

文章编号: 1000-8055(2007)11-1915-06

跨声速涡轮叶栅三维流场的数值模拟

曾 军¹, 向传国², 程信华²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 以具有试验测量数据的一个高压涡轮动叶中截面平面叶栅和一个高压涡轮导向器环形叶栅为对象, 采用计算流体动力学(CFD)软件 CFX-TASCflow, 对两个涡轮叶栅的跨声速三维粘性流场进行了数值计算, 验证了 CFX-TASCflow 软件在航空燃气涡轮设计计算中的可靠性, 并对所研究的跨声速涡轮叶栅粘性流场进行了分析。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 计算流体动力学 (CFD); N-S 方程; 涡轮叶栅; 湍流模型

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation of the three-dimensional flow field of transonic turbine cascade

ZENG Jun¹, XIANG Chuanguo², CHENG Xinhua²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

(2. Gas Turbine Establishment of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: A three-dimensional Navier Stokes simulation was performed numerically for a transonic turbine planar cascade and a transonic turbine annular cascade using CFD software CFX-TASCflow code. The results show that CFX-TASCflow code software could predict reliably turbine cascade flow field and its performance. The characteristics of the researched transonic turbine cascades viscous flow field were analyzed.

Key words: aerospace propulsion system; computational fluid dynamics (CFD); N-S equations; turbine cascade; turbulence model

目前涡轮前温度由于受到材料和热保护等的限制已经达到极限, 同时, 由于涡轮的制造成本不断增加以及涡轮重量在发动机部件所占比例很大, 大幅度提高涡轮负荷成为当前先进航空燃气涡轮发动机设计的重要技术追求, 而广泛采用跨声速设计成为涡轮气动设计的主要技术方法。

即使在稳定的工作状态下, 涡轮内部的流动仍然是典型的强三维非定常流动, 对这种流动数值模拟至少需要求解雷诺平均的全三维定常 N-S

方程组, 才能提供比较可靠的流动信息。上个世纪 80 年代末 90 年代初, 在高性能计算机迅速发展的条件下, 时间推进求解方法、高精度的空间和时间离散格式、高质量的网格生成技术以及工程实用的湍流模型的出现, 使得数值求解雷诺平均的全三维定常 N-S 方程组不仅成为可能, 而且越来越普及, 出现了一批适用于燃气涡轮内部复杂三维流场数值计算的软件系统^[1-5], 三维粘性流场数值模拟摆脱了对大量经验数据的依赖, 突破了以

往只有通过试验才能获得比较可靠的涡轮内部流动信息的局限,为涡轮气动热力学研究和涡轮的工程设计提供了又一先进的研究手段.也正是由于经过技术验证的全三维粘性流场数值计算软件的广泛使用,不仅推动了燃气涡轮发动机气动热力学自身的迅速发展,而且促进了航空发动机研制正经历着一场革命性的变化,使得航空发动机设计和研制逐渐摆脱了耗资多、周期长、风险大、主要依靠完备试验数据库的“传统设计方法”,开始向“预测设计”过渡^[6].

CFX-TASCflow 软件是在中国燃气涡轮研究院(GTE)广泛采用的一种 CFD 计算软件.在工程实践中,如何正确地使用 CFD 软件以便提高跨声速涡轮叶栅流场数值模拟结果的精度,获得可信与可靠的计算结果,以及在设计中如何正确地解读数值模拟结果等,都应引起设计人员的高度重视.本文以两个具有试验结果的典型跨声速高压涡轮叶栅为对象(第一个为 GTE 设计的高压涡轮动叶中截面平面叶栅 G3^[7],另一个为冯·卡门研究院(VKI)的高压涡轮导向器环形叶栅^[8]),应用 CFX-TASCflow 对其跨声速流场进行了详细的数值计算和分析,其目的就是验证 CFX-TASCflow 软件在跨声速涡轮叶栅三维粘性流场和性能计算的精度,并深刻认识跨声速高负荷涡轮叶栅内部三维粘性流场的特征.

1 CFX-TASCflow 计算程序简介

1.1 数值计算方法

CFX-TASCflow 计算软件采用有限体积法求解三维 N-S 方程,为提高计算效率,计算中采用代数多重网格及当地时间步长法.本文计算中,数值格式采用线性分布非对称的迎风格式(LPS)加物理对流项修正(PAC)^[3].

