

# 影响高压涡轮流场和性能的 几个关键因素数值分析

侯伟涛, 乔渭阳, 罗华玲

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

**摘 要:** 针对高压涡轮进口气流的特殊条件, 采用数值模拟方法, 研究了高湍流度、进口总温径向分布不均匀等因素对高压涡轮总体性能和流场的影响规律。研究结果表明, 高压涡轮进口总温径向畸变对气动性能影响较小, 而进口湍流度从 1% 到 10% 逐渐增大, 高压涡轮效率降低了约 0.4%。但是在 RANS 流场模拟中, 不同湍流模型, 对涡轮性能预测结果有明显差异, 由 RNG  $k-\epsilon$  模型、 $k-\omega$  模型、SST 模型以及耦合转换的 SST 模型对比表明, 不同湍流模型对涡轮效率预测差别最大可达 1%, 而对叶片表面附面层分离状况预测差别更大, 耦合转换的 SST 模型预测效果最明显。

**关 键 词:** 高压涡轮; 数值模拟; 湍流度; 进口总温分布; 湍流模型

中图分类号: TK474; O242 文献标识码: A

## 引 言

对叶轮机内部复杂流动过程的深刻认识和析, 是改善航空发动机设计、提高航空发动机性能最根本的途径。传统的理论分析和试验研究方法为我们提供了丰富的流场信息, 大大加深了对叶轮机内部复杂流动的理解, 但是, 由于控制方程的非线性和试验测量技术本身的限制, 目前这两种方法的发展都遇到了很大的困难。伴随着计算机技术和数值方法的飞速发展, 数值模拟为叶轮机内部复杂流动过程、预测叶轮机的性能、发展减小损失等研究提供了一种便捷的手段。

高压涡轮存在着其特殊的进口流动条件, 燃烧室出口气流的高湍流度和气流参数的不均匀性是高压涡轮典型的工作状况。W. F. Colban, K. A. Thole 等人研究表明<sup>[1~3]</sup>, 通常航空发动机燃烧室出口燃气温度和压力的径向不均匀度要达到 10%~15%, 进入高压涡轮燃气的湍流度在 5% 以上, 甚至可达到 10% 或更高。Philip C. Griffin, Mark R. D. Davies

等人实验研究指出<sup>[3]</sup>, 湍流强度的增大显著增加了层流边界层中的单位面积熵增, 这对应更大的损失, 但对湍流边界层湍流度的影响不大。前人已经提出了这些问题<sup>[4~5]</sup>, 高压涡轮的特殊工作条件对高压涡轮流场和性能存在怎样的影响是涡轮设计师感兴趣的问题之一。

高压涡轮相对较小的展弦比决定了流场中更为强烈的端壁二次流动特征, 高雷诺数的工作状态以及高湍流度的来流条件对工程中数值模拟湍流模型的选择提出要求。现在工程应用中广泛采用的湍流模型对预测高压涡轮流场和性能有怎样的差别, 会造成怎样的影响同样是涡轮设计师们十分关心的问题。

针对这些内容, 本文研究了高压涡轮进口气流参数的不均匀性和来流湍流度对其流场和性能的影响, 并对工程计算中湍流模型的选择做了初步探讨。

## 1 数值计算方法和研究对象

限于计算机技术的发展现状, 直接数值模拟和大涡模拟等高级数值研究方法在短时间内还很难在工程应用中采用, 而且实际中设计师更感兴趣的是系统总效和平均的统计性能, 这些决定了当前最为广泛的数值模拟中求解雷诺平均  $N-S$  (RANS) 方程的应用。

本研究对高压涡轮流场和性能的分析采用求解定常三维粘性 RANS 方程的方法, 对控制方程的求解采用基于单元中心的有限体积法, 耦合隐式格式的时间推进算法, 对流项的空间离散采用二阶迎风差分格式, 对气体参数采用变比热计算, 分子粘性系数由 Sutherland 公式给定。

