

DOI: 10.7652/xjtuxb201810005

尾缘开缝透平叶片内流动传热特性研究

高炎, 晏鑫, 李军

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 采用带转捩的 SST $k-\omega$ 湍流模型, 计算获得了不同来流条件和冷气质量流量比条件下, 尾缘开缝透平叶片内的总压损失和传热系数, 分析了尾缘开缝结构对叶片表面流动传热性能的影响, 并与实验数据进行对比, 验证了数值方法的有效性和精度。计算结果表明: 与常规叶片相比, 尾缘开缝叶片在冷气质量流量比为 1.3%、2.6% 和 5.2% 时, 叶片吸力面喉部区域压力系数分别增大了 0.1、0.15 和 0.2 左右, 出口气流角分别增大了 0.3°、0.4° 和 0.5° 左右; 尾缘开缝结构对叶片表面对流换热系数的影响区域主要位于吸力面喉部下游, 与冷气质量流量比为 1.3% 的工况相比, 尾缘开缝叶片在冷气质量流量比为 2.6% 和 5.2% 时, 叶片尾缘吸力面侧对流换热系数分别增大了 3% 和 5% 左右; 开缝壁面上压力及对流换热系数均随着冷气质量流量比的增大逐渐增大, 但当冷气流量一定时, 在不同主流雷诺数条件下, 开缝壁面上的对流换热系数基本一致; 冷气质量流量比为 1.3% 和 2.6% 时, 尾缘开缝叶片总压损失比常规叶片高 1% 左右, 当冷气质量流量比为 5.2% 时, 主流总压损失低于常规叶片。

关键词: 燃气透平; 尾缘开缝; 传热; 转捩

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2018)10-0031-10

Investigation on Characteristics of Flow and Heat Transfer in a Turbine Blade with Trailing-Edge Cutback

GAO Yan, YAN Xin, LI Jun

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

Abstract: The transition SST $k-\omega$ model is used to calculate the total pressure loss and heat transfer coefficients in a turbine blade with trailing edge cutback (gillslot) under different inflow conditions and ejection rates. The effects of the trailing edge cutback on the characteristics of flow and heat transfer in the gillslot blade are obtained and compared with the base vane without gillslot. The computing results of the pressure and heat transfer coefficients are compared with the experimental data to validate the present numerical methods. A comparison with the base vane shows that when the ejection rate is at 1.3%, 2.6% and 5.2%, the pressure coefficient in the throat region of gillslot vane increases by 0.1, 0.15 and 0.2, and the outlet flow angle in gillslot blades increases 0.3°, 0.4° and 0.5°, respectively. The influence region of the cutback on heat transfer is mainly located at the downstream area near suction throat. When the ejection rate increases from 1.3% to 2.6% and 5.2%, the heat transfer coefficients on the suction surface of trailing edge increase by about 3% and 5%, respectively. As the ejection rate increases, the static pressure and the heat transfer coefficient on trailing edge cutback gradually increase.

收稿日期: 2018-01-09。 作者简介: 高炎(1991—), 男, 博士生; 晏鑫(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。

网络出版时间: 2018-08-16

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20180816.1705.006.html>

However, when the coolant mass flow rate is fixed, the heat transfer coefficients on the cutback surface are not sensitive to the mainstream Reynolds number. When the ejection rate is 1.3% and 2.6%, the total pressure loss in gillslot blade is about 1% higher than that in base vane, while the ejection rate increases to 5.2%, the total pressure loss in gillslot blade is lower than that in base vane.

Keywords: gas turbine; trailing-edge cutback; heat transfer; transition

符号表

I	湍流强度	U	流速	k	湍动能	ω	湍流耗散率
q	热流量	β	出口气流角	S	叶片表面距离	C	叶片弦长

随着冷却技术和材料工业的发展,现代燃气透平进口温度逐年提高,给叶片尾缘等高热负荷区域的设计带来了巨大挑战。图 1 给出了典型燃气透平叶片及其横截面示意图^[1]。为保证机组的气动效率,叶片尾缘通常设计得较薄,因此需采用有效的冷却措施来确保尾缘的强度和运行寿命。目前,燃气透平叶片尾缘区域的冷却主要采用开缝结构,如图 1b 所示,通过在压力面去除部分材料,使冷气在尾缘附近形成保护气膜。为了增强尾缘结构的强度以及传热性能,开缝内部通道内会布置数排肋柱或腔室结构。

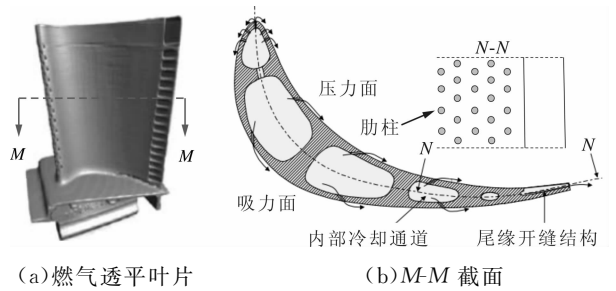


图 1 典型燃气透平叶片示意图^[1]

研究者对尾缘开缝结构的气动和冷却传热性能进行了大量的实验研究。Martini 等对不同尾缘开缝结构开缝壁面上的冷却换热特性进行了实验测量和数值研究,发现尾缘开缝区域具有非定常流场结构^[1];Ames 等针对常规叶片及尾缘开缝叶片表面的流动传热性能进行了实验测量,研究表明,主流湍流强度的增大会使叶片表面的对流换热系数增大,尾缘开缝结构对叶片表面的流动传热性能并未产生显著影响^[2-4];刘存良等对不同湍流强度下气膜孔的气膜冷却传热特性进行了实验测量^[5];朱惠人等实验研究了唇厚、肋宽、吹风比等因素对尾缘开缝结构开缝壁面上流动传热特性的影响^[6];Uzol 等对尾缘开缝结构叶片的气动特性进行了实验研究,结果表明,当冷气质量流量比为 0~3% 时,会增大叶片气

动损失,但当冷气质量流量比增大至 5% 时,气动损失显著下降^[7];高丽敏等基于实验测量结果建立了尾缘开缝叶栅气动损失计算的理论模型^[8];王掩刚等对叶片尾缘区域喷气与主流的掺混及干扰作用进行了实验研究,结果表明冷气流对出口气流角的影响较小,总压损失随着冷气量的增大先增大后减小^[9]。

