

在激波风洞中进行的涡轮平面叶栅实验

李静美 赵润民 胡金铭
(中国科学院力学研究所)

邓素卿
(中国科学院工程热物理研究所)

摘要 本文描述了在激波风洞中, 来流条件为总压 $P_0 = 2.0 \times 10^5$ 、 8.0×10^5 、 13.0×10^5 Pa, 总温 $T_0 = 374.4$ K, 入口马赫数 $M_1 = 0.40$, 进行的平面涡轮叶栅实验。实验内容包括叶片表面压力分布测量, 热流率分布测量和激光干涉法显示叶栅通道流场。为了进行比较, 文中还给出叶片表面马赫数分布和热流率分布的分析结果。测量值与计算结果规律基本一致。

关键词 平面叶栅, 热流率, 压力, 涡轮, 激波风洞。

一、引言

众所周知, 提高燃气轮机涡轮入口温度, 是提高燃气轮机效率及推重比的主要途径之一。由于涡轮入口温度逐年增加, 60年代以前, 不超过 1050°C , 60年代至70年代, 达到 1150°C , 到80年代初, 进一步提高到 1427°C , 展望未来, 预计可达到 1900°C 。不采用冷却措施, 涡轮叶片是不能承受如此高的温度的。这样, 在进行涡轮设计时, 必须做大量实验, 研究叶片在高温运行下的热环境, 冷却效果。显然这些实验的精确度直接影响到设计的质量。顺应燃气轮机发展的这种需要, 瞬态实验设备受到人们的青睐。瞬态设备能提供接近或超过目前涡轮实际运行的工况, 能独立改变来流雷诺数和马赫数, 数据精确, 实验费低廉等。特别应指出的是接近涡轮运行工况这一特点, 使它能较真实地再现涡轮通道中复杂的跨声速激波边界层干扰流动, 为建立合理的流动模型, 发展更精确的计算方法创造了条件。跨声速流和激波与边界层干扰都是气体动力学中的前沿课题, 缺乏成熟的分析方法, 因此发展这种瞬态实验技术的意义就不仅仅局限于给设计部门提供一些数据。

本文于1988年10月15日收到, 1989年3月14日收到修改稿。

本课题得到国家自然科学基金资助。

鉴于上述这许多优点, 国外一些单位从70年代起纷纷发展用于涡轮传热实验的瞬态设备, 现在初步达到实用阶段^[1~3], 而国内尚属空白。自1984年起, 我们开始用瞬态设备进行涡轮传热实验的研究。首先将一个高超声速激波风洞改建成能进行4~6个涡轮叶片实验的叶栅风洞^[4]。相应地发展了一些新的实验技术。在这个激波(叶栅)风洞中, 进行了涡轮叶片表面压力分布、热流率分布和叶栅通道的光学流动显示实验。以上实验的来流条件为: 总压 $P_0 = 2.0 \times 10^5, 8.0 \times 10^5, 13.0 \times 10^5$ Pa。壁温比 $T_0/T_w = 1.30$, 壁温 $T_w = 288$ K, 入口马赫数 $M_1 = 0.40$ 。本文将给出上述实验结果, 为了进行比较, 还给出部分分析结果。

二、实验设备、模型和测量方法

激波叶栅风洞是由原来的高超声速激波风洞改装的, 移去高超声速喷管, 加上一个圆变方的过渡段和叶栅实验段而成。它包括内径为150毫米的激波管; 将直径为150毫米的圆改成 130×55 方截面的过渡段; 面积为 130×55 的实验段(能进行4~6个叶片的叶栅实验); 真空罐等, 见图1。实验时间为10~20毫秒, 由来流状态决定。由于实验时间极短, 模型壁面温度认为是等温壁, 即等于室温, 它比涡轮叶片实际温度低得多, 只能通过保持实验和涡轮运行工况下的壁温比和来流雷诺数相等来模拟。具体做法是由涡轮实际运行工况的壁温比, 得到风洞来流的总温 T_0 , 由这个 T_0 和涡轮入口雷诺数 Re_{in} 得到来流总压 P_0 。调节激波管中两道膜片的厚度, 和驱动段及被驱动段中的压力, 即可得到所需要的气流总温和总压。

