

文章编号:1000-8055(2012)03-0651-06

气冷涡轮级流场的数值模拟方法与试验验证

卫 刚^{1,2}, 王松涛², 周 山¹, 周 逊², 王仲奇²

(1. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500;

2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用具有 TVD(total variation diminishing)性质的三阶精度 Godunov 格式、自由型曲面网格生成技术以及分区网格算法,对某型涡轮级进行考虑冷气掺混的全三维 Navier-Stokes(N-S)方程数值求解,并将所得的结果与试验数据进行对比分析.通过分析数值模拟结果研究了该涡轮级所具有的气动特点.结果表明:所开发的快速、高效冷气掺混网格生成方法以及任意分区的流场求解算法可以满足工程上对气冷涡轮级的总体性能的快速估算及流场结构的详细描述.

关 键 词: 气冷涡轮; 气膜冷却; 数值模拟; 差分格式; 试验验证

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Flow field numerical simulation method and experimentation validation of air cooling turbine stage

WEI Gang^{1,2}, WANG Song-tao², ZHOU Shan¹,ZHOU Xun², WANG Zhong-qi²

(1. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China;

2. School of Energy Science and Engineering,

Haerbin Institute of Technology, Haerbin 150001, China)

Abstract: Using tree order precision Godunoc format with total variation diminishing (TVD) property, free-form surface grid generation technology and divided area grid algorithm, the three-dimensional (3-D) Navier-Stokers (N-S) equations considering cooled air mixing about one type turbine stage were resolved, and the numerical results were comparatively analyzed with the test ones. Through the analysis of the numerical simulation results, the aerodynamic characteristics of the turbine stage were investigated. The results show: the rapid efficient grid generation method considering cooled air mixing and the arbitrary division flow field algorithm can meet the engineering application on the overall performance rapid calculation and flow structure's detailed description of air cooling turbine stage.

Key words: air cooling turbine; air film cooling; numerical simulation; difference scheme; experimentation validation

随着涡轮进口温度的大幅度提高,如何有效地通过冷却技术降低叶片表面的温度是目前涡轮

设计的难点问题之一.气膜冷却是当前应用的最为广泛的冷却技术,各国的学者及发动机研发部

收稿日期:2011-05-02; 修订日期:2011-11-08

作者简介:卫刚(1970—),男,四川三台人,研究员,博士生,主要从事涡轮设计与研究.

门在这方面进行了大量研究工作^[1-3],冷气的加入一方面会在叶片表面形成所谓的冷却气膜,以避免叶片直接暴露在高温气体之中,另一方面冷气的加入会对叶栅的总体性能产生相当的影响.因此对气冷涡轮的设计,从总体上说就是如何平衡冷却效率与气动效率之间的关系.冷气与主流的动量比、冷气的喷射角度、冷气孔的排列方式、冷气孔的形状、冷气通道的形式以及冷气的加入所带来的流量的改变、出口气流角的变化、动/静叶匹配关系的调整等都是在气冷涡轮设计中所要考虑的因素.仅靠单纯的试验研究很难全面地揭示如此之多的设计因素及其相互关联对流场的影响,全三维的数值模拟便成了研究气冷涡轮设计与流场结构的主要手段.

目前关于气冷涡轮流场的计算有如下几类:冷气模型的计算方法^[4],该方法可以很方便地将冷气模型加入到通流计算与三维计算程序中,可以快速地进行气冷涡轮总体参数的确定与分析,但该方法所得结果的准确性取决于冷气模型的准确程度与通用程度,此外该方法关于冷气的加入对流场结构的影响尚不能很好地描述;加入源项的计算方法^[5](视源项加入的差别也可以划为冷气模型的计算方法之类),该方法是在冷气孔喷射的位置上分别在连续方程、动量方程和能量方程中加入相应的源项以考虑冷气的影响,该方法的实施不需要为冷气孔另外划分网格,因此可以节省计算资源.即便是进行全三维的计算,也可以满足工程上对涡轮总体参数快速估算的需要,此外相对于冷气模型的计算方法而言,该方法能够揭示冷气对流场结构的影响,但对于气冷流场结构的精确描述仍有一定的差距;冷气内外流场(包括叶片槽道、金属叶片冷却内通道)的三维黏性和金属叶片本体的三维温度场一体化计算^[6],该方法可以精细、全面地描述气冷流场的详细结构,是未来气冷涡轮流场求解的发展方向,但由于这种方法需要在叶片本体、叶片槽道、冷却通道和缝隙中布置大量网格点,因此将耗费大量的计算机资源,在目前的计算机发展水平的条件下,就计算时间而言,是工程上所不能接受的.因此如何开发适应于现有计算机硬件平台上的快速、高效、能够描述气冷涡轮设计中的诸多因素对涡轮总体性能及流场结构影响的全三维计算程序便成为气冷涡轮设计体系建立中首要解决的问题之一.

