

非定常尾迹对涡轮叶片换热影响的数值模拟^{*}

朱惠人 张 丽 周永成 刘松龄

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘 要: 通过引入非定常尾迹诱导过渡的时间平均间歇因子的概念, 提出常规过渡的起始点位置和尾迹诱导过渡起始点位置的算法, 实现了对非定常尾迹影响下涡轮叶片上时间平均换热的数值模拟。结果显示, 无论在叶片吸力面还是压力面, 计算与实验符合均很好。

主题词: 航空发动机, 涡轮叶片, 传热, 数值仿真, 热效应

分类号: V235.113

NUMERICAL SIMULATION OF INFLUENCE OF UNSTEADY WAKE ON HEAT TRANSFER OF TURBINE BLADE

Zhu Hui ren Zhang Li Zhou Yongcheng Liu Songling

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: The numerical simulation of influences of unsteady wake on the time-average heat transfer of turbine blade was made by introducing the concept of wake induced transitional time-averaged intermittency and putting forward methods for calculating both normal transition onset and wake induced transition onset. The agreement between predictions and experimental data is good both on suction surface and pressure surface of turbine blade.

Subject terms: Aircraft engine, Turbine blade, Heat transfer, Numerical simulation, Thermal effect

1 引 言

航空发动机涡轮机中的流动具有很强的非定常效应, 其中包括上游叶栅产生的尾迹对下游叶片上流动及换热的影响。80 年代后期, Dulenkopf, Liu, Han, Bliar, Dunn^[1~5] 的研究结果表明, 非定常尾迹促使层流变为湍流, 使边界层转捩点前移, 并拉长了转捩区的长度, 从而使涡轮叶片上的换热有很大提高。Han^[3] 等人的实验结果显示, 尾迹的影响可使涡轮叶片吸力面上的热交换系数增大 200%, 使压力面上的热交换系数增大 100%。现有的基于稳态理论的计算方法, 对模拟有尾迹影响时涡轮叶片表面的换热会出现较大偏差。Mayle^[6] 等人通过引入一种时间平均间歇因子, 将非定常效应的计算归结为定常流的计算问题。本文的主要内容就是对这一思想进行较为深入的研究, 对其进行相应的修改加以推广应用, 形成一种新的能较好地模拟有尾迹影响时涡轮叶片上流动及换热的计算方法, 用有关非定常尾迹影响下涡轮叶片

* 收稿日期: 1998-08-12, 修回日期: 1998-11-12, 本课题系航空科学基金资助项目, 编号: 96 C 53034

表面的换热实验数据对其进行验证。

2 计算方法

在航空发动机涡轮叶片上,由于叶片弦长较小,使得叶片表面的流动中过渡区占有相当大的比例,特别是在有尾迹影响的情况下,过渡区的长度增长,既有常规过渡现象,亦有因尾迹干扰引发的过渡现象。对如此复杂的过渡过程,目前尚未见到有某种湍流模型能直接对其模拟计算。本文在处理这一问题时借用 Mayle 等人的思想,将过渡区看成是由层流及湍流状态共同存在的一种区域^[6],所不同的只是两种状态所占的比例不一样。为此,可将非定常尾迹影响下过渡态的计算归结为定常流时层流和湍流的计算,计算时,对过渡态中的不同的区域,通过引入一个“时间平均尾迹间歇因子”的参数,来描写层流结果及湍流结果的不同“权重比”。具体方法如下:

设 $Nu, l(x)$ 和 $Nu, t(x)$ 分别为定常流时,对应于纯层流及纯湍流状态时的 Nu 数,则非定常尾迹影响下过渡态中的某一局部 Nu 数就可以表示如下:

$$Nu(x) = Nu, l(x) \cdot [1 - \bar{\gamma}(x)] + Nu, t(x) \cdot \bar{\gamma}(x) \quad (1)$$

其中 $\bar{\gamma}(x)$ 为描写过渡态的时间平均尾迹间歇因子,其取值对纯层流状态时应为 0, 纯湍流状态时应为 1。由于存在尾迹影响时,边界层中可能出现两种不同的过渡,即常规过渡和尾迹诱导过渡,与这两种过渡对应的间歇因子分别用 $\gamma_n(x)$ 和 $\gamma_w(x)$ 表示,则 $\bar{\gamma}(x)$ 应为 $\gamma_n(x)$ 和 $\gamma_w(x)$ 的综合结果:

$$\bar{\gamma}(x) = 1 - [1 - \gamma_n(x)] \cdot [1 - \gamma_w(x)] \quad (2)$$

其中,常规过渡间歇因子以往较多采用下式计算:

$$\gamma_n(x) = 1 - \exp\left[-4.659\left(\frac{x - x_{tn}}{l}\right)^2\right] \quad (3)$$