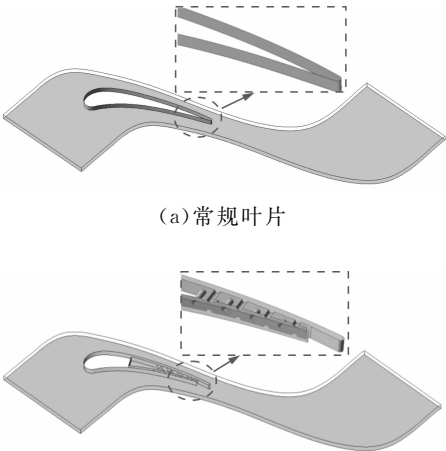
在尾缘开缝叶片气动和冷却传热特性的数值研究方面,Kingery 等采用 γRe_θ 转换模型对叶片表面传热特性进行了数值研究^[10];周超等对跨声速工况下尾缘开缝结构处的流场结构进行了数值分析,发现冷气通过狭缝后会先抬升再在激波影响下作用到开缝壁面^[11];高炎等采用流固共轭传热以及非定常求解方法,研究了吹风比对尾缘结构的温度分布的影响以及尾缘区域的非定常流动现象^[12-13]。

目前针对尾缘开缝结构的研究仍然以实验为主,对于流场细节仍缺乏了解,因此本文基于 Ames 等的实验数据^[2],采用带转捩的 SST $k-\omega$ 湍流模型,研究了尾缘开缝结构对叶片流动传热特性的影响,并与常规叶片流场结构进行对比,分析了冷气量对叶片表面及开缝壁面区域流动传热特性的影响规律。

1 计算模型和数值方法

图 2 和图 3 分别给出了本文数值计算模型和尾缘开缝结构示意图,表 1 给出了尾缘开缝结构主要几何尺寸,计算模型与实验结构保持一致。尾缘开缝结构在冷却通道布置了 8 排肋柱结构,肋柱直径为 D ,在流向及展向的布置满足 $L_1/D = S_z/D = 2.5$,尾缘开缝叶片尾缘半径 R_t 与常规叶片一致,开缝出口处的最小高度为 H ,尾缘开缝处唇形为半圆形,半径 R_l 满足 $R_l/H = 1$ 。常规叶片及尾缘开缝叶片计算模型叶高均取 S_z ,模型上下边界设置为周期性边界条件。

数值计算网格采用 ANSYS ICEM-CFD 生成,



(b)尾缘开缝叶片
图 2 数值计算模型

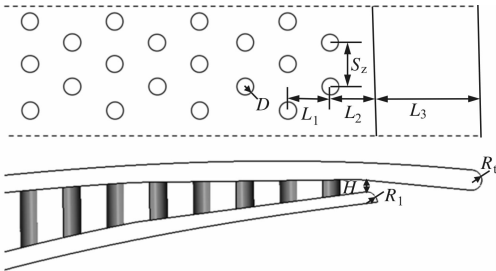


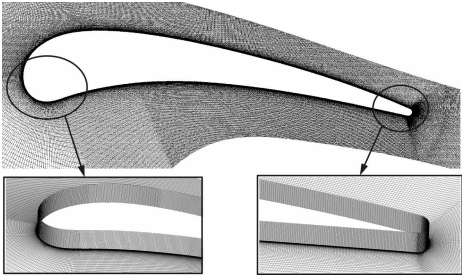
图 3 尾缘开缝结构示意图

表 1 尾缘开缝结构几何尺寸 mm

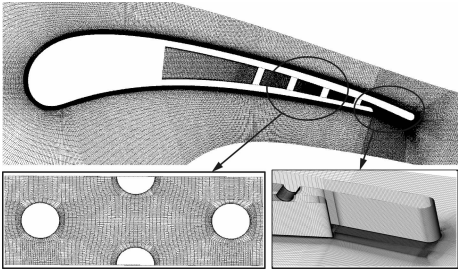
参数	数值	参数	数值
D	8.38	H	5.59
L_1	20.95	S_z	20.95
L_2	20.95	R_t	4.90
L_3	51.50	R_1	5.59

如图 4 所示。计算网格在近壁面处进行了加密,保证 $y^+ < 1$ 。常规叶片网格数为 255 万,尾缘开缝叶片网格在叶高及尾缘开缝区域均进行了加密,网格总数为 627 万。

表 2 给出了 Ames 等实验^[2]采用的 6 种湍流发生器类型及其对应的湍流强度水平。表 3 给出了各工况计算边界条件。为保证计算的收敛性和精度,



(a)常规叶片



(b)尾缘开缝叶片

图 4 数值计算网格

叶片流道进口和出口分别取 1 倍和 2 倍轴向弦长,并对进口设置的湍动能和湍流耗散率进行了修正,以保证叶片前缘 70 mm 截面处的湍流特性与实验数据^[10]一致。主流进口总温设定为 302 K,出口静

表 2 湍流发生器及其湍流强度范围

湍流水平	湍流发生器类型	湍流强度范围/%
1	低湍流度	0.006 0~0.007 6
2	催化燃烧室	0.010 2~0.015 3
3	格栅	0.082 1~0.088 4
4	带阀燃烧室	0.091 5~0.095 0
5	航空发动机燃烧室	0.131 3~0.140 2
6	干式低 NO _x 燃烧室	0.134 2~0.143 3

表 3 各工况计算边界条件

湍流水平	$Re/10^6$	$I/\%$	$U/m \cdot s^{-1}$	$k/10^{-2} \cdot m^2 \cdot s^{-2}$	ω/s^{-1}	$q/W \cdot m^{-2}$
1	0.5	0.69	4.96	0.173	0.01	226.80
	1.0	0.76	10.43	0.931	0.01	289.20
	2.0	0.60	18.71	1.880	7.66	407.03
2	0.5	1.03	4.95	0.396	15.15	243.37
	1.0	1.53	9.46	3.258	34.14	314.70
	2.0	1.02	19.63	6.560	136.80	440.87
3	0.5	8.21	4.77	37.460	205.21	304.75
	1.0	8.61	10.19	191.600	457.35	460.10
	2.0	8.84	19.27	713.500	833.80	743.30
4	0.5	9.15	5.11	38.810	66.15	291.99
	1.0	9.50	9.74	153.900	135.23	409.55
	2.0	9.28	18.19	502.700	227.09	694.86
5	0.5	13.13	5.24	98.500	141.88	258.35
	1.0	14.02	9.32	391.000	323.80	440.17
	2.0	13.39	18.39	1 274.000	502.60	799.40
6	0.5	13.42	5.17	94.600	110.42	279.77
	1.0	14.33	9.65	382.200	220.19	420.20
	2.0	14.17	19.11	1 385.200	341.79	771.20

