

文章编号: 1000-8055(2000) 04-0385-06

带气膜出流的旋转叶片冲击冷却的实验研究

吴 宏¹, 陶 智², 徐国强², 耿汀²

〔1. 清华大学 工程力学系, 北京 100084;
2. 北京航空航天大学 402 教研室, 北京 100083〕

摘要: 用实验方法研究了放大 4 倍的涡轮叶片前缘模型在旋转状态下, 带气膜出流时叶片内冲击面的换热特性。实验结果表明: 雷诺数的增加显著地增强了换热, 但叶片前缘和尾缘的增加是不同的, 而浮升力对换热的影

响是复杂的; 在低雷诺数的情况下, 旋转对换热影响不明显, 而在高雷诺数时, 会使换热降低。对换热的影响是几个因素相互共同作用的结果, 并且叶片研究面上的换热特性规律是很复杂的。

关 键 词: 叶片; 冷却; 换热

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

1 前 言

在航空发动机涡轮叶片冷却研究中, 从流体的流动和换热特性上看, 叶片前缘腔的冷却形式是小空间内对大曲率凹面的冲击加上冷却气体在前缘和颧区气膜孔的出流。同时流动与换热受到旋转离心力场中哥氏力和浮升力的影响, 因而叶片前缘腔内的流动和换热是很复杂的, 也使得模型实验有相当大的困难。目前国内外对叶片前缘腔的研究有一定的局限性, 要么仅为单一旋转状况下的冲击冷却或径向出流, 要么是在静止的情况下研究冲击换热, 这些都是对实际工作叶片某一部分特性进行的研究, 与实际工作叶片的流动和换热状况有较大的出入。例如对于在叶片前缘的冲击气膜复合冷却的情况, 冷却气体是由前缘和两侧的气膜孔排出的, 而他们的研究只进行单纯的冲击冷却, 而不带气膜出流的实验模型流场(从而其温度场) 将与其原型有很大的差别, 这样研究的结论和实际情况就会有较大的出入。Kreatsoulas^[1] 用实验研究了旋转状态下单纯前缘通道的冲击冷却特性, 得出的结论是旋转在一定的条件下会导致换热下降 30%。邱绪光等对静止状态下叶片的纯靶面冲击流动和换热进行了深入的实验和理论研究。在有气膜出流通道的流动上,

Walters 和 Leylek^[2], Martin 和 Thole^[3] 等进行了有益的数值计算研究。陶智^[4] 等用数值计算也对该情况进行了初步的探索。本实验的研究对象是高压涡轮叶片的前缘冲击冷却腔的换热问题, 实验采用的模型与原型尽量保持一致, 前缘腔内的冲击气体从前驻点和旁侧颧区的出流孔流出, 并在旋转条件下进行实验。

实验对旋转状态下的带气膜出流的叶片前缘通道冲击换热进行了研究。通过对控制方程的无因次分析, 在几何相似的基础上, 控制旋转系中对流换热过程的无因次准则数为雷诺数 Re , 旋转数 Ro , 浮力数 Bo , 普朗特数 Pr 。限于篇幅关系, 推导细节不在此累述。实验中, 表示物性的无量纲数 Pr 基本上为常数, 所以, 局部努塞尔特数可表示为: $Nu = f(Re, Ro, Bo)$ 。

以上各无因次准则数的定义为: 换热面的局部努塞尔特数 $Nu = \alpha D_h / \lambda_0$; 雷诺数 $Re = \rho_0 U_0 D_h / \mu_0$; 旋转数 $Ro = \Omega D_h / U_0$; 浮力数 $Bo = (\Delta \rho / \rho) \cdot Ro^2 \cdot R / D_h$; 密度比数 $\Delta \rho / \rho = (\rho_0 - \rho_w) / \rho_0 = (T_w - T_0) / T_w$ 。其中, $\alpha = q / (T_w - T_0)$ 为通道内壁面的局部换热系数, q 为通道内壁面的热流密度; 特征尺度 D_h 为入口通道的当量直径; 进口温度 T_0 为定性温度; 进口平均速度 U_0 为定性速度; ρ_w, T_w 为换热面气流密度和壁面温度。