研究对象为某小涵道比高压涡轮, 此高压涡轮

共分两级，第一级导向叶片数 60，转子叶片数 100；二级导向叶片数 57，转子叶片数 110。叶片通道网格采用多块网格划分，对叶片周围采用 O 型网格以提高质量，并加密考虑附面层的影响，叶片通道为 H 型网格，端壁处网格同样加密。叶片展向节点为 60，叶片表面及端壁等固壁表面第一层网格厚度 0.01 mm，以后网格厚度增长比例为 1.12。采用周期性条件以减小计算量，对两级高压涡轮计算 4 个叶片通道，总的网格节点数约 120 万。计算网格示意如图 1 所示。

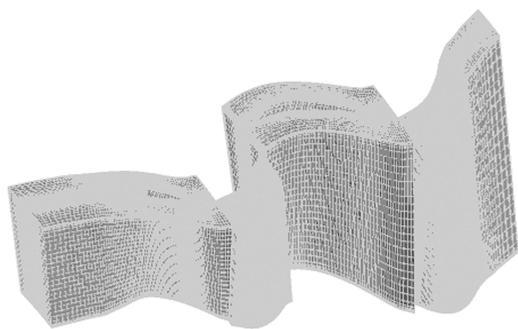


图 1 计算网格示意

各叶片排之间混合面所采用混合面类型，对通过交界面的通量做周向平均获得其所连接的各坐标系下计算域的定常结果。定常计算虽然不能考虑动静叶片之间干涉流动的细节，但这种混合面类型的处理方法考虑了掺混损失和动静干涉作用的时均效应，物理壁面为无滑移绝热表面。另外，虽然叶尖泄漏流动对涡轮流场尤其是较低展弦比的高压涡轮有较大影响，但是由于本研究对象高压涡轮两级转子均为带冠叶片，且采用了密封装置，叶尖间歇泄漏流动显著降低，所以没有考虑动叶叶尖间隙流动的影响。

进口边界条件为亚声速来流，给定来流总温总压、流动方向及湍流强度；出口边界条件为亚声速，给定出口截面平均静压。在设计状态下，高压涡轮转速 12 637 r/min，进口总温 1 425 K，总压 1.94 MPa，一级导向叶片进口气流角沿轴向 -3.4°；出口截面平均静压 0.54 MPa。

## 2 计算结果分析

### 2.1 进口湍流度对高压涡轮流场和性能的影响

对高压涡轮在设计状态下 5 种进口湍流度的流场和性能进行了计算分析。计算中，转速、进口总温总压、进口气流角以及出口静压、湍流模型等参数保

持不变，给定不同的进口湍流度。湍流模型选用 Menter 等提出的基于  $k-\omega$  的 SST 模型，此湍流模型结合了  $k-\epsilon$  模型和  $k-\omega$  模型的优点，对近壁面流动采用  $k-\omega$  模型，对主流区自由流动转换为  $k-\epsilon$  模型。

表 1 给出了在不同进口湍流度情况下某高压涡轮等熵效率、总压比等性能参数。涡轮等熵效率定义为：

$$C_p = \frac{C_{p0} + C_{pi}}{2}, k = \frac{C_p}{C_p - R}, \eta = \frac{1 - \frac{C_{p0} T_o^*}{C_{pi} T_i^*}}{1 - \frac{C_{p0}}{C_{pi}} \left( \frac{P_o^*}{P_i^*} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (1)$$

式中： $k$ —绝热指数； $R$ —气体常数； $C_{pi}$ 、 $C_{p0}$ —进出口平均定压比热； $T_i^*$ 、 $T_o^*$ —进出口总温； $P_i^*$ 、 $P_o^*$ —进出口总压； $\eta$ —涡轮等熵效率。

表 1 不同进口湍流度下某高压涡轮性能参数

湍流度 / %	涡轮效率	流量 / L·s <sup>-1</sup>	总压比
1	0.933 1	121.7	3.29
2.5	0.932 3	121.7	3.29
5	0.932 0	121.6	3.29
7.5	0.931 0	121.6	3.29
10	0.929 7	121.6	3.29