压设置为 98 863 Pa^[10]。进行尾缘开缝叶片传热特性计算时,主流进口及出口条件保持不变,冷气进口总温和湍流强度分别为 302 K 和 5%。

主流雷诺数定义为

$$Re = \rho U C_a / \mu \tag{1}$$

式中: ρ 、 U 分别表示主流进口密度和流速; C_a 表示叶片轴向弦长; μ 表示动力黏性系数。冷气与主流的质量流量比定义为

$$R_f = m_c / m_h \tag{2}$$

式中: m_c 和 m_h 分别表示冷气与主流的质量流量;叶片表面压力系数定义为

$$C_p = [P_s(x) - P_s(0)] / (P_{t1} - P_{s2}) \tag{3}$$

式中: $P_s(x)$ 表示叶片表面压力; $P_s(0)$ 表示叶片前缘滞止点压力; P_{t1} 表示进口总压; P_{s2} 表示出口静压。流场压力系数定义为

$$P^* = (P - P_{s2}) / (P_{t1} - P_{s2}) \tag{4}$$

式中: P 表示流场中某点当地静压。对流换热系数定义为

$$h = q / (t_w - t_h) \tag{5}$$

式中: q 表示叶片表面热流量; t_w 表示壁面温度; t_h 表示主流进口温度。主流总压损失系数定义为

$$\varphi = (P_{t1} - P_{t2}) / (P_{t1} - P_{s2}) \tag{6}$$

式中: P_{t1} 、 P_{t2} 分别表示主流进口、出口总压。

主流总压损失主要用于衡量尾缘开缝结构对主流流动特性的影响,而冷气与主流掺混引起的能量损失则采用能量损失系数来衡量。能量损失系数定义为

$$\zeta = 1 - \{ [1 - (P_{s2} / P_{t2})^{\gamma-1/\gamma}] (m_{hg} T_h + m_c T_c) \} / \{ m_h T_h [1 - (P_{s2} / P_{t1})^{\gamma-1/\gamma}] + m_c T_c [1 - (P_{s2} / P_{t3})^{\gamma-1/\gamma}] \} \tag{7}$$

式中: T_h 和 T_c 分别表示主流与冷气的进口温度; P_{t2} 表示出口总压; P_{t3} 表示冷气进口总压; γ 为比热容比。

2 常规叶片流动传热特性

2.1 网格无关性验证

采用 4 套网格对进口湍流度为航空发动机燃烧室工况时、雷诺数为 1×10^6 的工况下叶片表面对流换热系数的分布进行计算,网格节点分布见表 4,计算结果如图 5 所示。从图 5 可以看出,4 套网格均能捕捉到叶片表面的转捩流动,但网格 A 在叶片前缘以及转捩起始位置的计算结果与实验数据存在较大的偏差,而网格 B、网格 C 和网格 D 数值计算结果基本一致,因此本文最终选取节点数较多的网格

D 进行计算。

表 4 网格节点分布

网格	叶片表面节点数			总节点数/ 10^4
	流向	法向	叶高方向	
A	400	55	5	27
B	580	70	5	45
C	750	85	5	68
D	750	85	20	255

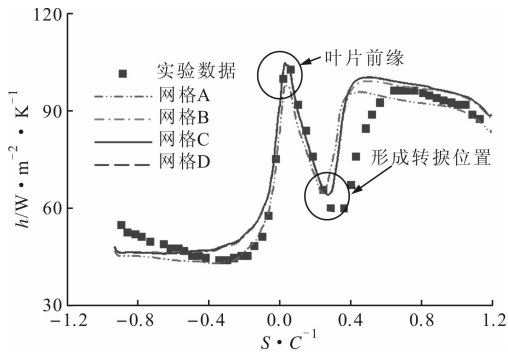


图 5 网格数对叶片表面对流换热系数的影响

2.2 数值方法验证

图 6 给出了叶片表面压力系数分布,数值计算结果与 Ames 等的实验数据^[2]吻合良好。本文计算所使用的叶片具有较大的折转角,流道喉部靠近吸力面前缘,因此在吸力面上游及压力面下游区域均具有较大的压力梯度。

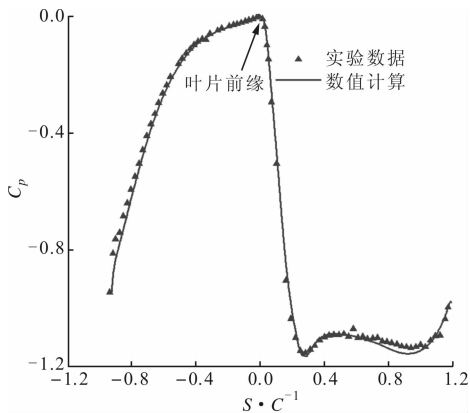


图 6 叶片表面压力系数分布

图 7 给出了航空发动机燃烧室工况时湍流强度下,不同湍流模型计算得到的叶片表面对流换热系数分布与实验数据的对比结果。从图 7 可以看出:采用不带转捩的 SST $k-\omega$ 湍流模型无法预测转捩流动;3 种带转捩的湍流模型 STAN7 程序^[2]、CFX $\gamma-Re_\theta$ 模型^[10] 和 Fluent Transition SST 模型均可以得到与实验数据吻合良好的结果,但总体来看,Flu-

ent Transition SST 模型具有最高的精度,前两种模型分别在叶片前缘和吸力面下游区域与实验数据存在一定偏差。

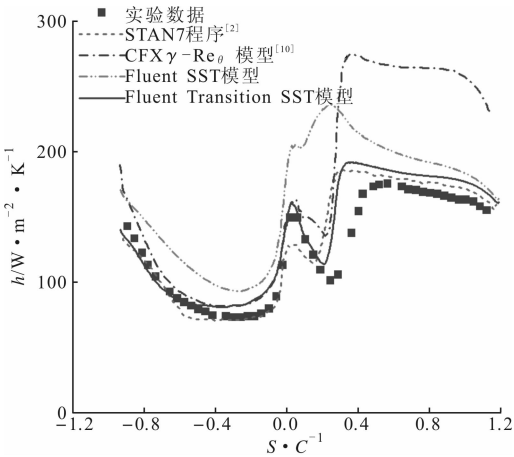
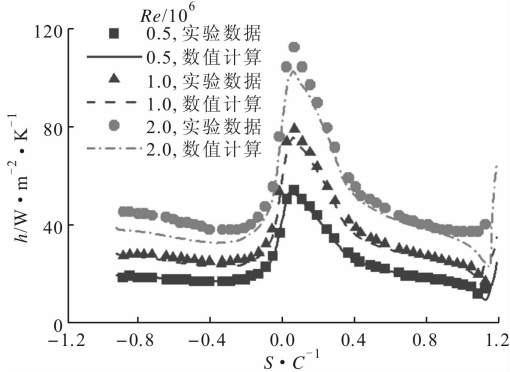
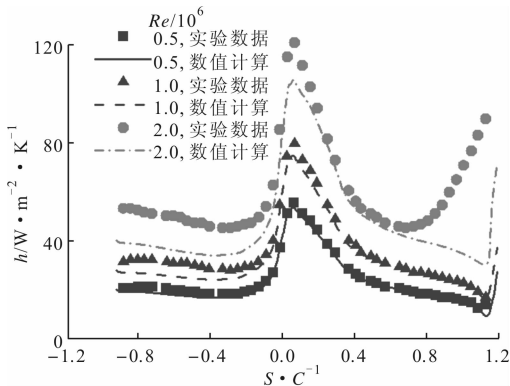


