

来流湍流度及端壁效应 对涡轮叶片上对流换热的影响*

西北工业大学 朱惠人** 许都纯 郭涛 刘松龄

【摘要】 利用大尺寸低速开式叶栅风洞对涡轮叶片表面的对流换热进行了实验测量, 叶片高度方向布置了3个测量位置, 距端壁距离分别为5 mm, 30 mm 及150 mm。重点对比研究了高来流湍流度、端壁效应及来流雷诺数对涡轮叶片中部及根部区的过渡起始点、过渡区长度及换热的影响。实验参数范围是: 来流湍流度 $Tu = 0.75 \sim 13.5\%$, 来流雷诺数 $Re = 60000 \sim 240000$ 。

关键词: 湍流 叶片 对流换热 测量

分类号: V 231.1

1 前言

在现代高性能航空发动机中, 由于燃气的温度越来越高, 高湍流度已成为发动机内流动的一个主要特点, 特别是在燃烧室出口燃气的湍流度往往可高达10%以上, 对涡轮叶片上的流动及换热有重要影响。因此, 90年代以来, 这个问题已成为国际上发动机高温部件研究领域的热门课题之一。如 Mehendale^[1]等实验研究了高湍流度对前缘区无气膜情况下传热的影响, Zhang^[2]等实验研究了高湍流度对涡轮叶片上无气膜情况下传热的影响。结果表明, 当主流湍流度从0.7%提高到17%时, 涡轮叶片上前驻点, 吸力面及压力面上的对流换热可分别提高30%, 250%及100%。在吸力面上, 高湍流度可以使流动转捩大大提前, 从而改变该面上对流换热的分布情况。Zhang^[3]等实验研究了高湍流度和非定常尾迹共同作用时对涡轮叶片上无气膜情况下传热的影响, 发现在强非定常尾迹条件下, 高来流湍流度的影响趋于消失。从国际上公开发表的文献来看, 目前该领域的研究主要集中在叶片中部的二维区内。

本文主要是将研究区域扩展到叶片的根部, 考查高湍流度对涡轮叶片高度方向上不同区域流动及换热的影响, 进一步深化对高湍流度条件下, 涡轮叶片上流动及换热规律的认识, 同时为涡轮叶片设计积累相应的实验数据, 也为发展相应的湍流模型及数值模拟打下一定的基础。

2 实验装置

实验在低速开式叶栅风洞中进行, 图1为试验段简图。试验段迎风横截面为30 cm × 80 cm, 其内安装了由5个导向叶片组成的叶栅, 转角为68°, 中间的叶片经加工后用于测量换热

系数, 其余叶片主要用来为中间的叶片形成周期性边界条件。叶片弦长 $C=205\text{ cm}$, 间距 $P=16\text{ cm}$, 半高 $L=15\text{ cm}$ 。叶栅前来流速度的可调节范围是 $3\sim 23\text{ m/s}$ 。

为模拟不同的来流湍流度, 制成了 2 个湍流发生网格。一号网格由 $1.5\text{ cm}\times 1.5\text{ cm}$ 的木条制成, 网格大小为 $4.1\text{ cm}\times 4.1\text{ cm}$; 二号网格由 $0.6\text{ cm}\times 0.6\text{ cm}$ 的铝条制成, 网格大小为 $2.0\text{ cm}\times 2.0\text{ cm}$ 。叶栅前 23.5 cm , 47.5 cm 及 78.5 cm 处可以安装湍流发生网格, 测量表明, 不安装湍流发生网格时, 叶栅进口处湍流度为 0.75% , 安装湍流发生网格时, 可使叶栅进口处湍流度提高至 13.5% 。表 1 给出了本实验中不同湍流发生网格放在叶栅前不同位置时, 在叶栅前缘所产生的湍流度的具体数值。

