

文章编号:1000-8055(2013)08-1744-08

涡轮导叶前缘多排孔冷气掺混数值模拟

张村元¹, 钟易成¹, 徐伟祖², 潘尚能³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京普国科技有限公司, 南京 210016;

3. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对某三维扭转冷却涡轮导叶在前缘开设 3 排冷却孔, 冷却孔流向夹角均为 90° , 径向射流角分别为 30° , 60° 和 90° , 分别采用点源项与真实孔射流两种方法对前缘冷却孔气动性能和冷却特性进行了对比研究, 分析了点源项与真实孔冷气掺混机制以及不同径向射流角对叶栅通道流场和冷却特性的影响. 结果表明: 真实冷却孔射流对前缘附近约 10% 轴向弦长范围内的流动影响较大, 冷却效果涵盖了整个导叶; 点源项方法所得压力与非冷却涡轮很接近; 冷气径向喷射角减小, 真实孔模型导叶表面温度下降了 8%~16%, 而点源项模型导叶表面温度降低了 21%~23%. 在工程实际中不能将点源项法计算结果用作定量评估依据.

关 键 词: 扭转冷却涡轮导叶; 射流角; 点源项; 气动性能; 冷却特性; 冷气掺混

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of coolant air injection at leading edge of turbine stator with rows of holes

ZHANG Cun-yuan¹, ZHONG Yi-cheng¹, XU Wei-zu², PAN Shang-neng³

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. The Limited Company of Nanjing Pugu Technology, Nanjing 210016, China;

3. Chinese Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: The leading edge of a three-dimensional screwy coolant turbine stator was numerically simulated when the injection angles of the row of holes were 30° , 60° and 90° respectively, and the lateral direction angles were all 90° . Source point and hole jet methods were adopted separately to study comparatively the aerodynamic performance and cooling characteristics on the leading edge; the mechanism of coolant injection and the influence of different injection angles on the field of cascade flow and cooling characteristics were analyzed. The results show that film holes influence obviously the flow field near the leading edge of about 10% axial chord length range, and the cooling effect covers the entire leaf. The pressure of source point method is very close to non-cooled turbine. With the decrease of cooling air radial injection angle, the surface temperature of real holes model drops by 8% to 16%, but that of source point model by 21% to 23%. The results of source point method

收稿日期: 2012-08-15

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1744_009.html

作者简介: 张村元(1987—), 男, 江西吉安人, 硕士生, 研究方向为叶轮机械气体动力学.

通讯作者: 钟易成(1970—), 男, 四川邻水人, 副教授, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究.

can not be taken as a quantitative basis for assessment in engineering.

Key words: screwy coolant turbine stator; injection angle; source point; aerodynamic performance; cooling characteristics; coolant injection

提高涡轮进口温度是改善涡扇发动机性能和提高经济性的重要途径,目前先进航空涡扇发动机的涡轮进口燃气温度已达到 $1800 \sim 2050 \text{ K}$,超出了耐高温导叶材料可承受的极限温度,为提高涡轮导叶使用寿命必须采用高效的冷却措施^[1]. 由于直接受到燃烧室高温燃气的冲击,燃气涡轮导叶前缘区域通常是热负荷最高区域,尤其需要进行冷却保护. 前缘气膜冷却是保护涡轮导叶的有效方法,准确评估气膜冷却效果对涡轮导叶的设计尤为重要.

一般而言涡轮叶栅前缘是一个圆弧,直导叶前缘就是圆柱面,因此可采用圆柱上开冷却孔方式模拟研究涡轮前缘气膜冷却流场. 近年来, Lin 等人^[2]和 Azzi 等人^[3]对圆柱前缘开设冷却孔进行了数值模拟和试验研究,对比分析了不同射流角对壁面的影响. 国内戴萍等人^[4]和雷云涛等人^[5]对圆柱前缘开设两排冷却孔进行了数值模拟研究. 此方法的缺点是无法模拟出冷却孔对导叶表面流动及冷却效果的影响,因此采用完整涡轮导叶研究前缘气膜冷却可获得更全面的信息.

涡轮导叶前缘冷却研究主要包括气动特性影响研究、冷却效率研究以及工程应用研究. 国外 Theodoridis 等人^[6]和 Benabed 等人^[7]、国内颜培刚等人^[8]采用数值模拟和试验对涡轮导叶前缘气膜冷却孔流动特性及气动影响规律进行了研究. 姚玉等人^[9]研究了冷却孔角度对导叶冷却效果的影响. 刘捷等人^[10]对某燃气轮机涡轮导叶前缘气膜冷却结构给出了两种改进设计,通过数值模拟研究了前缘滞止线附近的气膜冷气效果及冷气喷射方式对气动性能的影响. 在 CFD 网格方面,文献[9-10]为非结构网格,其中文献[10]考虑了壁面附近网格加密;文献[8]采用分区结构化网格并用自主程序计算.