图 7 不同湍流模型时叶片表面对流换热系数分布

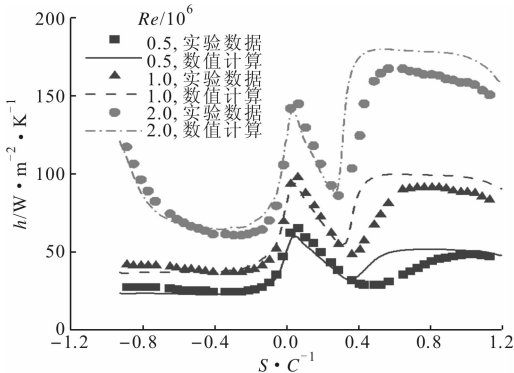
图 8 分别给出了 6 种主流雷诺数强度、3 种主流雷诺数条件下叶片表面对流换热系数分布情况。在湍流强度为低湍流度和催化燃烧室两种低湍流度工况时,叶片表面均未形成转捩,叶片表面边界层内保持层流流动状态,具有较低的对流换热系数;在湍流强度增大至格栅湍流强度($I=8.2\%$)及以上时,在



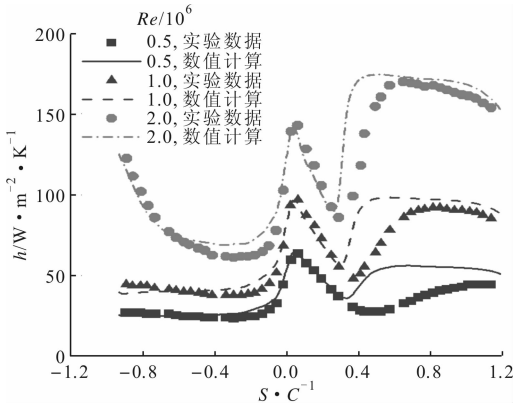
(a)低湍流强度



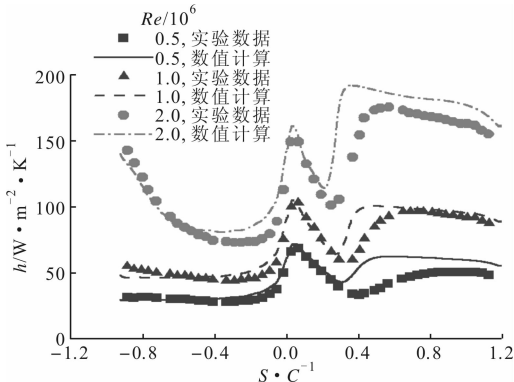
(b)催化燃烧室湍流强度



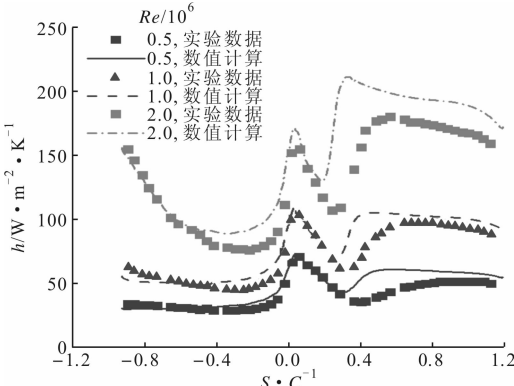
(c)格栅湍流强度



(d)带阀燃烧室湍流强度



(e)航空发动机燃烧室湍流强度



(f)干式低 NO_x 燃烧室湍流强度

图 8 湍流强度对传热特性的影响

3 种雷诺数条件下均形成了转捩流动,吸力面中下游区域对流换热系数明显升高,尤其在高雷诺数工况时,叶片尾缘两侧对流换热系数甚至高于叶片前缘,因此必须对尾缘区域进行有效保护。随着主流雷诺数的增大,转捩形成位置逐渐向前缘移动。随着湍流强度的增大,叶片表面对流换热系数整体升高,转捩形成位置也逐渐前移。数值计算得到的湍流强度对叶片表面传热特性的影响规律与实验结果一致。在本文研究的 18 种工况下,数值结果与实验数据均吻合良好,也说明了本文采用的数值方法具有较高的精度和准确性。

3 尾缘开缝叶片流动传热特性

图 9 和图 10 分别给出了主流湍流强度在航空发动机燃烧室、雷诺数为 0.5×10^6 的工况下,常规叶片和尾缘开缝叶片($R_f=5.2\%$)流场压力及叶片表面压力的分布情况。尾缘开缝叶片和常规叶片流场压力的总体分布规律基本一致,但尾缘开缝叶片喷入的冷气会使流道喉部区域流量增大,压力稍微升高。与常规叶片相比,尾缘开缝叶片表面压力系数在尾缘开缝叶片和常规叶片的 A、B 位置升高 0.2 左右。从图 10 中可以看到,尾缘开缝叶片和常规叶片在 A、B 点位置处的压力与实验值基本一致,

