

用短周期风洞进行涡轮叶片 传热实验的初探

中国科学院力学研究所 李静美 赵润民 王吉南

摘 要

本文介绍了短周期激波叶栅风洞的结构、原理和实验模型,以及在来流条件为 $Ma_{入口} = 0.21$ 和 0.15 , $Re_{\infty}/L = 1 \times 10^7$, $T_o/T_w = 2.2$ 时,进行涡轮叶片测压和传热实验的初步结果。结果表明10毫秒的实验时间是足够的,目前的实验方案完全可行。

由于短周期风洞能提供接近和甚至超过发动机实际工况的来流条件,尤其是能有较高的壁温比和主流马赫数和雷诺数容易调节到发动机实际参数范围内等特点,因而实验结果对发动机设计有直接指导意义。国外已有不少单位用这种设备成功地进行了涡轮传热实验研究[1~4]。

为了扩大已有瞬态设备的实验能力,对一座高超声速激波风洞进行了改装和调试[5]。在该风洞中做了涡轮叶片表面压力和表面热流率分布的试验和测量,并对各项测量技术进行了初步研究,以了解用这种设备进行涡轮叶片传热实验的可能,以及实验数据的可靠性和可用性。结果证明实验方案是可行的。

一、实验设备及模型

1. 设备简介

激波管叶栅风洞包括6.5m长的驱动段,15m长的被驱动段,其内径均为155mm。两者中间由铝膜隔开。与被驱动段连接的是内径150mm转变成 130×55 mm矩形截面的过渡段,它与被驱动段也有铝膜隔开。过渡段后依次为叶栅实验段,真空罐及真空系统。见图1。实验段截面与过渡段出口相同

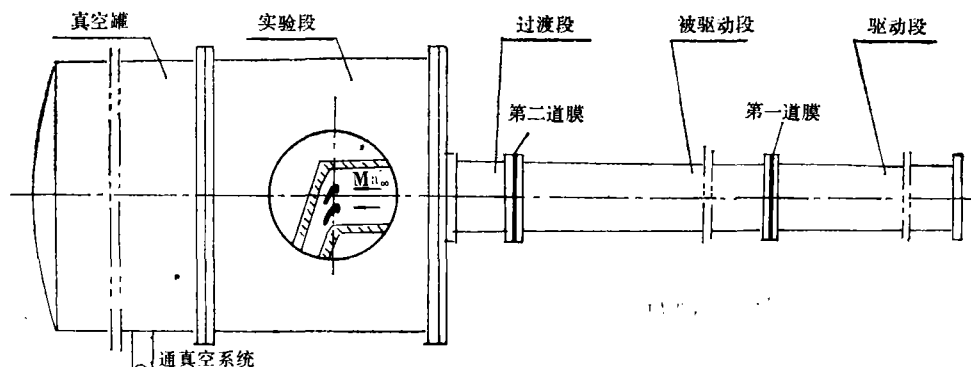


图1 激波叶栅风洞示意图

本文于1986年7月收到。

2. 原理

在激波叶栅风洞中, 激波管是产生高压, 高温气体的部件。根据理想激波管原理, 当隔开驱动段和被驱动段的策一道膜破裂后, 在被驱动段中立刻产生一道激波, 它的马赫数 Ma_s 与膜两边的压比 p_4/p_1 (下标1、4分别表示被驱动段和驱动段)有如下关系

$$\frac{p_4}{p_1} = \frac{2\gamma Ma_s^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \left[1 - \frac{a_1}{a_4} \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \left(Ma_s - \frac{1}{Ma_s} \right) \right]^{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

激波在被驱动段末端反射后, 气体压力 p_0 和温度 T_0 分别为

$$\frac{p_0}{p_1} = \left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} Ma_s^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right) \frac{(3\gamma - 1)Ma_s^2 - 2(\gamma - 1)}{(\gamma - 1)Ma_s^2 + 2} \quad (2)$$

$$\frac{T_0}{T_1} = \frac{[(3\gamma - 1)Ma_s - 2(\gamma - 1)][2(\gamma - 1)Ma_s + (3 - \gamma)]}{(\gamma + 1)^2 Ma_s} \quad (3)$$

