

定/变热线过热比跨超声速流场湍流度测量

朱 博¹, 熊 波², 吴 巍¹, 王 宁¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 开展了基于定、变热线过热比方法测量跨超声速流场湍流度的比较研究, 以满足高速飞行器与发动机的跨超声速风洞高精度实验需求。在 1.2 m 暂冲式跨超声速风洞上, 采用定过热比、变二过热比和变八过热比等三种热线测量方法, 完成了马赫数为 0.30~4.25 的跨超声速流场湍流度测量研究。测量结果表明: 变八过热比测量精度最高, 实测湍流度的蒙特卡洛模拟不确定度为 0.001%~0.033%; 定过热比方法与变二过热比方法可实现更快速的测量, 在马赫数为 0.40~2.00 范围内与变八过热比测量湍流度均值偏差约 9%~18%。研究结果对跨超声速流场湍流度校测、飞行器实验鉴定和数值计算具有实际助益。

关 键 词: 跨超声速流; 湍流度; 热线风速仪; 暂冲式风洞; 流场校测

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Keeping and varying hot wire overheat ratio measurement for turbulence level in transonic and supersonic flow field

ZHU Bo¹, XIONG Bo², WU Wei¹, WANG Ning¹

(1. Facility Design and Instrumentation Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: A research comparison for keeping and varying hot wire overheat ratio measurement for turbulence level in transonic and supersonic flow field was carried out to satisfy the need of high precision testing of high speed aircraft and engine in transonic and supersonic wind tunnels. Three methods including keeping hot wire overheat ratio, varying two hot wire overheat ratios, and varying eight hot wire overheat ratios, were used for measuring turbulence level at Mach number of 0.30—4.25 in a 1.2 m blow down transonic and supersonic wind tunnel. The measurement result showed that, the method of varying eight hot wire overheat ratio was most precise, and Monte Carlo simulation uncertainty was around 0.001%—0.033% for measuring turbulence level. Methods of keeping and varying two hot wire overheat ratio realized more fast measurement, bias of mean turbulence level comparing with varying eight hot-wire overheat ratios was around 9%—18% at Mach number of 0.40—2.00. The research result was practical for flow turbulence evaluation, aircraft test evaluation and numerical calculation in transonic and supersonic flow fields.

收稿日期: 2021-10-12

基金项目: 空气动力学国家重点实验室基金(JBKY15040501)

作者简介: 朱博(1973—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事风洞流场湍流测试与分析。E-mail: bobjou@139.com

引用格式: 朱博, 熊波, 吴巍, 等. 定/变热线过热比跨超声速流场湍流度测量[J]. 航空动力学报, 2022, 37(9): 1815-1823. ZHU Bo, XIONG Bo, WU Wei, et al. Keeping and varying hot wire overheat ratio measurement for turbulence level in transonic and supersonic flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(9): 1815-1823.

Key words: transonic and supersonic flow; turbulence level; hot wire anemometry; blow down wind tunnel; flow field calibration

当前,高速飞行器及其发动机设计日趋精细化,需要通过大量风洞实验准确评估和优化设计点^[1],这对跨超声速风洞的流场品质和测试精度提出了更高要求。由于来流湍流对诸如翼型升力系数和俯仰力矩、发动机叶栅气动损失和端壁热交换水平等实验数据均有较大影响^[2],因此,湍流是流场品质的重要指标之一^[3],然而,如何准确测量高速可压流场湍流,是长期困扰国内外学者的一个难点问题^[4-5]。

20世纪50年代,美国学者 Kovasznay^[6]利用热线风速仪(简称热线),较早开展了超声速可压流场脉动量的测量研究,最早采用变热线过热比方法获得高速流场的热线信号随热丝工作温度变化的曲线,从而计算流场流量脉动值和总温脉动值。但是相关实验主要是在马赫数 $Ma \approx 2.0$ 的特定流速中进行,实验条件和理论基础有一定局限性,此后一些学者对变热线过热比方法作了进一步研究与优化。Morkovin^[7]研究认为热丝对流场速度与密度的灵敏度不等,需要分别标定灵敏度系数,再通过变热线过热比方法求解流场速度、密度与总温脉动量。Stainback等^[8]研究了热丝变过热比对流场速度与密度的灵敏度变化情况,发展了基于扰动图特征的亚声速流场模态分析方法。Horstman和Rose^[9]认为热丝对流场速度与密度的灵敏度不等的情况只是发生在热线低过热比时的特征,当热丝工作在高过热比情况时,热丝对流场速度与密度的灵敏度近于相等,因此,一些学者也采用高过热比的定热线过热比方法测量流场流量脉动量。例如,King等^[10]基于定热线过热比测量方法,开展了低温跨声速流场测量研究,完成了美国 National Transonic Facility (NTF) 风洞低温流场湍流度校测。Bauinger等^[11]基于定热线过热比测量方法,开展了三维热线测量跨声速流场研究,获得了涡轮机流场湍流度分布。Chou等^[12]基于定热线过热比测量方法,开展了 $Ma=2.40 \sim 4.60$ 超声速流场流量脉动测量,为风洞实验和数值计算湍流模型的选取与分析提供了依据。还有学者以非接触测量技术为基础开展了高速流场湍流度测量^[13-14],但是测量精度还难以满足高品质跨超声速风洞的流场校测需求。