本文针对某三维扭转冷却涡轮导叶研究前缘多排冷却孔对气动性能和冷却效率的影响. 在前缘开设3排冷却孔,冷却孔流向夹角均为 90° ,径向射流角分别为 30° , 60° 和 90° . 在设计冷却质量流量工况下,分别采用点源项与真实孔射流两种方法进行对比计算,分析了不同径向射流角对叶栅通道流场和气膜冷却特性的影响,可为涡轮导

叶设计与分析提供参考. 本文 CFD 计算采用网格预处理技术^[11-14]可获得壁面加密的高质量六面体网格,保证了计算的可靠性.

1 物理模型与数值方法

1.1 冷却涡轮模型

图1描述了本文研究的三维扭转冷却涡轮导叶模型与几何参数. 图1(a)为涡轮导叶点源项模型,通过软件 Ansys CFX 提供的点源项技术,在非冷却涡轮导叶上添加源点模拟冷却孔喷射. 图1(b)为涡轮导叶真实孔模型,前缘开设有3排冷却孔,孔径为 0.5 mm ,每排孔数为12个. 冷却孔位置如图1(c)所示,3排开孔位置分别对应 BC 的弧长百分比 $U=0.2, 0.55, 0.8$,即图示点 A_1, A_2, A_3 . 冷却孔与流向夹角 β 均为 90° ,与径向夹角 α 分别为 $30^\circ, 60^\circ$ 和 90° ,如图1(d)所示.

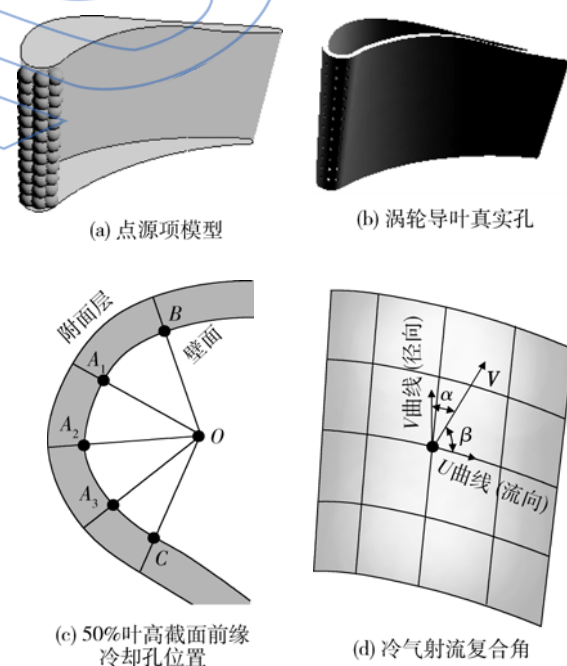


图1 三维扭转冷却涡轮导叶模型与几何参数

Fig. 1 Model and geometric parameters of 3-D screwy coolant turbine stator

1.2 计算网格

基于商业软件 Gambit 开发了网格预处理技术^[11-14]. 通过预处理程序将非冷却涡轮导叶数据

和计算域数据转换成 Gambit 命令流文件,由软件自动划分结构块.图2所示叶栅通道前缘区域劈分成H型结构,近壁面生成O型网格,能详细模拟附面层内流动情况,尾缘区域劈分成J型结构.

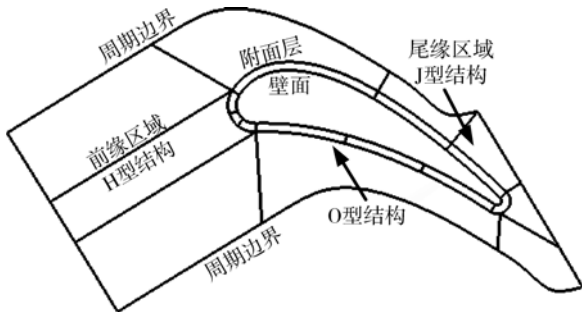


图2 S_1 流面几何分块

Fig. 2 S_1 surface topology with cut-off

冷却涡轮网格划分如图3所示,网格单元总数约为65万,其中含近壁附面层区的叶栅通道网格,单元总数约为24万,近壁面的第1层网格单元高度小于0.1 mm.冷却孔与导叶和冷气腔体连