式中 a 为气体声速, γ 为工作气体的比热比。

由于实验时间极短, 约为10ms, 这期间壁温 T_w 变化极小, 可近似认为 $T_w = T_1$ 。由(1)~(3)式看出, 只要简单地改变 p_4/p_1 和 p_1 的值就可得到所模拟涡轮实际工况的 T_0/T_w 和 p_0 值。例如: 若取 $p_4/p_1 = 13.45$, $p_1 = 10^5 \text{ Pa}$, 即可获得 $T_0/T_w = 2$, $p_c = 8.76 \times 10^5 \text{ Pa}$, $Re_\infty/L > 10^7$ 的来流参数, 这已远超过目前先进发动机涡轮运行工况, 而这样的 p_4/p_1 和 p_1 的值是极容易达到的。

3. 模型

钢制模型叶片弦长为62.5mm, 前后缘半径分别为3和2mm, 叶栅间距为43.3mm, 中间两个叶片为测量叶片, 其余为陪衬叶片。本实验通道出口面积分别为 55×54 和 $55 \times 34 \text{ mm}^2$ 。相应的入口马赫数分别为 $Ma_{\text{入口}} = 0.21$ 和0.15。前者声速喉道在叶片表面上, 后者在出口处, 攻角 $\alpha = 0^\circ$ 。

测压叶片表面共有10个测压孔, 叶盆、叶背各5个。由内径为1.2mm的细铜管把测压孔和压阻传感器连接起来。测压管道长约80mm。

测热叶片表面经等离子体喷涂一层0.6mm的氧化铝, 测热传感元件溅射在氧化铝表面上, 由烧结在表面上的银导线引出。叶片两端的销子将叶片固定在实验段侧壁上。叶盆和叶背各有16个测温点。

二、测量方法

1. 气流参数和表面压力的测量

气流总压由装在叶栅前的总压管测量。在被驱动段末端还装有一个压电晶体传感器测量反射激波后的压力并与总压值进行比较。由被驱动段上间隔1m的两个压力传感器测出的激波扫过的时间差来求出激波速度。进而由室温 T_1 , 声速 a_1 和所测的激波速度根据(3)式求出总温 T_0 。这种测总温的方法不准确度约为5%。

在气流总压和叶片表面压力的测量中, 都使用了固态压力传感器, 其精度为 $\pm 1\%$ 。用10伏电池做电源, 电源电压由数字电压表测量, 误差为0.1%, 采集系统误差约为 $\pm 8\%$, 静校误差为 $\pm 5\%$, 整个系统误差不大于 $\pm 2\%$ 。

2. 热流率测量

叶片表面热流率由薄膜电阻温度计测量。由半无限体热传导原理, 加在半无限体表面的热流率 $q(t)$ 与其表面温度 $T(t)$ 有如下关系

$$q(t) = \sqrt{\frac{k\rho s}{\pi}} \left[\frac{T(t)}{\sqrt{t}} + \int_0^t \frac{T(t) - T(\tau)}{(t-\tau)^{3/2}} d\tau \right] \quad (4)$$

式中 k 、 ρ 、 S 为底基材料的导热系数、密度和比热。表面温度由镀在表面上厚度为几个 μ 的铂金属膜测得。在测量时, 以恒流电源供电, 薄膜两端的输出电压为

$$E(t) = \alpha I_0 R_0 T(t) = \alpha E_0 T(t) \quad (5)$$

式中 α 为铂膜的电阻温度系数, 在恒温水浴中进行标定。 I_0 为铂膜的初电流。 R_0 为铂膜的初电阻。 E_0 为铂膜两端的初电压, 调正 I_0 使 $E_0 = 1$ 伏。将(5)式代入(4)式得

$$q(t) = \sqrt{\frac{k\rho s}{\pi}} \frac{1}{\alpha E_0} \left[\frac{E(t)}{\sqrt{t}} + \int_0^t \frac{E(t) - E(\tau)}{(t-\tau)^{3/2}} d\tau \right] \quad (6)$$

式中的积分项可由模拟网络转换得到。模拟网络是基于电源在半无限长电缆中传输与热流在半无限体中传输过程相似这一原理得到的^[6]。

只要初始和边界条件相同, 热流的测量将转化为电流的测量。

由式(5)知薄膜两端的电势差与半无限体表面温度 $T(t)$ 成正比, 将此电势差加在半无限电缆端部, 则该端部的电流就模拟了半无限体的热流率。由于电缆端部电流无法测量, 一般用网络代替, 我们选用了反应快的T形网络。由推算得到热流率与网络端电压之间的关系为

$$q(t) = \frac{2}{\alpha E_0} \sqrt{\frac{k\rho s}{RC}} [v_0(t) - v_1(t)] \quad (7)$$