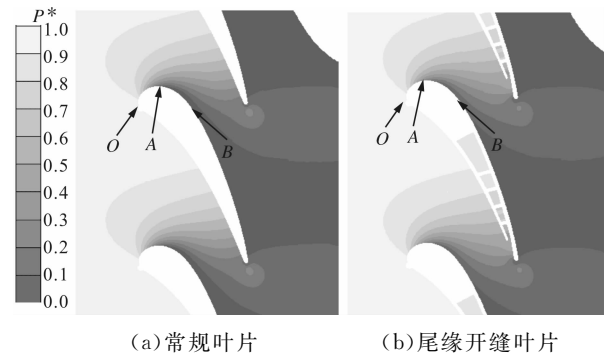


图 9 流场压力分布

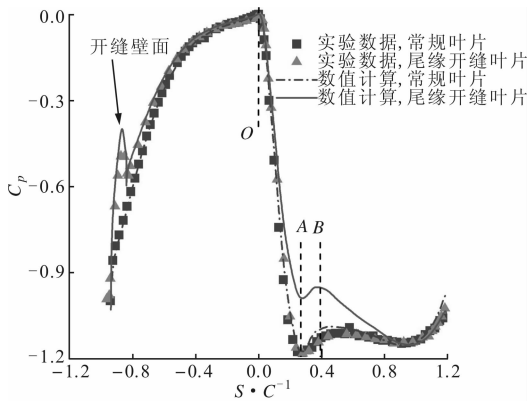
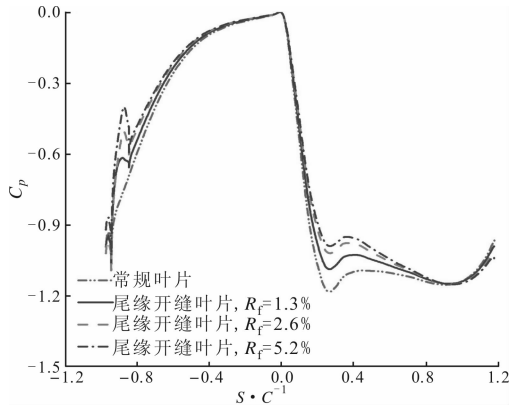


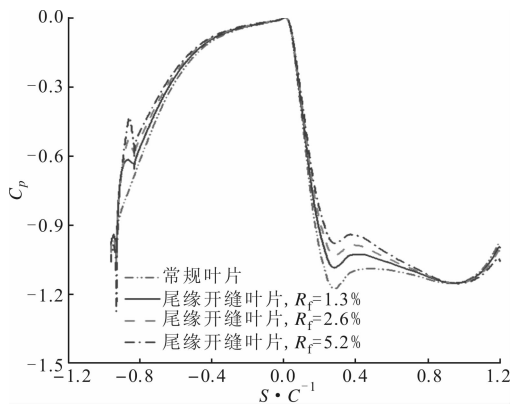
图 10 叶片表面压力系数分布

这是由于 Ames 等在进行尾缘开缝叶片实验时只将一个常规叶片更换为尾缘开缝叶片^[3],由于其相邻叶片仍为常规叶片,因此实验测得的尾缘开缝叶片吸力面压力分布与常规叶片一致。

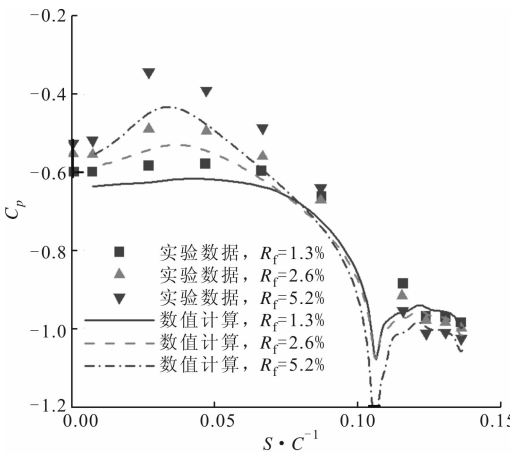
图 11 给出了主流湍流强度为航空发动机燃烧室工况时,3 种主流雷诺数条件下冷气质量流量比对叶片表面压力分布的影响。在相同主流雷诺数条件下,冷气质量流量比的增大,会使流道喉部区域的



(a) $Re=0.5 \times 10^6$



(b) $Re=1 \times 10^6$



(c) $Re=2 \times 10^6$

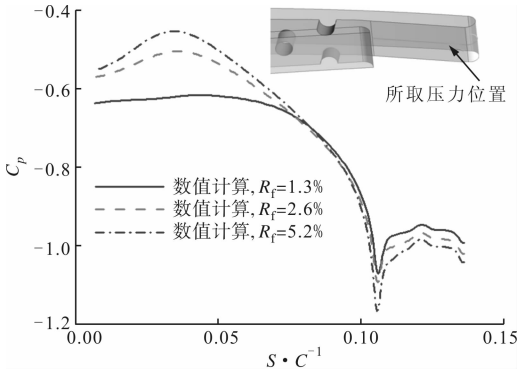
图 11 冷气质量流量比对叶片表面压力分布的影响

气流量增大,因此叶片喉部区域(B 点附近)压力随着冷气质量流量比的增大而逐渐升高。与常规叶片相比,尾缘开缝叶片在冷气质量流量比为 1.3%、2.6%和 5.2%时,叶片喉部区域压力系数分别增大了 0.1、0.15 和 0.2 左右。

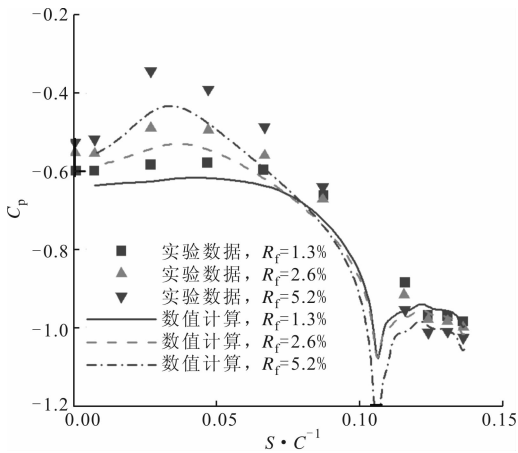
图 12 给出了 3 种主流雷诺数条件下冷气质量流量比对开缝壁面上压力分布的影响。冷气通过开缝出口后,在开缝壁面 S/C 为 $0\sim 0.04$ 之间的区域与主流开始掺混,造成开缝壁面上压力逐渐升高;在 S/C 为 $0.04\sim 0.1$ 之间的区域,主流与冷气已经掺

混均匀,在主流流动的作用下,开缝壁面压力逐渐下降。在相同雷诺数条件下,冷气质量流量比越大,冷气流量越大,与主流之间的掺混作用也越强,因此开缝壁面上的压力越高;在不同雷诺数条件下,冷气质量流量比对开缝壁面压力的影响规律一致。