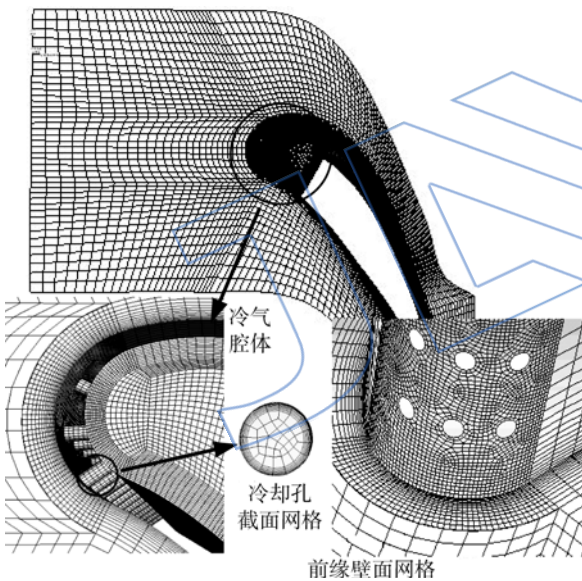


图3 网格划分

Fig. 3 Mesh generation

通,附面层区域网格是根据壁面网格映射而成.任意两排冷却孔之间的分界面设置为 interface 边界.冷却孔网格划分采用六面体非结构网格,单个冷却孔截面网格单元总数为120.按上述方法生成的网格,Gambit 软件网格质量评估分析表明,其倾角因子最大不超过0.81,表明本文计算网格质量较高,有利于提高计算的精度、速度和收敛性.

1.3 边界条件与湍流模型

数值模拟的主要参数如下:燃气进口总温为1600 K、进口总压为1.4 MPa;冷气总温为700 K,冷气腔体进口为质量流量进口,冷气质量流量占主流的1.25%.为避免导叶流动受出口边界条件影响,采用导叶与转子联合计算,转子出口为压力边界条件,反压值设为620 kPa.

点源项模拟冷却孔喷射需要给定冷却孔笛卡儿坐标位置、质量流量、温度、湍动能、湍流耗散率和速度矢量.

采用商业软件 Ansys CFX 求解守恒形 Navier-Stokes(N-S)方程获得叶栅通道内部流场;数值离散格式为有限体积法,空间离散格式为高分辨率格式,时间离散格式为1阶差分欧拉格式;解的收敛标准是各项残差精度均小于 10^{-6} .层流黏度由 Sutherland 公式求出,湍流模型采用 shear stress transport(SST) $k-\omega$ 模型.

1.4 特征参数

气膜冷却绝热效率是衡量气膜冷却效果的重要参数之一,用绝热壁面效率来定义

$$\bar{\eta} = (T_{aw} - T_{t\infty}) / (T_{tc} - T_{t\infty}) \quad (1)$$

非冷却涡轮叶栅的能量损失系数

$$\xi = 1 - [1 - (p/p_t)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}] / [1 - (p/p_{t\infty})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}] \quad (2)$$

叶栅冷气掺混的能量损失计算应综合考虑主流和冷气的温度、质量变化,因此能量损失系数定义为

$$\xi = 1 - \frac{[1 - (p/p_t)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}](\dot{m}_{\infty} T_{t\infty} + \dot{m}_c T_{tc})}{\dot{m}_{\infty} T_{t\infty} [1 - (p/p_{t\infty})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}] + \dot{m}_c T_{tc} [1 - (p/p_{tc})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}]} \quad (3)$$

点源项参数设置中,通过给定冷却孔平均质量流量 $\dot{m}_q$ 、冷气腔进口总压 p_{tc} 、冷却孔出口面积 A 、冷气总温 T_{tc} ,利用下列关系式求取冷气喷射速度

$$\dot{m}_q = \sqrt{\frac{2\kappa}{(\kappa+1)R}} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} q(\lambda) \frac{p_{tc} A}{\sqrt{T_{tc}}} \quad (4)$$

$$V = \lambda \sqrt{\frac{2\kappa R T_{tc}}{\kappa+1}} \quad (5)$$

式中 λ 为速度系数; $q(\lambda)$ 为无量纲密流; V 为冷却孔喷射速度; T_{aw} 为绝热壁面总温; $T_{t\infty}$ 为主流总温; p 为当地静压; p_t 为当地总压; $p_{t\infty}$ 为主流进口总压; $\dot{m}_{\infty}$ 为主流质量流量; $\dot{m}_c$ 为冷气质量流量.