网络的RC值由风洞运行时间决定, $t = 4 \sim 50\text{ms}$ 时, 取 $RC = 100\mu\text{s}$ 。由采集系统的阻抗决定 $R = 10\text{k}\Omega$, 则 $C = 0.01\mu\text{f}$ 。由对比实验知网络节数取2所引起的误差在记录系统误差范围内。

实验前, 要对底基材料的热特性 $\sqrt{k\rho s}$ 和薄膜电阻的电阻率 α 进行标定。由于薄膜的 α 值与淀积工艺有关, 相互之间差别也极大, 所以必须对每个薄膜电阻都要在恒温水浴中进行测量。热特性 $\sqrt{k\rho s}$ 可由激波管动标或电脉冲标定得到。若给薄膜两端通以脉冲电流, 并记录 $\Delta v(t)$ 值, 这时在薄膜上产生的电功率为 $W = I^2(t)R(t) \approx I_0^2 R_0$, 转成薄膜的加热率为

$$q(t) = \frac{I^2(t)R(t)}{4.18S} \approx \frac{I_0^2 R_0}{4.18S} \quad (8)$$

式中 S 为薄膜面积。将(8)式代入(7)式, 即可得到 $\sqrt{k\rho s}$ 的值。我们目前采用在两种介质中标定求 $\sqrt{k\rho s}$ 的方法, 这样可以消除膜面积测量的误差。

薄膜电阻温度计测热流率的基础是建立在半无限体的假设上, 要满足这一条件, 膜的厚度要足够薄, 底基材料要足够厚。根据计算膜厚为 $2 \sim 3\mu$ 所引起的误差约为2%; 对于 10ms 的工作时间, 底基材料氧化铝涂层厚只要大于 0.3 毫米所引起的热损失就 $< 1\%$ 。

目前我们淀积薄膜主要是用阴极溅射法。在模型曲率较大的地方也用描绘法。一般薄膜初电阻控制在 50 欧姆左右。

整个测热系统包括: 恒流源, 薄膜电阻温度计, 放大器, 模拟网络, 最小采集速率为 $5\mu\text{s}$ 的DM7100瞬态记录仪和SM2100数据处理机。整个系统的精度是5%。

三、实验结果和讨论

在10毫秒的时间内,能否建立定常流动?经过细长的铜管,表面压力能否达到稳定值?这是最关键的问题。图2给出总压、叶片表面静压及叶片表面热流率的采集曲线。由于薄膜频响高,反应时间仅为几个 μS ,热流率达到稳定值即可认为流动建立了。由热流率曲线看出破膜后不到1ms的时间,起动波扫过薄膜(见曲线上的峰值点)约2ms后,实验段中流动就达到定常状态。从总压和叶片静压曲线看出,总压达到稳定值的时间与流动建立时间差不多,而表面静压达到稳定却大约要3ms。这是由于总压管较短,孔径较大的原因。由这些结果充分说明在10ms的工作时间内,不仅在叶栅通道中建立起定常流动,而且能完成叶栅表面测压、测热实验。