收稿日期: 1999- 12- 12; 修订日期: 2000- 06- 08

作者简介: 吴宏(1971-), 男, 清华大学工程力学系博士后

2 实验模型和实验台

实验模型的示意图如图 1 所示。从实验件的加工, 以及测量时热电偶布置方面的考虑, 将实际叶片孔出流的结构改成缝出流的结构, 缝的宽度是根据出流面积来折算的。根据实际加工和测点布置的需要, 以及现有的实验条件, 实验模型比实际的放大了 4 倍。试件模型设计成由三部分构成: 加热段 冲击测试段和进气段, 三部分由上部和下部的耳朵用螺栓紧固为一体(如图 1 所示)。加

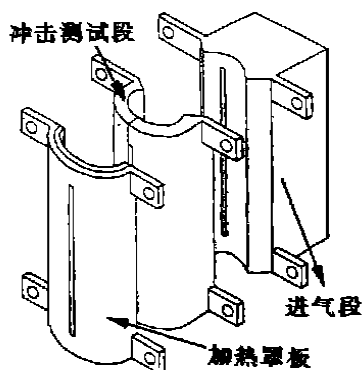


图 1 叶片试件模型的构成

热段是个加热罩, 由绝热岩棉构成的绝热层和镍铬丝构成的加热层组成, 使加热段形成一个热流向测试段的单向热流边界条件, 叶片模型的顶部和底部也加上绝热岩棉, 形成绝热边界条件; 冲击段为实验的主要测试段, 由两块不锈钢叶片拼接而成, 前面有前出流缝, 并在两侧和进气段合成侧出流缝(如图 2)所示。两块测试块正反两面都

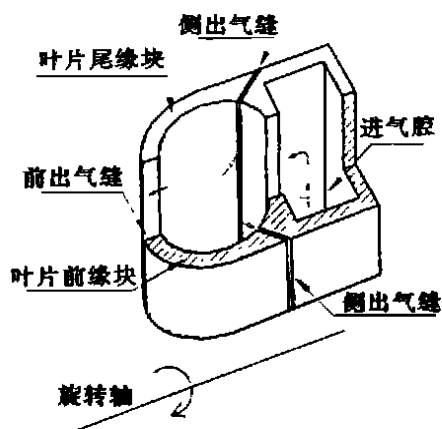


图 2 叶片结构剖面示意图

焊上热电偶, 每个测试块 24 对(如图 3)所示, 可测出叶片正反两面的离散温度分布; 进气段为进气和稳压段。本实验在北航 402 教研室的高速综

合旋转换热实验台(见图 4)上进行的。实验冷却气由外部气源提供, 实验气流量由流量阀控制,

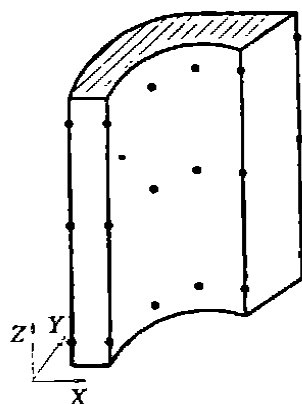


图 3 热电偶的布置示意图

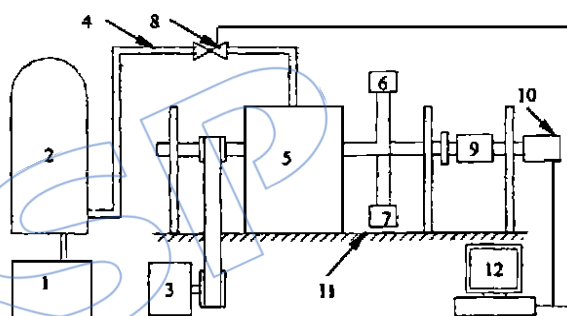


图 4 实验系统示意图 (1. 压气机 2. 储气罐

3. 变频调节电机 4. 输气管 5. 旋转台架

6. 实验件 7. 配重 8. 调节阀门 9. 放大多路选通器

10. 滑环引电器 11. 试验平台 12. 数采计算机)