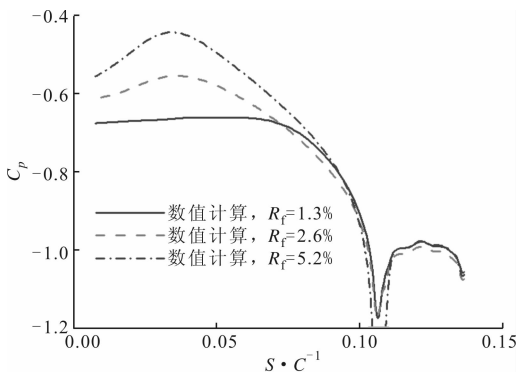
图 13 给出了不同主流雷诺数和冷气质量流量比条件下叶片表面对流换热系数分布情况。尾缘开缝结构对叶片表面对流换热系数的影响主要集中在



(a) $Re=0.5\times 10^6$

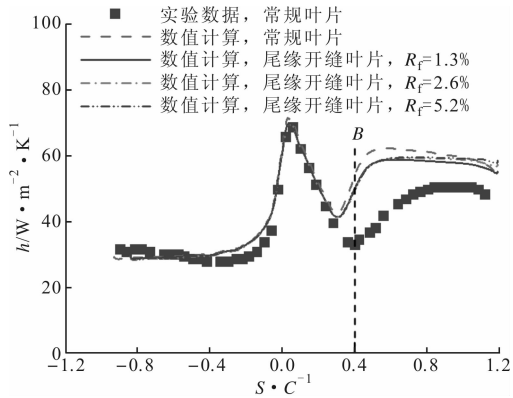


(b) $Re=1\times 10^6$

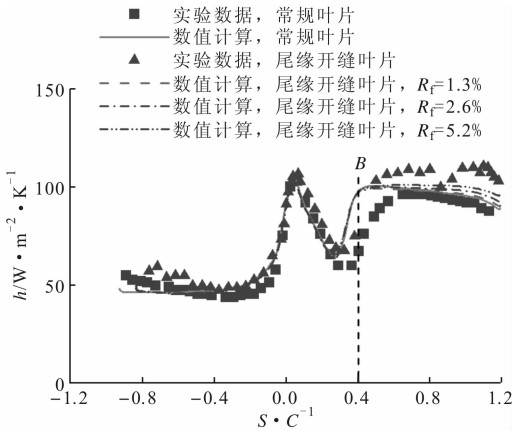


(c) $Re=2\times 10^6$

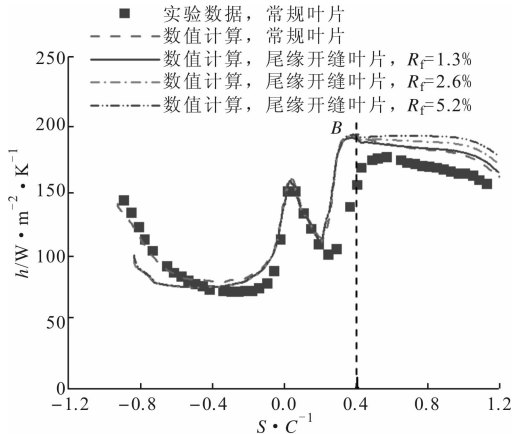
图 12 冷气质量流量比对开缝壁面压力的影响



(a) $Re=0.5\times 10^6$



(b) $Re=1\times 10^6$

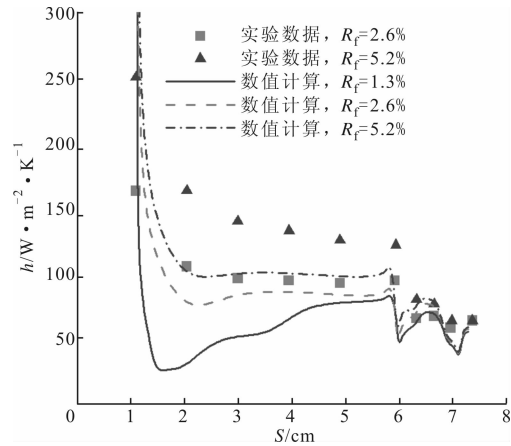


(c) $Re=2\times 10^6$

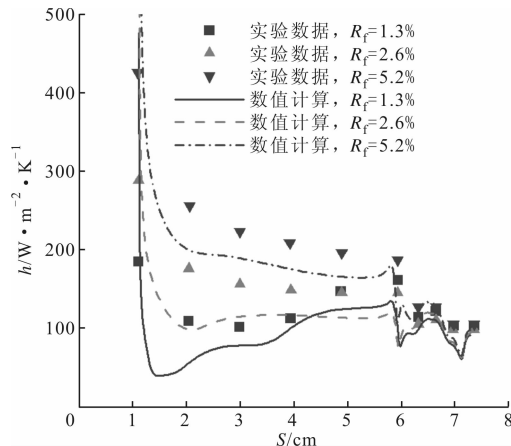
图 13 叶片表面对流换热系数分布

喉部即 B 点下游区域。随着冷气质量流量比的增大,叶片流道喉部区域流速稍微提升,使叶片吸力面中下游区域对流换热系数逐渐增大。与 $R_f=1.3\%$ 的工况相比, $R_f=2.6\%$ 和 5.2% 时,尾缘开缝叶片尾缘吸力面侧对流换热系数分别增大了 3% 和 5% 左右。对于尾缘开缝叶片,冷气质量流量比的变化对转捩点位置及转捩点附近对流换热系数基本没有影响。与常规叶片相比,尾缘开缝叶片转捩点位置提前了约 0.01 倍弦长,转捩点附近的对流换热系数也降低了 2.6% 左右。

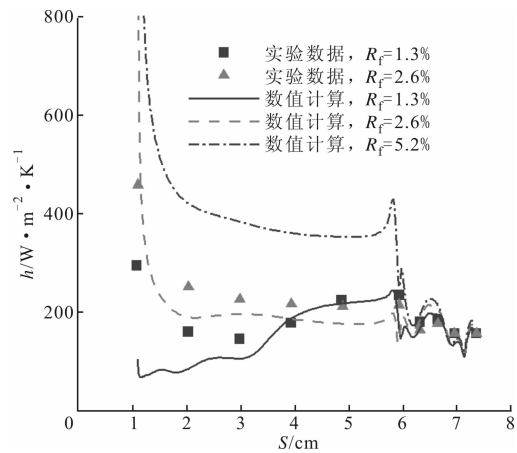
图 14 给出了不同雷诺数和冷气质量流量比条件下开缝壁面上对流换热系数沿流向的分布。开缝壁面受到冷气的直接作用,冷气流速越大,对流换热作用越强。开缝壁面上对流换热系数分布情况如图 15 所示,壁面平均对流换热系数见表 4。图 15 中箭头相连的工况对应于不同主流雷诺数条件下相同冷气流量的工况,其开缝壁面对流换热系数的整体分布及壁面对流换热系数平均值基本一致,说明开缝壁面上的传热特性主要受冷气流量的作用,受主流