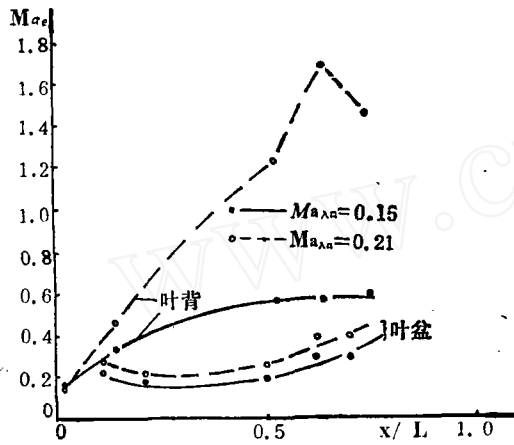


图2 总压、叶面静压和热流率的波形

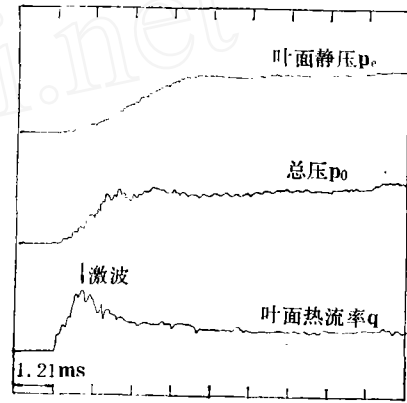


图3 叶片表面马赫数分布

在 $Ma_{入口} = 0.15$ (通道出口面积为 $55 \times 34\text{mm}$), $p_o = 6.09 \times 10^5 p_a$, $Re_{\infty}/L = 7.9 \times 10^6$ 和 $Ma_{入口} = 0.21$ (通道出口面积为 $55 \times 54\text{mm}$), $p_o = 6.0 \times 10^5 p_a$, $Re_{\infty}/L = 1.1 \times 10^7$ 两个来流条件下,测量了叶盆和叶背的表面压力分布,并由压力分布换算成马赫数分布,结果见图3。由图看出,在 $Ma_{入口} = 0.15$ 时,叶盆和叶背整个表面全部是亚声速流动。叶盆表面马赫数开始变化不大,然后突然增加。叶背马赫数单调上升。在 $Ma_{入口} = 0.21$ 时,叶盆马赫数分布与 $Ma_{入口} = 0.15$ 时差不多,整个表面仍为亚声速,而叶背比 $Ma_{入口} = 0.15$ 时加速得更快。约在无因次弦长为40%处达到声速,然后气流继续加速,直到 $Ma_e = 1.6$ 后才降下来。由于叶型不同,马赫数分布无法与其它结果进行比较,但马赫数沿叶片表面的变化规律与国外有关文献的结果相符,也与本文作者预先的设想一致。这进一步说明实验通道内的流动已完全建立起来了,目前的测压系统能反映真实流动,且时间是足够的。

在 $Ma_{入口} = 0.21$, $P_o = 6.03 \times 10^5 p_a$, $T_o = 629.7\text{K}$, $T_o/T_w = 2.2$ 和 $Ma_{入口} = 0.15$, $P_o = 616.1\text{K}$, $T_o/T_w = 2.1$ 来流条件下测量了叶盆和叶背的表面热流率,结果见图4,由图上结果看出,在驻点处热流率有一峰值,然后沿叶盆和叶背逐渐降低。当 $Re_{出口}/L = 1.96 \times 10^7$ 时,整个叶盆表面几乎保持常值且为层流,当 $Re_{出口}/L$ 增加到 2.8×10^7 时,在20%无因次弦长处热流率开始增加,并很快达到湍流值,看来雷诺数对热流率的分布影响是很大的。叶背由