用皮托管测量流量。气流经管道流进旋转台架后, 经过旋转轴进入实验件。由热电偶测得的实验数据信号由两个温度采集板(每个测试块一个)进行采集和放大, 再由两个 42 通道的滑环引电器从转动部分引出, 传入数据采集板, 通过计算机实现对数据的采集、控制和存储。实验台的动力部分为一台 18.5 kW 的电机, 由变频器通过变频来无级调速。

3 实验结果及分析

在旋转叶片通道内冷却气流会受到离心力、哥氏力和浮升力的影响。因此, 通道内冷却气流流动和换热特性非常复杂, 通道内各个换热面的换热规律是各不相同的。图 5 是根据位置关系来定义的叶片各个面的示意图。在此文中, 根据旋转方向, 将叶片的两块测试块(如图 2 所示)定义为前缘块和尾缘块。

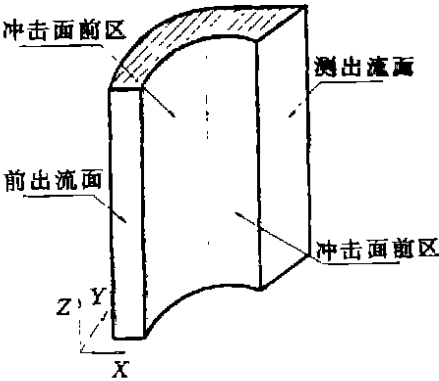


图5 每个测试块各个面的定义

实验研究的是在旋转情况下产生的哥氏力以及在保守力场中有温差时的浮升力对换热的影响。(由于离心力已并入 $-\nabla P$ 项,它的作用已不特殊,只考虑哥氏力和浮力)。考虑到实际的实验条件,实验的工况设计为:转速为 0, 500, 900, 1200, 1500 r/min, 流量分别为 30 kg/s, 75 kg/s, 150 kg/s, 200 kg/s, 由于无法在试验前得到浮力数 Bo , 因此实验中是通过监视通道最高点的温度与进口冷气的温度差(即最大温差)进行研究的。为确保浮升力的作用,加热的功率使在每种流量

下最大温差分别达到 30 K, 50 K, 70 K, 90 K。实验测量的是模型叶片前缘块和后缘块的离散温度场,经过插值计算得到全场的边界温度分布,通过解 BFC (贴体坐标系)下的导热方程得到全场的温度分布,再算出前后缘冲击面的换热系数。计算雷诺数时取入口的水力直径 D_h 为特征尺度,进口气流温度 T_0 为定性温度,进口速度 U_0 为定性速度。则有通道内壁面的局部换热系数 $\alpha = q / (T_w - T_0)$, 其中热流由 $q = -\lambda \nabla T$ 算出。影响旋转状态下的对流换热过程的无因次准则数有以下几个: 雷诺数 $Re = \rho_0 U_0 D_h / \mu_0$, 旋转数 $Ro = \Omega D_h / U_0$, 浮力因子 $Bo = (\Delta \rho / \rho) \cdot Ro^2 \cdot R / D_h$, 其中 U_0 为进口速度, ρ_w, T_w 为换热面密度和温度, 以及反映浮力大小的密度比率 $\Delta \rho / \rho = (\rho_0 - \rho_w) / \rho_0 = (T_w - T_0) / T_w$ 。以下根据主要研究的内容,就雷诺数、浮力数、旋转数的变化对各个研究表面换热带来的变化进行分析。

3.1 雷诺数变化对各表面换热带来的影响

在图 6 中(由于篇幅所限各转速只列出一张图)可以看出在各种转速(0 r/min, 500 r/min, 900 r/min, 1200 r/min, 1500 r/min)和各最大温差($\Delta T_{max} = 30\text{ K}, 50\text{ K}, 70\text{ K}, 90\text{ K}$)的工况下,总的换热变化趋势是前缘和尾缘的各个换热面的平

