

文章编号: 1000-8055(2005) 04-0540-05

非定常尾迹对叶片头部气膜冷却的影响

蒋雪辉, 赵晓路

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100080;
2. 中国科学院研究生院, 北京 100080)

摘要: 采用数值模拟的方法分析了非定常尾迹对叶片头部气膜冷却的影响, 气膜冷却方式为狭缝冷却。将数值模拟得到的气膜冷却有效温比同相应的实验结果进行了比较, 用来校验程序。通过对数值模拟的结果进行分析, 发现当非定常尾迹作用到叶片头部时, 主流的滞止点会从气膜狭缝上游移动到气膜狭缝上, 气膜射流会发生“分流”现象, 导致气膜狭缝下游壁面的气膜冷却有效温比急剧下降。

关键词: 航空、航天推进系统; 非定常尾迹; 气膜冷却; 气膜冷却有效温比

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

The Effect of Unsteady Wake on Leading Edge Film Cooling

JIANG Xue-hui, ZHAO Xiao-lu

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Beijing 100080, China;
2. Graduate School, Chinese Academy of Science, Beijing 100080, China)

Abstract: Numerical simulations were performed to study the affect of unsteady wake on leading edge film cooling. The calculated film cooling effectiveness was compared with the experimental results. The unsteady numerical simulation shows that the stagnation point moving to the cooling flow slit causes the cooling flow to diverge when the unsteady wake swept through the film-cooling slit. The divergence of the cooling flow results in sharply decreasing of the film cooling effectiveness downstream the film-cooling slit.

Key words: aerospace propulsion system; unsteady wake; film cooling;
film cooling effectiveness

随着航空燃气轮机效率的提高, 燃烧室出口温度也越来越高, 当温度超过叶片的耐热极限时, 必须采用内冷和外冷的冷却技术来降低叶片表面温度。当今的航空发动机, 第一级静叶普遍采用了气膜冷却的方法来降低叶片表面温度, 随着燃烧室出口温度的进一步提高, 第一级动叶也开始采用气膜冷却技术^[1]来降低叶片表面温度。对于静叶的气膜冷却, 进行了大量的工作^[2]。相对于静叶, 动叶的气膜冷却技术更加复杂, 气膜冷却的效

果不仅受到动叶旋转的干扰, 而且还受到静叶产生的非定常尾迹等一些非定常因素的干扰。了解非定常尾迹对动叶气膜冷却的影响规律, 并将其用于动叶气膜冷却方案的设计上, 必然会对航空燃气涡轮整机效率的提高产生影响。

由于所处位置的原因, 动叶的气膜冷却必然会受到上游静叶尾迹的干扰。同时, 由于动叶是运动的, 静叶尾迹对动叶气膜冷却的影响是非定常的。从公开发表的文献来看, 研究非定常尾迹对气

膜冷却的影响主要以试验为主。美国得克萨斯 A&M 大学涡轮传热实验室的工作小组利用轮辐式尾迹发生器模拟静叶尾迹, 研究了低速情况下, 非定常尾迹对动叶气膜冷却有效温比的影响。发现和无尾迹情况相比较, 非定常尾迹会降低气膜冷却有效温比^[3]。在该工作小组的文章中, 并没有给出相应的流场数据。Stefan Woff 和 Leonhard Fottner^[4]利用高速风洞、轮辐式尾迹发生器和三维热线风速仪研究了尾迹扫过气膜孔时, 气膜孔周围的流场情况。实验发现尾迹扫过时, 冷却气流会发生“上扬”现象, 遗憾的是该文没有给出相应的温度场的变化。采用数值模拟的方法研究非定常尾迹对气膜冷却的影响这方面的参考文献很少, 主要原因是缺乏相应的实验数据用于程序校验。只有 James D Heidmann^[5]结合自己的实验结果做了相应的数值模拟工作。他在计算中使用了尾迹模型和冷却孔展向周期性边界条件。