(a) $Re=0.5\times10^6$



(b) $Re=1\times10^6$



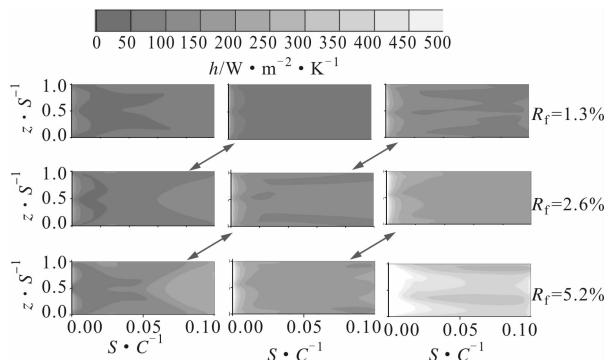
(c) $Re=2\times10^6$

图 14 开缝壁面对流换热系数沿流向的分布

雷诺数的影响较小。

表 4 开缝壁面平均对流换热系数

$Re/10^6$	平均对流换热系数/ $W\cdot m^{-2}\cdot K^{-1}$		
	$R_f=1.3\%$	$R_f=2.6\%$	$R_f=5.2\%$
0.5	52.876	87.458	105.838
1.0	77.796	111.182	188.429
2.0	123.212	189.476	392.633



(a) $Re=0.5\times10^6$ (b) $Re=1\times10^6$ (c) $Re=2\times10^6$

图 15 开缝壁面对流换热系数分布

图 16 给出了湍流强度为航空发动机燃烧室、主流雷诺数为 1×10^6 工况下截面流线及速度分布。随着冷气质量流量比的增大,开缝壁面上冷气覆盖厚度 d 逐渐增大,也使图中虚线区域流速升高,加上开缝壁面角度的影响,使出口气流角也逐渐增大。图 17 给出了各工况下的出口气流角,从图 17 可以看出,尾缘开缝叶片出口气流角均大于常规叶片,且随着冷气量的增大逐渐增大。在冷气质量流量比 R_f 为 1.3% 、 2.6% 和 5.2% 时,尾缘开缝叶片出口气流角相比常规叶片分别增大 0.3° 、 0.4° 和 0.5° 左右。在相同冷气质量流量比工况下,不同主流雷诺

数时叶片出口气流角基本一致。

图 18 给出了主流总压损失系数与冷气质量流

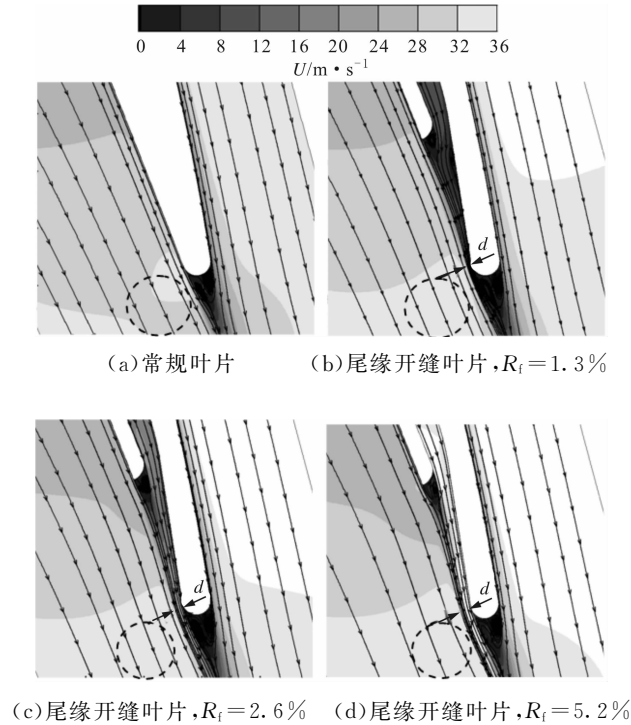


图 16 截面流线及速度分布

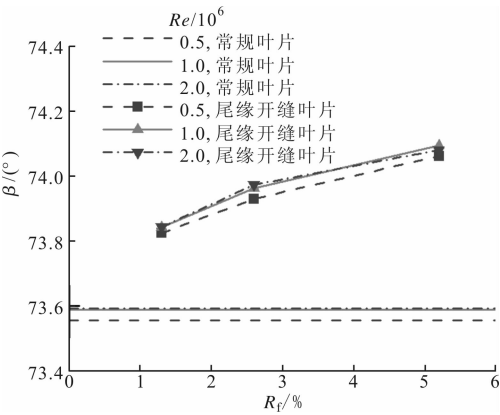


图 17 出口气流角随冷气质量流量比的变化

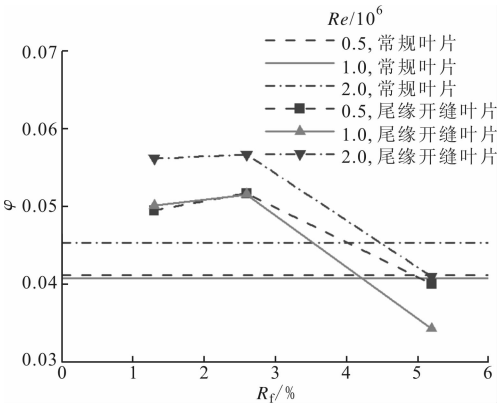


图 18 总压损失系数随冷气质量流量比的变化

量比之间的关系,在冷气质量流量比为 1.3% 和 2.6% 时,尾缘开缝叶片主流总压损失较常规叶片高 1% 左右;当冷气质量流量比达到 5.2% 时,主流总压损失低于常规叶片,这与 Uzol 等的结论^[7]相一致。这主要是由于 $R_f=1.3\%$ 和 $R_f=2.6\%$ 时,开缝出口处的冷气流速低于主流流速,主流与冷气掺混的过程中具有较大的流动损失,引起了主流总压损失的增大;当 $R_f=5.2\%$ 时,冷气流速高于尾缘压力面侧主流流速,降低了主流流动损失,因此主流总压损失下降。

图 19 给出了 3 种主流雷诺数工况下能量损失系数与冷气质量流量比的关系,能量损失随着冷气质量流量比的增大逐渐增大。图 20 给出了距叶片尾缘 1/4 倍轴向弦长位置处的总压损失及二次流分布情况,总压损失系数的分布规律与图 18 相一致。由图 20 可以看出,与常规叶片相比,尾缘开缝叶片尾迹区具有较强的二次流,且随着冷气量的增大,二次流强度逐渐增大,说明主流与冷气之间的掺混作用越强烈,能量损失越大。