由表 1 可以看出，湍流度从 1% 到 10% 逐步变化过程中，流量和总压比几乎保持不变，涡轮效率逐渐减小，但变化有限，降低约 0.35 个百分点。

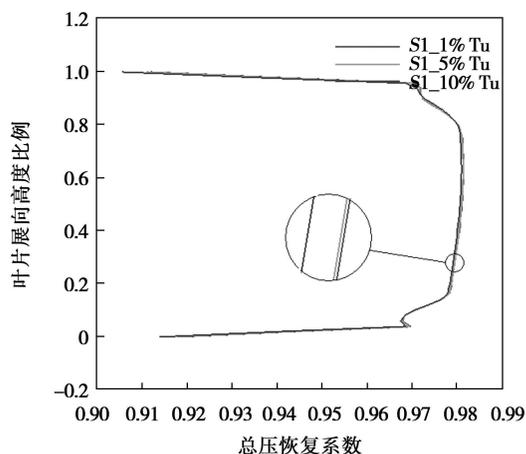


图 2 一级导向叶片总压恢复系数沿叶展方向分布

图 2 和图 3 分别显示了高压涡轮一级导向器和转子叶片总压恢复系数  $\sigma$  沿叶展方向分布情况。总压恢复系数定义为：

$$\sigma = P_o^* / P_i^* \quad (2)$$

式中:  $P_i^*$ ,  $P_o^*$ —入口总压和出口总压, 计算中入口总压取叶栅进口截面平均总压, 出口总压为某一叶展高度沿周向质量流量平均总压, 对转子取相对值。

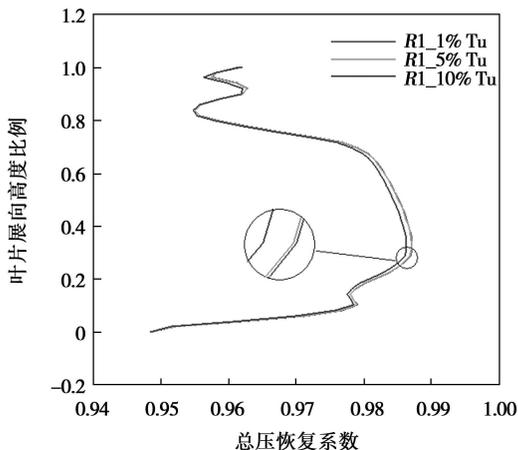


图 3 一级转子叶片总压恢复系数沿叶展方向分布

从图中可以看出, 随着湍流度的增加, 湍流耗散增大, 总压恢复系数在叶高方向上整体都有所降低, 湍流度从 5% 到 10% 变换过程中降低更为明显, 这将导致叶片做功能力下降。对高压涡轮二级导向器和转子叶片有相同的结果, 这和表 1 中随着湍流度增加涡轮效率降低的结论一致。

### 2.2 进口总温分布对高压涡轮流场和性能的影响

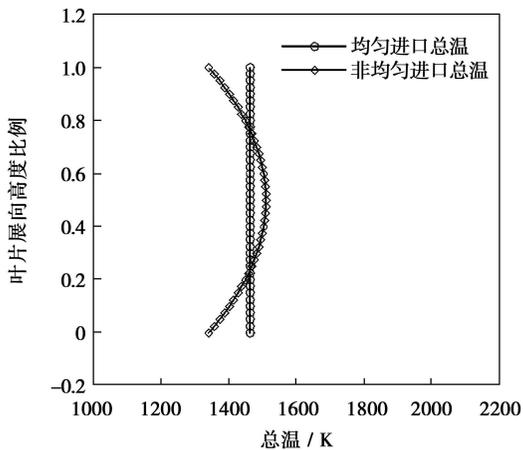


图 4 不同进口总温分布

为比较进口总温分布对高压涡轮性能和流场细节的影响, 对均匀总温分布和典型的径向不均匀分布情况进行了对比分析。计算中, 转速、进口总压、气流角、湍流强度以及出口静压、湍流模型保持不变, 其中进口湍流强度取 5%, 湍流模型仍选择 SST 模型。为保证进口截面平均总温相等, 先计算不均匀分布情况, 求解进口截面质量流量平均总温, 然后