国内方面,由于定热线过热比测量技术相对

容易实现,国内早期采用这种方法,完成了个别跨声速风洞流场湍流度测量^[15],但是当时的理论基础和仪器技术有限,导致测量结果粗化。此后,因为热丝易断和测量方法复杂,国内许多高速风洞采用低风速的稳定段湍流度来近似推算实验段湍流度,重点在低速流场方面开展了湍流度测试研究。何克敏等^[16]采用热线测量了低速变湍流度流场,发现湍流度对诸如洞壁边界层、平板边界层、各类翼型边界层和旋成体压力分布等气动影响较大。朱惠人等^[17]研究了低速流场高来流湍流度对航空发动机涡轮叶片中部及根部区的转捩起始点、转捩区长度及换热的影响。近年,国内先进高速飞行器及其发动机的战略需求日益凸显,再次促进了高速流场湍流度测试技术的研究发展。马护生等^[18]基于定热线过热比方法,开展了 $Ma \leq 0.07$ 的多项式校准技术研究。杜钰锋等^[19]基于变热线过热比方法,开展了 $Ma \leq 0.70$ 的可压流场湍流度测量研究。姚春意等^[20]基于定热线过热比方法,研究了跨声速高主流湍流度时质量流量比、雷诺数对全气膜涡轮叶片表面气膜冷却效率和换热系数分布规律的影响。朱博等^[21]基于变热线过热比方法,开展了 $Ma=0.20 \sim 1.50$ 的跨声速流场测量研究。还有一些学者采用激光测速法和高频脉动压力传感器测量高速流场湍流度^[22-23],但是测量精度难以满足国内高品质风洞建设和实验需求。

由以上文献可看出,热线测量法是跨超声速流场湍流度测量的主要方法,按热线过热比工作方式可分为定过热比方法和变过热比方法,由于可压缩流动机理及其测试方法比较复杂,未能形成一致的理论认识和测试方法。国外对跨超声速流场湍流度测量研究较多,采用热线测量的流场速度完整覆盖了跨超声速流场范围 ($Ma=0.40 \sim 4.50$),近年主要关注于低温、多维流场的定过热比测量。国内早期的高速风洞大多未开展跨超声速流场湍流度校测,近年对高速可压流场的测量研究主要在 $Ma \leq 1.5$ 以下,而对 $Ma > 1.5$ 以上的超声速流场湍流度测量研究较少,也缺乏变热线过热比方法与定热线过热比方法的比较研究。

本文以变热线过热比可压缩流测试理论为基础,在 1.2 m 暂冲式跨超声速风洞上,采用定过热比、变二过热比和变八过热比等三种方法完成了

$Ma=0.30\sim 4.25$ 跨超声速流场湍流度测量研究,比较了三种测量方法的优缺点,开展了流场湍流度精细测量,并对流场扰动模态进行了分析,为跨超声速风洞流场湍流度校测提供了实验数据支撑。

1 实验风洞与热线风速仪

1.1 实验风洞

本文实验在1.2 m半回流暂冲式跨超声速风洞上进行,实验段尺寸为 $1.2\text{ m}\times 1.2\text{ m}$,实验段马赫数 $Ma=0.30\sim 4.25$,稳定段总压为 $0.6\times 10^5\sim 1.2\times 10^6\text{ Pa}$,风洞收缩比为12,实验时在稳定段设置5层阻尼网,热线测点位于实验段核心流,热线探头安装于弯刀支架,实验段测点布置见图1。

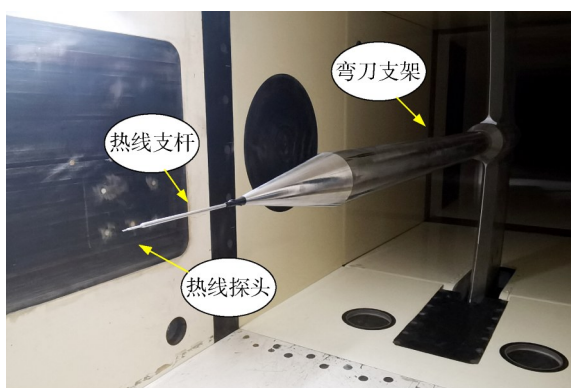


图1 风洞实验布置图

Fig.1 Arrangement diagram for test in the wind tunnel

1.2 热线风速仪

实验使用丹麦丹迪公司的Streamline恒温式热线风速仪,测量探头是型号为55P11的一维传感器,配置数据采集卡的模数分辨率是16位精度。Streamline商用热线风速仪是按照低速流场测试设备设计的,在跨超声速流场中使用时,需要在软硬件上进行优化和再设计。

为避免探头热丝在实验过程中被吹断,实验气源采用了洁净干燥空气,实验前进行了洞体清洁,同时,对探头热丝的焊点进行了加固。最后,在整个实验过程中热丝未断,用一只探头完成了全部状态测试,保证了数据较好的一致性。