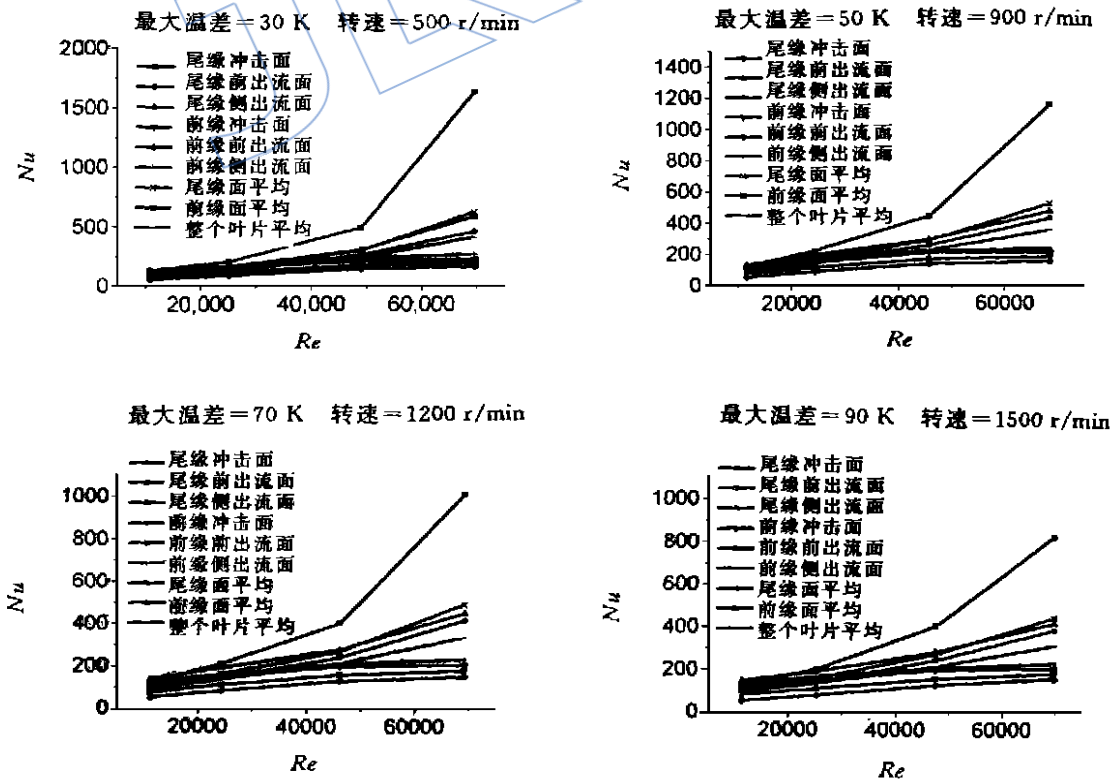


图6 雷诺数变化对换热影响实验曲线图

均努谢尔特数都随雷诺数增大而增强,但对叶片前后缘各面的影响不同:随雷诺数的增加,在热面比尾缘各个换前缘各个换热面的平均努谢尔特数增加要大些。这可能是由于旋转产生的效应,造成叶片前缘与尾缘出口处的背压不同,使得前缘和尾缘侧面出流的流量分配也不相同,尾缘的侧面出流质量流量要大于前缘侧面出流的质量流量,因此雷诺数的变化对尾缘换热面的影响要大于对前缘换热面的影响。当其它因素变化时,这种流量分配上不同对换热带来的影响也会有所变化。从图中可以看出,这种前后缘差别随着转速的增大越来越不明显。可能是随着转速的增加,转速对换热的影响增强后,这种流量分配带来的影响被削弱。因此可见,在本研究的范围内,转速的增大可使前缘和尾缘因流量分配带来的换热差异减小。总之增加流量可以提高前缘和尾缘面的换热,特别是显著地增强尾缘各个面的换热。

3.2 最大温差对换热的影响

由于试验前无法知道浮力数,故研究时以最大温差来进行。由图 7 可知,雷诺数为 11000,转速为 500 r/min 时,在这种低雷诺数和低转数下,最大温差对换热的影响并不显著,变化的波动在 10% 以内,但在高雷诺数 69000 时,尾缘各面的平