计算均匀分布情况, 使两种流动状态有可比性。

图 4 给出了两种状态的进口总温沿叶展方向分布情况, 其中不均匀分布情况按照二次曲线给出, 最高总温 1 510 K, 最低总温 1 340 K, 温差 170 K, 平均总温 1 463.04 K, 则:

$$T^* = -425\ 000 \cdot r^2 + 229\ 500 \cdot r - 29\ 472.5 \quad (3)$$

式中:  $r$ —叶片截面处半径, m。

表 2 给出了某高压涡轮在不同进口总温分布条件下总体性能参数比较。

表 2 不同进口总温分布某高压涡轮性能参数

	涡轮效率	流量/ $L \cdot s^{-1}$	总压比
均匀	0.924 4	120.03	3.29
不均匀	0.924 0	119.92	3.29

从表 2 可以看出, 这两种进口总温分布对高压涡轮总体性能影响很小。

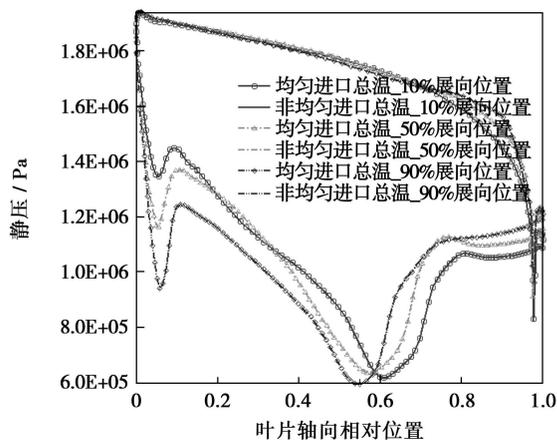


图 5 一级导向叶片 10%, 50%, 90% 展向位置叶片表面静压分布

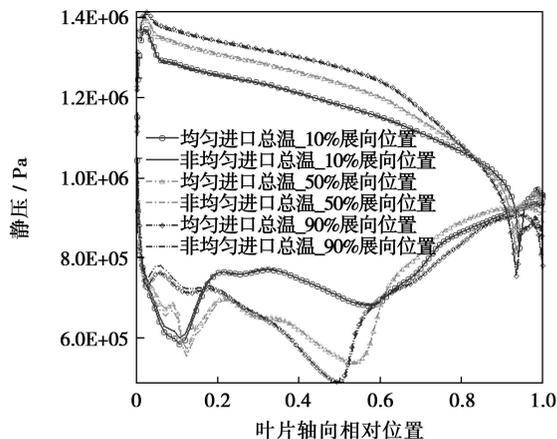


图 6 一级转子叶片 10%, 50%, 90% 展向位置叶片表面静压分布

图 5 和图 6 分别给出了进口高压涡轮一级导向叶片和转子 10%, 50%, 90% 叶展高度叶片表面静压分布。可以看出, 在不同进口总温情况下, 叶片表面静压分布几乎没有变化, 对高压涡轮二级导向器和转子叶片有同样的结果。可以得出, 燃烧室出口总温径向畸变对高压涡轮流场气动性能影响很小。

### 2.3 采用不同的湍流模型对高压涡轮性能和流场细节的影响

为比较不同的湍流模型对高压涡轮性能和流场细节预测的影响, 采用工程中广泛应用的 4 种湍流模型, 即 RNG  $k-\epsilon$  模型、 $k-\omega$  模型、SST 模型、SST+T 模型等, 对在同样的条件下计算得到的涡轮性能结果进行了对比分析。计算中采用同样的网格, 计算结果显示  $y^+$  大小符合各种湍流模型要求。表 3 给出了不同湍流模型条件下高压涡轮总体性能参数比较。

表 3 不同湍流模型条件下高压涡轮性能参数

湍流模型	涡轮效率	流量/ $L \cdot S^{-1}$	总压比
RNG $k-\epsilon$	0.936	121.7	3.29
$k-\omega$	0.926	121.5	3.29
SST	0.928	121.5	3.29
SST+T	0.932	121.6	3.29
实验	0.925	—	3.30