本文首先结合了上述后两种计算方法的优点,开发了采用自由型曲面生成技术的快速、高效

的可进行考虑任意冷气孔布置的结构化网格生成技术及多分区求解算法.相比加入源项的处理方法,该方法能够更为精细的对流场结构进行描述;相比冷气内外流场一体化计算方法,具有网格生成速度快、求解时间短、更适宜工程应用的优点.其次,结合某涡轮级的试验数据,对本文的方法进行了考核,并在此基础上对该涡轮级的流场进行了分析.

1 数值计算方法

1.1 控制方程及差分格式

控制方程采用时间平均的柱坐标参数为原始变量的任意曲线坐标系下的 Navier-Stokes (N-S) 方程

$$\frac{\partial \tilde{U}}{\partial t} + \frac{\partial \tilde{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{r}(\tilde{f}_1 + \tilde{f}_2) + \frac{\partial \tilde{Q}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{R}}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{S}}{\partial \zeta} \quad (1)$$

其中

$$\xi = \xi(z, r, \theta)$$

$$\eta = \eta(z, r, \theta) \quad \zeta = \zeta(z, r, \theta)$$

$\tilde{E}, \tilde{F}, \tilde{G}$ 为无黏通量, $\tilde{Q}, \tilde{R}, \tilde{S}$ 为黏性通量, $\tilde{f}_1, \tilde{f}_2$ 为源项,具体表达式见文献^[7].

差分格式采用具有 TVD(total variation diminishing)性质的三阶精度 Godunov 格式^[7-8],采用多重网格法及局部时间步的加速收敛措施.

1.2 湍流模型选取

本文选取的湍流模型为 Baldwin-Lomax 代数模型及 MML(modified mixing length)模型的混合修正模型^[7].

1.3 网格生成方法

在叶片表面选择要开设冷气孔的区域,将其描述为二维自由型曲面^[9],在该曲面上即可完成冷气孔的几何布局,从而形成一多连通区域的曲面.由于本文方法主要应用于叶片三维曲面,所给各截面型值点呈矩形分布,二维参数取为近似弧长参数的累加弦长参数,故近似认为参数曲面的双参数域 $D: u_1 \leq u \leq u_2; v_1 \leq v \leq v_2$ 内两族等参数线正交,故在其上进行二维网格划分,即分别在各孔内和余下的多连通区内以二维参数 u, v 为物理域求解二维 Poisson 方程,将得到的曲面网格点反算回绝对坐标下,作为三维问题的边界条件,求解三维 Poisson 方程,得到冷气喷射孔区域的三维贴体网格,将其嵌套入叶栅流场三维贴体网格

中,最终得到疏密相间的网格结构。

1.4 边界条件处理方法

进口给定总温、总压和进气角,对于亚音进口来流利用左波方程作为补充边界条件。超音出口边界由内点外插得到,亚音出口给定背压,同时补充特征和波特征方程。叶片固壁给定无滑移边界条件,叶片进出口延长段给定周期性边界条件。由于本文暂不考虑冷气腔的计算,因此需要在喷射孔区内给定边界条件。本文给定冷气进口总温、流量和喷射角,出口给定背压。具体方程为

$$\begin{cases} \frac{\rho_c U_c}{\rho_\infty U_\infty} = M \\ \frac{\kappa}{\kappa-1} \frac{p_c}{\rho_c} + \frac{1}{2} U_c^2 = \frac{\kappa}{\kappa-1} R T_c^* \\ p_c = p_b & u_c = U_c \cos \alpha \\ w_c = U_c \sin \alpha & v_c = U_c \cos \gamma \end{cases} \quad (2)$$