探头热丝是丹麦丹迪公司的镀铂钨丝,镀铂层的作用是抑制钨丝在工作温度下的氧化效应,保证热丝在较长的工作时间内具有稳定的灵敏度系数。这种热丝直径约为 $5\text{ }\mu\text{m}$,电阻温度系数约为 0.0036 /K ,在探头上的焊装长度约为 1.25 mm 以上,使得热丝长径比大于200,从而减少热丝热量的传导损失。

2 定/变热线过热比测量方法

变热线过热比测量方法是在固定流场实验状态下,连续变换多个热丝过热比(工作温度),在每个过热比采集一次数据,利用热线在低过热比状态下对总温敏感度较大,而在高过热比状态下对流量敏感度较大的特点,通过一组不同过热比的热线数据求解流场脉动参数。

定热线过热比测量方法是在测量过程中,保持热丝过热比固定不变,通过单个过热比的热线数据求解流场脉动参数。

2.1 变热线过热比测量原理

2.1.1 质量流量与总温脉动量测量

本文使用的测量设备是恒温式热线,恒温式热线的热平衡关系式^[21,24]为

$$\frac{e^2}{R_w} = \pi l \lambda_0 (T_w - T_e) (A + B \sqrt{Re}) (1 - ka_w) \quad (1)$$

式中 R_w 为工作(加热)状态热丝的电阻; l 为热丝的长度; λ_0 为气体的导热率; T_w 为工作热丝的温度; T_e 为非工作热丝的温度; k 为变热丝过热比的校准系数; a_w 为热丝的过热比:

$$a_w = \frac{R_w - R_e}{R_e} \quad (2)$$

式中 R_e 为非工作状态热丝的电阻。

由热丝的雷诺数,有

$$Re = \frac{md}{\mu} \quad (3)$$

式中 Re 为雷诺数, d 为热丝的特征长度, μ 为流体动力黏度。

将式(3)代入式(1),然后取自然对数求偏导,可得

$$\frac{\Delta e}{e} = \frac{\Delta m}{m} \left[\frac{B \sqrt{Re}}{4(A + B \sqrt{Re})} - \frac{ka_w}{2(1 - ka_w)} \cdot \frac{\partial \ln k}{\partial \ln Re} \right] - \frac{\Delta T_0}{T_0} \left\{ \frac{\alpha_e R_e}{R_e} \cdot \frac{\eta T_0 [1 - ka_w(a_w + 2)]}{2a_w(1 - ka_w)} - 0.38 \left[1 - \frac{B \sqrt{Re}}{2(A + B \sqrt{Re})} + \frac{ka_w}{1 - ka_w} \cdot \frac{\partial \ln k}{\partial \ln Re} \right] \right\}$$

即

$$\frac{\Delta e}{e} = F_{CTA} \frac{\Delta m}{m} - G_{CTA} \frac{\Delta T_0}{T_0} \quad (4)$$

$$F_{CTA} = \frac{B\sqrt{Re}}{4(A+B\sqrt{Re})} - \frac{ka_w}{2(1-ka_w)} \cdot \frac{\partial \ln k}{\partial \ln Re} \quad (5)$$

$$G_{CTA} = \frac{\alpha_s R_s}{R_e} \cdot \frac{\eta T_0 [1 - ka_w(a_w + 2)]}{2a_w(1 - ka_w)} - 0.38(1 - 2F_{CTA}) \quad (6)$$

式中 F_{CTA} 为恒温式热线(constant temperature anemometer, CTA)的流量灵敏度系数; G_{CTA} 为CTA的总温灵敏度系数; α_s 为热线金属丝的电温度系数; R_s 为 α_s 值对应的参考温度状态下的热丝电阻值; η 为温度恢复系数。

实验流场速度 $Ma=0.30\sim 4.25$ 对应的热丝雷诺数 Re 在 12 000~33 000 之间,由式(5)可知,由于 A 与 B 系数的量级接近,若 Re 较大时,则 F_{CTA} 接近于 0.25。通过固定 $Ma=0.50$ (热丝雷诺数约为 14 000) 同时变总压,从而改变流场流量的方式,验证 F_{CTA} 值约等于 0.25,而 $Ma=0.6$ 以上的热丝雷诺数更大,因此, $F_{CTA}=0.25$ 可用于本文所有马赫数下的数据处理。获得 F_{CTA} 值后,再根据式(6)计算恒温式热线的总温灵敏度系数。

对式(4)两边除以 G_{CTA} ,取平方,得到热线变过热比响应的一般扰动方程:

$$\theta^2 = r^2 \langle m \rangle^2 - 2rR_{mT_0} \langle m \rangle \langle T_0 \rangle + \langle T_0 \rangle^2 \quad (7)$$

式中 $\theta = \langle e \rangle / G_{CTA}$ 、 $r = F_{CTA} / G_{CTA}$ 、 $R_{mT_0} = \langle mT_0 \rangle / \langle m \rangle \langle T_0 \rangle$ 、 $\langle m \rangle = (\partial \theta / \partial r)_{r \rightarrow \infty}$ 、 $\langle T_0 \rangle = \theta(0)$ 、 $\langle x \rangle = \frac{\sqrt{(x')^2}}{\bar{x}}$,指物理量 x 的脉动量。