由表 3 可以看出, 对相同的计算条件, 采用不同的湍流模型性能预测结果不同, 流量和总压比预测基本一致, 而效率有较大的差别, 其中 RNG  $k-\epsilon$  模型预测效率最高, 标准的  $k-\omega$  模型预测效率最低, 差别达 1 个百分点。与实验结果参数比较, 从高压涡轮总体性能来看, 标准  $k-\omega$  模型和 SST 模型与实验结果最为接近。

图 7 给出了 4 种湍流模型计算得到的高压涡轮一级转子叶片表面流线分布情况。可以看出, 对压力面表面流线分布, 不同的湍流模型得到结果基本相同, 差别极小。而从图 8 可以看出, 对吸力面有显著的不同, 4 种湍流模型对附面层分离状况预测差异很大, 其中耦合转捩模型的 SST 湍流模型对分离状况预测范围最大, 最为明显, 其它 3 种湍流模型对分离状况的预测都只能看出轮廓, 且范围较小, 而 RNG  $k-\epsilon$  模型预测范围最小, 这与经验得到的  $k-\epsilon$  模型对分离流动预测效果较差的认识一致。

上述分析仅仅是从一个方面解释 RNG  $k-\epsilon$  模型得到效率较高的原因, 而耦合转捩的 SST 模型虽然对分离预测范围最大, 但考虑了层流较低的粘性

耗散, 得到的效率也比较高。而 SST 模型和标准的  $k-\omega$  模型较好地预测了附面层分离, 由于没有考虑转捩, 所以预测效率最低, 这两个模型比较, SST 模型对分离预测效果更明显。

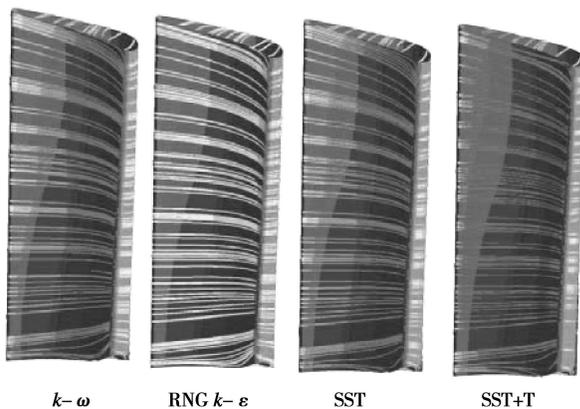


图 7 不同湍流模型一级转子叶片压力面流线分布

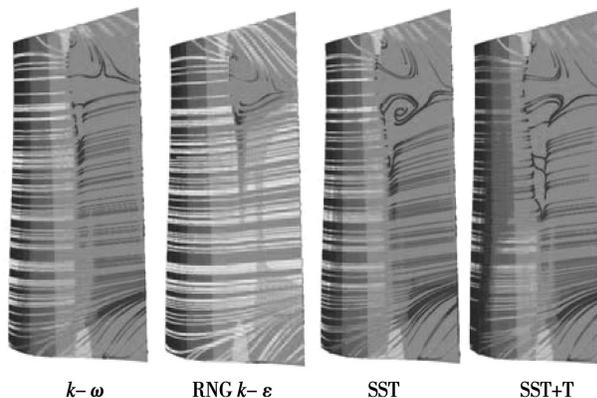


图 8 不同湍流模型一级转子叶片吸力面流线分布

图 9 显示了高压涡轮一级导向叶片总压损失系数在不同湍流模型条件下沿叶高分布情况。总压损失系数的定义为:

$$Y_t = \frac{P_i^* - P_o^*}{P_o^* - P_o} \quad (4)$$

式中:  $P_i^*$ ,  $P_o^*$ —叶片进出口总压,  $P_o$ —出口静压, 进口总压取进口截面平均总压, 出口总压和静压在同一叶高处做周向平均得到。