进行涡轮叶栅流场计算时,需要给定叶栅进口总压、总温和气流方向角,给定叶栅出口背压.壁面满足无滑移和绝热条件,周期性边界上强迫所有物理参数相等.

1.2 湍流模型

CFX-TASCflow 计算软件提供多种二方程湍流模型供选用.本文选择三种典型模型为对象,即:标准的 $k-\varepsilon$ 湍流模型、 $k-\varepsilon$ Kato-Launder 湍流模型和 $k-\varepsilon$ RNG 湍流模型.

1.3 网格生成方法

计算网格采用 CFX-TurboGrid 生成^[9].针对

涡轮叶栅的结构特点,采用 BCOC(Blade Centered O-grid C-grid)模板生成高质量的多块复合网格.即在叶型附近采用 O 型网格以提高附面层分辨率,前缘及叶片通道采用 C 型网格,尾缘则采用 H 型网格.

2 高压涡轮转子中截面平面叶栅数值计算

2.1 叶栅参数及试验测量

中国燃气涡轮研究院设计的高压涡轮转子中截面平面叶栅 G3 主要几何参数见表 1.

在中国燃气涡轮研究院亚/跨/超声速涡轮叶栅风洞(SB301)中,对 G3 叶栅进行了吹风试验.获取了该叶栅在 3 种攻角、4 种出口等熵马赫数(共 12 种工况)下性能参数及叶面等熵马赫数分布,详细的试验测量结果见文献[7].

表 1 G3 平面叶栅主要几何参数
Table 1 Main geometrical parameter of G3 planar cascade

几何参数	数值
叶栅弦长 C/mm	70.0
栅距 t/mm	61.95
安装角 $\gamma/^\circ$	37.735
喉道宽度 a/mm	19.11
叶栅高度 h/mm	160

2.2 计算网格

由于 CFX-TurboGrid 为环形叶栅网格生成软件,因此在生成平面叶栅计算网格时,需将叶片数设置为一较大值.经验表明,设定的叶片数存在一个最佳范围.若叶片数取得太小,不能真实模拟平面叶栅流动情况.若叶片数取得太大,网格生成非常困难.图 1 为生成的 G3 叶栅计算网格,共包括 107 162 个节点.

2.3 计算结果及与试验测量结果的比较

应用上述计算方法,采用三种湍流模型(标准的 $k-\varepsilon$ 、 $k-\varepsilon$ Kato-Launder、 $k-\varepsilon$ RNG),对 G3 涡轮叶栅设计攻角状态下,三种不同工作状态(三个不同出口等熵马赫数 0.86、1.01、1.16)下的三维流场进行了计算,并与试验测量结果进行了对比.

图 2~4 分别表示在三种工作马赫数($Ma_{2, is}$)下, G3 涡轮叶片表面等熵马赫数($Ma_{s, is}$)分布的计

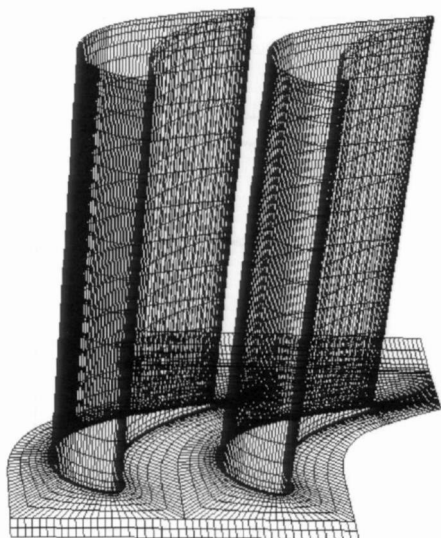


图 1 G3 平面叶栅计算网格

Fig. 1 Computational grid of G3 planar cascade

算结果及与试验结果的比较. 图中 Model 1 表示应用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型得到的计算结果; Model 2 表示应用 $k-\varepsilon$ Kat σ Launder 湍流模型得到的计算结果; Model 3 表示应用 $k-\varepsilon$ RNG 湍流模型得到的计算结果. 横坐标中 X 表示流场中某点距离叶栅前缘的轴向长度, C 为叶栅轴向弦长, X/C 表示相对轴向位置.