本文所做的工作, 是对非定常尾迹对气膜冷却有效温比影响的一个实验工况进行了数值模拟。并将数值模拟得到的气膜冷却有效温比同实验结果进行了比较。用数值模拟得到的结果研究了非定常尾迹如何对气膜狭缝周围的流场产生影响, 进而对气膜狭缝下游壁面的气膜冷却有效温比产生影响。在实际应用中, 叶片头部的气膜冷却不会采用狭缝形式。之所以采用狭缝形式, 主要是为了在尽量简化的条件下研究非定常尾迹对气膜冷却影响的机理。

1 实验工况简介

实验是在中国科学院工程热物理研究所的环形叶栅实验台上完成的。将原有的环形叶栅实验

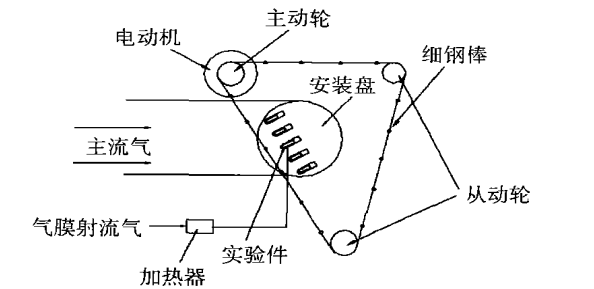


图 1 试验台简图

Fig. 1 Schematic of experimental facility

台改造为直流叶栅实验台, 并安装了链条式尾迹发生器, 用来产生非定常尾迹。实验台的详细情况及试验参数的选择见参考文献[6], 这里只作简要

的介绍。图 1 为实验段简图。实验件为一带圆形头部的平板, 在头部开有一个气膜狭缝, 用来模拟

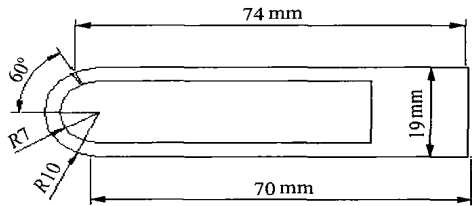


图 2 试验件零件图

Fig. 2 Schematic of experimental apparatus

叶片头部的气膜冷却。图 2 是实验件简图。尾迹发生器由主动轮、从动轮、链条、细钢棒组成, 用来产生非定常尾迹。

2 数值模拟及结果分析

本文对其中的一个实验工况进行了数值模拟, 采用 Fluent 程序。实验工况的具体参数是, 细钢棒直径 6 mm, 运动速度 0.6 m/s。主流速度 30 m/s, 温度 325 K。气膜射流速度 34 m/s, 温度 350 K。细钢棒的节距是 0.126 m, 实验件的栅距是 0.061 m, 数值计算时将其模化为 1:2, 取一个细钢棒节距, 两个实验件栅距。图 3 是数值计算的整体网格图。在划分网格时, 在气膜狭缝附近进行了网格局部加密, 以保证壁面第一层网格数的 y^+ 在 1 左右。图 4 是气膜狭缝周围的局部网格图。

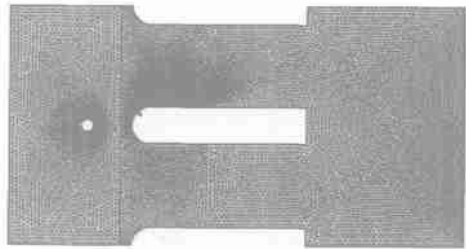


图 3 计算网格图

Fig. 3 Numerical grids

非定常计算采用的是双时间步法, 时间上采用二阶隐式格式, 空间上采用二阶迎风格式, Simple 算法。湍流模型采用了单方程 S-A 模型。由于实验件内腔很大, 充满了热的入射气流, 实验件壁面很薄, 只有 2 mm 左右, 因此数值计算时, 不能把壁面当成绝热壁面, 而是采用了给定内腔壁面温度、壁面厚度、材料物性的方法, 进行了流、固耦合计算。计算时, 将一个周期分成 40 个时间层, 每个时间层的收敛残差为 10^{-5} , 收敛步数 200 步。