可以看出, 在叶中区域, 采用考虑转捩的 SST 模型得到的总压损失系数明显比其它模型小, 与前面结论一致, 同样是由于其考虑了低损失的层流流动, 而其它 3 种湍流模型将流动做全湍流计算, 这 3 种模型对总压损失系数的预测基本一致, 差别很小。相对而言, RNG  $k-\epsilon$  模型最小, SST 模型居中, 标准  $k-\omega$  模型最大, 这是因为 SST 模型是  $k-\omega$  模型和

$k-\omega$  模型的结合。

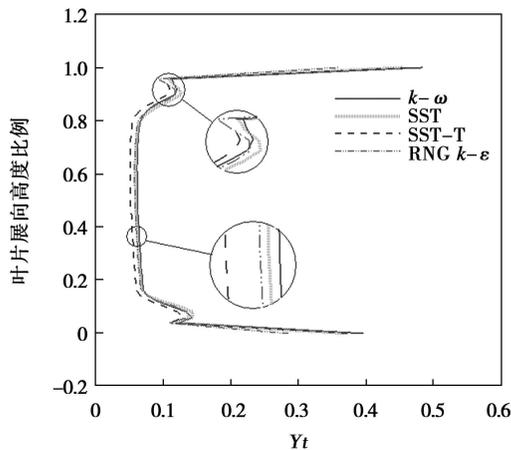


图9 不同湍流模型一级导向叶片  
总压损失系数沿叶高分布

在端壁区域,由于 RNG  $k-\epsilon$  模型没有预测到分离流动,因而总压损失系数最小。SST 模型对分离的较好预测效果,总压损失系数有最大值。

### 3 结 论

(1) 随着进口湍流度的增大,高压涡轮效率降低,但变化有限。湍流度从 1% 增大到 10%,效率降低在 0.5% 以内。

(2) 在高压涡轮进口总温径向畸变,最大相差

达 170 K 情况下,涡轮效率和总压比等总体性能参数基本没有变化。

(3) 基于 RANS 方程组定常数值模拟中湍流模型的选择对高压涡轮性能预测影响较大。从所采用的 4 种模型比较来看,效率差异可达到 1% 以上,不同湍流模型对叶片表面附面层分离状况预测差别较大,结果显示耦合转换模型的 SST 模型对分离预测效果最为明显。由于没有实验测量流场细节比较,仅从效率等高压涡轮总体性能参数来看,标准  $k-\omega$  模型和 SST 模型和实验结果最为接近。

### 参考文献:

- [1] COLBAN W F, THOLE K A, ZESS G. Combustor turbine interface studies—part1: endwall effectiveness measurements [J]. Transactions of the ASME, 2003, 125: 193–202.
- [2] COLBAN W F, LETHANDER A T, THOLE K A. Combustor turbine interface studies—Part1: flow and thermal field measurements [J]. Transactions of the ASME, 2003, 125: 203–209.
- [3] GRIFFIN PHILIP C, DAVIES MARK R D, DONNELL FRANCIS K. O'. The effect of reynolds number, compressibility and free stream turbulence on profile entropy generation rate //Proceedings of ASME Turbo Expo; 2002 [C]. Amsterdam: ASME, 2002: 1–9.
- [4] BOYLE R J, SENYITKO R G, LUCCI B L. Aerodynamic performance and turbulence measurements in a Turbine Vane Cascade //Proceedings of ASME Turbo Expo; 2002 [C]. Amsterdam: ASME, 2002: 1–10.
- [5] MICHELASSI V, GIANGIACOMO P, MARTELLI F, et al. Steady three-dimensional simulation of a transonic axial turbine stage //Proceedings of ASME Turbo Expo; 2001 [C]. New Orleans: ASME, 2001: 1–11.