实验中测量一组变过热比数据,根据式(7),作 θ 值与 r 值的拟合曲线,可得流场扰动模态图。由拟合曲线的渐进线的斜率、拟合曲线与 Y 轴的交点可以分别计算流量脉动值 $\langle m \rangle$ 和总温脉动值 $\langle T_0 \rangle$ 。由流量、总温脉动量耦合值 $\langle mT_0 \rangle$ 与两个脉动量之积 $\langle m \rangle \langle T_0 \rangle$ 的比值,可以计算流量与总温脉动量的相关系数 R_{mT_0} 值, R_{mT_0} 值反映了 $\langle m \rangle$ 与 $\langle T_0 \rangle$ 的耦合度。若流场中无主导的扰动量,则 $R_{mT_0} < 1$; 若流场中的一种扰动量(如速度、静压或者温度)占主导,可导致 $R_{mT_0} \geq 1$ 。当 $R_{mT_0} < 1$ 时,由于CTA的流量灵敏度系数与过热比成正比关系,同时总温灵敏度系数与过热比成反比关系,所以拟合曲线为双曲线特征^[21]。

2.1.2 湍流度计算

由质量流量定义 $m = \rho u$,对方程取自然对数求偏导,可得

$$\frac{\rho'}{\bar{\rho}} + \frac{u'}{\bar{u}} = \frac{(\rho u)'}{\bar{\rho u}} \quad (8)$$

$$\frac{\overline{\rho'^2}}{\bar{\rho}^2} + 2 \frac{\overline{\rho' u'}}{\bar{\rho} \bar{u}} + \frac{\overline{u'^2}}{\bar{u}^2} = \frac{\overline{(\rho u)'^2}}{\bar{\rho u}^2} \quad (9)$$

由一维等熵方程,有

$$T_0 = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \quad (10)$$

式中 T 为流体静温, γ 为比热比。

由马赫数定义,有

$$Ma = \frac{u}{\sqrt{\gamma R T}} \quad (11)$$

式中 R 为气体常数。

由压力与密度的关系,有

$$p = C \rho^\gamma \quad (12)$$

式中 p 为流体静压, C 为常数。

由理想气体状态方程,有

$$p = \rho R T \quad (13)$$

对式(10)~式(13)取对数求偏导后,代入式(9),可得

$$\frac{\overline{u'^2}}{\bar{u}^2} = \frac{1}{(\alpha + \beta)^2} \cdot \left[\alpha^2 \frac{\overline{(\rho u)'^2}}{\bar{\rho u}^2} + 2\alpha R_{mT_0} \frac{\overline{(\rho u)' T_0'}}{\bar{\rho u} \cdot \bar{T}_0} + \frac{\overline{T_0'^2}}{\bar{T}_0^2} \right] \quad (14)$$

$$\frac{\overline{\rho'^2}}{\bar{\rho}^2} = \frac{1}{(\alpha + \beta)^2} \cdot$$

$$\left[\beta^2 \frac{\overline{(\rho u)'^2}}{\bar{\rho u}^2} + 2\beta R_{mT_0} \frac{\overline{(\rho u)' T_0'}}{\bar{\rho u} \cdot \bar{T}_0} + \frac{\overline{T_0'^2}}{\bar{T}_0^2} \right] \quad (15)$$

式中 $\alpha = [1 + (\gamma - 1) \overline{Ma^2} / 2]^{-1}$, $\beta = \alpha(\gamma - 1) \overline{Ma^2}$ 。

由式(7)计算的流量脉动 $\langle m \rangle$ 、总温脉动 $\langle T_0 \rangle$ 和相关系数 R_{mT_0} 代入式(14)、式(15),分别可得湍流度和密度脉动量。

2.2 变八过热比测量方法

变八过热比测量方法就是在实验状态下连续调整热丝过热比,在每个过热比(工作温度)稳定后,采集一次数据,一共变8个热丝过热比,采集8次数据,通过这8个数据做出流场扰动图,并计算流场参数。整个过程由计算机程序控制自动运行,测量流程顺序为:测量热丝的冷丝电阻→设置

过热比的桥电阻→设置过热比→热丝工作→稳定2 s时间→采集数据→热丝停止工作。本文热丝工作温度采用了8个过热比为0.1、0.2、0.3、0.4、0.5、0.6、0.7、0.8的状态,单点采样时间为5 s。由于Streamline热线仪设置参数所用时间较长,完成一组8个数据采集大约需要3.5 min。

热线电缆采用20 m长度的RG58同轴电缆,调制电桥参数后,由于过热比的值与通道的频率响应成正比,在不同过热比状态下用方波测试通道频率响应范围在15~25 kHz之间,为减少不同过热比时热线信号的相位误差,需要设置一个统一较低的调理器低通滤波值,使得各个过热比状态下的通道响应频率一致,因此,选取低通滤波频率为10 kHz,设置数据采集频率为20 kHz。

2.3 变二过热比测量方法

变二过热比测量方法是变过热比测量的简化方法。由于变八过热比测量方法一次测量时间大约需要3.5 min,这么长的时间对于大型暂冲式跨超声速风洞来说,所需气源量太大,而且压缩空气产生的较大冷量不利于暂冲式风洞长时间运行,为此,可以考虑减少变过热比数据组,进而减少测量时间。