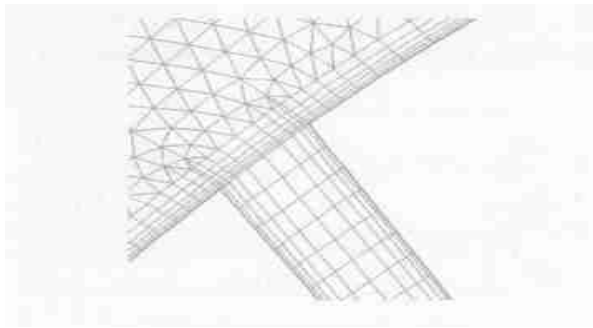


图 4 气膜狭缝周围网格图

Fig.4 Grids around film cooling slit

图 5 是气膜狭缝后一点温度随物理时间步的变化曲线。从图中可以看出, 10 个周期后, 壁面温度已经呈现出周期性变化。将计算得到的一个周期中 40 个时间层的壁面温度取平均值, 就可以求出壁面的时均温度, 并计算出气膜冷却有效温比。定义时均气膜冷却有效温比为:

$$\eta = \frac{T_1 - T_w}{T_1 - T_2}$$

式中: T_1 , T_2 分别为主流和气膜射流的温度, T_w 为时均壁面温度。图 6 是数值计算得到的时均气

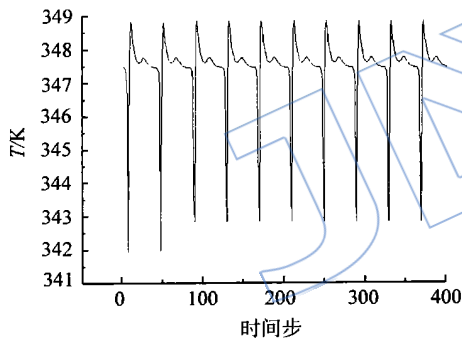


图 5 气膜狭缝后一点温度随物理时间步的变化

Fig. 5 Periodical changes of temperature on point behind slit

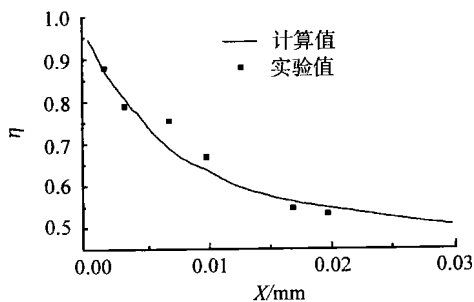


图 6 计算值和实验值的比较

Fig. 6 Comparison between numerical and experimental results

膜冷却有效温比和实验值的比较图, 图中横坐标的定义如图 7 所示。从实验值和数值计算的比较图可以看出, 在第三个测点附近, 数值计算的结果和实验值有一定的差距, 相差 7% 左右。