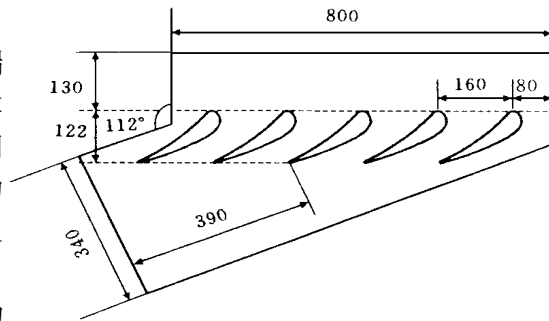


图 1 低速叶栅风洞试验段简图

表 1 实验中不同网格置于不同位置时, 在叶栅前缘所产生湍流度

网 格	距叶栅前缘	湍流度	网 格	距叶栅前缘	湍流度
一号网格	23.5 cm 处	13.5%	二号网格	23.5 cm 处	8.0%
一号网格	47.5 cm 处	10.0%	二号网格	78.5 cm 处	4.0%

叶栅中间的叶片经加工后用于测量换热系数, 该叶片用硬质松木制成中空的, 以便于热电偶引线。表面粘贴厚度为 0.05 mm 的薄合金钢加热带, 通直流电对其进行加热, 在表面形成等热流密度的发热量, 这样在测量出电加热功率及来流温度 t_{∞} 和叶片表面加热带的温度 $t_{i,j}$ 后, 就可计算叶片表面的局部对流换热系数 h 及努赛尔特数 Nu :

$$h = (q_{i,j} - q') / (t_{i,j} - t_{\infty}) \quad , \quad Nu = hC / \lambda$$

上式中 $q_{i,j}$ 是根据电加热功率确定的热流密度, q' 为换热表面的热辐射、加热片内部沿着加热片的二维导热及从加热钢带通过木制叶片向内部的导热这三部分损失之和。根据实验对比及相应的传热计算可得到上述三种损失的变化范围为: 辐射热损失: $1\sim 2\%$, 沿加热片的二维导热修正 $0\sim 1\%$, 通过木制叶片向内部的导热损失, $0.5\sim 2\%$ 。

为了研究叶片上两维区的换热及端壁效应对换热的影响, 在叶片的高度方向上布置了三排热电偶, 它们距端壁的距离分别是 $y=5\text{ mm}$, 30 mm 及 150 mm 。与叶片半高 L 的比分别是 $y/L=0.033$, 0.2 及 1.0 , 其中 $y/L=1$ 处是叶片的中部, 处于流动的两维区。

3 实验结果与分析

本实验的参数范围为来流湍流度 $Tu=0.75\sim 13.5\%$, 来流雷诺数 $Re=60000\sim 240000$, 来流雷诺数根据叶栅前来流速度及叶片弦长计算。

3.1 端壁效应的影响

图 2 给出了 Re 为 60000 , Tu 为 0.75% 时, 涡轮叶片上距端壁距离分别为 $y/L=0.033$, 0.2 及 1.0 处的 Nu 数的分布。比较叶片根部区域 ($y/L=0.033$) 与中部区 ($y/L=1.0$) 的两条曲线, 可以明显地看出, 在叶片吸力面 x/C 大于 0.24 的区域, 叶片根部区的对流换热强度明

显高于中部区,说明在该区域有较强的端壁效应影响。在吸力面层流区及压力面一侧,叶片根部区域的换热强度与中部区相比虽有一定程度的增强,但幅度不大,说明在叶片吸力面层流区及压力面上端壁效应不强。

比较叶片上距端壁 $y/L = 0.2$ 处的区域与中部区域($y/L = 1.0$)的换热,可以看出,无论是在叶片吸力面及压力面,该两个区域的对流换热强度均相差不大,表明在 y/L 大于 0.2 的区域,端壁效应基本消失了。该区域的流动具有两维性。

