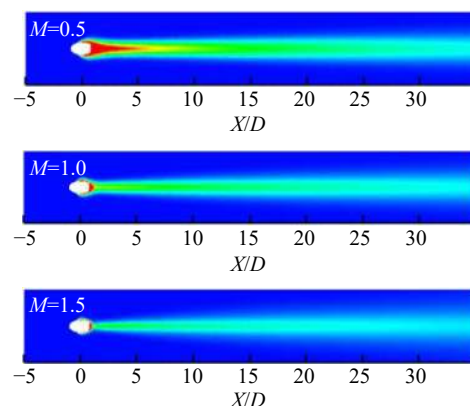
(i) Case 9 (60-7-0.325)



(j) Case 10 (30-1.75-0.325)



(k) Case 11 (60-4.375-0.15)



(l) Case 12 (30-4.375-0.5)

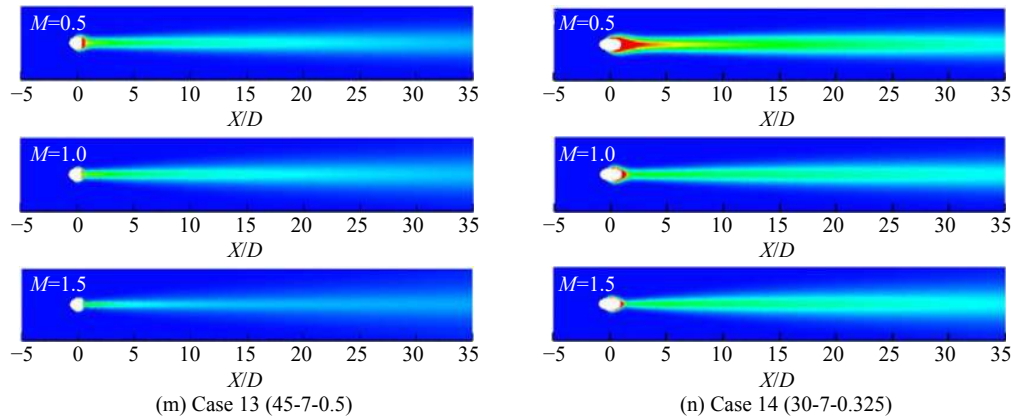


图 7 设计结构在 3 种吹风比下的气膜冷效分布云图

Fig. 7 Distribution contour of film cooling efficiency under three blow ratios was designed

可以看出,不同吹风比对不同结构孔下游的气膜冷效分布是有显著影响的。对于所有的设计孔型,吹风比越高,孔出口下游($2 < X/D < 10$)区域气膜冷却效果越差,覆盖范围更窄。这是由于孔出口动量的升高会使冷却气流远离壁面,从而导致孔出口的冷却效果变差,而该区域变窄的原因是射流动量的变大使射流明显抬升,形成一股“气柱”,主流在该区域绕过冷却射流,于是在壁面上形成窄的冷却区域。而在远离孔的下游区域($20 < X/D < 35$),主流与二次流掺混充分,均匀地覆盖在孔下游表面,所以表现出相对恒定的展向覆盖宽度。

表 2 为各工况下游的面平均冷效积分(响应

表 2 各实验工况下游面平均气膜冷效

Table 2 Surface average film cooling efficiency of each experimental condition

工况	响应值 η_{ave}		
	$M=0.5$	$M=1.0$	$M=1.5$
参考	0.038 4	0.026 8	0.025 8
Case 1	0.016 1	0.005 6	0.004 4
Case 2	0.059 1	0.033 7	0.029 9
Case 3	0.032 4	0.027 4	0.024 8
Case 4	0.070 0	0.042 9	0.037 1
Case 5	0.061 7	0.033 5	0.030 3
Case 6	0.027 3	0.021 9	0.018 4
Case 7	0.032 4	0.027 3	0.024 8
Case 8	0.026 5	0.021 8	0.018 0
Case 9	0.023 4	0.022 3	0.016 4
Case 10	0.066 9	0.041 0	0.035 5
Case 11	0.049 8	0.028 6	0.025 5
Case 12	0.052 9	0.038 4	0.032 9
Case 13	0.028 8	0.029 7	0.020 9
Case 14	0.050 6	0.034 4	0.035 9
Case 15	0.032 4	0.027 3	0.024 8