考虑流量脉动与总温脉动耦合量较少,若忽略耦合量,可以根据式(4)测量流场的质量流量与总温脉动量。由式(4)可知,只需采集两个不同过热比的数据就可以计算质量流量与总温脉动量,本文采用2个过热比为0.4和0.8进行变二过热比测量,Streamline热线仪完成两个过热比设置和数据采集大约需要50 s。

2.4 定过热比测量方法

定过热比测量方法就是忽略总温脉动对热线信号的影响,利用最大过热比数据计算流场质量流脉动量,只需测量1个过热比数据,实验用时最短。为便于与变过热比测量方法进行比较,本文没有单独采集定过热比数据,而是采用变过热比测量的最大过热比(0.8)数据进行计算。

3 实验结果与数据分析

3.1 数据频谱特征

实验测得的各流场热线信号频谱特征一致,典型频谱见图2的 $Ma=2$ 流场频谱,图中热线电压信号的频谱能量从低频向高频逐渐衰减,符合空风洞的自由射流耗散特征。图2中 f 为频率, e' 为电压值 e 的瞬态值与平均值之差。10 kHz以下

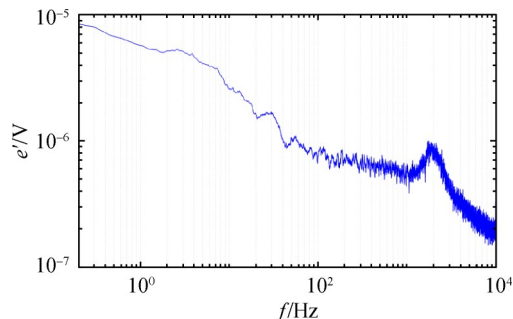


图2 热线过热比为0.8的 $Ma=2$ 流场热线电压频谱图

Fig.2 Hot wire voltage spectrum of overheat 0.8 at $Ma=2$

频率均无单频尖峰信号,即无明显电磁噪声和支架干扰,数据可靠性较高。

3.2 变八过热比测量结果

采用变八过热比方法完成了 $Ma=0.40$ 、0.70、0.80、0.95、1.50和2.00的流场湍流度测量,根据式(7)作流场扰动模态图,见图3。根据式(7)、式(14)和式(15)计算流场质量流量脉动量 $\langle m \rangle$ 、总温脉动量 $\langle T_0 \rangle$ 、相关系数 R_{mT_0} 、湍流度 $\langle u \rangle$ 和密度脉动量 $\langle \rho \rangle$ 见表1。

由图3可见,在 $Ma=0.95$ 时流场扰动模态图拟合曲线为折线,其他马赫数时流场扰动模态图为双曲线或者接近于双曲线。同时,对比表1可见,在 $Ma=0.95$ 时的流场质量流脉动量、相关系数 R_{mT_0} 和湍流度值都比其他马赫数流场状态下大,还可见马赫数从0.80~0.95,流量脉动值增加了100%,总温脉动却降低15%,说明 $Ma=0.95$ 的扰动模态主要是质量流脉动为主,即,扰动图的折线特征对应的扰动模态是质量流脉动模态,此时,附面层与正激波干扰^[25],流场发生复杂扰流变化,速度脉动和压力脉动量较大,可导致飞行器气动力实验数据难以预测,这一测量结果与风洞实验在接近 $Ma=1.00$ 时各种空气动力系数很难预测的特征是一致的^[3]。此外,从 $Ma=0.70$ 到 $Ma=0.95$ 的扰动模态图发展趋势来看,扰动图模态的变化是渐进式的,即,随着马赫数增加,双曲线与其渐进线逐渐接近,在 $Ma=0.95$ 时完全重合,双曲线完全转变为折线,测量结果符合流场小扰动模态随流动速度逐渐变化的物理特征。

图3扰动图的拟合曲线以非线性为主要特征,因此,应当采用非线性方程计算拟合优度 $G^{[21]}$,以评估实验结果与理论值的拟合程度。计算非线性拟合优度见表1,可见,拟合优度 $G=0.903\sim 0.965$,说明实测数据与式(7)预测值吻合度较高。按照蒙特卡洛模拟方法计算不确定度指