3.2 来流湍流度对叶片中部及根部区换热影响的比较

图 3(a) 给出了 Re 为 60000, Tu 分别为 0.75%, 4.0%, 8.0%, 10.0% 及 13.5% 时, 涡轮叶片上中部区域($y/L = 1$) 处的 Nu 数的分布, 横坐标是以驻点为起点的弧长 x 与叶片弦长 C 的比。可以看出: 叶片吸力面上边界层的发展有明显的层流、过渡及湍流区存在。湍流度对叶片吸力面上层流区及湍流区的换热影响不大, 但对过渡区的换热有较大影响。主要表现在两个方面:

(1) 过渡起始点随 Tu 的增大有前移的趋势, 如当 $Tu = 0.75\%$, 8.0% 及 13.5% 时, 过渡起始点位置分别大约在 $x/C = 0.44, 0.38$ 及 0.32 处。该趋势与文献[2]中的结果相同, 原因主要是湍流度的增大削弱了层流区的稳定性, 引起流态提前过渡; (2) 过渡区结束点的位置随 Tu 的增大也有前移的趋势, 如当 $Tu = 0.75\%$, 8.0% 及 13.5% 时, 过渡区结束点的位置分别在 $x/C = 0.88, 0.60$ 及 0.52 处。这种趋势与文献[2]的结果也相同。上述两种影响的总效果造成吸力面上的大部分区域的换热均有较大幅度的提高。如在 $x/C = 0.3$ 至 0.7 的区域, 湍流度从 0.75% 提高到 13.5% 时, 对流换热提高约 100%。

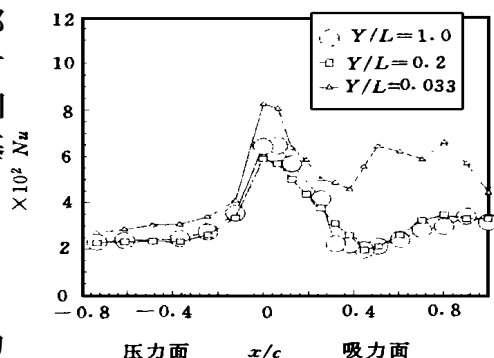


图2 $Tu = 0.75\%$, $Re = 60000$ 时
在不同叶高位置处换热的比较

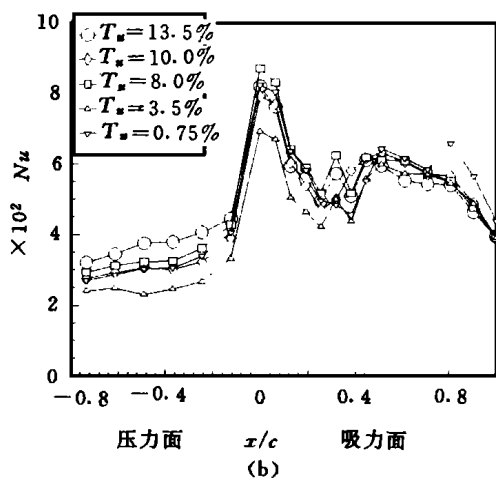
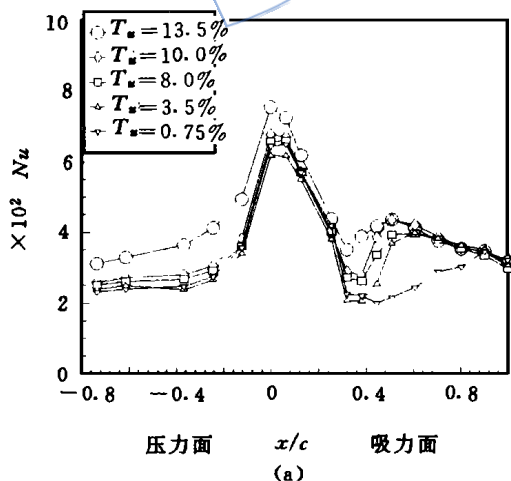