值),积分区域如图 7(a)所示,为气膜孔出口下游展向宽度为 $\pm 3D$,流向长度为 $25D$ 的面平均气膜冷效值(η_{ave})

$$\eta_{ave} = \frac{\int_{-3D}^{3D} \int_0^{25D} \eta dy dx}{25D \times 6D} \quad (6)$$

为了更加清楚地了解上述 3 个因素对圆柱形孔气膜冷效的影响,文中第 3.1 节和第 3.2 节将分别分析单一因素和多因素耦合时气膜冷效的变化。

3.1 单因素实验结果分析

3.1.1 孔流向倾角的影响

对比图 7(j)、图 7(a)和图 7(g)3 种情况发现:随着 α 的增大,各吹风比下的气膜冷效均逐渐降低,且覆盖范围更窄。这是由于 α 的增加使得冷却射流出口的法向动量增大,射流抬离壁面的效应加剧,从而气膜冷效变低。

如图 8 所示,当 α 从 30° 增加到 45° 时,平均气膜冷效降低 43.25%,而当 α 从 45° 增加到 60° 时,面平均气膜冷效下降 27.03%。且随着吹风比的增大, α 对下游平均冷效的影响减小。

3.1.2 孔长径比的影响

对比图 7(f)和图 7(c)发现:即使 L/D 在 $1.75 \sim 7$ 的大范围内变化,孔下游的气膜冷效在各吹风比下的变化均不大。这是由于气膜孔进口锐角处内侧有着“弯管效应”,气流在该处产生分离形成低速涡流区域,挤压气流从气膜孔钝角一侧加速流入气膜孔,而当 L/D 较大时,孔内流动充分发展,会削弱该效应导致的射流相对出流角增大,于是表现出气膜冷效随着长径比增大而增大的趋势。但是由于热障涂层的加入,气膜孔出口孔型发生改变,此时孔出口射流角受涂层厚度的影响更为

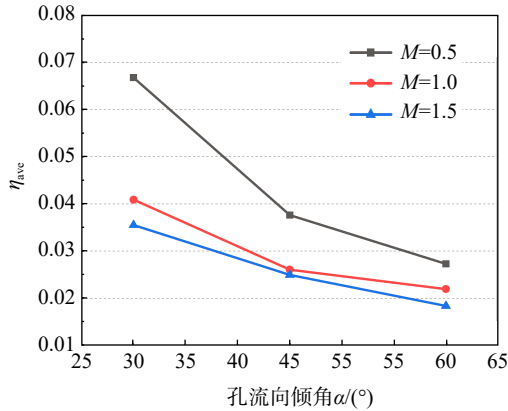


图8 不同孔倾角的面平均气膜冷效

Fig. 8 Surface average film cooling efficiency with different hole dip angles

主要, 所以当 t 一定时, L/D 的改变对气膜冷效变化不大。

取孔下游部分区域的整体平均气膜冷效进行分析, 对比不同吹风比下长径比对气膜冷效的影响。如图9所示, 当 $M=0.5$ 时, 长径比的增加会使冷却效率略微降低, 这可能是由于孔较长导致涂层颗粒沉积到孔内较深位置, 对气膜冷效有一定程度的削弱。而当吹风比升高至 1.0 和 1.5 时, 长径比对冷却效率几乎没有影响。

3.1.3 热障涂层厚度的影响

图7(f)、图7(a)和图7(h)3种情况进行对比发现, 随着 t 的增加, 孔出口附近的气膜冷效和展向覆盖范围会显著降低, 这是由于涂层厚度的增加导致孔内堵塞比增大, 孔出口面积减小, 射流动量加大, 冷却气体向主流渗透严重, 从而导致气膜冷效降低。

孔下游部分区域的面平均气膜冷效如图10所示, 当 $M=0.5$ 时, t 的增加导致气膜冷效降低的程度逐渐减弱, 而当 $M=1.0$ 和 1.5 时厚度与下游当 $M=0.5$ 时

$$Y_1 = 0.202\,008 - 0.003\,432\,47X_1 - 0.009\,501\,2X_2 - 0.201\,849\,7X_3 + 0.000\,079X_1X_2 - 0.001\,583\,4X_1X_3 + 0.002\,638\,26X_2X_3 + 0.000\,028\,58X_1^2 + 0.000\,471\,97X_2^2 + 0.274\,574\,15X_3^2 \quad (7)$$