均 Nu 明显随着最大温差的增加而降低。这可能是由于在大雷诺数时,流体的惯性力增加,旋转径向的分速度更加明显,使其和浮升力“抵触”作用更加强烈的结果。在转速为 900 r/min, 1200 r/min, 1500 r/min 时,各个工况下的换热状况随最大温差的变化都只有很小的变化。但由于实验研究时难于做到在保证相同的旋转数或相同的浮力数下的实验工况,所以无法进行在这两个因素分别保持不变时,分析其它因素变化对换热的影响。

3.3 旋转对换热的影响

图 8 中显示出在不同雷诺数下,最大温差分别为 30 K, 50 K, 70 K, 90 K 时,转速变化对平均努谢尔特数的影响。在低雷诺数 (11000) 和较小最大温差时,换热随转速的变化是呈波动变化,前缘各面的变化比尾缘各面的变化要稍大一些,随着最大温差的增加,转速变化对换热带来的波动变小。在雷诺数为 25000 时,低转速时,前缘和尾缘的换热基本不变,在到了较高的转速时,尾缘的侧出流面的换热有较大的变化,但其余各面都显示有稍稍降低换热的趋势。随着最大温差的增加,前后缘各面的努谢尔特数曲线都变成随着转速的增加而慢慢降低的趋势。这个趋势表明此时浮升力起降低换热的作用。