其中 ρ_c, ρ_∞ 分别为冷气出口和主流进口的密度; U_c, U_∞ 分别为冷气出口和主流进口的全速度; 冷气总温假定为引流处总温,且忽略冷气总温损失,背压 p_c 由冷气孔出口中心点处的流场内压力 p_b 迭代求解,定义 M 为喷射率; α, γ 分别为叶片端面处冷气射流与流向和展向的夹角。

动/静叶交接面采用 Riemann 求解的混合平面法,该方法可以很好的处理小轴向间隙以及在交接面位置处参数梯度较大的情形^[10]。

1.5 分区连接技术

在文献[11]的基础上,本文对分区交接面进行了通量守恒处理,即对通量采用守恒插值的方法。以图1为例,设交接面上区域1的网格控制体面积为 S_L, V_L 为垂直于该网格交接面的速度分量;交接面上区域2的网格控制体面积记为 S_N, V_N 为垂直于该网格面的速度分量。将区2的通量传递给区1该网格控制体,则有下列关系式:

$$V_{Lj} S_{Lj} = \sum V_{Ni} S_{Ni} \quad (3)$$

这里 $S_{Lj} = \sum S_{Ni}$ 。忽略密度的变化,则区域1单元控制体的通量唯一的由区域2中相应网格控制体的通量守恒来确定。相反,将区域1的通量守恒地传递给区域2,则有

$$\sum V_{Ni} S_{Ni} = V_{Lj} S_{Lj} \quad (4)$$

必须对 V_{Ni} 给出某种分布规律。首先用区域1的参数 V_{Li} 对 V_{Ni} 进行插值,结果记为 V'_{Ni} 。然后计算区域1的总通量 $V_{Lj} S_{Lj}$ 。这样,区域2边界上的值 V_{Li} 就可以通过下列守恒关系式确定

$$V_{Ni} S_{Ni} = \frac{|V'_{Ni}| S_{Ni}}{\sum |V'_{Ni}| S_{Ni}} V_{Lj} S_{Lj} \quad (5)$$