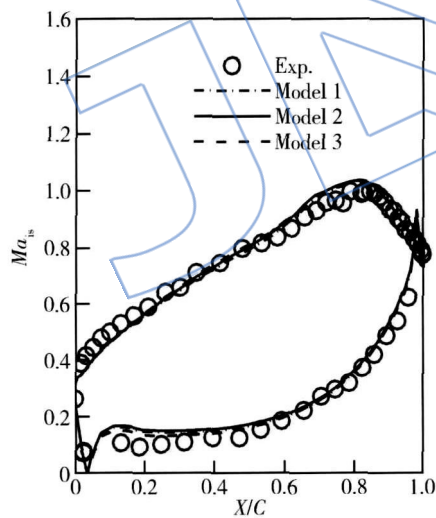


图 2 叶面等熵马赫数分布 ($Ma_{2, is} = 0.86$)

Fig. 2 Distribution of isentropic Mach number on the cascade surface ($Ma_{2, is} = 0.86$)

由图 2~ 4 可以看出, 在亚声速工况下, 应用三种湍流模型数值计算得到的叶片表面等熵马赫数与试验测量结果吻合的都很好. 而在跨声速工况下, 只有在流场参数光滑变化区域, 等熵马赫数计算结果才与试验结果吻合较好, 而且三种湍流模型对计算结果的影响较小.

但是, 对于跨声速工况下的流场激波区域, 三

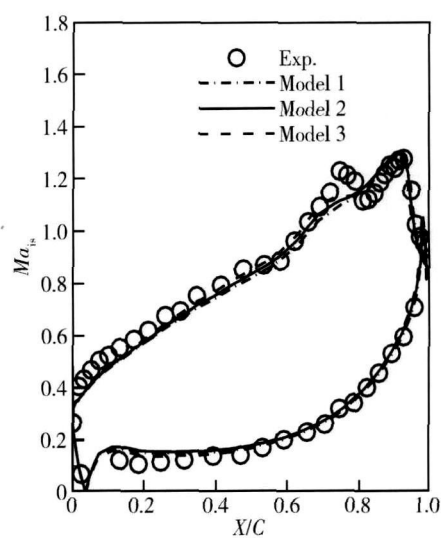


图 3 叶面等熵马赫数分布 ($Ma_{2, is} = 1.01$)

Fig. 3 Distribution of isentropic Mach number on the cascade surface ($Ma_{2, is} = 1.01$)

种湍流模型计算结果有相当的差距. 如图 4 所示, 在 $Ma_{2, is} = 1.16$ 时, 应用 $k-\varepsilon$ RNG 湍流模型的计算的叶片表面等熵马赫数与试验结果吻合最好, 但要注意, 计算的激波强度仍然是低于试验值, 应用 $k-\varepsilon$ Kat σ Launder 湍流模型计算的结果次之, 而应用标准的 $k-\varepsilon$ 湍流模型计算结果与试验结果比较最差, 计算结果已将 82% 弦长处的激波完全抹平.

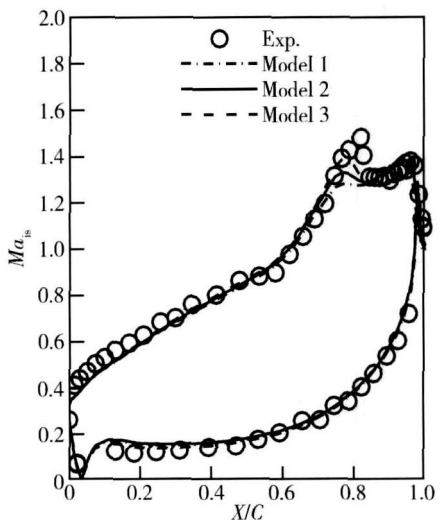


图 4 叶面等熵马赫数分布 ($Ma_{2, is} = 1.16$)

Fig. 4 Distribution of isentropic Mach number on the cascade surface ($Ma_{2, is} = 1.16$)

在 $Ma_{2, is} = 1.16$ 工况下计算的涡轮叶栅中截面密度等值线分布如图 5 所示. 图 5 清楚地揭示了涡轮叶栅流场中激波的形状和叶片尾迹的发展情况.