当 $M=1.0$ 时

$$Y_2 = 0.059\,051\,9 - 0.000\,314\,37X_1 - 0.003\,240\,4X_2 + 0.024\,769X_3 + 0.000\,043\,7X_1X_2 - 0.001\,656X_1X_3 + 0.004\,183\,4X_2X_3 \quad (8)$$

当 $M=1.5$ 时

$$Y_3 = 0.044\,740\,5 - 0.000\,125\,86X_1 + 0.000\,150\,89X_2 + 0.021\,630\,5X_3 - 0.000\,015\,39X_1X_2 - 0.001\,427\,78X_3 + 0.001\,808\,3X_2X_3 \quad (9)$$

式中 X_1 为 α 除以单位角度的无量纲值, X_2 为 (L/D) , X_3 为 t 除以单位毫米的无量纲值, Y_1 、 Y_2 、 Y_3 分别

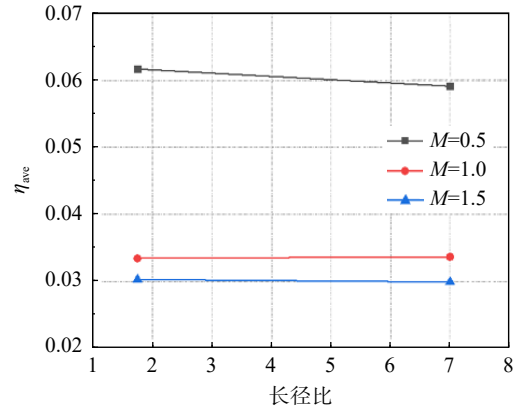


图9 不同长径比下的面平均冷效

Fig. 9 Surface average cooling efficiency with different aspect ratios

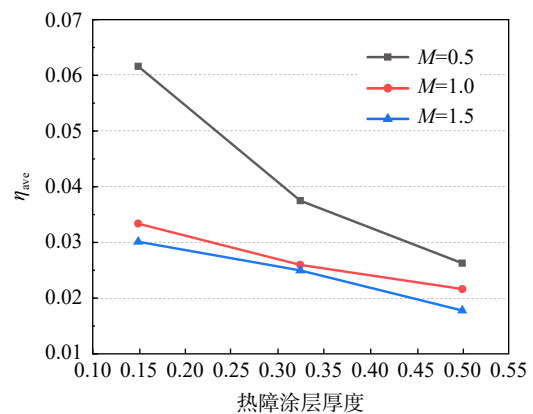


图10 不同热障涂层厚度下的面平均冷效

Fig. 10 Surface average cooling efficiency with different thermal barrier coating thicknesses

面平均冷效近似成线性负相关的关系。

3.2 多因素耦合结果分析

根据表2的数据点, 使用 Design-Expert 11.0 软件通过 RSM 面响应法得到不同吹风比下的下游面平均气膜冷效值的二次多项式响应模型。

为 $M=0.5$ 、 $M=1.0$ 、 $M=1.5$ 时的下游面平均气膜冷效由以上响应方程的方差分析结果。由表3、表4

表 3 $M=0.5$ 时孔出口下游面平均气膜冷效方差分析
Table 3 Variance analysis of surface average film cooling efficiency at the downstream of hole outlet when $M=0.5$

方差来源	平方和	自由度	均方	P 值
模型	4 174.74	9	463.86	0.001 1
A (角度)	1 914.47	1	1 914.47	0.000 1
B (长径比)	52.43	1	52.43	0.147
C (厚度)	1 691.3	1	1 691.3	0.000 2
AB	38.35	1	38.35	0.202 4
AC	69.1	1	69.1	0.106 1
BC	5.88	1	5.88	0.590 8
A^2	152.62	1	152.62	0.032 8
B^2	39.05	1	39.05	0.198 9
C^2	261.08	1	261.08	0.012 3
残差	89.15	5	17.83	
失拟项	89.15	3	29.72	<0.000 1
纯误差	1.67×10^{-7}	2	8.33×10^{-8}	
总和	4 263.88	14		