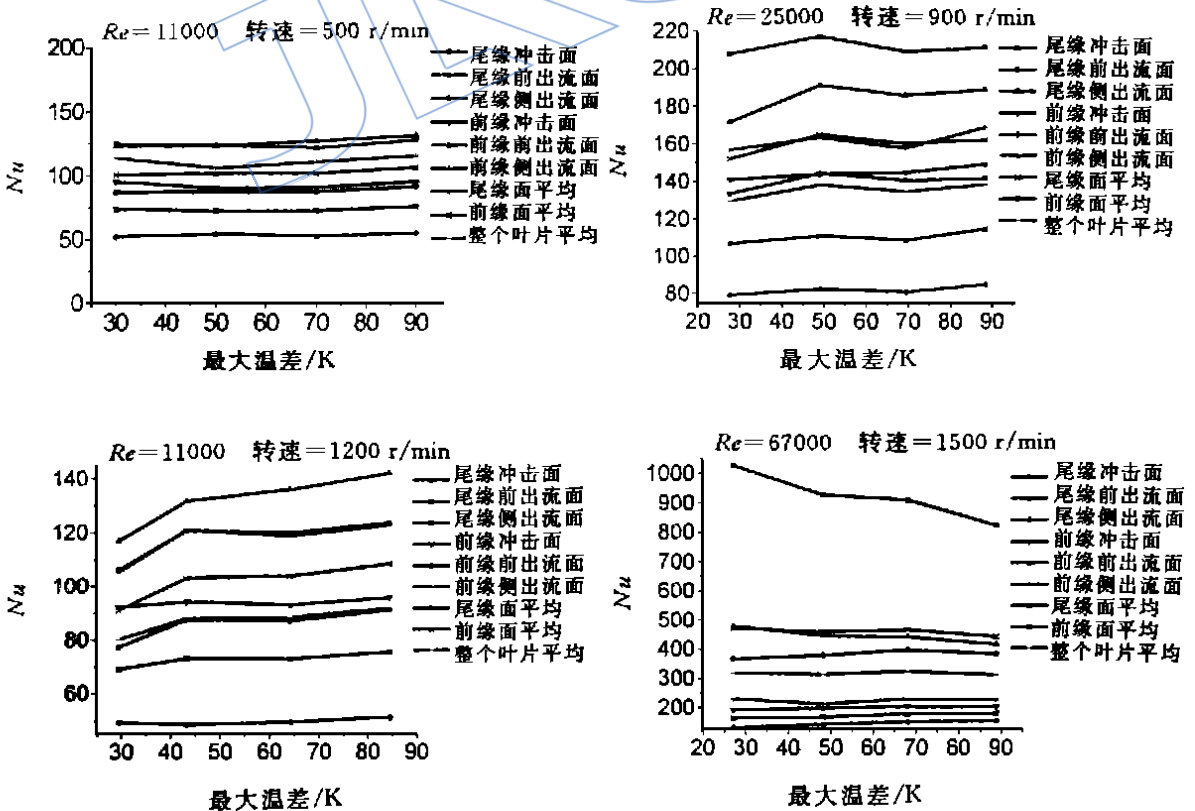


图 7 最大温差对换热影响实验曲线图

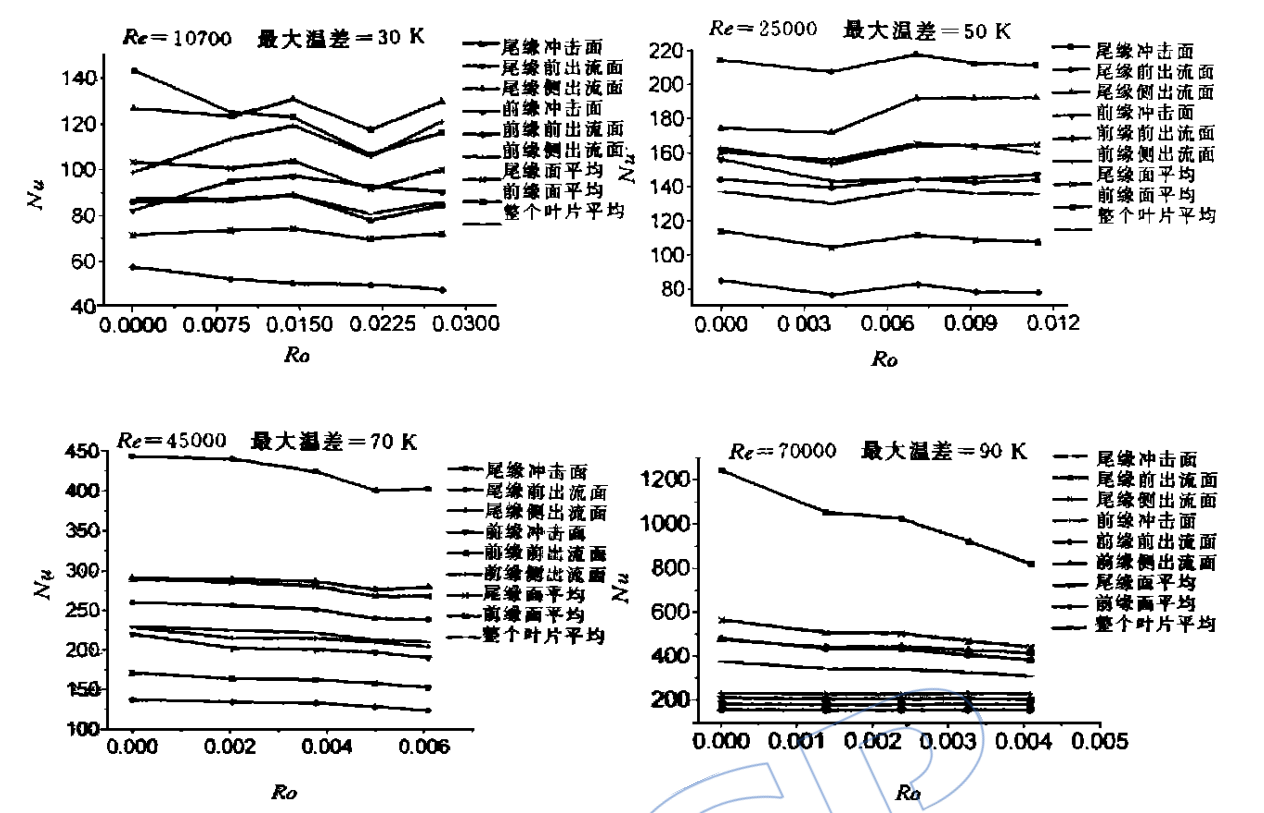


图 8 旋转对换热影响实验曲线图

雷诺数为 47000 时, 各个换热面的换热变化先随转速的增加而增大, 然后又降低, 但这种增加的趋势又随着最大温差的增加而渐渐减少, 到最后为不变; 这可能是浮升力起着阻碍各个面换热的结果。