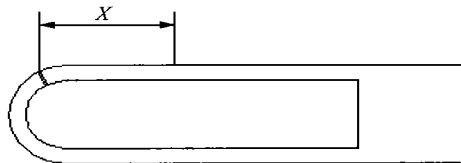


图 7 X 的定义

Fig. 7 Definition of X

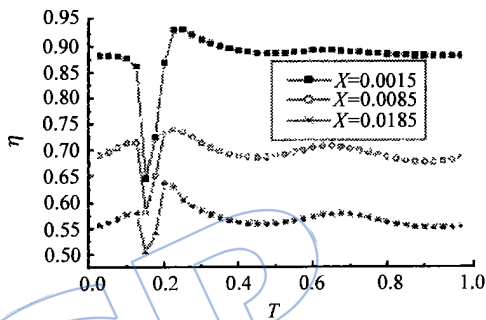


图 8 气膜冷却有效温比的变化

Fig.8 Changes of film cooling effectiveness at a period

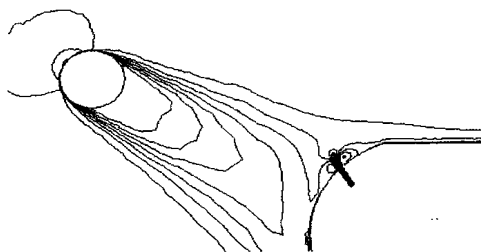


图 9 气膜冷却有效温比最小时的总压图

Fig.9 Total pressure at the time of minimum film cooling effectiveness

图 8 是一个周期内, 实验件壁面 3 个测点的气膜冷却有效温比随时间的变化过程。图中横坐标为单位周期, 纵坐标为气膜冷却有效温比。这 3 点的位置分别为, $X=0.0015$, $X=0.0085$, $X=0.0185$, 其中 X 的定义如图 7 所示。从图 8 可以看出, 在一个周期内, 尽管 3 个点的位置相差很远, 但 3 个点的气膜冷却有效温比在一个周期内存在一个最小值, 而且这个最小值是同时出现的。图 9 是气膜冷却有效温比最低时刻的总压图, 从总压图可以看出, 此时, 恰好是非定常尾迹作用到气膜狭缝周围区域的时刻。

图 10 和图 11 分别是尾迹打在气膜狭缝周围 ($7/40T$) 和尾迹过后 ($23/40T$), 气膜狭缝周围的流线分布。从图中可以看, 当尾迹作用到气膜狭缝周围时, 气膜射流的流动发生了两个变化: 一是主流气体在实验件头部的滞止点发生移动, 本来位于气膜狭缝前面的主流气体滞止点移动到了气膜狭缝上, 使气膜射流的流动发生分流, 这必然会导致位于气膜狭缝下游壁面的气膜冷却有效温比降低; 二是由于尾迹带来的总压亏损和速度亏损, 使主流不能将气膜射流压制到气膜狭缝后的壁面上, 使气膜射流发生了“上扬”现象, 流向气膜狭缝下游的气膜射流在气膜狭缝后形成的低速回流区很大, 这也会导致气膜狭缝下游壁面的气膜冷却有效温比下降。非定常尾迹对气膜射流造成的这两种影响使气膜狭缝下游的气膜冷却有效温比急剧下降。

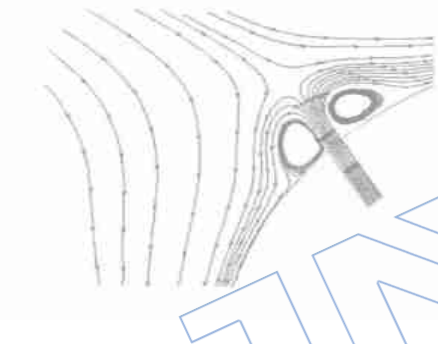


图 10 尾迹作用到气膜狭缝上时的流场
Fig. 10 Stream lines when wake hits slit
($7/40T$)

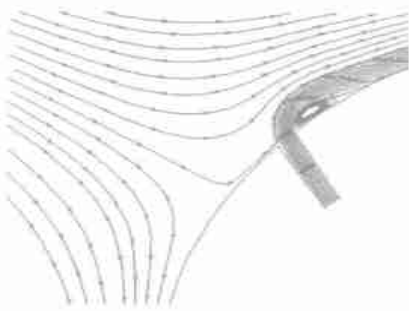


图 11 尾迹过后、气膜狭缝周围的流场
Fig. 11 Stream lines at the time of $23/40T$

从图 8 可以看出, 这 3 个测点的气膜冷却有效温比降到最低后, 气膜冷却有效温比有一个快速升高的过程, 一直升高到一个尾迹扫过周期中的最大值。这是因为, 随着尾迹的移动, 主流的滞止点也会向气膜狭缝的上游移动, 逐渐离开气膜