至此, V_{Li} 和 V_{Ni} 完成了满足通量守恒的参数传递过程。

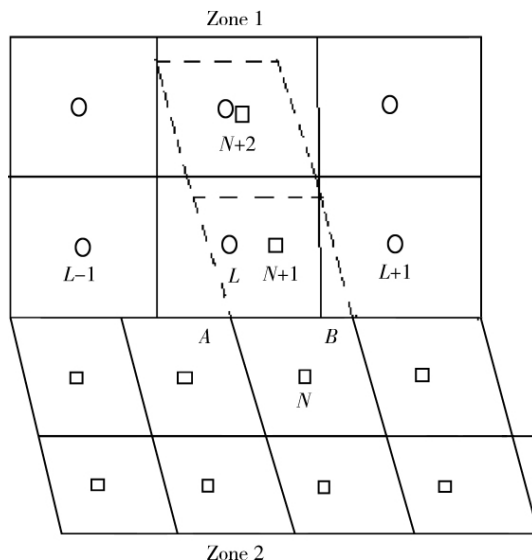


图1 网格连接示意图

Fig. 1 Sketch map of the mesh connection

2 计算方法验证与涡轮级流场分析

2.1 计算方法的试验验证

为了验证本文开发的计算方法,采用了带冷气的涡轮级试验数据进行验证(如图4),该试验在中国燃气涡轮研究院的涡轮综合性能试验设备上,试验中采用真实涡轮尺寸。

计算网格与冷气方案见图2与图3。下端壁

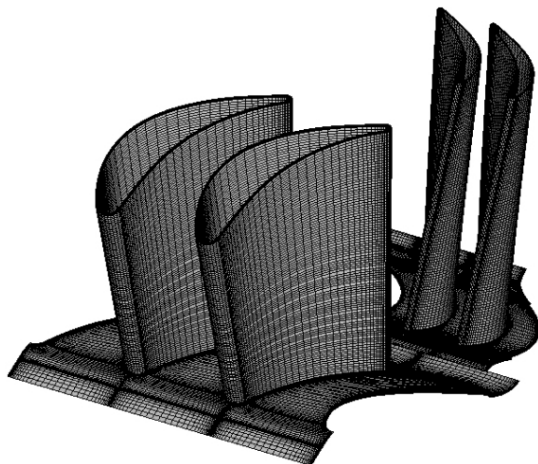


图2 某型低压级试验涡轮网格

Fig. 2 Mesh of a low pressure turbine

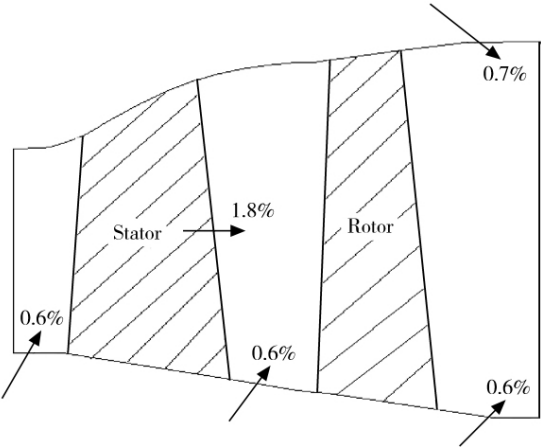


图 3 冷气喷射方案

Fig. 3 Cooling air scheme of the low pressure turbine

有三个冷气槽,上端壁在动叶出口位置后有一个冷气槽,静叶尾缘喷气. 冷气喷射总量为进口流量的 4.3%. 为了能对叶片表面的黏性区进行较好的描述,动/静叶表面附近采用了“O”型网格,流道内部采用了“H”型网格. 网格节点总数为 42 万.

表 1 所示,为试验工况部分参数. 图 4 给出了计算结果与试验状态采集数据处理结果的比较,结合表 2 中总体参数可以看出,本文的计算结果与试验结果吻合得较好,这也说明本文所开发的计算方法可以满足工程上对涡轮级的冷气掺混流场性能的总体评估.

表 1 试验工况

Table 1 Test condition

冷气流量百分比/%		相对折合转速
静叶	2.4	1.0
动叶	1.9	

表 2 计算结果与试验数据的总参数

Table 2 Total parameter of the computational fluid dynamics result and the test result

	功率	流量
试验/计算	0.969	0.995

2.2 涡轮级流场对比分析

本文在上述验证的计算结果基础上,通过对有/无冷气条件下的模拟结果流场对比,分析了气膜冷却对该涡轮级流场的影响.

图 5 给出了在 50%叶高处,有无冷气条件下

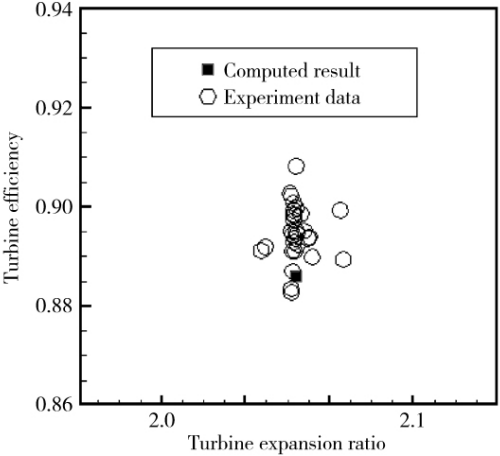


图 4 计算点与试验状态点的比较

Fig. 4 Comparison between the computational fluid dynamics result and the test result

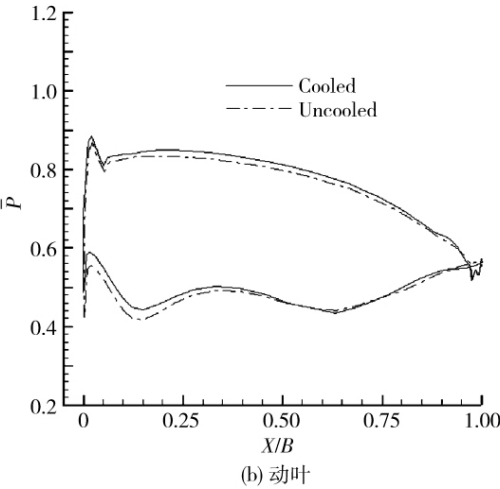
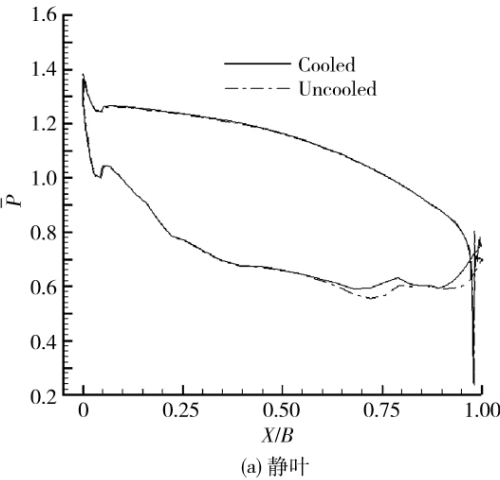