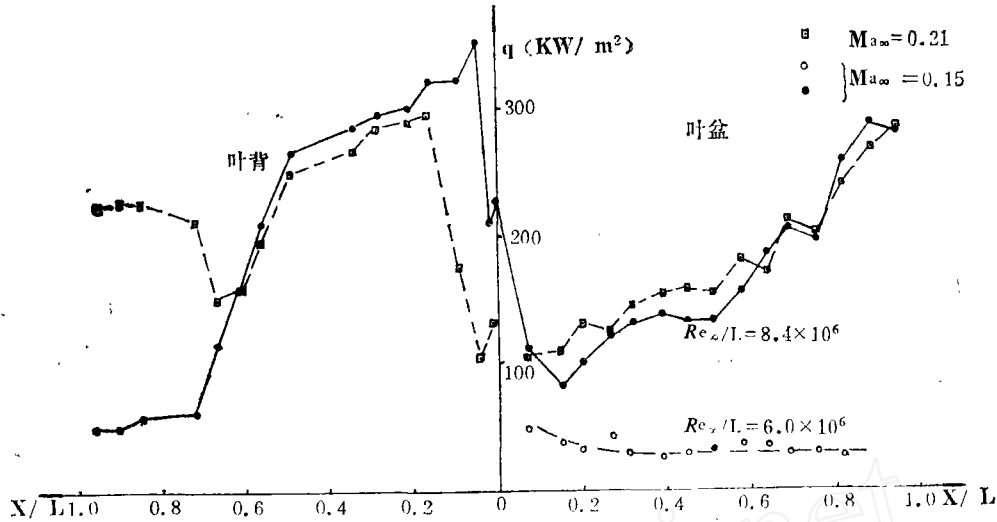


图 4 叶片表面热流率分布

于表面比较粗糙, 很快就开始转换, 其最大值比驻点热流率还要高。图上两种马赫数的结果差别不大, 说明马赫数对叶面热流率分布影响不大。为了比较, 还将图 4 上的结果转换成努赛数 Nu 和 Re_x 的关系, 发现无论叶盆和叶背都与平板参考焓法估计值接近, 但略低。还与 D. M. Kercher 在激波风洞中得的结果^[3], Elovic, E. et al 在常规叶栅风洞中得到的结果^[7], Lilligust, R. D 在燃烧室后单通道所测结果^[8]做了比较。发现本文的结果与文献^[7, 8]的结果比较接近, 而与文献^[3]的结果差别较大, 这可能是壁温比 T_o/T_w 比本文的高而造成的。

四、结 束 语

本文作者两年来对有关瞬态叶栅传热实验的各项技术进行了探索, 在国内首次完成了在短周期风洞中的叶片表面压力和传热测量, 叶面马赫数分布与热流率分布变化规律均与国外有关文献的结果相同。说明实验方案是可行的, 实验设备是可靠的。

本实验能在很短时间内取得结果, 与全体参加此工作同志的努力是分不开的。此外, 还得到热物理所葛绍岩, 刘登瀛和邓素卿等同志的热情帮助, 在此谨致谢意。

参 考 文 献

- [1] Schultz, D.L. et al, "Heat Transfer Optimised Turbine Rotor Blades—An Experimental Study Using Transient Techniques", ASME 82-GT-304, 1982.
- [2] Camci C., "Experimental Heat Transfer Investigation around the Film-Cooled Leading Edge of a High Pressure Gas Turbine Rotor Blade", ASME 85-GT-114, 1985.
- [3] Kercher D.M., Sneer R.E., Jr. R.M.C. So, "Short Duration Heat Transfer Studies at High Free-Stream Temperature", ASME 82-GT-129, 1982.
- [4] Dunn M.C., "Measurement of Heat-Transfer Rate to a Gas Turbine Stator", ASME 78-GT-119, 1978.
- [5] 石震平, 李清泉, "激波管叶栅风洞", 中国工程热物理学会第五届年会, 1985.
- [6] 俞鸿儒, 李仲发, "热电模拟在表面热流率测量中的应用", 力学与实践, 第二卷, 第一期, 1980.
- [7] Elovic, E. et al, "Supersonic Cascade Vane Heat Transfer Coefficient Data with and without Film Injection", General Electric TIS Report R71, AEG202, 1971.
- [8] Lilligust R.D., Eskesew, J.H., Delancey G.G., "Heat Transfer Measurements on a Large-Scale Water Cooled Nozzle", General Electric TIS Report 76CRD044, 1976.

(责任编辑 杨帆)

A set of empirical formulas which describe the distribution of the local heat transfer coefficients by impingement cooling have been obtained from the experimental data by means of least square approach.

APPLICATION OF SHOCK TUNNEL TO HEAT TRANSFER EXPERIMENTS ON TURBINE BLADE

Li Jingmei, Zhao Runming, Wang Jinan

(Institute of Mechanics, Academia sinica)

Abstract

Transient wind tunnels and their supplementary instrumentation have been used to examine the flow and heat transfer around hypersonic vehicles. The purpose of this paper is to describe their application to turbine cascade testing and refinements of its heat transfer measurement techniques.

The shock cascade tunnel was reconstructed, and the surface pressure distribution and the surface heat flux of blades were measured at stream free conditions of $Ma_\infty = 0.15$ and 0.21 , $Re_\infty/L = 1 \times 10^7$, $T_O/T_W = 2.2$, in the shock cascade tunnel. The results of the experiments show that this experimental scheme is feasible.

APPLICATION OF LOW BTU GASES TO AEROENGINE MODIFIED FOR INDUSTRIAL USE

Jiao Shujian

(Tsinghua University)

Abstract

At present, we are confronted with the realistic conditions to modify aeroengines for burning low BTU gases. The combustion characteristics of these gases are presented in this paper. Some difficulties encountered in burning of these gases in gas turbine combustors are considered and their solutions are proposed through several typical examples of combustor configuration. In addition, the necessary modifications for other components and their operating systems in the aeroengine are also presented in order to provide some guidelines for future work in aeroengine modification for industrial utilization.