设计攻角状态下涡轮叶栅性能数值计算结果

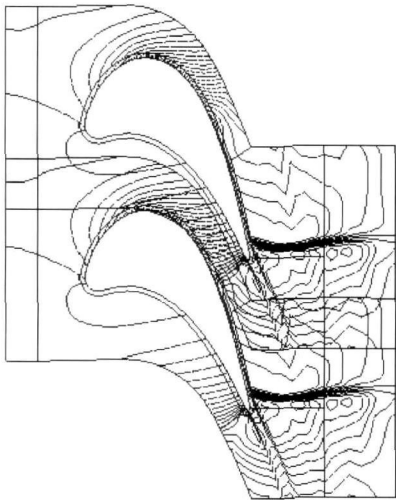


图 5 叶栅中截面密度等值线分布 ($Ma_{2,is} = 1.16$)

Fig 5 Density contours in the middle section of the cascade ($Ma_{2,is} = 1.16$)

及与试验测量结果的比较如图 6、图 7 所示. 涡轮叶栅性能应用叶栅能量损失系数(ξ)及出口气流角(α)描述. 数值计算了三种工作马赫数情况下的涡轮叶栅性能, 湍流模型选取对流场细节计算较精确的 $k-\epsilon$ RNG 湍流模型.

由图 6 和图 7 可以看出, 尽管在数值上数值计算的结果与试验值有一定的差别, 但两者的变化规律一致, 总体上可以说数值计算的涡轮叶栅特性与试验结果吻合良好.

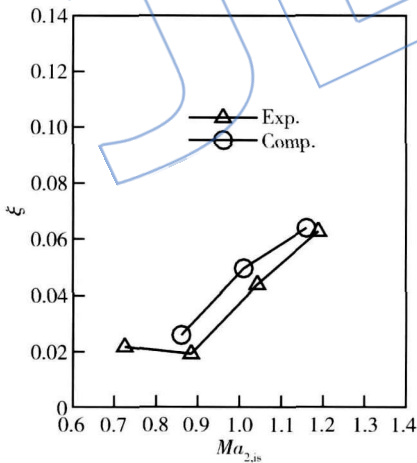


图 6 出口能量损失系数分布

Fig 6 Distribution of the outlet energy loss coefficient

3 高压涡轮导向器环形叶栅数值计算

3.1 叶栅参数及试验测量

本文选用 VKI 公开发表的具有完整叶型数据和试验测量数据的高压涡轮导向器环形叶栅作

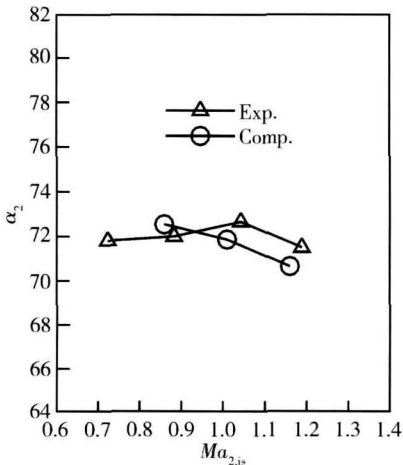


图 7 出口气流角分布

Fig 7 Distribution of the outflow angle

为研究对象, 该叶栅的试验工作是 1994 年由 Sieverding 等人在 VKI 的跨声速风洞进行的^[8].

该环形叶栅中截面主要几何参数见表 2. 叶栅从叶根到叶尖的截面采用等截面规律, 集叠规律为矢量半径通过截面中心. 文献[8]给出了详细的叶栅进口总压、总温分布及叶栅主要流动条件(中截面)见表 3.

表 2 环形叶栅中截面主要几何参数

Table 2 Main geometrical parameters of the middle section of annular cascade

几何参数	数值
弦长 C / mm	72.0
轴向弦长 C_{ax} / mm	43.1
相对栅距 t	0.75
安装角 γ / ($^{\circ}$)	51.9
尾缘堵塞度 (d_2/a) / %	2.36
喉道宽度 a / mm	14.98

表 3 叶栅中截面主要流动参数

Table 3 Main flow parameters of the middle section of annular cascade

流动参数	数值
叶栅等熵出口马赫数 $Ma_{2,is}$	1.05
出口雷诺数 Re	10^6
进口湍流度 Tu / %	1.8
进口总温 T / K	440
进口总压 p / MPa	0.162

3.2 计算网格

图 8 为用 CFX-TurboGrid 生成的三维环形叶栅计算网格,共包括 62 850 个节点.采用了典型的 BCOC 多块复合网格形式,在叶型附近采用 O 型网格,前缘及叶片通道采用 C 型网格,尾缘则采用 H 型网格.