图3 $Re = 60000$ 时, 来流湍流度对叶片中部及根部区换热影响的比较

与吸力面相比, 压力面上没有湍流区, 过渡区也不明显, 湍流度的提高虽对叶片压力面上

的换热有一定的增强作用,但幅度较小。文献[2]也有同样的结果。这主要是因为压力面上的流动具有较强的顺压力梯度,因而稳定性较好,不易发生过渡,使湍流度的影响较为有限。当湍流度为 13.5% 时,与湍流度为 0.75% 的情况相比,对流换热提高约 50% 左右。

图 3(b) 给出了 Re 为 60000, Tu 分别为 0.75%, 4.0%, 8.0%, 10.0% 及 13.5% 时, 涡轮叶片上根部区 ($y/L = 0.033$) 处的 Nu 数的分布。可以看出: 在本实验的各个湍流度下, 叶片吸力面根部区的过渡起始点位置, 过渡区的长度及换热强度均相差不大, 这与图 3(a) 中所表明的叶片中部区的换热有明显不同, 说明叶片吸力面根部区的流动及换热有其自身的规律, 与叶栅前来流的品质关系不大。比较图 3(a) 及 (b) 还可看出, 随着来流湍流度的增大, 叶片吸力面中部区的换热强度与根部区的换热强度之间的差别趋于缩小, 说明在高湍流度条件下, 端壁效应要弱一些。在叶片的压力面上, 湍流度对换热强度有一定影响, 但对换热的分布规律的影响并不大。这与图 3(a) 中所表明的叶片中部区的情况基本相同。

3.3 来流雷诺数对叶片中部及根部区换热影响的比较

图 4(a) 给出了 Tu 为 10.0% 时, 来流雷诺数 $Re = 60000, 105000, 150000, 195000, 240000$ 时, 涡轮叶片上距端壁距离为 150 mm ($y/L = 1$) 处的 Nu 数的分布。

在吸力面上, 来流雷诺数的影响表现在以下几个方面: (1) 随着雷诺数的增大, 过渡起始点逐渐前移, 如 $Re = 60000$ 时, 过渡起始点约在 $x/C = 0.40$ 处, 而当 $Re = 240000$ 时, 过渡起始点已前移至 $x/C = 0.24$ 附近; (2) 过渡区的长度随雷诺数的增大而有一定幅度的增加, 如 $Re = 60000$ 时, 过渡区约在 $x/C = 0.40 \sim 0.50$ 的区域, 当 $Re = 240000$ 时, 过渡区约在 $x/C = 0.24 \sim 0.44$ 的区域; (3) 随着雷诺数的增大, 整个吸力面上的换热强度均有所提高。提高的幅度在层流区、过渡区及湍流区基本相同。