表 4 $M=1.0$ 时孔出口下游面平均气膜冷效方差分析
Table 4 Variance analysis of surface average film cooling efficiency at the downstream of hole outlet when $M=1.0$

方差来源	平方和	自由度	均方	P 值
模型	1 132.22	6	188.7	0.000 5
A (角度)	787.11	1	787.11	<0.000 1
B (长径比)	0.421 7	1	0.421 7	0.855 8
C (厚度)	242.45	1	242.45	0.002
AB	11.86	1	11.86	0.348 5
AC	75.6	1	75.6	0.036 1
BC	14.77	1	14.77	0.298 8
残差	95.71	8	11.96	
失拟项	95.71	6	15.95	<0.000 1
纯误差	6.67×10^{-9}	2	3.33×10^{-9}	
总和	1 227.93	14		

和表 5 可知, 3 个吹风比下响应模型的 P 值(用于衡量显著性)均小于 0.05, 表明响应模型显著; 由角度、长径比和涂层厚度 3 个因素的 P 值可以判断 3 个因素对响应值的影响程度, P 值越小, 影响程度越大。当 $M=0.5$ 时, 实验因素对下游面平均气膜冷效的影响大小依次为 $\alpha>t>L/D$; 当 $M=1.0$ 时, 实验因素对下游面平均气膜冷效的影响大小依次为 $\alpha>t>L/D$; 当 $M=1.5$ 时, 实验因素对下游面平均气膜冷效的影响大小依次为 $\alpha\cong t>L/D$ 。纵向对比可以发现, 随着吹风比的增大, 长径比对于气膜冷效的影响逐渐减弱, 而涂层厚度和气膜孔流向倾角对气膜冷效的影响逐渐增强后趋于平稳。3 个响应方程的决定系数 R_2 分别为 0.979 1、0.922 1 和 0.984 3, 均接近于 1; 信噪比分别为 17.408 9、13.197 7 和 30.989 3; 标准偏差分别为 4.22、3.46 和 1.51。可以由此判断面平均气膜冷效相对于上述 3 个因素的响应模型具有较高的可靠性。

为了分析各因素交互影响的效应, 图 11~图 13 分别展示了 3 个吹风比下两因素间的交互

表 5 $M=1.5$ 时孔出口下游面平均气膜冷效方差分析
Table 5 Variance analysis of surface average film cooling efficiency at the downstream of hole outlet when $M=1.5$

方差来源	平方和	自由度	均方	P 值
模型	1 133.18	6	188.86	<0.000 1
A (角度)	777.51	1	777.51	<0.000 1
A (长径比)	0.116 2	1	0.116 2	0.826 5
A (厚度)	295.14	1	295.14	<0.000 1
A	1.47	1	1.47	0.443 9
AC	56.19	1	56.19	0.001 1
BC	2.76	1	2.76	0.301 8
残差	18.13	8	2.27	
失拟项	18.13	6	3.02	<0.000 1
纯误差	1.87×10^{-7}	2	9.33×10^{-8}	
总和	1 151.31	14		