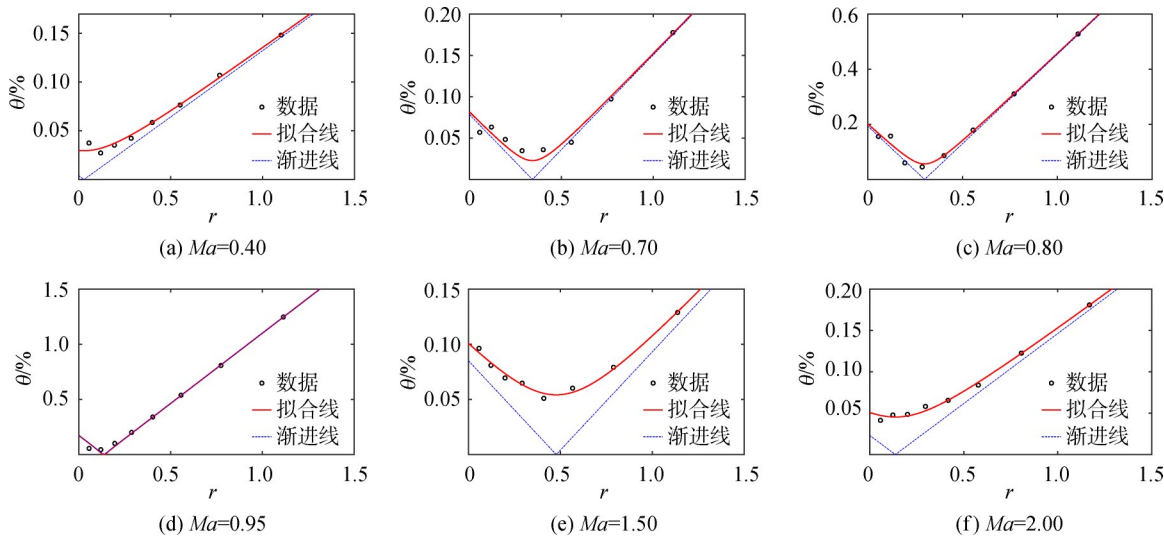


图3 变八过热比的 $Ma=0.40\sim2.00$ 流场扰动模态图

Fig.3 Flow fluctuation diagrams of eight overheat ratio measurement at $Ma=0.40\sim2.00$

表 1 变八过热比的流场脉动量测量结果

Table 1 Measured results of eight overheat ratio measurement for the flow fluctuation

实验段速度 马赫数	流量脉动 $\langle m \rangle / \%$	总温脉动 $T_0 / \%$	相关系数 R_{mT_0}	密度脉动 $\langle \rho \rangle / \%$	湍流度 $\langle u \rangle / \%$	非线性方程 拟合优度	不确定度 / %
0.40	0.136	0.030	0.131	0.008	0.128	0.953	0.003
0.70	0.229	0.082	0.960	0.038	0.191	0.903	0.017
0.80	0.647	0.202	0.960	0.132	0.515	0.937	0.008
0.95	1.274	0.174	1.003	0.339	0.935	0.963	0.033
1.50	0.178	0.101	0.843	0.085	0.093	0.962	0.002
2.00	0.169	0.051	0.455	0.104	0.065	0.965	0.001

标^[21]见表 1,可得测量不确定度约为 0.001%~0.033%,说明测量结果有较高的可靠性。

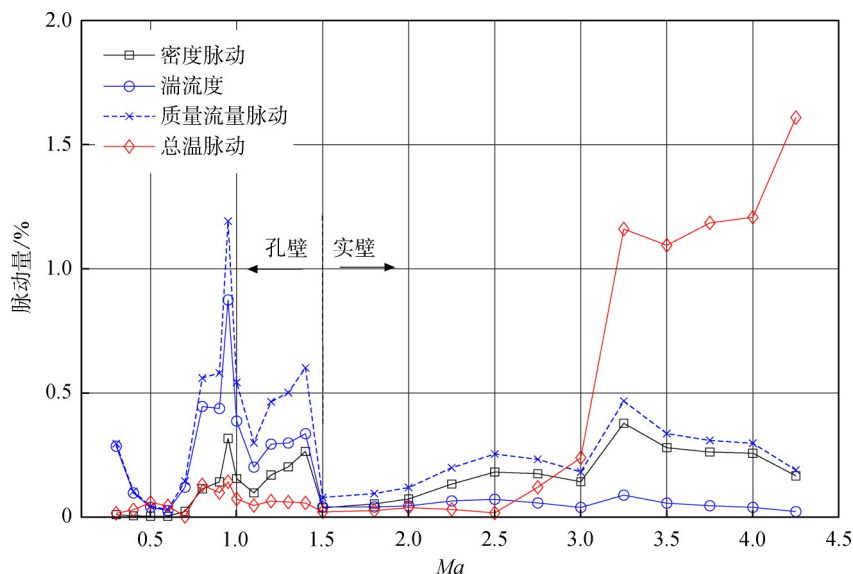
3.3 变二过热比测量结果

由文中第 3.2 节可见,变八过热比测量是以 8 个过热比数据统计分析流场模态和脉动量值,所以测量精度较高,而且可以评估测量的不确定度水平,但是测量时间较长,约 3.5 min 测量时间对于大型暂冲式风洞来说,不仅耗能巨大,而且对风洞结构安全也有较大考验。为进行更多状态和更高马赫数的流场测量,需要缩短测量时间,而变二过热比方法无疑是测量时间最短的变过热比方法。本文采用 0.40 和 0.80 两个过热比进行变二过热比测量,Streamline 热线仪完成 2 个过热比设置和数据采集大约需要 50 s。

图 4 是采用变二过热比方法测量获得的 $Ma=0.30\sim4.25$ 范围内的 25 个流速状态下的流场脉动量值,由图可见,变二过热比方法在 $Ma=0.40\sim$