(编辑 伟)

### 新技术、新产品

## GE 燃气轮机用于澳大利亚海军

据《Diesel & Gas Turbine Worldwide》2008 年 9 月号报道,GE Marine 将向西班牙 Navantia 造船厂供应 2 台 GE LM2500 航改型燃气轮机,用于澳大利亚海军的二艘直升机船坞登陆舰(LHD)。

这两艘 Canberra 级 LHD 被命名为 HMAS Canberra 和 HMAS Adelaide,每艘舰将由 1 台燃气轮机和 2 台柴油机组成的 CODLAG (柴油机和燃气轮机并车传动联合的电力推进装置)驱动。

GE 将于 2009 年 8 月和 2010 年 11 月交付这二套燃气轮机—发电机组。

澳大利亚海军打算第一艘 LHD 在 2009 年 3 月下水,并于 2013 年 1 月服役。第二艘 LHD 将于 2010 年 10 月下水,并于 2014 年 6 月服役。

(吉桂明 摘译)

气膜孔几何结构对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展 = **Recent Advances in the Study of Influence of Air-film Hole Geometrical Structures on Turbine Blade Air-film Cooling**[刊, 汉] / DAI Ping (1. College of Electromechanical Engineering, Qingdao University of Science and Technology, Qingdao, China, Post Code: 266061), LIN Feng (Gas Turbine Research Department, CSIC (China Shipbuilding Industrial Corporation) Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 415 ~ 420

A survey of the recent research results concerning the influence of turbine blade air-film geometrical structures on air-film cooling characteristics was given along with a description of factors affecting the air-film cooling effectiveness. Summarized were the recent research findings regarding the influence of air-film hole structures on air-film cooling effectiveness for blade leading edges and end walls as well as flat plates. The influence of air-film hole structures on the heat transfer characteristics of air-film cooling was expounded. Finally, it should be noted that the further optimization of air-film hole structures and the comprehensive consideration of the influence of air-film hole sizes, length, spacing, shape and orientation relative to turbine blades on film cooling performance as well as the study of new type air-film holes will be the focal point of future studies. **Key words:** turbine blade, air-film cooling, air-film hole geometrical structure, air-film cooling efficiency, heat exchange coefficient

全气膜覆盖掠叶片的几何成型与网格生成技术 = **Geometrical Configuration of Full-size Air-film Cooling of Swept Blades and Grid Generation Techniques**[刊, 汉] / CHEN Kai, DONG Ping, HUANG Hong-yan, et al (College of Energy Source and Power Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 421 ~ 426

A relatively detailed description was given of the geometrical generation technology and complicated structured grid generation technique for full-size air-film cooled twisted blades. With respect to the generation of air-film cooling geometrical structures, the principle of development from a base level to complexity and from crudity to refinement should be followed. A detailed cooling configuration division shall be conducted only after the basic cooling parts have been identified. The formation of cooling cavities by cutting into slices is more easily realized than by a direct generation of entities. A detailed division process of a wholly structured grid topological structure in the air-film cooling design was given, and the merits and demerits of structured and non-structured grids for air-film cooling calculation were listed. The division of grids shall follow the procedure of from the bottom to the top and employing a layer-by-layer cutting mode. The grid of the cold air column portion should be generated by using an apex grid block construction method on the basis of cavity division. For bowed and twisted blades, the cooling hole layers at an approximately same blade height should be cut into a same layer to a maximally possible extent so that the grid division lines are not grouped too densely. The portion of low quality grid, resulting from the restriction of geometrical structure, shall occupy a minimum quantity of the grid total amount by adjusting the grid number. The above process does not affect the simulation calculation. **Key words:** gas turbine, bowed and twisted blade, whole air-film cooling, geometrical modeling, grid

影响高压涡轮流场和性能的几个关键因素数值分析 = **Numerical Analysis of Several Key Factors Influencing the Flow Field and Performance of a HP (High Pressure) Turbine**[刊, 汉] / HOU Wei-tao, QIAO Wei-yang, LUO Hua-ling (College of Power and Energy Source, Northwest Polytechnic University, Xi'an, China, Post Code: 710072) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 427 ~ 431

In the light of the specific conditions of inlet gas flow of a HP turbine, by using a numerical simulation method, studied was the law governing the influence of such factors as high turbulence intensity and radial non-uniform total inlet temperature distribution etc. on the overall performance and flow field of the HP turbine. The research results show that the radial distortion of HP turbine inlet total temperature exercises a relatively small influence on its aerodynamic performance, the inlet turbulence intensity increases gradually from 1% to 10% and the HP turbine efficiency decreases by about 0.4%.