狭缝上方, 被分流的气膜射流逐渐流向气膜狭缝的下游, 这将使气膜狭缝下游壁面的气膜冷却有效温比升高。当尾迹作用的范围离开气膜狭缝时, 主流的滞止点回到气膜狭缝前的正常位置, 气膜射流不再发生分流, 所有的气膜射流都会流向气膜狭缝下游。同时, 由于尾迹的作用范围已经离开气膜狭缝, 气膜射流又会被主流压制到气膜狭缝后的壁面上, 这都将导致气膜狭缝下游壁面的气膜冷却有效温比升高。当尾迹作用范围刚刚离开气膜狭缝周围时, 所有的气膜射流都流向气膜狭缝下游。此时主流和气膜射流的热量交换较少, 这使得气膜射流在这个时刻的温度和主流的温度相差很大, 这将导致相应的壁面的气膜冷却有效温比升高。随着时间的增加, 主流和气膜射流的热量交换变大, 气膜射流和主流的温差逐渐变小, 壁面的气膜冷却有效温比也会减小。

从图 8 可以看出, 在一个周期中, 除了由于尾迹的作用, 气膜冷却的有效温比又一个快速下降到最小值, 又快速升高到最大值的波动外, 还存在另外的波动。相对于非定常尾迹引起气膜冷却有效温比的波动, 这些波动很平缓, 幅值也很小。这些波动是干扰棒和实验件相对位置的变化引起的, 也就是通常所说的叶轮机非定常干扰中的势流作用。

3 结 论

使用非定常计算程序对非定常尾迹对气膜冷却影响的实验工况进行了二维数值模拟, 将数值计算结果同实验值进行了比较。通过数值模拟计算, 发现了一种新的流动现象。即非定常尾迹作用在叶片头部气膜狭缝周围时, 会使主流的滞止点在叶片头部的位置发生变化。主流的滞止点移动到气膜狭缝的上方, 会导致气膜射流发生分流, 进而影响气膜狭缝下游壁面的气膜冷却。

数值计算结果表明, 非定常尾迹作用在气膜狭缝周围, 会使气膜射流发生分流、上扬现象, 导致这个时刻气膜狭缝后壁面的气膜冷却有效温比急剧下降, 下降到一个周期的最小值。随后, 气膜冷却有效温比开始升高, 达到一个周期的最大值。

一个周期中, 动静干涉形成的势流影响也会使气膜冷却有效温比产生波动。和非定常尾迹对气膜冷却有效温比的影响相比, 势流影响对气膜冷却的影响作用较小。

参考文献:

- [1] 航空航天工业 部高效节能发动 机文集编委会. 高效节能发
动机文集第 五分册: 涡轮设计 和试验[M]. 北京: 航空工业
出版社, 1991: 20- ~26.
- [2] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版
社, 1985.
- [3] Ou S, Han J C, Mehendale A B. Unsteady Wake Over a Lin-
ear Turbine Blade Cascade with Air and CO₂ Film Injec-
tion: Part II – Effect on Film Effectiveness and Heat
Transfer Distribution [J]. *Journal of Turbomachinery*,
1994, 116(10) : 730~73.
- [4] Stefan Wolff, Leonhard Fottner, Sabine Ardey. An Experi-
mental Investigation on the Influence of Periodic Unsteady
Inflow Conditions on Leading Edge Cooling[R]. *ASME
Paper, GT- 2002- 30202*.
- [5] James D Heidmann. A Numerical Study of the Effect of
Wake Passing on Turbine Blade Film Cooling[R]. *AIAA
Paper, AIAA- 95- 3044*.
- [6] 蒋雪辉. 非定常尾迹对气膜冷却影响的研究[R]. 北京: 中国
科学院, 2004.