

跨声速涡轮叶栅流动计算及与激光干涉 测量结果的比较

邓素卿* 李静美† 华耀南* 胡金铭†

(中国科学院*工程热物理研究所
力学研究所)

一、前言

发展高负荷涡轮,进行气动设计,需要做大量的气动实验和计算研究,这就需要发展先进的实验设备、测试技术和数值计算方法。跨声速涡轮的流场,高压、高温、高速,有激波,激波与边界层相互作用将产生分离。对此种复杂流动现象,测量技术难度大,数值计算模型也复杂。因此,数值计算研究与实验研究紧密结合,互相促进,互为补充理应得到人们的重视。

文献[1]的 S_1 流面跨声速流场流函数矩阵解,适用于二维有旋流,边界条件较简单,收敛较快,占用内存并不太多,计算结果与实验比较一致,是比较实用的方法之一。本文将其推广应用于跨声速涡轮叶栅。

激波管叶栅风洞的气流总压、总温较高,能在发动机实际工况马赫数、雷诺数和壁温比等模拟条件下进行实验。光学干涉技术不干扰流场,能得到准确的激波位置和形状,还能得到定量的二维流场数据。本文将数值计算结果与实验结果进行了对比和讨论。

二、计算与实验方法简介

本文用的 S_1 流面跨声速流场流函数矩阵解法,已详细叙述于文献[1、2]。用非正交曲线坐标和速度分量,得到弱守恒流函数主方程。用速度积分和人工密度方法解决密度双值问题。采用九点中心差分格式离散得线性代数方程组,矩阵直接分解法求得全场流函数值,把一条位于全场网格中心的流向坐标线为积分起始线向叶栅压力面和吸力面积分运动方程,求得全场速度分布,再由能量方程更新全流场密度值,进行下一轮迭代,求全场流函数直至收敛。

图1给出风洞示意图,设备和测量技术见文献[3、4]。用压力传感器和微机数据采集系统测量叶栅的进出口参数和叶面压力分布。用激光差分干涉仪得到流场干涉图。

根据差分干涉原理,干涉条纹的位移量与垂直于条纹方向的密度梯度成正比,定量关系式为:

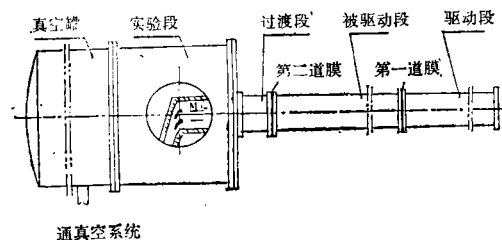


图1 激波管叶栅风洞示意图

本文曾于1988年11月在上海召开的中国工程热物理学会第六届年会上宣读。

$$\partial \rho / \partial L = (\lambda / d k b) \Delta s / s$$

其中 b 为风洞宽度, d 为干涉仪的差分距离, λ 为激光波长, k 是介质的 Gladstone-Dale 常数. 由显微阅读器读出条纹的位置, 得到均匀场的条纹宽度 s 和条纹位移量 Δs , 可积分求密度分布. 二维的叶栅流场, 用两张条纹方向相互垂直的干涉图, 互相提供初值. 积分常数由栅前参数和周期性条件唯一确定.

三、计算结果与实验结果的比较

本文比较了三种叶栅的结果:

1. A 叶栅: 进口马赫数 M_1 为 0.45, 叶栅安装角 γ 为 16.7° , 进口气流角 β_1 为 34° .

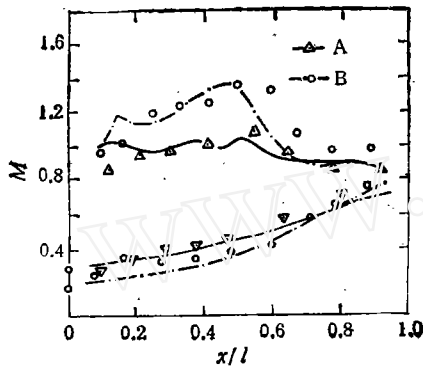


图 2 叶栅速度分布

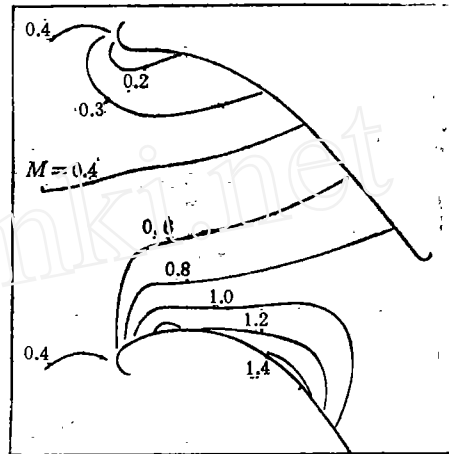


图 3 C 叶栅计算的马赫数分布

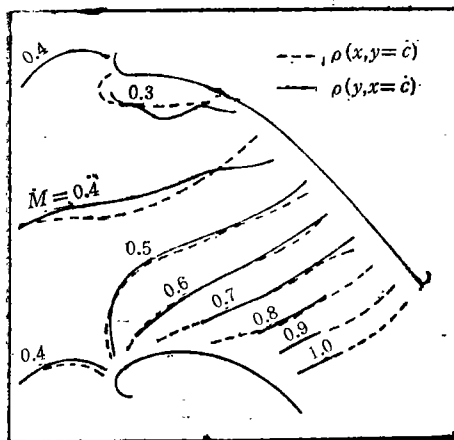


图 4 激光差分干涉法测量结果



图 5 激光差分干涉图

图 2 给出叶面速度分布, 吸力面 M_{\max} 小于 1.2, 跨声速区较小, 计算值和实验值比较一致.

2. B 叶栅: M_1 为 0.40, γ 为 14.8° , β_1 为 24° . 吸力面 M_{\max} 达 1.4. 图 2 表明, 计算得到的速度分布和实验值也比较一致, 但计算的激波位置超前于实验值.

3. C叶栅: M_1 和 β_1 与 B叶栅相同, 安装角 γ 为 18.3° 。图3是计算的等马赫数线分布, 图4是激光差分干涉法得到的分布, 两者相比, 总的分布趋势是一致的。栅前的速度场, 计算值与实验值相符, M 为 0.4 的等速线重合得较好, 压力面附近的速度分布也比较符合。由于跨声速叶栅流场速度变化范围较大, 干涉图中的条纹不够密, 判读图形时积分误差使密度偏大, 速度偏小, 致使图4中吸力面附近的速度偏小。

图5是激光差分干涉图, 由密度间断, 可以准确确定激波位置。通道中的激波位置与图3的跨声速区后端位置比较一致。由图5可清晰地看出激波与边界层的干扰, 激波在壁面附近的形状是 λ 型的。在这一区域, 激波前后边界层厚度变化较大, 但计算中没有考虑粘性的影响, 未能得到这些细节。随着速度的提高, 其对流场的影响也增强。这个问题, 是当前跨声速流场计算中尚未很好解决的问题, 还需进一步加以研究。通过图3与图5中激波位置的比较, 可以说明, 对跨声速流场, 仅用叶面压力分布的对比来评价计算方法和计算结果是不充分的, 激光干涉图可提供更多的改进计算模型所需的信息数据。

总之, 尽管计算值和实验值存在一定差别, 但它们之间的互相补充和互相指导, 对于详细了解跨声速涡轮叶栅内的流场细节很有实用意义。本文的结果说明, 所用的计算方法和计算程序, 能适用于跨声速涡轮叶栅的气动计算。

本文的研究工作, 得到国家自然科学基金的资助, 特此感谢。

参 考 文 献

- [1] 华耀南、吴文权: “ S_1 流面跨声速流场流函数矩阵解”, 工程热物理学报, 8, 2, (1987).
- [2] Hua Yaonan, Wu Wenquan: “Numerical Solution of Transonic Stream Function Equation on S_1 Stream Surface in Cascade” ASME Paper 86-GT-410 (1986).
- [3] 李静美、赵润民、王吉南: “用短周期风洞进行涡轮叶片传热实验的初探”, 航空动力学报, 2, 1, (1987).
- [4] 邓素卿、胡金铭、李静美: “叶栅流场激光差分干涉法测量技术”, 全国第三届气动实验非接触测量技术交流会, 烟台(1988).

NUMERICAL CALCULATION OF TRANSONIC TURBINE CASCADE FLOW AND COMPARISON WITH MEASURED RESULTS OF DIFFERENTIAL INTERFEROMETRY

Deng Suqing* Li Jingmei Hua Yaonan* Hu Jinming

(*Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences)

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences)

Abstract

Transonic turbine cascade flow on S_1 surface was calculated by stream function equation with the direct matrix method. Pressure data on blade surface were measured by pressure transducer, and density data of the flow field were measured by differential interferometer in a shock cascade tunnel. The predicted results agreed well with the measured results so that the numerical method and computer program may be used to predict cascade flow of transonic turbine.