2 计算结果分析

2.1 冷气喷射对导叶表面压力的影响

图4显示了在冷气质量流量占主流的1.25%条件下,前缘冷气径向喷射角对导叶型面压力分布的影响。图4图例中的D表示冷却孔直径,其后数字表示具体数值,单位为mm;N表示孔数,

其后数字表示孔数的数值;A表示射流角,其后数字表示射流角的数值,单位为 $^{\circ}$;SP表示点源项模型。前缘冷却孔附近区域型面静压出现了明显的波动,主要原因有:冷气喷射对主流的阻滞作用,两股不同速度的气流发生掺混,射流前压力升高,在射流后压力降低。前缘几何曲率变化较大使得冷却孔附近区域流动较复杂。

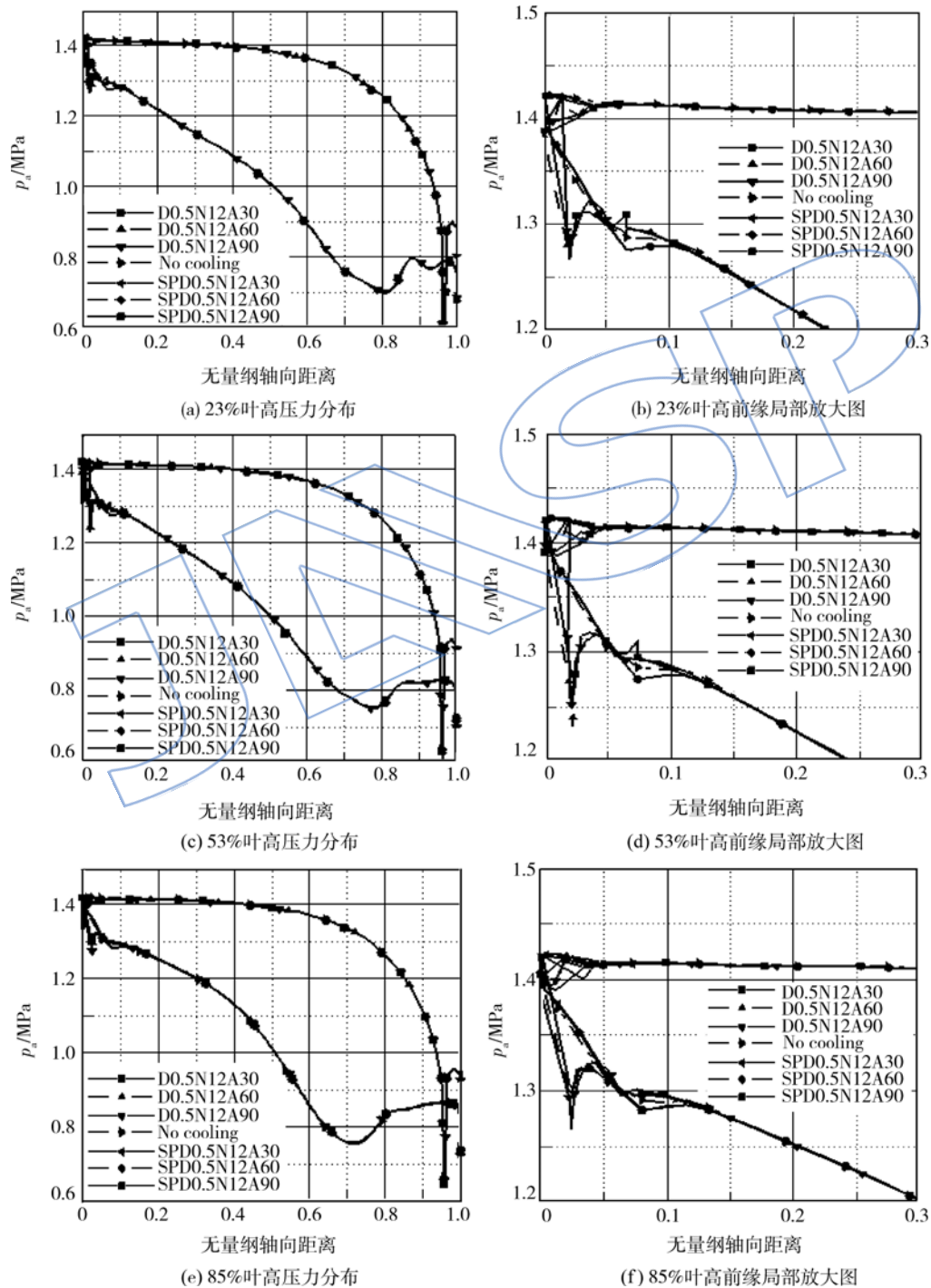


图4 径向喷射角对导叶型面压力分布的影响

Fig. 4 Effects of radial injection angle on pressure distribution of stator surface

23%, 53%和85%叶高压力分布曲线都显示了真实冷却孔模型冷却孔附近的型面静压值低于非冷却涡轮, 而点源项模型得不出冷却孔附近的静压变化且静压值接近非冷却涡轮. 冷气不同径向喷射角对导叶表面静压的影响很小, 由于前缘喷射出的冷却气体在主流的作用下向壁面贴附, 使得点源项模型、真实孔模型和非冷却涡轮导叶型面压力变化曲线在轴向弦长10%以后重叠在一起.