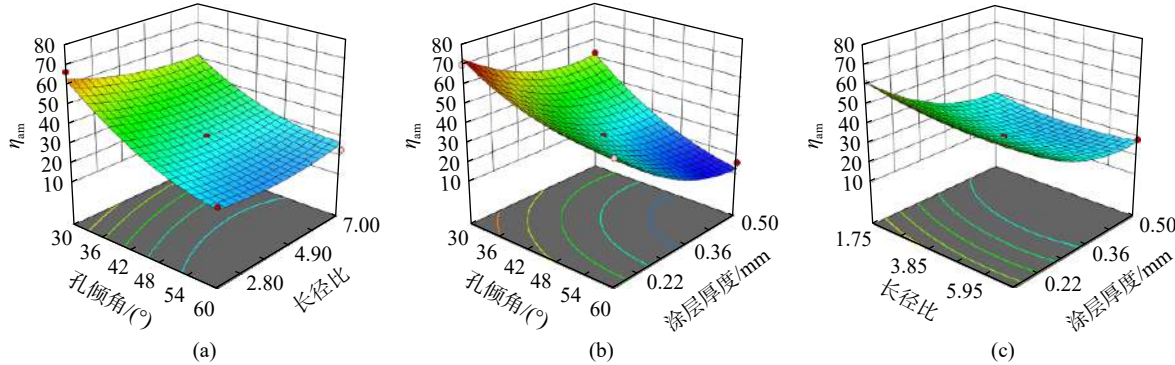
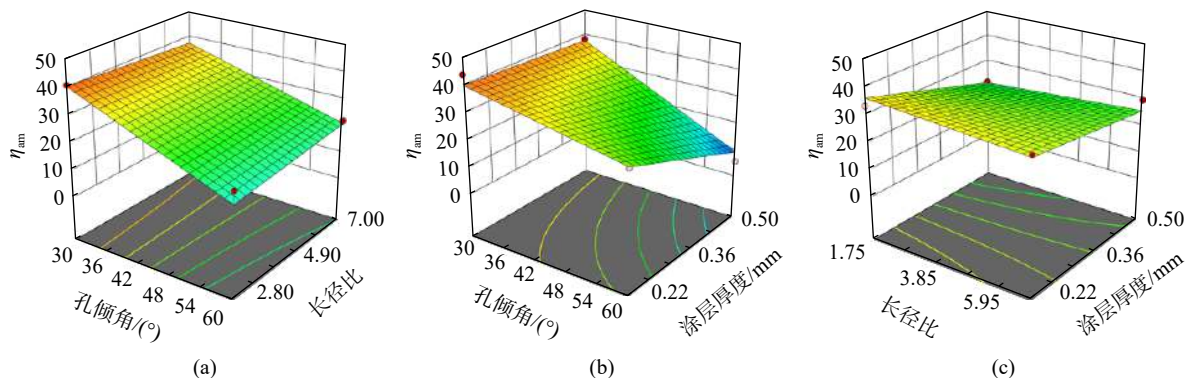
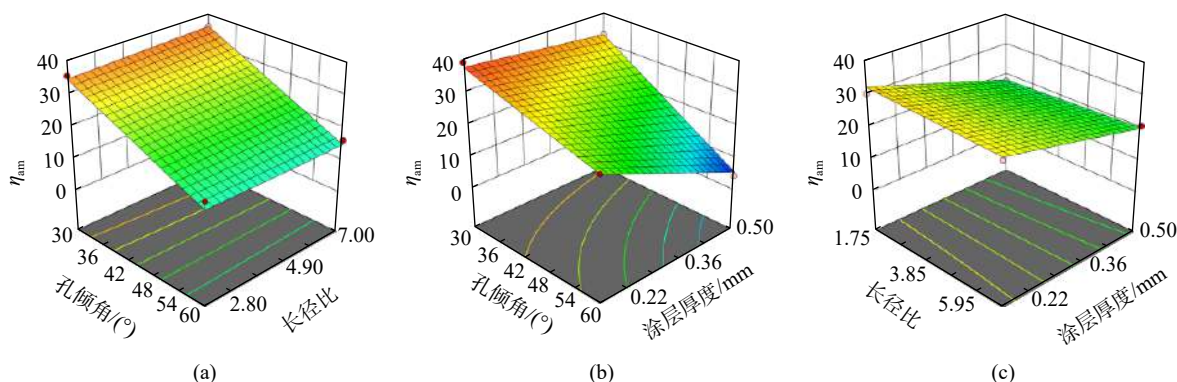


图 11 $M=0.5$ 时双因素交互曲面
Fig. 11 Two-factor interactive surface when $M=0.5$

图 12 $M=1.0$ 时双因素交互曲面Fig. 12 Two-factor interactive surface when $M=1.0$ 图 13 $M=1.5$ 时双因素交互曲面Fig. 13 Two-factor interactive surface when $M=1.5$

响应 3D 曲面。其中图 11~图 13 中的图(a)~图(c)分别表示 α 、 L/D 以及 t 在各吹风比下两两耦合后面平均气膜冷效的响应曲面。为了便于表示,将面平均气膜冷效值放大 1 000 倍进行绘图。

$$\eta_{am} = 1\,000\eta_{ave} \quad (10)$$

由图 11(a)可知,当 $M=0.5$ 时,在 α 由 30° 增大到 60° 的过程中:随着 L/D 的增大,面平均冷效先减小后缓慢增大。类似的现象同样发生在 $M=1.0$ 和 $M=1.5$ 下(图 12(a)、图 13(a)),但随着吹风比的增加, α 增大对气膜冷效的削弱效应更加明显,而此时, L/D 的变化对气膜冷效的影响变得很小。