However, when simulating the flow field by using RANS, the choice of turbulence models can conspicuously influence the prediction of the turbine performance. The comparison of RNG  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$ , SST models as well as the coupling and transition SST model indicates that different turbulent flow models may result in a maximum difference of 1% when predicting the turbine efficiency, and an even larger difference when predicting the separation condition of the blade surface boundary layers. In addition, the use of the coupling and transition SST model can ensure the most evident prediction effectiveness.

**Key words:** HP turbine, numerical simulation, turbulence intensity, inlet temperature distribution, turbulence model

涡轮叶尖间隙流动的数值模拟 = **Numerical Simulation of Turbine Blade Tip Leakage Flows** [刊, 汉] / XU Kai-fu, QIAO Wei-yang, LUO Hua-ling (College of Power and Energy Source, Northwest Polytechnic University, Xi'an, China, Post Code: 710072) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 432 ~ 436

By using the three-dimensional CFD (Computational Fluid Dynamics) calculation program based on Reynolds-averaged N-S equation and coupled with the method of a turbulent flow model based on Spalart-Allmaras single equation or  $k-\epsilon$  dual equations plus wall surface functions, a numerical calculation study has been performed of the blade tip leakage flow field of a turbine plane cascade and rotor. The influence of different blade tip clearance heights and forms as well as the blade tip clearance with an incidence of cold air on the turbine blade tip clearance flow field and performance was studied in detail. The calculation results show that the blade tip clearance has a conspicuous influence on the blade loss at locations from about 70% blade height to blade tip. Under the condition of an identical blade tip clearance, the isentropic efficiency of an excess height clearance blade is approximately one percentage point higher than that of an equal height clearance blade while the isentropic efficiency of a turbine having a blade tip clearance with an incidence of cold air is about two percentage points higher than that of a turbine without an incidence of cold air. **Key words:** turbine, turbine performance, clearance flow, leakage vortex, flow field calculation

碰摩转子系统在轴向推力作用下的分岔研究 = **Bifurcation Study of a Rotor System With Rotor-to-stator Rubbing Under the Action of an Axial Thrust** [刊, 汉] / AN Xue-li, ZHOU Jian-zhong, LI Chao-shun, et al (College of Hydropower and Digital Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan, China, Post Code: 430074) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 437 ~ 441

Derived and established was a non-linear kinetic equation for collision and rubbing rotors under the action of an axial thrust. With the mass eccentricity and rotor rotation speed ratio serving as control parameters respectively, a numerical analysis was performed of the nonlinear characteristics of the transversal and axial vibration bifurcation of the collision and rubbing rotor. It has been found during the simulation analysis that there exist Cycle 1 and 2 motion as well as a complex quasi-cycle motion etc. in the transversal vibration bifurcation chart of the rotor. In the meanwhile, it can be seen from the axial vibration bifurcation chart of the rotor that the system moves, assuming a form of a quasi-cyclic route. With an increase of the mass eccentricity, the system may abruptly change to a chaotic motion and continue to sustain such a motion. The analytic results may well provide a necessary theoretical basis for the collision and rubbing fault analysis of a practical rotor system. **Key words:** rotor system, collision and rubbing, axial thrust, mass eccentricity, bifurcation, chaos

工业园区独立能源系统方案分析与应用 = **Schematic Analysis and Application of an Independent Energy Source System for Industrial Parks** [刊, 汉] / YANG Min-lin, YANG Xiao-xi (Research Center of Distributed Energy Sources, Dongguan University of Science and Technology, Dongguan, China, Post Code: 523808), SUI Jun, LIN Ru-mou (Research Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 100190) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 442 ~ 446

General schemes and design principles for an independent energy source system were analyzed, and its evaluation criteria presented. A simulation and analysis was performed of the energy source system in question. The simulation results show