总之, 前缘冷气不同径向喷射角的变化对真实冷却孔模型导叶吸力面的静压影响较大, 而点源项模型导叶表面压力曲线与非冷却涡轮的差别很微小.

2.2 冷却效率

图5为涡轮导叶压力面和吸力面冷却效率云图, 随着冷气径向喷射角度的减小, 导叶表面的冷却效果更好. 点源项模型冷却效果比真实孔模型

好. 真实孔导叶前缘滞止线附近冷却效率比较低, 同文献[10]的数值研究较为吻合, 原因是高温主流最先接触且没有冷却气膜覆盖导致此区域的温度较高, 与理论分析较为吻合, 而点源项模型的计算效果不够明显.

导叶吸力面冷却效果比压力面好, 由于本文在导叶前缘吸力面侧开设两排冷却孔, 气膜覆盖较好且分布均匀, 能很好地将导叶壁面与高温主流分隔开, 故冷却效果明显. 吸力面靠近轮毂处冷却效果随着冷气径向喷射角度的减小而更差. 前缘底部的冷却孔距轮毂有一定的距离, 且冷气径向射角减小, 喷射出流后受到主流气体的压迫向导叶上表面汇聚, 对靠近轮毂侧的壁面气膜不能贴附, 没有保护壁面, 导致冷却效果较差.