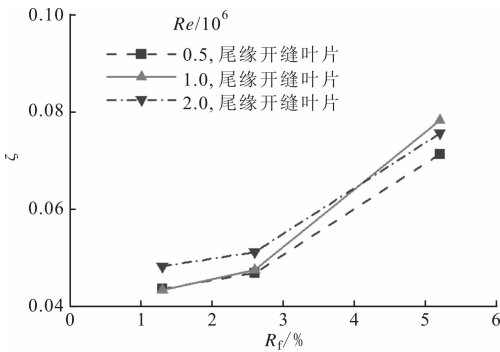
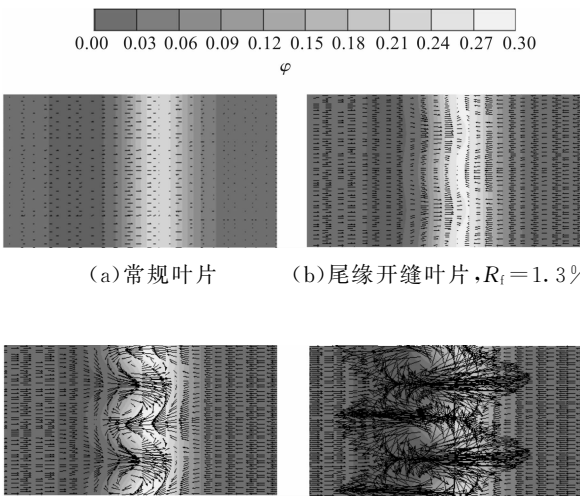


图 19 能量损失系数随冷气质量流量比的变化



(c) 尾缘开缝叶片, $R_f=2.6\%$ (d) 尾缘开缝叶片, $R_f=5.2\%$

图 20 总压损失系数及二次流分布

4 结 论

采用带转捩的 SST $k-\omega$ 湍流模型研究了尾缘开缝结构对叶片流动传热特性的影响,对比了不同冷气质量流量比条件下尾缘区域的流场结构,分析了冷气质量流量对尾缘开缝叶片表面流动传热特性的影响规律,得到如下结论:

(1)与常规叶片相比,尾缘开缝叶片在冷气质量流量比为 1.3%、2.6%和 5.2%时,流道喉部区域压力系数分别增大了 0.1、0.15 和 0.2;尾缘开缝结构对叶片表面对流换热系数的影响主要在吸力面喉部下游区域,与冷气质量流量比为 1.3%的工况相比,冷气质量流量比为 2.6%和 5.2%时,尾缘吸力面侧的对流换热系数分别增大了 3%和 5%;

(2)与常规叶片相比,尾缘开缝叶片吸力面转捩点位置提前了约 0.01 倍弦长,转捩点附近的对流换热系数降低了 2.6%左右,冷气质量流量比对尾缘开缝叶片转捩点位置及转捩点附近对流换热系数的影响较小;

(3)随着冷气质量流量比的增大,开缝壁面上压力及对流换热系数均逐渐增大;当冷气流量一定时,在不同主流雷诺数条件下开缝壁面上对流换热系数基本一致;

(4)与常规叶片相比,冷气质量流量比为 1.3%、2.6%和 5.2%时,尾缘开缝叶片出口气流角分别增大 0.3°、0.4°和 0.5°左右;主流总压损失在冷气质量流量比为 1.3%和 2.6%时,高于常规叶片 1%左右,当冷气质量流量比为 5.2%时,主流总压损失低于常规叶片。

参考文献:

- [1] MARTINI P, SCHULZ A, BAUER H J, et al. Detached eddy simulation of film cooling performance on the trailing edge cut-back of gas turbine airfoils [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2006, 128(2): 292-299.
- [2] AMES F E, WANG C, BARBOT P A. Measurement and prediction of the influence of catalytic and dry low NO_x combustor turbulence on vane surface heat transfer [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125(2): 221-231.
- [3] AMES F E, FIALA N J, JOHNSON J D. Gill slot trailing edge heat transfer-effects of blowing rate, Reynolds number, and external turbulence on heat transfer and film cooling effectiveness [C]//Proceed-

ings of the 2007 ASME Turbo Expo. New York, USA: ASME, 2007: GT2007-27397.

- [4] AMES F E, JOHNSON J D, FIALA N J. Gill slot trailing edge aerodynamics-effects of blowing rate, Reynolds number, and external turbulence on aerodynamic losses and pressure distribution [C]//Proceedings of the 2007 ASME Turbo Expo. New York, USA: ASME, 2007: GT2007-27399.
- [5] 刘存良, 谢刚, 朱惠人. 高主流湍流度下倾斜角对圆柱孔气膜冷却特性影响的实验研究 [J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(1): 1-7.
- LIU Cunliang, XIE Gang, ZHU Huiren. Experimental research on the effect of hole inclined angle on the film cooling characteristics under high mainstream turbulence intensity [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(1): 1-7.
- [6] 朱惠人, 原和朋, 周志强, 等. 几何结构对后台阶缝隙气膜冷却效率的影响 [J]. 推进技术, 2006, 27(4): 312-315.
- ZHU Huiren, YUAN Hepeng, ZHOU Zhiqiang, et al. Effect of geometry of back-step slot on film cooling [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4): 312-315.
- [7] UZOL O, CAMCI C. Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection; Part 2 External aerodynamics, total pressure losses, and predictions [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 249-257.
- [8] 高丽敏, 刘波, 姜正礼, 等. 不同尾缘喷射对涡轮叶栅气动性能的影响 [J]. 推进技术, 2000, 21(2): 33-36.
- GAO Limin, LIU Bo, JIANG Zhengli, et al. Aerodynamic effect of trailing edge coolant ejection on transonic turbine cascade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(2): 33-36.
- [9] 王掩刚, 梅运焕, 刘波, 等. 计算涡轮叶片尾缘对开缝喷气的数值方法 [J]. 推进技术, 2002, 23(4): 315-317.
- WANG Yangang, MEI Yunhuan, LIU Bo, et al. Numerical approach for turbine blade with trailing edge ejection [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 315-317.
- [10] KINGERY L B, SUZEN Y B, AMES F E. Computations of heat transfer in transitional turbine flows [C]//Proceeding of 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics & Heat Transfer Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2010: 4325.

(下转第 48 页)