雷诺数为 67000 时, 尾缘面的换热先有显著的增加, (在转速为 500 r/min 时), 后又降低趋平, 随着最大温差的增大而渐渐的变小, 而前缘面几乎没发生变化。在所有工况中转数带来换热最大的相对变化为 20% (在雷诺数为 47000, 最大温差为 30 K 时)。

总之, 转数的变化对换热的影响在小雷诺数时影响不大, 在大雷诺数下会使换热出现波动, 换热先是随着转数的增加而增加, 后又随着转速的加大而降低。

4 对结果的一些讨论

从上面试验结果的分析可知, 由于本实验模型结构的复杂性(在旋转状态下, 既带有冲击流动, 又有气膜出流的流动), 决定了叶片内部的流场是极其复杂的, 影响流动与换热的各个力是相互作用的, 并相互影响的, 使得叶片研究面上的换热特性呈现很复杂的规律。

此文研究的是叶片整体的平均换热, 但由于以下的因素使得叶片表面有复杂的换热分布: (1) 由于旋转效应造成了前缘和尾缘侧部出流流量的不均匀的现象, 前缘的出流量要小于尾缘的出流量, 并在叶片高度方向也不是均匀的; (2) 冲击腔中可能存在径向分速度, 并且雷诺数加大时, 由于流体惯性力增加, 将使得径向分速度更为显著。由于径向分速度的存在和雷诺数增大这两个因素, 在转速加大, 离心力场增强时, 叶片顶部的流量和底部的流量可能相差更大, 前缘和尾缘的出流量更不均匀。这时可能在叶片的前出口底部和在叶片前缘侧出流口的底部出现流体倒流(流体从叶片外流入叶片腔内)。由于篇幅所限, 对叶片局部换热规律的研究将在后续的文章中阐述。

参考文献:

- [1] Kreatsoulas J C. Experimental Study of Impingement Cooling in Rotating Turbine Blades[R]. GTL Report # 178, Sept. 1983
- [2] 邱绪光, 康滢, 胡志清. 封闭空间冲击流动和换热的实验研究[R]. 中国航空科学技术文献
- [3] Walters D K, Leylek J H. A Systematic Computational Methodology Applied to a Three-Dimensional Film-Cooling Flowfield[R]. ASME, 96- GT - 351

- [4] Martin C A, Thole K A. Leading Edge Film-Cooling with Compound Angle Injection[R]. ASME, 97- GT- 297
- [5] 陶智, 吴宏, 蔡毅. 气膜出流对叶片 各内表面换热系数的影响[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 413- 415

- [6] 吴宏等. 气膜出流对叶片内表面换热系数影响的实验研究和计算[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 247- 250

(责任编辑 杨再荣)

Experiments of Impinging Cooling in Leading Edge of Rotating Blades with Outflow Film

WU Hong¹, TAO Zhi², XU Guo-qiang² DING Shui-ting²

1. Department of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. 4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

Abstract: The heat transfer characteristics of turbine blade model with outflow film under rotating state were researched experimentally. The experimental results indicated that the heat transfer was enhanced with increasing of Reynolds number obviously, but the increases in the blade leading and trailing edges were different. The effect of buoyancy force was complicated in the process of heat transfer. The effect of rotation is inconspicuous at small Reynolds number, but at high Reynolds number, the effect of rotation weakened the heat transfer. The interaction of the factors in the flow field affected the heat transfer, so the rule of the heat transfer was complicated.

Key words: blades; cooling; heat transfer

(The Chinese test of the following abstract is printed in PP371- 374z)
(上接第 374 页)

Application of Characteristics Method to Aerospike Nozzle

DAI Wu-ye, LIU Yu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The Method of Characteristics (MOC) was applied to the aerospike nozzle. Some particular cases of the aerospike nozzle boundary conditions, expansive wave, oblique shock wave, and so on were considered. Typical flow fields of the aerospike nozzle were obtained. A method of thrust calculation was proposed. The results computed were compared with the experimental data. It is shown that the method is reliable and effective.

Key words: rocket engines; jet nozzles; characteristics method; numerical computation