导叶前缘靠近压力面侧只开设了一排冷却孔, 压力面气膜冷却效果相对较差. 但是随着冷气喷射与径向夹角的减小, 真实孔模型压力面气膜

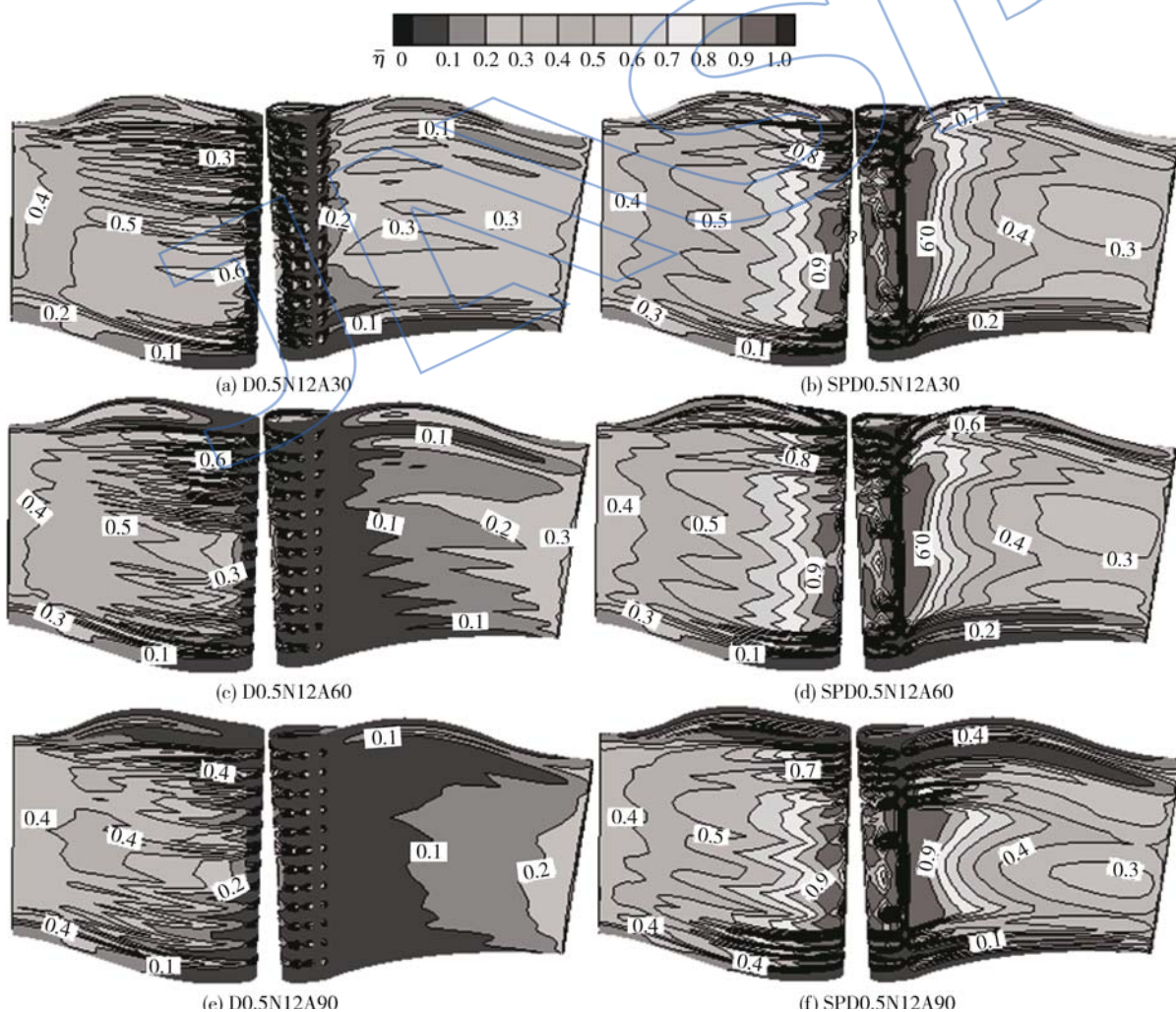


图5 导叶表面冷却效率云图

Fig. 5 Predicted contours of effectiveness on stator surface

覆盖面积逐渐增大, 冷却效果更好; 而点源项模型在压力面靠近前缘附近表面冷却气膜沿径向汇聚、扰动等流动现象更明显, 冷却效率比真实孔模型偏高。

从图 6 导叶 53% 叶高处 S_1 流面温度与速度矢量云图可以更清楚地看出: 随着冷气喷射径向角的减小, 真实孔模型喷射出的冷气周向流动面积更薄, 容易被主流压向壁面且冷气流与壁面的间隙也减小; 而点源项喷射出的冷气周向面积都很薄且非常均匀, 贴附壁面流动。在冷气量相同的条件下, 冷气周向流动面积小, 径向流动面积大, 气膜冷却效果更好; 反之亦然。由此可以更好地解释随着冷气喷射径向角的减小真实孔模型导叶表面冷却效率更好的现象。

点源项模型吸力面靠近前缘冷却气膜贴附面积比真实孔模型的偏大, 且流动较为光顺, 导叶表面低温区域大, 冷却孔排之间气膜死区小, 冷却效果较高。

以上现象主要由点源项自身技术特点决定, 点源项的冷气喷射面积为点源项对应的网格单元面积, 该值比真实冷却孔的面积大, 因而点源项点之间的间隙相对减小(由图 1(a) 几何模型和图 5 冷却效率云图可知)。此外, 点源项参数计算方法的本质是在其覆盖的边界网格单元动量方程和能量方程中添加指定方向的通流矢量点源项^[15], 而

真实孔出口参数及方向则是根据冷气腔进口边界条件和孔内网格通过求解三维 N-S 方程获得^[16]。显然两种方法获得的计算结果存在差异, 真实孔模型考虑了孔内壁面摩擦损失因而出口速度并不均匀, 而点源项法则假设在源面上流速是均匀的, 加之真实孔之间的间隙大于点源项方法, 使得点源项法壁面冷却气流分布比真实孔模型更加均匀, 因而其冷却效果较好, 但作者认为真实孔方法比点源项方法更能反映实际情况, 结果更为可信。

真实孔模型和点源项模型在冷气喷射与径向夹角为 30° 时, 冷却效果最好。随着冷气喷射与径向夹角的变化, 点源项模型导叶表面温度变化不是很大, 且温度比相应的真实孔模型的偏低。

表 1 中温度求取方式按平均面积积分获得, 非冷却涡轮导叶表面温度为 1532.79 K。从表 1 中可知在冷气质量流量占主流的 1.25% 条件下, 随着冷气喷射与径向夹角的减小, 真实孔模型导叶表面的温度分别减小了 118.79, 161.54, 241.35 K; 而点源项模型导叶表面温度分别减小了 335.49, 346.99, 361.66 K。