在压力面上, 来流雷诺数的不同并没有使该侧的流动特点发生实质性变化, 只是换热强度随着雷诺数的增大有一定的提高, 但幅度不如在吸力面大。

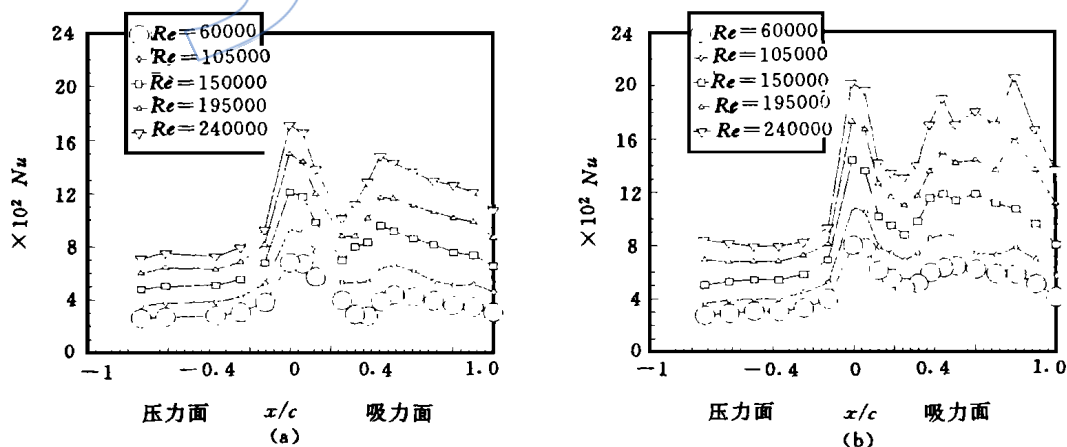


图 4 $Tu = 10.0\%$ 时, 来流雷诺数对叶片中部及根部区换热影响的比较

图 4(b) 给出了 Tu 为 10.0% 时, 来流雷诺数 $Re = 60000, 105000, 150000, 195000, 240000$ 时, 涡轮叶片上距端壁距离为 5 mm ($y/L = 0.033$) 处的 Nu 数的分布。

在整个根部区, 换热强度随雷诺数的增大而增强, 且在吸力面湍流区增强的幅度最大, 这

些特点与叶片中部区非常相似,但也有不同之处,即吸力面上的过渡起始点及过渡区长度并未受雷诺数变化的影响。表明吸力面根部区的流动换热特点,从定量上讲,受来流雷诺数影响较大,但从定性上讲,流态的转变及发展过程却基本不受雷诺数变化的影响。压力面根部区的流动换热特点与中部区基本相同。

4 结 论

(1) 在叶片吸力面根部的后半区域有较强的端壁效应影响,在吸力面层流区及压力面一侧,叶片根部区域的端壁效应较弱。在高湍流度条件下,端壁效应要弱一些。

(2) 湍流度对叶片吸力面二维区的层流区及湍流区的换热影响不大,但对过渡区的换热有较大影响,随着来流湍流度的增高,过渡起始点发生前移,过渡区的长度要缩短,导致吸力面总换热量增加。湍流度对叶片吸力面根部区的过渡起始点位置,过渡区的长度及换热强度均影响不大。湍流度的提高并未改变叶片压力面上(根部区及两维区)的流动特点,对换热有一定的增强作用,但幅度较小。

(3) 雷诺数的增加,对叶片吸力面二维区的流动特点有一定影响,使过渡起始点前移,过渡区的长度增加,但对叶片吸力面根部区的流动特点影响不大。叶片压力面根部区及两维区的流动特点,受雷诺数的影响均不大。总体上讲,叶片表面的换热强度无论是吸力面或压力面,根部区或两维区,均随雷诺数的增加而增强。

参 考 文 献

- 1 Mehendale A B, Han J C. Influence of High Mainstream Turbulence on Leading Edgy Heat Transfer. A S M E Journal of Heat Transfer, 1991, 113: 843- 850
- 2 Zhang L, Han J C. Influence of Mainstream Turbulence on Heat transfer Coefficients From a Gas Turbine Blade. A S M E Journal of Heat Transfer, 1994, 116: 896- 903
- 3 Zhang L, Han J C. Combined effect of Free- Stream Turbulence and U nsteady wake on Heat transfer Coefficients From a Gas Turbine Blade. A S M E Journal of Heat Transfer, 1995, 117: 296- 302

(责任编辑 杨再荣)

EFFECTS OF FILM COOLING ON INTERNAL HEAT TRANSFER COEFFICIENTS OF A SQUARE CHANNEL

Wu Hong, Deng Hongwu, Tao Zhi

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT Effects of film cooling on the distribution of internal heat transfer coefficients of turbulent flow through a square channel were investigated experimentally and numerically. The main factors were the inlet Reynolds number and the hole distance ratio under turbulent condition. The investigation showed that the internal heat transfer coefficient was increased greatly with the increase of the inlet Reynolds number whereas its variation was not monotonous with the change of the hole distance ratio. The change of internal heat transfer characteristics was not obvious with hole distance variation.