式中, x_{tn} 为常规过渡的起始点位置, l 为过渡区长度,它们均需采用经验公式计算,使用范围受到较多的限制,该式还有另外一个不足之处,即没有考虑湍流度 Tu 的影响,经分析比较,本文选用下式计算常规过渡间歇因子:

$$\gamma_n(x) = 1 - \exp\left[-1.25 \times 10^{-11} \times Tu^{7/4} (Re_x - Re_{x_{tn}})^2\right] \quad (4)$$

式中 $Re_{x_{tn}}$ 为过渡起始点雷诺数,与 x_{tn} 有直接关系,需采用经验公式计算,但少了一个经验参数的计算,且考虑了湍流度的影响,更适合于本文所研究的情况。有关 x_{tn} 的计算方法也很多,但一般均有如下的形式:

$$Re_{\theta, tn} = a \cdot Tu^n \quad (5)$$

其中, $Re_{\theta, tn}$ 为过渡起始点的动量厚度雷诺数。不同研究者所得结果的区别主要在于 a 及 n 的取值不同,本文取值为 $a = 460, n = -0.65$ 。另外,大量的实验表明,当 Tu 大于 4% 时,动量厚度雷诺数 $Re_{\theta, tn}$ 将趋于一定值,故本文最终采用下式确定过渡的起始点位置:

$$Re_{\theta, tn} = 460 \cdot Tu^{-0.65} \quad (6a)$$

$$Re_{\theta, tn} = 187 \quad (Tu \geq 4\%) \quad (6b)$$

式 (2) 中的尾迹诱导过渡间歇因子由下式计算:

$$\gamma_w(x) = 1 - \exp\left[-0.302\omega_r \frac{x - x_{tw}}{c}\right] \quad (7)$$

式中, ω_r 为衰减频率, c 为叶片的弦长, x_{tw} 为尾迹诱导过渡的起始点位置。如何确定 x_{tw} , 目前尚

无公认的经验关系式可以借鉴。一般认为,由于尾迹的影响具有周期性非定常的特点,使得流动发生过渡的机理有所不同。Funazki^[7] 等人针对平板流动的测量表明,尾迹诱导过渡起始点的动量厚度雷诺数 $Re_{\theta, tw}$ 大约为 160, 并保持不变, 由于尾迹区内湍流度一般都较大, 该结果所反映的含义与式(6b)是一致的。而 $Re_{\theta, tw}$ 取值较 $Re_{\theta, tn}$ 小, 表明尾迹的周期性非定常影响会促使流动较常规状态提前发生过渡。对涡轮叶片上的流动, 本文通过计算发现采用 $Re_{\theta, tn} = 145$ 比较合适。

3 计算结果

选择了文献 [3] 中的一组工况进行计算验证, 其中的实验是在低速大尺寸叶栅风洞中进行的, 叶片经过放大, 使叶栅进口雷诺数可达到 3×10^5 , 已较接近实际涡轮中的进口雷诺数。实验中前排叶栅的尾迹采用一个尾迹发生器来模拟。它是一个轮辐型转轮, 装有若干个直棒模拟叶片尾缘厚度。实验中来流湍流度为 0.75%。当不安装尾迹发生器时, 叶片上的流动和换热就属于常规状态下的情况, 完全可以用现有计算方法直接计算, 图 1 即为这种情况下实验与计算结果的对比, 其中来流速度为 $V = 21 \text{ m/s}$ 。可以看出过渡的起始点位置及层流区和过渡区的换热的计算与实验符合的很好, 说明现有计算方法在模拟常规状态下的叶片表面的流动换热时具有较高的准确性。