2.00 的测量结果与表 1 变八过热比的测量结果基本一致,两种方法都在 $Ma=0.95$ 时出现脉动量最大值。

在实验过程中, $Ma=0.30\sim1.40$ 的风洞实验段为孔壁, $Ma=1.50\sim4.25$ 的风洞实验段为实壁,由于孔壁附面层噪声较大,因此,实壁实验段流场扰动一般小于孔壁实验段^[3]。由图 4 可见, $Ma=1.50$ 的流场脉动明显比 $Ma=1.40$ 低很多,因此,测量结果与风洞实验状态符合。由图可见在 $Ma=2.75$ 以上,流场总温脉动迅速上升,是由于超声速运行时,1.2 m 暂冲式风洞压缩空气膨胀冷量较大引起温度波动。在 $Ma=2.00$ 以上流场密度脉动量值逐渐增加,在 $Ma=3.25$ 以上甚至高于 $Ma=0.95$ 的密度脉动量值,同时湍流度值保持相对较小,说明在超声速范围,随着马赫数增加,流场涡脉动量值变化不大,主要是附面层噪声逐渐增加导致流场密度脉动逐渐增加。

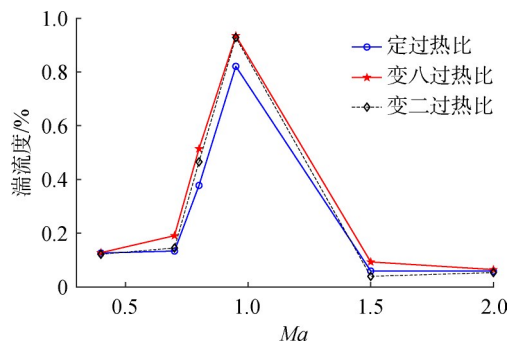
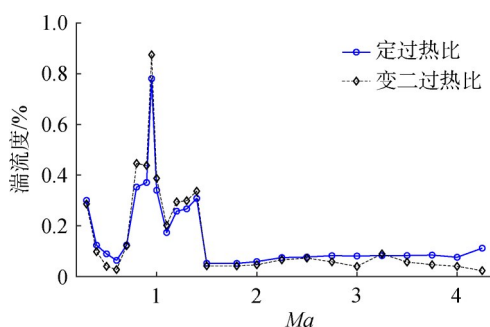
图4 流场变二过热比测量结果($Ma=0.3\sim4.25$)Fig.4 Results of two overheat ratio measurement ($Ma=0.3\sim4.25$)

3.4 定、变过热比测量结果比较

采用 $Ma=0.40\sim2.00$ 变八过热比测量的数据,进行变二过热比数据处理(提取过热比为0.4和0.8的数据)和定过热比数据处理(提取过热比为0.8的数据),3种测量方法的湍流度计算结果比较见图5,变八过热比测量湍流度均值为0.32%,变二过热比测量湍流度均值为0.29%,定过热比测量湍流度均值为0.26%,可见,变二过热比与变八过热比测量湍流度均值偏差约9%,定过热比与变八过热比测量湍流度均值偏差约18%。

由图5可见,3种方法的测量结果总体趋势一致,变八过热比测量值最大,定过热比测量值最小,这是由于变八过热比是采用拟合曲线的渐进趋势线来计算流场脉动量,而定过热比是采用最大过热比数据计算流场脉动量,理论上热线过热比越高,则热线对流体流量脉动越敏感,测量的流场脉动量也越接近真实值,但是热丝工作温度不可能无限提高,因此,采用变八过热比拟合曲线的渐进线逼近方法获得的测量结果更为准确,当流场以质量流量脉动为主时,变八过热比测量的湍流度值大于变二过热比和定过热比方法。

采用 $Ma=0.30\sim4.25$ 变二过热比测量的数据,进行定过热比数据处理(提取过热比为0.8的数据),两种测量方法的湍流度计算结果比较见图6。由图可见,两种方法的测量结果总体趋势一致,变二过热比测量湍流度均值为0.1788%,定过热比测量湍流度均值为0.1785%。两组数据

图5 流场湍流度3种测量方法比较($Ma=0.40\sim2.00$)Fig.5 Turbulence level comparison between three measurement methods ($Ma=0.40\sim2.00$)图6 流场湍流度两种测量方法比较($Ma=0.30\sim4.25$)Fig.6 Turbulence level comparison between two measurement methods ($Ma=0.30\sim4.25$)

最大偏差是在 $Ma=0.95$ 和 $Ma=4.25$ 的流场状态,由图2的 $Ma=0.95$ 流场扰动模态可知, $Ma=0.95$ 的流场扰动模态是以质量流量脉动为主的扰动模态。再对比图4与图6可见,在 $Ma=0.95$ 时,质量流脉动值大于总温脉动值,则变二过热比测

量湍流度值大于定过热比测量值。在 $Ma=4.25$ 时, 流场总温脉动值大于质量流脉动值, 则变二过热比测量湍流度值小于定过热比测量值。观察其他马赫数状态也有这样的规律, 即, 流场质量流脉动值大于总温脉动值时, 定过热比测量湍流度值偏低; 流场质量流脉动值接近或小于总温脉动值时, 定过热比测量湍流度值偏高。

4 结 论

1) 以变热线过热比可压缩流测试理论为基础, 采用定过热比、变二过热比和变八过热比等三种方法完成了 $Ma=0.30\sim 4.25$ 跨超声速流场湍流度测量研究, 比较了三种测量方法的优缺点, 获得了较高精度的流场湍流度测量结果, 为高速飞行器及发动机风洞实验、数值计算提供了高精度的湍流度实验数据支撑。