图 5 50%叶高处,有无冷气条件下无量纲型面压力分布

Fig. 5 Dimensionless pressure on the surface of the vane and the blade at 50% span under uncooling

无量纲型面压力分布. 由于静叶是在尾缘及进口下端壁处喷冷气, 因此在该叶高位置上, 静叶的表面压力分布差异仅仅表现在尾缘附近. 尾缘喷气对其附近的流体形成了逆压扰动, 这一点直接表现为图 5(a) 中冷气喷射后吸力侧尾缘的压力升高, 同时横向压差减小, 对控制尾缘损失有利; 此外该射流的存在也增加了尾缘分离区附近流体的动量, 增强了附面层内流体抗逆压梯度的能力, 并在射流的带动下有效的减弱或消除了尾缘分离涡(图 6). 因此, 就尾缘喷气方案而言, 一方面会抑制尾缘分离涡的强度, 一方面也会带来射流与主流的掺混损失, 因此尾缘喷气对总损失的影响, 取决于两者之间的平衡.

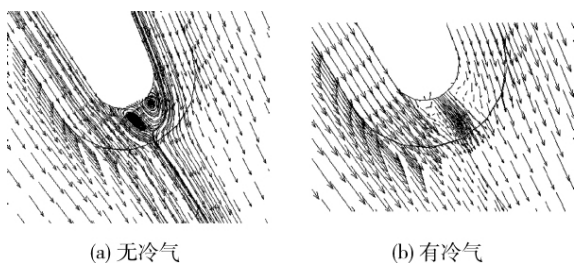


图 6 50%叶高处, 有无冷气条件下尾缘附近速度矢量

Fig. 6 Vector near the trailing edge of the blade at 50% span under uncooling

由图 5(b) 可以看出, 冷气喷射对动叶进口气流角也存在着显著的影响. 对于本文的算例而言, 冷气喷射后, 动叶的进口攻角得到减少. 攻角的变化取决于如下两个方面的因素: 静叶的尾缘法向喷气相当于增加了静叶的出口平均速度, 这有助于增加动叶的进口攻角; 而其他位置的喷气相当于对流动存在着阻塞作用, 将减少叶栅的总体流量, 这对于动叶而言相当于减小了进口攻角^[12]. 因此, 冷气的加入对攻角的匹配影响, 取决于静叶尾缘冷气喷射量与其他位置处的冷气喷射量对攻角影响的平衡.

图 7 所示, 在静叶下端壁开设冷气槽之后, 下端壁通道涡的尺度有所增加, 这是由于前缘附近冷气的加入相当于增加了下端壁的扰动, 增厚的下端壁的附面层, 这将有助于通道涡的形成与发展, 也将增加二次流损失, 因此对于冷气孔, 尤其是端壁冷气孔的布置不仅需要考虑冷气射流本身所带来的掺混损失, 也要综合考虑冷气加入对流动三维结构的影响, 对二次流损失的影响. 从图中

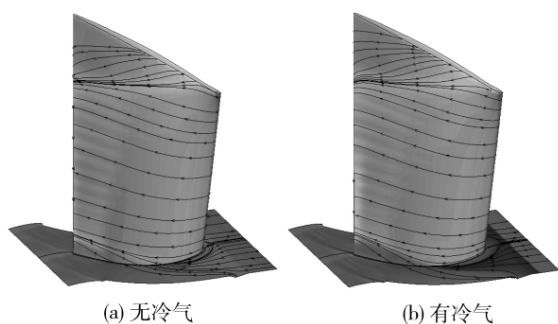


图 7 有无冷气条件下静叶吸力面与下端壁的极限流线

Fig. 7 Hub/suction surface terminal streamline under uncooling

还可以看出, 下端壁喷射出来的冷气, 被端壁的极限流线限制在有限的范围之内, 并向空间卷起被通道涡带到流场下游, 而没能对整个端壁施以有效的冷却. 因此就端壁的冷气孔位置的布置而言, 需要充分考虑端区的三维流场结构, 在流道中部布置或是在端壁沿流向布置适当的冷气孔, 以对端区进行充分的冷却.