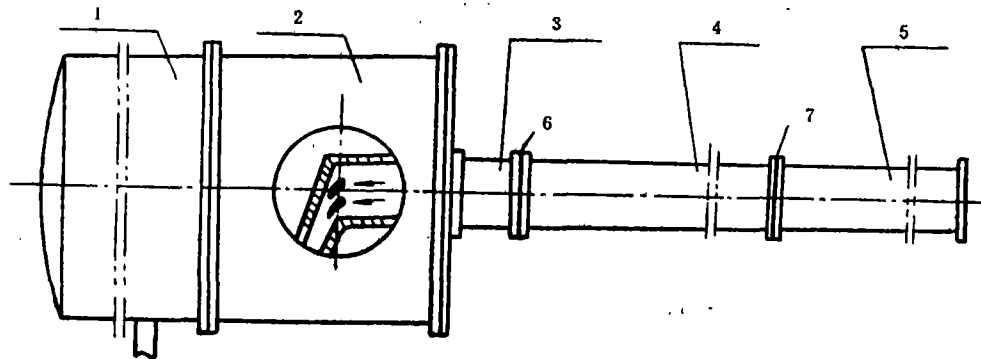


图1 激波(叶栅)风洞示意图

1. 真空罐 2. 实验段 3. 过渡段 4. 被驱动段 5. 驱动段 6. 第二道膜 7. 第一道膜

实验用叶片由线切割加工, 精度为0.02~0.03毫米, 测压叶片表面共布有20个测压孔, 叶盆叶背各半。内径为1.2毫米的细铜管将测压孔和传感器连在一起。测热叶片也由金属制成, 表面喷涂氧化铝后, 溅射测热流率的薄膜电阻温度计及烧结银导线。

叶片弦长 $b = 56.86$ 毫米, 栅距 47.43 毫米, 入口气流角 66° 。叶栅由4个叶片组

成,中间两个为测量叶片,两边为陪衬叶片,叶片均悬臂固定在实验段一侧壁上。

光学显示窗用厚 25 毫米的 K-8 玻璃制成,叶片用销子固定在其上。光源为红宝石激光器。流动显示由单渥拉斯顿棱镜差分干涉仪完成。

气体总压和叶片表面静压由精度为 1% 的固态压力传感器测量,整个系统误差不大于 $\pm 2\%$ 。叶片表面热流率由薄膜电阻温度计测量,整个系统的精度约为 $\pm 5\%$,氧化铝底基的热特性 $\sqrt{\rho, C, K}$ 由动标得到。

气流总温由测得的激波速度计算得到。

由固态压力传感器和薄膜电阻温度计来的讯号由 DM-7100 瞬态记录仪采集后,送到 SM-2100 数据处理机处理。典型的叶片表面静压、热流率和气流总压的波形分别见图 2。

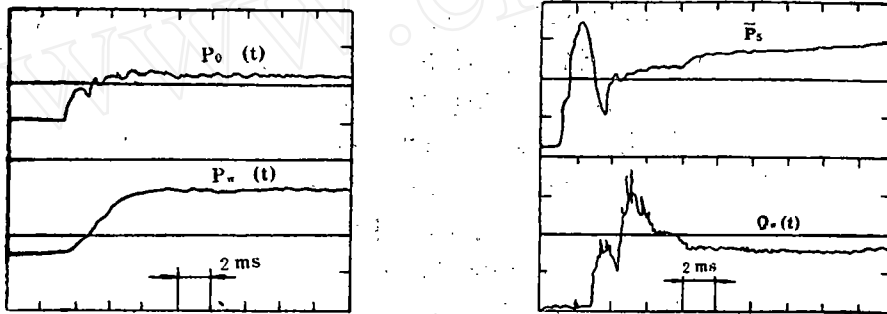


图 2 入口气流总压 P_0 , 叶面静压 P_w , 叶面热流率 q_w 和膜前压力 P_s 的波形

三、实验结果和讨论

1. 流动建立过程

流动建立过程是很复杂的,有许多文章都作了详细的介绍,这里不再赘述,仅将建立跨声速平面叶栅流动和建立超声速喷管流动之间的区别指出来。整个流动建立过程可以从装在低压段中第二道膜前压力传感器的输出讯号清楚地看出,见图 2。入射激波扫过测压传感器,波后压力为 P_2 , 见传感器输出讯号上的第一个小台阶,与计算值相符。入射激波在第二道膜上反射,再次扫过测压传感器,反射波后压力达到 $P_{\text{反}}$, 本实验为部分反射, $P_{\text{反}}$ 比由所测激波速度计算的全反射波后压力值 P_s 小。二道膜后压力突然下降,达到最低值 P_M , 由估算知,这时气流达到声速。假若激波后的实验段面积与激波管面积相同,则实验段中气流保持声速;若实验段面积扩大,则气流加速到超声速;本实验段面积比激波管截面小,声速气流到达实验段后堵塞,产生一道反向激波,波后气流达到定常亚声速。相应地激波波形图上压力突然上升达到定常值,第二个定常压力平台是由于叶栅通道中还有一个最小截面造成的。叶片表面上的薄膜电阻温度计的输出讯号也表明了这种流动建立过程。第一个台阶为声速气流通过。第二个峰值为反向正激波通过,波后