2.3 能量损失系数

图 7 为在冷气质量流量占主流 1.25% 条件下能量损失系数沿流向的分布曲线。叶栅冷气掺混的能量损失计算考虑主流和冷气的温度和质量

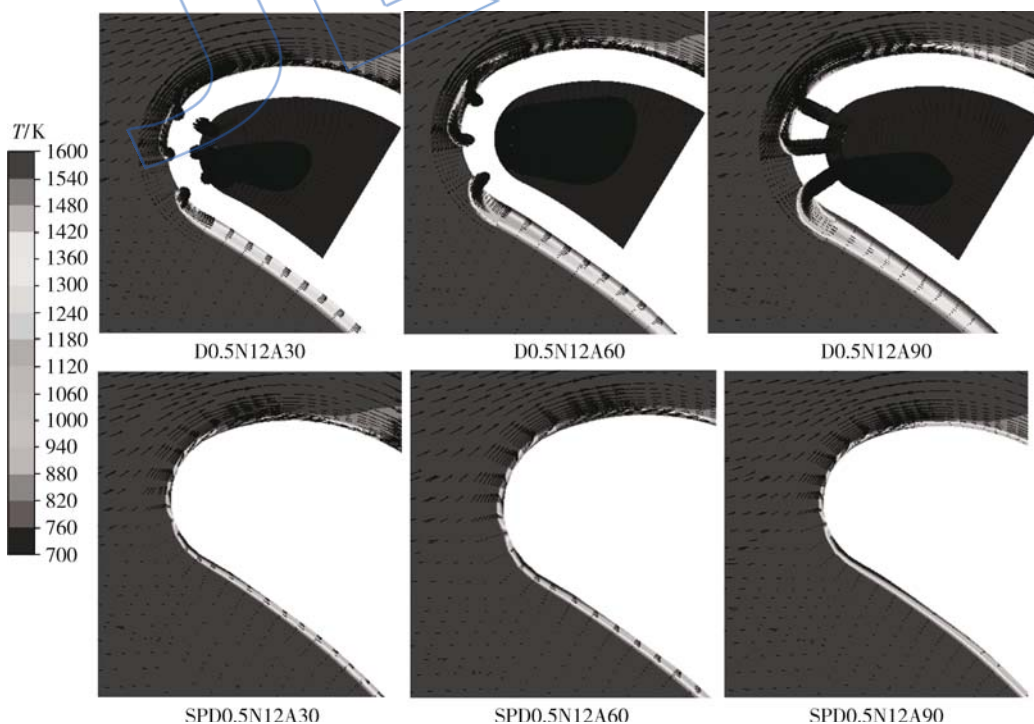


图 6 53% 叶高处 S_1 流面温度与速度矢量云图

Fig. 6 Contours of temperature and velocity vector of S_1 surface at 53% span

表1 导叶表面平均温度

Table 1 Average temperature on stator surface

	模型编号	温度/K
真实孔模型	D0.5N12A30	1291.44
	D0.5N12A60	1371.25
	D0.5N12A90	1414.00
点源项模型	SPD0.5N12A30	1171.13
	SPD0.5N12A60	1185.80
	SPD0.5N12A90	1197.30

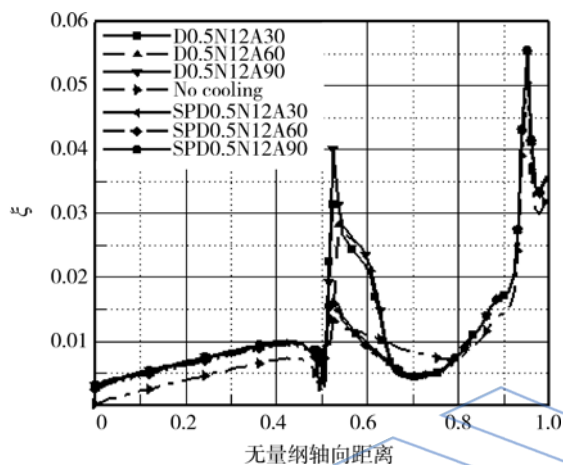


图7 能量损失系数沿流向分布

Fig. 7 Distribution of pitch energy loss coefficient along stream wise

变化,所以冷却涡轮能量损失系数沿流向分布的曲线比非冷却涡轮的要高一些。

在相同的冷气质量流量条件下真实孔模型和点源项模型在叶栅通道进口段能量损失系数曲线基本上重叠在一起;前缘冷却孔附近区域主流与冷气发生掺混,真实孔模型的能量损失系数急剧上升而点源项模型的同非冷却模型相比变化非常小。随着冷气喷射与径向夹角的减小,真实孔模型能量损失系数也有所减小,D0.5N12A30模型在前缘冷却孔区域能量损失系数最小;而点源项模型随径向角的变化在冷却孔区域能量损失系数基本上都重叠在一起,且其值比真实孔模型的偏低。在流向0.7~1.0范围内,能量损失系数曲线都基本上重叠在一起。

3 结 论

采用数值模拟手段分别采用点源项与真实孔射流两种方法对某三维扭转冷却涡轮导叶前缘冷却孔气动特性和冷却特性进行了对比研究,分析

了不同径向射流角对叶栅通道流场和冷却特性的影响。主要结论如下:

1) 冷却孔对涡轮前缘附近约10%轴向弦长范围内的流动影响较大,随着冷气喷射与径向夹角的减小,冷却孔附近的静压波动幅度有所减弱。点源项方法所得压力变化不大,与非冷却涡轮很接近。

2) 真实孔模型计算表明,冷气径向喷射角对冷却效率影响较大,冷气径向喷射角为30°时,真实孔模型的冷却效果最好;而点源项方法所得冷却效率随喷射角变化并不明显,且点源项方法所得冷却效果相对真实孔模型偏高。