图 2 给出了相同来流条件下, 尾迹发生器转速 $N = 96 \text{ r/min}$ 时, 叶片表面的流动换热计算结果与实验结果的对比。

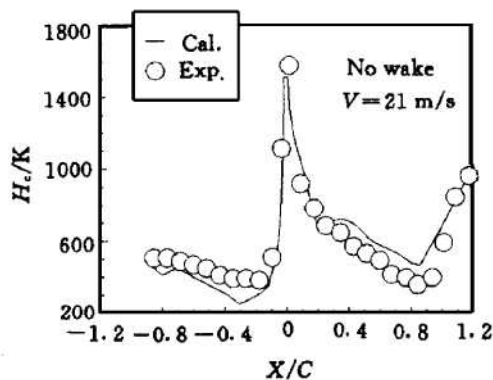


Fig. 1 Distribution of heat transfer for the case of no wake

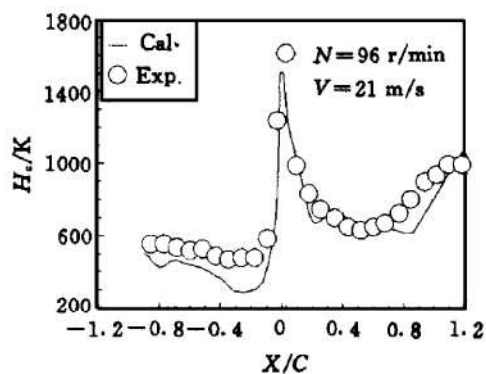


Fig. 2 Distribution of heat transfer for the case of $N = 96 \text{ r/min}$

可以看出, 在尾迹的影响下, 吸力面上的边界层的过渡起始点大幅度前移, 过渡区也拉长了, 使叶片上的换热相对无尾迹时有很大提高, 计算对这些变化均能很好地模拟。在压力面上, 计算结果与实验符合也很好, 不仅较好地预测了过渡起始点的位置, 也较好地模拟了在压力面一侧由于较强顺压力梯度的作用, 流态转变后发展较为缓慢这一特点。说明计算方法在模拟有尾迹影响下涡轮叶片表面上的换热很成功。

图 3 给出了尾迹发生器具有更高转速 $N = 756 \text{ r/min}$ 时, 叶片表面的流动换热计算结果与实验结果的对比。尾迹发生器所产生的尾迹对叶片表面流动的干扰增大, 因而换热也更强。由图可以看出, 计算结果与实验的符合程度也是较好的, 只是在叶片压力面上, 未能很好地模拟尾迹对层流区的影响, 表现在层流区 ($X/C = -0.2$ 附近) 的预测值较实验值低一些, 预

测的过渡过程比实验所反映的过程也稍快一些。总体来看,本计算方法在模拟具有不同频率的尾迹影响下涡轮叶片表面上的流动与换热还是很成功的。

4 结 论

通过引入非定常尾迹诱导过渡的时间平均间歇因子的概念,提出常规过渡起始点位置和尾迹诱导过渡起始点位置的算法,建立了一套计算方法,实现了对具有不同频率的尾迹影响下涡轮叶片表面上流动换热的数值模拟。通过计算与实验数据的对比,表明该方法有较好的计算精度。

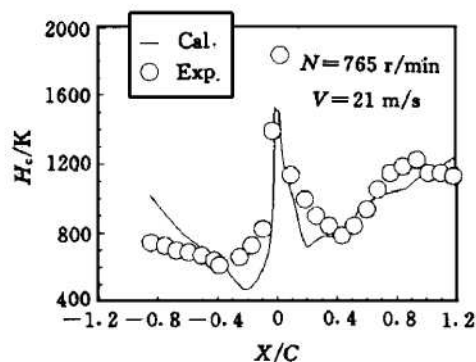


Fig. 3 Distribution of heat transfer for the case of $N=756$ r/min

参 考 文 献

- 1 Dullenkopf K. The effect of incident wake conditions on the mean heat transfer of an airfoil. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113: 412~418
- 2 Liu X, Rodi W. Measurements of unsteady flow and heat transfer in a liner turbine cascade. ASME Paper, 92-GT-323
- 3 Han J C. Influence of unsteady wake on heat transfer coefficients from a gas turbine blade. ASME Journal of Heat Transfer, 1993, 115: 904~911
- 4 Blair M F. An experimental study of heat transfer in a large-scale turbine rotor passage. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 1~13
- 5 Dunn M G. Time averaged heat transfer and pressure measurements and comparison with prediction for a two stage turbine. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 14~22
- 6 Mayle R E. The role of laminar turbulent transition in gas turbine engines. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113: 509~537
- 7 Funazaki K I. Studies of the unsteady boundary layer on a flat plate subjected to incident wakes. III hot-wire probe measurement of the unsteady boundary layer. Japan Society of Mechanical Engineers, Trans B 1993, 59 (558): 357~356