定常的亚声速流流过后 1 毫秒多，叶片表面热流率才达到定常值。

2. 叶片表面热流率、压力分布和流动显示

在总压 $P_0 = 2 \times 10^5$ Pa, 总温 $T_0 = 383.8$ K, 入口马赫数 $M_1 = 0.4$ 的来流条件下, 测量了 1* 涡轮叶片表面压力分布。表面热流率分布并取得了叶栅通道的干涉照片。结果分别见图 3—5。图 3 为由叶片表面压力分布转换成马赫数分布的结果。由图上结果可看出：在叶片头部区域，气流速度最低，然后分别沿叶盆，叶背膨胀加速。叶盆表面马赫数分布为单调上升到出口马赫数 $M_2 = 0.91$ ，叶背表面气流在大约 20% 弦长处开始达到声速。气流继续加速，通道中达到局部声速。从图 4 的通道干涉图上可看出，在弦长为 70% 处，出现垂直激波，该激波与叶背壁面边界层相互作用，形成入形的分离激波，分离激波与叶背相交在近似 60% 弦长处。在叶背表面马赫数分布图上，相应地在弦长约 60% 处，出现了马赫数突降点，即表面有激波打在其上。同样在垂直激波后（弦长约 70% 处），气流开始下降到亚声速。另外，由测量得到 1* 涡轮叶栅通道出口马赫数 $M_2 < 1$ ，同时通道干涉图上只看到清晰的尾涡，没有尾激波存在。由以上结果看出，马赫数分布与流动显示结果是很一致的。

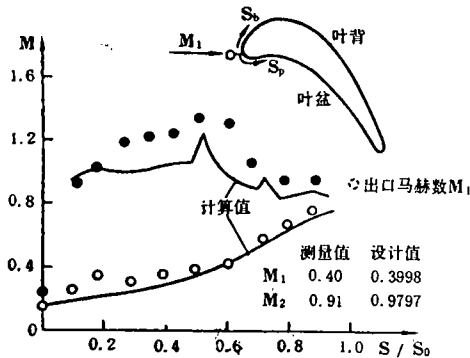


图 3 1* 涡轮叶片表面马赫数分布



图 4 1* 涡轮叶栅通道流动干涉图

图 5 是叶片表面热流率测量结果，由于气流滞止，驻点热流率达到最大值。随着气流膨胀热流率急剧下降。为了考察雷诺数对热流率的影响，图上还给出来流总压 $P_{0,名义} = 2 \times 10^5, 7 \times 10^5, 13 \times 10^5$ Pa 下对应的来流雷诺数 (以弦长为基准) 分别为 $7.12 \times 10^5, 2.7 \times 10^6, 4.45 \times 10^6$ 所得到的叶面热流率分布。可以看出，在三种雷诺数下，叶盆都出现了转换现象，即由层流转换为湍流，热流率逐渐增加。当雷诺数由 $Re_b = 7.12 \times 10^5$ 增加到 4.4×10^6 时，转换结束位置从弦长大约 65% 处前移到

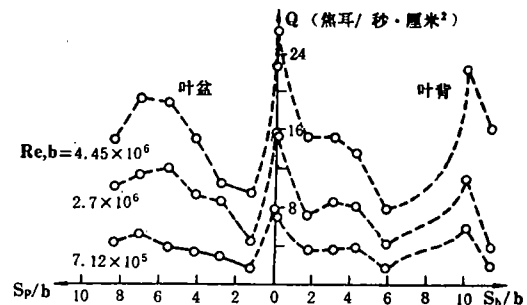


图 5 来流雷诺数对叶面热流率的影响

58%处。叶背热流率在弦长60%处均有一个最低点,不随来流总压变化。这是通道中入形分离激波与叶背相交的交点前,该处速度最大(见图3),故此处热流率最低,然后随气流分离,热流率大大上升。叶背在三个雷诺数下几乎看不出转换现象。无论叶盆、叶背,随着雷诺数增加,热流率都大大增加。

3. 与分析结果的比较

叶片驻点热流率较大,测量困难,为了比较,分别用 Ivan^[5] 和 Lowery^[6] 方法计算了驻点的热流率。计算值和实验值都列在表1中,表上还有 Schultz^[1] 的相应结果。由表上所列结果可看出:测量值均比计算值低,这是由于涡轮叶片前缘半径极小,前缘热流率变化剧烈,而测热流率的传感器尺寸又不能无限缩小之故。奇怪的是,方法一的计算值与1*叶片驻点热流率