Key Words Turbulence Blades Heat transfer coefficient Experiment

RADIATION HEAT-FLUX DISTRIBUTION CALCULATION ON COMBUSTOR WALL BY MONTE-CARLO METHOD

Zhang Jianqiang and Zhu Gujun

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The calculation of the radiation heat-flux on combustor wall and in outlet by Monte-Carlo method takes into account the effects of radiation energy emitted from any single element on all other elements. The calculation gives better prediction of the radiation process in a gas turbine combustor. The radiation heat-flux densities of combustor wall and outlet can be calculated by Monte-Carlo method, provided the temperature, dioxide-carbon partial pressure and water vapor partial pressure distribution in a combustor are known. The changes of gas absorptivity and emissivity in the combustor have been taken into account. A complete computation procedure and related error analysis have been described in detail. A numerical example is given and the calculated results are reasonable.

Key Words Combustion chambers Radiation Heat flow Calculation

INFLUENCES OF MAINSTREAM TURBULENCE AND END-WALL EFFECT ON CONVECTIVE HEAT TRANSFER OF TURBINE BLADE

Zhu Huiren, Xu Duchun, Guo Tao, Liu Songlin

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT The influences of mainstream turbulence, end-wall effect and mainstream Reynolds number on the beginning location of transition, transition length and heat transfer both in the middle region and root region of a turbine blade were comparatively studied. A five-blade linear cascade in a large-scale low-speed opening wind tunnel was used in the experiment. A thin-foil thermocouple technique was applied to determine the heat transfer coefficients on the blade surface. Three rows of thermocouples located 5 mm, 30 mm and 150 mm in the span-wise direction of blade from end-wall. The mainstream

Reynolds number changed from 60000 to 240000. The mainstream turbulence varied from 0.75% to 13.5%. The results showed that the mainstream turbulence enhanced heat transfer coefficients on the suction surface to a great extent, and also increased the heat transfer coefficients on the pressure surface. Both onset and end of transition on the suction surface boundary layer move forward with increase of mainstream turbulence intensity. The end-wall effect region emerged at the root region of $x/C > 0.24$ of suction surface for the present turbine blade. The end-wall effect raised on the heat transfer coefficients for a low mainstream turbulence, but diminished for a high mainstream turbulence at the end-wall effect region. The influence of mainstream turbulence on the heat transfer coefficients vanished at the end-wall effect region.

Key Words Turbulence Blades Heat convection Measurements

PERFORMANCE OPTIMIZATION OF HIGH THRUST- WEIGHT RATIO TURBOFAN ENGINE

Zhu Zhili and Wang Xiaobo

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The optimization of installation performance was completed by the comprehensive optimal method for the high thrust- weight ratio turbofan engine. The propulsion system performance model of the variable geometry turbofan engine served as the base, and the maximum of install thrust, minimum of install SFC and minimum of the inlet temperature of turbine were taken as the optimization modules respectively. The calculation and the following analysis showed that the propulsion system performance can be improved significantly by multiple parameter performance seeking control for the turbofan engine with afterburner. The improvements are as follows: (1) the supersonic cruise install thrust can be increased by about 8% on the module of maximum thrust; (2) the subsonic cruise install SFC can be decreased by 2% on the module of minimum SFC; and (3) the turbine inlet temperature can be lowered by about 25 K at the constant install thrust on the module of minimum temperature.

Key Words Aircraft engines Performance analysis Optimization

NUMERICAL SIMULATION OF ROTOR- STATOR INTERACTION IN A TRANSONIC COMPRESSOR STAGE AT OFF- DESIGN CONDITIONS

Ren Yuxin, Shen Mengyu, Liu Qisheng

(Tsinghua University, Beijing 100084)

ABSTRACT A numerical method is developed for simulation of rotor- stator interactions in a compressor or turbine stage. This method solves quasi- three- dimensional Navier- Stokes equations by an implicit high resolution finite volume method. A fully conservative method is designed to compute the inviscid and viscous flux at the interface of rotor and stator grids. Numerical results of rotor- stator interactions in a transonic compressor stage at off- design conditions are presented. The mechanism of rotor- stator interactions in this compressor stage is discussed in terms of the computational results.