图 11(b)为 α 与 t 的响应曲面,可以看到,在 α 增大的过程中, t 越大气膜冷效值越低,且 α 越大,涂层增厚带来的负面影响越强;纵向对比不同吹风比下的结果(图 12(b)、图 13(b))发现,吹风比越大,在 α 较小时(30°), t 对气膜冷效的影响越小;而在 α 较大时候(60°), t 对气膜冷效的影响则更大。对比图 11(c)、图 12(c)和图 13(c)可以发现,在涂层厚度较薄时, L/D 对于气膜冷效的影

响是较小的,随着 t 的增加, L/D 的影响也有较为微弱的增加;而在 L/D 从 1.75 到 7 的增大过程中, t 带来的不良影响在逐渐变弱。且该影响随着吹风比的增加逐渐变小。

综上所述,基于交互效应的影响分析可知, α 和 t 同时减小对提高圆柱形孔气膜冷效是显著的,而 L/D 对于冷效的影响表现为较大的长径比对冷效有所提升,但增益不明显。这之前方差分析中的结果是相符合的。

4 优化结果分析

为了推测不同吹风比下的最优孔倾角、最佳涂层厚度以及最优长径比,本文利用 RSM 方法得到的响应方程预测了以上 3 个因子在不同吹风比下的最佳值,以及相应的响应值(面平均气膜冷效),如表 6 所示。通过对预测的最佳参数值进行相应的结构设计和数值计算,图 14 比较了优化模型与参考模型的气膜冷效结果云图。可以发现,优化模型无论在整体气膜冷效还是展向气膜覆盖效果上均有着更加优良的冷却效率。

为了验证本文提出的响应模型的准确性,对

表 6 RSM 方法的优化参数与预测值

Table 6 Optimized parameters and predicted values with RSM method

吹风比	孔倾角/(°)	长径比	涂层厚度/mm	预测响应值 η_{ave}
$M=0.5$	30	1.75	0.15	0.083 2
$M=1.0$	30	1.75	0.15	0.043 6
$M=1.5$	30	1.753	0.15	0.037 7

优化模型下游相同面积区域内的冷效值进行面积平均,对比分析如表 7 所示,对于吹风比 $M=0.5$ 、 1.0 、 1.5 时响应方程的预测误差分别为 13.42%、2.71%、2.73%,由于低吹风比下,主流二次流在冷却壁面掺混剧烈,导致数值计算在 $M=0.5$ 时流动的预测误差稍大,但仍在合理范围内。表明本文得到的响应方程具有一定程度的可靠性,且优化后的响应也有着很大程度的提升。