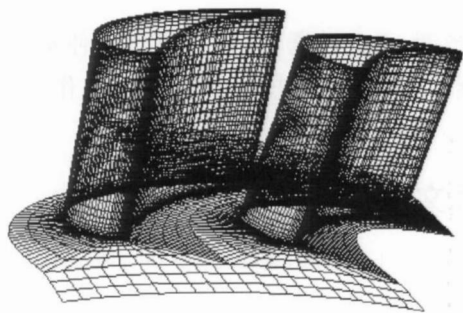


图 8 环形叶栅计算网格

Fig 8 Computational grid of the annular cascade

3.3 计算结果及与试验测量结果的比较

本文分别采用了进口均匀及非均匀(试验条件)两种边界条件对环形涡轮叶栅流场进行了计算,数值计算获得的涡轮叶栅出口能量损失系数和气流方向角沿径向的分布分别如图 9、图 10 所示.

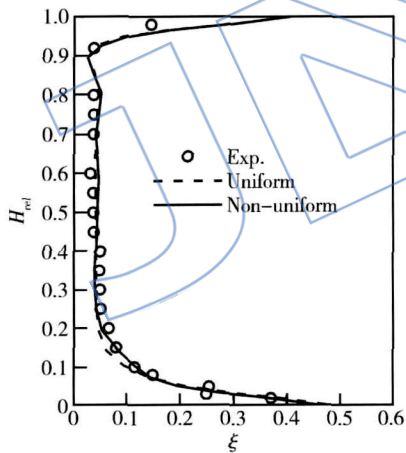


图 9 能量损失系数分布

Fig 9 Distribution of the outlet energy loss coefficient

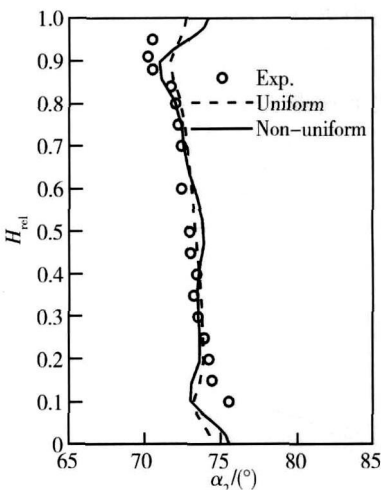


图 10 出口气流角分布

Fig 10 Distribution of the outflow angle

由图 9 可以看出,在全叶高范围数值计算的涡轮叶栅能量损失系数与试验测量结果吻合很好.在相对叶高(H_{red}) 10%-20% 位置,非均匀进口条件下计算的能量损失系数(ξ)比均匀进口条件下的略低,在其余叶高位置,两种进气条件计算的结果几乎相等,都与试验值吻合很好.两种计算的差别之所以很小,是由于在非均匀进口条件下,进口附面层较薄(只占叶高的 5%) .

由图 10 可以看出,在两种进气条件下,除端壁附近计算结果与试验测量结果有一定误差之外,在叶片径向大部分位置,数值计算所得的涡轮叶栅出口气流角都与试验值吻合较好,且在均匀进气条件下,出口气流角(α_2)分布更均匀.

值得一提的是,图 9、图 10 中的试验数据是尾缘带冷却槽(半劈缝)而无冷气喷射时的结果.而在本文计算中未考虑冷却槽.因此叶片尾缘开冷却槽(半劈缝)而无冷气喷射时,对能量损失系数和出口气流角影响较小.这与尾缘冷却(全劈缝)叶栅的二维计算结果相吻合^[10].