3 结 论

开发了一种适用于冷气掺混涡轮级流场计算的快速、高效冷气掺混网格生成系统以及任意分区的流场求解算法. 通过对某型气冷涡轮级的计算与试验对比分析, 表明该方法可以满足工程上对气冷涡轮级的总体性能的快速估算及流场结构的详细描述.

就尾缘的冷气喷气方案而言, 一方面会抑制尾缘分离涡的强度, 一方面也会带来射流与主流的掺混损失, 因此尾缘喷气对总损失的影响, 取决于两者之间的平衡; 冷气喷射对气流角匹配的影响取决于静叶尾缘冷气喷射量与其他位置处的冷气喷射量对攻角影响的平衡.

对前缘下端壁冷气孔的布置不仅需要考虑冷气射流本身所带来的掺混损失, 也要综合考虑冷气加入对流动三维结构的影响, 对二次流损失的影响. 对端区的冷却效果而言, 建议要充分考虑端区的三维流场结构, 在流道中部布置或在端壁沿流向布置适当的冷气孔, 以对端区进行充分的冷却.

参考文献:

- [1] Ferri A. Film cooling for high temperature turbine[R]. AIAA Paper 74-525, 1974.

- [2] LU Yiping, Ekke S V. Predictions of film cooling from cylindrical holes embedded in trenches [R]. AIAA Paper 2006-3401, 2006.
- [3] Haselhouse A, Vigel D T. Numerical simulation of turbine blade cooling with respect to blade heat conduction and inlet temperature profiles [R]. AIAA Paper 95-3041, 1995.
- [4] 杨弘, 王仲奇, 顾发华, 等. 气冷涡轮叶栅效率的计算方法 [J]. 航空动力学报, 1995, 10(1): 41-44.
YANG Hong, WANG Zhongqi, GU Fahua, et al. A method for predicting efficiency of air cooled turbine cascades [J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(1): 41-44. (in Chinese)
- [5] Hirsch C H, Lacor C, Dener C, et al. An integrated CFD system for 3D turbomachinery application [R]. AGARD-CP-510, 1992.
- [6] Kao K H, Liu M S. On the application of chimera/unstructured hybrid grids for conjugate heat transfer [R]. ASME Paper 96-GT-165, 1996.
- [7] 王松涛. 叶轮机三维粘性流场数值方法与弯叶片内涡系结构的研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1999.
WANG Songtao. Numerical method of 3D viscous flow field in turbomachinery and study of vortex structure in bowed blade cascade [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1999. (in Chinese)
- [8] 王松涛, 袁宁, 王仲. 具有 TVD 性质的三阶精度 GODUNOV 格式在粘性流场计算中的应用 [J]. 工程热物理学报, 1999, 20(3): 299-303.
WANG Songtao, YUAN Ning, WANG Zhongqi. Application of third order GODUNOV scheme with TVD property to viscous flow field [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999, 20(3): 299-303. (in Chinese)
- [9] 王松涛, 颜培刚, 孙玺森, 等. 涡轮叶栅冷气掺混数值方法 [J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 558-564.
WANG Songtao, YAN Peigang, SUN Ximiao, et al. Numerical method for coolant mixing in turbine cascade flow field [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 558-564. (in Chinese)
- [10] 袁宁, 王松涛, 张振家, 等. 涡轮级三维粘性流场的数值模拟 [J]. 航空动力学, 1999, 14(2): 135-138.
YUAN Ning, WANG Songtao, ZHANG Zhenjia, et al. A numerical simulation of 3D viscous steady flow in a turbine stage [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(2): 135-138. (in Chinese)
- [11] 李海滨, 杨弘, 冯国泰. 应用高精度差分格式求解 Euler 方程 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2001, 33(2): 144-146.
LI Haibin, YANG Hong, FENG Guotai. Solution of euler equation using high order accurate schemes [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2001, 33(2): 144-146. (in Chinese)
- [12] 王凯, 王松涛, 王仲奇. 冷气喷射法控制激波强度的数值研究 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1374-1380.
WANG Kai, WANG Songtao, WANG Zhongqi. Numerical study on control method of shock wave intensity base on cool-air injection [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1374-1380. (in Chinese)