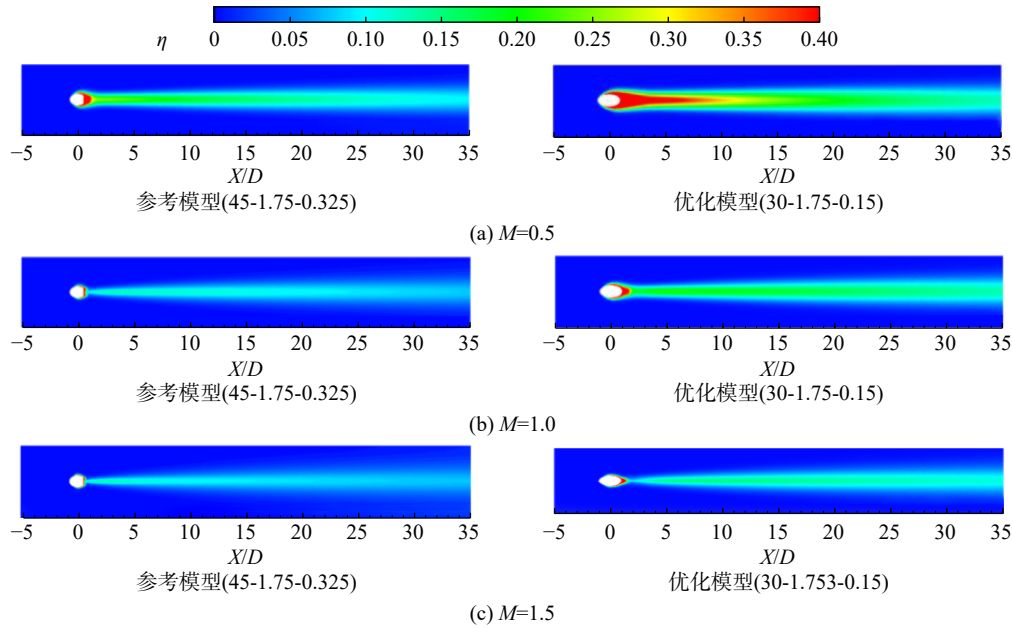


图 14 优化模型与参考模型不同吹风比下的冷效云图

Fig. 14 Distribution contour of film cooling efficiency of the optimization model and the reference model with different blowing ratios

表 7 优化结果分析

Table 7 Analysis of optimization results

吹风比	参考模型冷效值	优化模型响应方程预测值	优化模型计算结果值	相对于参考值的提升/%	预测误差/%
$M=0.5$	0.037 7	0.083 2	0.072 0	90.95	13.42
$M=1.0$	0.026 1	0.043 6	0.043 5	66.64	2.71
$M=1.5$	0.025 1	0.037 7	0.038 7	54.45	2.73

5 结 论

本文通过 RSM 响应面法对长径比(L/D)、流向倾角(α)和热障涂层厚度(t)3 种因素耦合影响下圆柱型孔的气膜冷效进行分析,通过由实验数据验证后的数值模拟方法进行模拟,证明了分析结果的可靠性。并基于响应方程对优化孔参数优化,得到结论如下。

1) 单因素影响分析结果表明:孔倾角和涂层厚度的增大会导致气膜冷效的减小,且在小吹风比($M=0.5$)下,削弱效应更明显;而长径比的变化

对气膜冷效的影响在各吹风比下均不大。

2) 多因素影响分析结果表明:当 $M=0.5$ 时,3 种因素对下游面平均气膜冷效的影响大小依次为流向倾角>涂层厚度>长径比;当 $M=1.0$ 时,3 种因素对下游面平均气膜冷效的影响大小依次为流向倾角>涂层厚度>长径比;当 $M=1.5$ 时,3 种因素对下游面平均气膜冷效的影响大小依次为流向倾角 $\approx$ 涂层厚度>长径比。

3) 当 $M=0.5$ 时,根据响应模型所设计的优化孔型的整体平均气膜冷效相较于参考孔提高了 90.95%,与模拟结果误差为 13.42%; $M=1.0$ 时优化

孔型冷效提高了 66.64%, 与模拟结果误差为 2.71%; $M=1.5$ 时优化孔型冷效提高 54.45%, 与模拟结果误差为 2.73%。表明本文所得出的响应方程具有一定程度的精确性和良好的预测性。由 RSM 方法设计的实验可以大大减少实验成本, 且具有良好的普适性, 为日后发动机叶片冷却结构设计提供一定借鉴价值。

参考文献:

- [1] 朱惠人, 张丽, 郭涛, 等. 高温透平叶片的传热与冷却[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2018.
- [2] SCHULZ U, LEYENS C, FRITSCHER K, et al. Some recent trends in research and technology of advanced thermal barrier coatings[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2003, 7(1): 73-80.
- [3] BUNKER R S. Effect of partial coating blockage on film cooling effectiveness[R]. ASME Paper 2000-GT-0244, 2000.
- [4] LUTUM E, JOHNSON B V. Influence of the hole length-to-diameter ratio on film cooling with cylindrical holes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(2): 209-216.
- [5] 蒋兴文. 平板气膜冷却的传热特性研究[D]. 北京: 清华大学, 2015.
JIANG Xingwen. Research on heat transfer characteristics of flat air film cooling[D]. Beijing: Tsinghua University, 2015. (in Chinese)
- [6] 蒋兴文, 高诚, 彭威, 等. 气膜冷却中流量系数的实验研究[R]. 西安: 工程热物理学会, 2014.
- [7] 彭宁建. 壁厚对平板气膜冷却特性影响研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2017.
PENG Ningjian. Research on the effect of wall thickness on cooling characteristics of flat air film[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2017. (in Chinese)
- [8] YUEN C H, MARTINEZ-BOTAS R F. Film cooling characteristics of a single round hole at various streamwise angles in a cross-flow: Part I effectiveness[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2003, 46(2): 221-235.
- [9] 刘捷, 韩振兴, 刘建军, 等. 射流注入角对平板气膜冷却特性影响的实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2007, 28(3): 409-411.
LIU Jie, HAN Zhenxing, LIU Jianjun, et al. Experimental study on the effect of jet injection angle on the cooling characteristics of flat air film[J]. *Journal of engineering thermophysics*, 2007, 28(3): 409-411. (in Chinese)
- [10] 郭洪波, 彭立全, 宫声凯, 等. 电子束物理气相沉积热障涂层技术研究进展[J]. *热喷涂技术*, 2009, 1(2): 7-14.
GUO Hongbo, PENG Liquan, GONG Shengkai, et al. Advances in thermal barrier coatings by electron beam physical vapor deposition[J]. *Thermal Spraying Technology*, 2009, 1(2): 7-14. (in Chinese)
- [11] PU Jian, WANG Fuqiang, WANG Jianhua, et al. Numerical investigation of effects of blockage, inclination angle, and hole-size on film cooling effectiveness at concave surface[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(2): 1-59.
- [12] 刘飞, 毛杰, 邓子谦, 等. 等离子喷涂-物理气相沉积制备热障涂层对气膜冷却孔的影响[J]. *表面技术*, 2017, 46(8): 21-26.
LIU Fei, MAO Jie, DENG Ziqian, et al. Effect of thermal barrier coating prepared by plasma spray and physical vapor deposition on gas film cooling hole[J]. *Surface Technology*, 2017, 46(8): 21-26. (in Chinese)
- [13] 张鹏飞, 白林超, 张超. 叶栅环境下凹坑气膜孔的冷却特性研究[J]. *天津理工大学学报*, 2019, 35(6): 13-17.
ZHANG Pengfei, BAI Linchao, ZHANG Chao. Research on cooling characteristics of cavitation film under cascade environment[J]. *Journal of Tianjin University of Technology*, 2019, 35(6): 13-17. (in Chinese)
- [14] WANG Jin, CUI Pei, BENGT S, et al. Effects of deposition height and width on film cooling[J]. *Numerical Heat Transfer: Part A Applications*, 2016, 70(6): 673-687.
- [15] FU Jianfeng, ZHAO Yaqian, WU Qiuli. Optimising photoelectrocatalytic oxidation of fulvic acid using response surface methodology[J]. *Journal of Hazardous Materials*, 2007, 144(1/2): 499-505.
- [16] MADARIA P R, MOHAN N, RAJAGOPAL C, et al. Application of carbon aerogel for electrolytic removal of mercury from aqueous solutions[J]. *Journal of Scientific and Industrial Research*, 2004, 63(11): 938-943.
- [17] MIRZA T, TAN H S. Determination of captopril in pharmaceutical tablets by anion-exchange HPLC using indirect photometric detection; a study in systematic method development[J]. *Journal of Pharmaceutical and Biomedical Analysis*, 2001, 25(1): 39-52.
- [18] ZAMIRI A, YOU S J, JIN T C, et al. Large eddy simulation in the optimization of laidback fan-shaped hole geometry to enhance film-cooling performance[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 158: 120014.1-120014.17.
- [19] FERREIRA S L C, BRUNS R E, FERREIRA H S, et al. Box-Behnken design: an alternative for the optimization of analytical methods[J]. *Analytica Chimica Acta*, 2007, 597(2): 179-186.
- [20] BEZERRA M A, SANTELLI R E, OLIVEIRA E P, et al. Response surface methodology (RSM) as a tool for optimization in analytical chemistry[J]. *Talanta*, 2008, 76(5): 965-977.
- [21] 李佳, 卢义, 袁新, 等. 基于压力敏感漆的气膜冷却孔形实验研究[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2010, 50(8): 1267-1270.
LI Jia, LU Yi, YUAN Xin, et al. Based on the gas pressure sensitive paint film cooling hole shape experimental study[J]. *Journal of Tsinghua University (Natural Science Edition)*, 2010, 50(8): 1267-1270. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)