3) 在绝热壁面条件下,与冷气径向喷射角90°,60°和30°相对应,真实孔模型导叶表面的温度分别减小了118.79,161.54,241.35 K;而点源项模型导叶表面温度分别减小了335.49,346.99,361.66 K。

4) 前缘冷却孔附近的能量损失较大,而冷气喷射对叶栅通道的其他区域的影响较小,能量损失曲线几乎重合。点源项模型在冷却孔附近的能量损失比真实孔模型的偏小。

5) 点源项法与真实孔数值模拟结果相比,流动更接近于非冷却情况,冷却性能显著偏高,因此在工程实际中不能将点源项法计算结果用作定量评估依据。

参考文献:

- [1] 韩介勤,桑地普·杜达,斯瑞纳斯·艾卡德. 燃气轮机传热和冷却技术[M]. 程代京,谢永慧,译. 西安:西安交通大学出版社,2005.
- [2] Lin Y L, Shih T I P. Film cooling of a cylindrical leading edge with injection through rows of compound angle holes[J]. Journal of Heat Transfer, 2001, 123(4): 645-654.
- [3] Azzi A, Jubran B A. Influence of leading-edge lateral injection angles on the film cooling effectiveness of a gas turbine blade[J]. Heat and Mass Transfer, 2004, 40(6/7): 501-508.
- [4] 戴萍,林枫. 涡轮叶片前缘气膜冷却数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 519-525.
DAI Ping, LIN Feng. Numerical simulation of film cooling in leading edge of turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 519-525. (in Chinese)
- [5] 雷云涛,林智荣,袁新. 透平叶片前缘双排交错孔气膜冷却数值模拟[J]. 清华大学学报:自然科学版, 2010, 50(11): 1843-1847.
LEI Yuntao, LIN Zhirong, YUAN Xin. Numerical simulation of film cooling at the leading edge of a turbine blade with two rows of staggered holes[J]. Journal of Tsinghua

- University: Science and Technology, 2010, 50(11): 1843-1847. (in Chinese)
- [6] Theodoridis G S, Lakehal D, Rodi W. Three-dimensional calculations of the flow field around a turbine blade with film cooling injection near the leading edge[J]. Kluwer Academic Publishers, 2001, 66(1): 57-83.
- [7] Benabed M, Azzi A, Jubran B A. Numerical investigation on asymmetrical turbine of the influence of incidence angle blade model showerhead film cooling effectiveness[J]. Heat and Mass Transfer, 2010, 46(8/9): 811-819.
- [8] 颜培刚, 王松涛, 韩万金. 涡轮叶栅前缘气膜冷却对气动参数影响的数值研究[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 44-47.
YAN Peigang, WANG Songtao, HAN Wanjin. Numerical simulation of influence of leading edge film cooling on aerodynamic parameters in turbine cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 44-47. (in Chinese)
- [9] 姚玉, 张靖周, 郭文. 气膜孔角度对导叶冷却效果影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 507-512.
YAO Yu, ZHANG Jingzhou, GUO Wen. Numerical investigation on film cooling effectiveness of stator blade with different angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 507-512. (in Chinese)
- [10] 刘捷, 安柏涛, 蒋洪德, 等. 静叶前缘气膜冷却特性的数值模拟及改进设计[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 331-339.
LIU Jie, AN Baitao, JIANG Hongde, et al. Numerical simulation and design improvement of leading-edge film cooling in an inlet guide vane[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 331-339. (in Chinese)
- [11] 孟军强. 基于NURBS的涡轮叶片造型技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- MENG Junqiang. Investigation of turbine blade modeling technique based on NURBS[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [12] 宋洪勇. 基于UG涡轮CFD网格预处理的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
SONG Hongyong. Research on pre-processor of CFD grid about turbine based on UG[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [13] 徐伟祖. 叶轮机CFD网格预处理研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- XU Weizu. Research on pre-processor of CFD grid about impeller[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [14] 刘飞. 涡轮冷却叶片CFD网格生成[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
LIU Fei. Cooling turbine blade CFD grid generation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [15] Michelassi V, Martelli E, Amecke J. Aerodynamic performance of a transonic turbine guide vane with trailing edge coolant ejection: Part II numerical approach[R]. ASME Paper 94-GT-2248, 1994.
- [16] 赵晓路, 李维, 罗建桥. 带冷气掺混的涡轮级三元流场分析[J]. 中国科学院研究生院学报, 2003, 20(2): 155-159.
ZHAO Xiaolu, LI Wei, LUO Jianqiao. Numerical analysis of one stage high pressure turbine flow field considering the effect of cooling air mixing[J]. Journal of the Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, 2003, 20(2): 155-159. (in Chinese)