表 1

P_0 (帕)	q_0 (焦尔/厘米 ² ·秒)			来源
	计算值 ^[6] (一)	计算值 ^[6] (二)	测量值	
2.09×10^5	11.64	16.21	7.87	本文
5.0×10^5	55.27	41.49	39.98	文[1]

测量结果接近,方法二偏差较大,而文[1]的结果正好相反,其原因还需进一步研究。

另外,尽管在做实验时,已保证实验条件和涡轮工况的壁温比相同,由于实验条件下的来流总温比实际工况低得多,加之叶片均放大,故实验中的雷诺数(以来流参数和叶片弦长为准)要比实际工况中的雷诺数高5~6倍,而湍流度又比实际工况中的值低得多,要把这些结果用到实际工况中去,必须将它们换算成无因次量,一般是将表面热流率换成无因次量斯坦顿数或努塞特数。本文做了新的尝试,引进一个考虑总压、总温和壁温影响的无因次参数 $A = (1 - T_w/T_0) P_0^{0.8}$ 。 T_0 为来流总温, T_w 为壁面温度, P_0 为来流总压。用此参数无因次化叶盆、叶背表面热流率,结果见图6,可看出,除驻点外的每个截面各状态下的数据点几乎都重叠在一条曲线上。

由计算得到的叶面马赫数分布,也画在图3上。由图上结果看出,叶盆马赫数分布的计算值与实验结果较符合,而叶背计算值明显地低于实验值。

由本文测得的马赫数分布,计算了1*涡轮叶面 $Re_b = 7.12 \times 10^5$ 时的热流率分布,计算结果与实验结果的比较见图7。图上实线为实验结果,可看出计算结果与实验数据规律大致相符,叶盆热流率分布计算值与实验点很接近,而叶背相差较大,看来,无论是气动还是传热,计算方法还需要进一步改进,特别是传热。

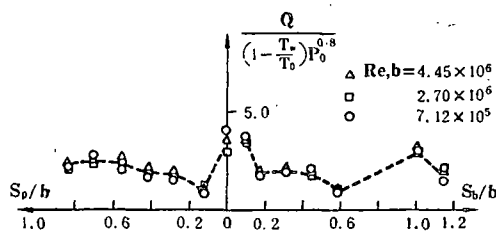


图6 1*涡轮叶片表面无因次热流率分布

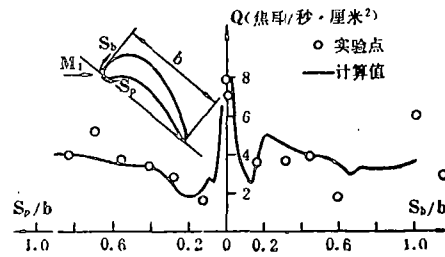


图7 1*涡轮叶面热流率计算值与实验值的比较

四、结 论

1. 在国内首次成功地在激波风洞中完成了涡轮平面叶栅的压力分布、热流率分布和光学显示的实验,说明本实验方案是可行的。

2. 由叶面压力分布、热流率分布和通道流场照片所反映的流动规律的一致,证明实验数据是可靠的。

3. 与分析结果比较,尽管分析结果与实验数据规律一致,但偏差较大,因此今后还需进一步发展好的计算方法,因为跨声速涡轮传热计算是十分困难的,必须依靠实验寻找规律,逐步改进。当然实验技术也需要不断发展,努力提高精度。

本实验是在设备组同志的协助下完成的,在此谨致谢意。本工作还得到国家自然科学基金资助。

参 考 文 献

- [1] Schultz.D.L.et al, ASME 82-GT-304 (1982).
- [2] C.Camci.et al, ASME 85-GT-114 (1985).
- [3] M.G.Dunn. et al, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 107.
- [4] 李静美等,航空动力学报,2, 1 (1987)。
- [5] Ivan E. et al, NASA TR R-104
- [6] Lowery, G.W.et al, Int.J.Heat Mase Transfer 18,1229—1242.

THE EXPERIMENTS FOR GASTURBINE PLANE CASCADE IN A SHOCK TUNNEL

Li Jingmei Zhao Renmin Hu Jinming

(Institute of Mechanics, The Academy of Sciences of China)

Deng Suging

(Institute of Engineering Thermophysics, The China Academy of Sciences of China)

Abstract The experiments involving heat transfer, pressure and laser-interferometry visualization for gasturbine plane cascade were performed in a shock tunnel, free stream conditions: total pressure $P_0=2.0\times 10^5, 8.0\times 10^5, 13.0\times 10^5$ Pa; total temperature $T_0=374.4$ K; inlet Mach number $M_1=0.4$. The measuremental distributions of heat flux and pressure on the blades are consistent with calculating results.

Key words gasturbine cascade, heat flux, pressure, shock tunnel.