为了分析在环形叶栅通道中涡轮叶栅总压损失情况,图 11 给出了在叶栅出口三个不同轴向截面位置的总压损失等值线,其中 X 表示截面与叶

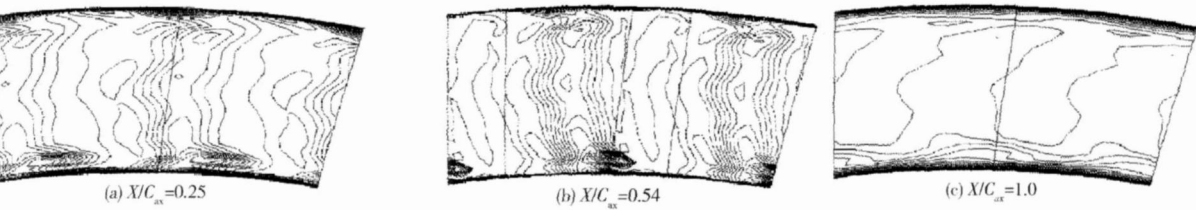


图 11 三个截面总压损失分布

Fig 11 Distributions of the total pressure loss in the three sections

片尾缘的距离, C_{ax} 为叶栅轴向弦长, X/C_{ax} 为相对轴向位置. 图 12 则给出了出口截面 ($X/C_{ax} = 1.0$) 二次流速度矢量分布.

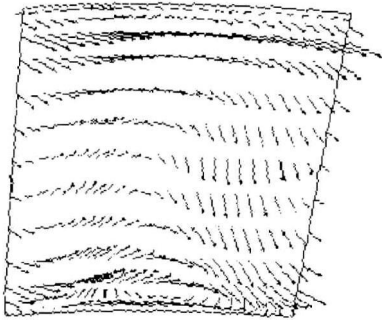


图 12 出口截面二次速度矢量分布

Fig 12 Distribution of the secondary velocity vector in the outflow section

由图 11 可以看出, 在截面 $X/C_{ax} = 0.25$ 处, 除端壁附近, 尾迹宽度约占叶栅栅距的 50% 左右, 在叶片根部附近有一明显的二次流损失核, 但其峰值已经偏离尾迹中心. 在截面 $X/C_{ax} = 0.54$ 处, 尾迹进一步变宽, 根部二次流损失核也继续增大, 而且在叶片尖部也出现了明显的二次流损失核. 在最后一个截面 ($X/C_{ax} = 1.0$) 处, 尾迹已经扩展到整个叶栅范围, 而且两端壁附近附面层明显增厚.

4 结 论

本文以两个涡轮叶栅数值验算为主要内容, 介绍了采用 CFX-TASCflow 软件计算跨声速涡轮叶栅内部复杂三维流场的可靠性, 通过对计算结果与试验数据的对比, 可以得到以下结论:

(1) CFX-TASCflow 软件能够对跨声速涡轮叶栅流场和性能(能量损失系数和气流角度)进行准确的模拟.

(2) 对于跨声速涡轮叶栅流场, 湍流模型的选取对激波的计算精度具有明显的影响, 本文计算结果表明, 在选用的三种湍流模型中, $k-\epsilon$ RNG 湍流模型的计算结果与试验结果吻合最好.

(3) 当叶栅进口附面层较薄(端壁附面层厚度小于 5% 叶高时)时, 进口附面层对叶栅性能参数影响较小.

致谢: 平面叶栅 G3 的计算得到仲永兴、姜正礼、康湧、卫刚等同志的支持和帮助, 作者在此表示衷心感谢.

参考文献:

[1] Denton J D. The calculation of three dimensional viscous flow through multistage turbomachines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114, 18-26.

[2] Adamczyk J J. Aerodynamic analysis of multistage turbomachinery flows in support of aerodynamic design [R]. ASME 99 GT- 80, 1999.

[3] CFX-TASCflow User Documentation[M]. Canada: AEA Technology Engineering Software Ltd., 1998.

[4] Numeca user' s Help[M]. Belgium: Numeca International Co., 2006.

[5] 韩占忠, 王敬, 兰小平. Fluent 流体工程仿真计算——实例与应用 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2004.

[6] 陈懋章. 叶轮机气动力学研究及其发展趋势[C] // 中国航空学会航空百年学术论坛. 北京: 中国航空学会动力专业分会, 2003, 10.

[7] Jiang Z L. Experimental investigation of high pressure turbine cascade (G3) [R]. GTE YGH-019 W017, 1999, 11.

[8] Sieverding C H, Art T, Denos R, et al. Investigation of the flow field downstream of a turbine trailing edge coolant nozzle guide vanes [R]. ASME 94 GT-209.

[9] CFX-TurboGrid User Documentation[M]. Canada: AEA Technology Engineering Software Ltd., 1998.

[10] Zeng J, Cheng X H. Numerical simulating of a transonic turbine cascade with trailing edge coolant ejection [C] // The 3rd ISAF, Germany:[s. n.], 2000, 9.