2) 在 $Ma=0.40\sim 2.00$ 流场, 比较了定过热比、变二过热比和变八过热比等三种方法的测量效果, 测量结果总体趋势一致。变八过热比测量方法可以获得流场扰动模态, 测量精度最高, 实测湍流度的蒙特卡洛模拟不确定度为 $0.001\%\sim 0.033\%$, 说明测量结果可靠性较高。定过热比和变二过热比方法有利于缩短测量时间, 与变八过热比测量湍流度均值偏差约 $9\%\sim 18\%$ 。

3) 在 $Ma=0.30\sim 4.25$ 流场, 比较了定过热比和变二过热比方法的测量效果, 测量结果总体趋势一致。流场质量流脉动值大于总温脉动值时, 定过热比测量湍流度值偏低; 流场质量流脉动值接近或小于总温脉动值时, 定过热比测量湍流度值偏高。

参考文献:

- [1] 李秋彦, 李刚, 魏洋天, 等. 先进战斗机气动弹性设计综述[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 523430.1-523430.27.
LI Qiuyan, LI Gang, WEI Yangtian, et al. Review of aeroelasticity design for advanced fighter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 523430.1-523430.27. (in Chinese)
- [2] 朱惠人, 许都纯, 郭涛, 等. 来流湍流度及端壁效应对涡轮叶片上对流换热的影响[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 255-330.
ZHU Huiren, XU Duchun, GUO Tao, et al. Influences of mainstream turbulence and end-wall effect on convective heat transfer of turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 255-330. (in Chinese)
- [3] 刘政崇, 廖达雄, 董谊信, 等. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 1-120.
- [4] 袁湘江, 沙心国, 时晓天, 等. 高超声速流动中噪声与湍流度的关系[J]. 航空学报, 2020, 41(11): 123791.1-123791.9.
YUAN Xiangjiang, SHA Xinguo, SHI Xiaotian, et al. Noise-turbulence relationship in hypersonic flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(11): 123791.1-123791.9. (in Chinese)
- [5] 杜钰锋, 林俊, 王勋年, 等. 变热线过热比可压缩流湍流度测量方法优化[J]. 航空学报, 2019, 40(12): 123067.1-123067.9.
DU Yufeng, LIN Jun, WANG Xunnian, et al. Measurement technique optimization of turbulence level in compressible fluid by changing over heat ratio of hot wire anemometer[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(12): 123067.1-123067.9. (in Chinese)
- [6] KOVASZNY L S G. The hot-wire anemometer in supersonic flow[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1950, 17(9): 565-572.
- [7] MORKOVIN M V. On transition experiments at moderate supersonic speeds[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1957, 24(7): 480-486.
- [8] STAINBACK P C, JOHNSON C B. Preliminary measurements of velocity, density and total temperature fluctuations in compressible subsonic flow[R]. AIAA-1983-0384, 1983.
- [9] HORSTMAN C C, ROSE W S. Hot-wire anemometry in transonic flow[J]. AIAA Journal, 1977, 15(3): 395-401.
- [10] KING R A, ANDINO M Y, MELTON L, et al. Flow disturbance measurements in the national transonic facility[J]. AIAA Journal, 2014, 52(1): 116-130.
- [11] BAUINGER S, BEHRE S, LENGANI D, et al. On turbulence measurements and analyses in a two-stage two-spool turbine rig[J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139: 071008.1-071008.11.
- [12] CHOU A, LEIDY A N, BATHEL B F, et al. Measurements of freestream fluctuations in the NASA Langley 20-inch Mach 6 tunnel[R]. AIAA 2018-3073, 2018.
- [13] LOCK J A, SEASHOLTZ R G, JOHN W T. Rayleigh-brillouin scattering to determine one-dimensional temperature and number density profiles of a gas flow jet[J]. Applied Optics, 1992, 31(15): 2839-2848.
- [14] MILES R. Femtosecond laser electronic excitation tagging (FLEET) for imaging flow structure in unseeded hot or cold air or nitrogen[C]//Proceedings of the 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region). Reston, US: AIAA, 2013: 26-39.
- [15] 恽起麟, 赵长安. 跨超声速气流湍流度的测量[J]. 气动实验与测量控制, 1987, 1(3): 21-25.
YUN Qilin, ZHAO Changan. Transonic flow turbulence intensity measurement[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement & Control, 1987, 1(3): 21-25. (in Chinese)
- [16] 何克敏, 白存儒, 郭渠渝, 等. 较低湍流度范围湍流度对风洞实验结果的影响[J]. 流体力学实验与测量, 1997, 11(3): 11-17.

- HE Kemin, BAI Cunru, GUO Quyu, et al. The effect of turbulence on wind tunnel results in the range of low turbulence [J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 1997, 11(3):11-17. (in Chinese)
- [17] 朱惠人, 许都纯, 郭涛, 等. 来流湍流度及端壁效应对涡轮叶片上对流换热的影响[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(3): 255-330.
- ZHU Hui ren, XU Duchun, GUO Tao, et al. Influences of mainstream turbulence and end-wall effect on convective heat transfer of turbine blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(3):255-330. (in Chinese)
- [18] 马护生, 时培杰, 李学臣, 等. 可压缩流体热线探针校准方法研究[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(1):55-60.
- MA Husheng, SHI Peijie, LI Xuechen, et al. Investigation of calibration method for hot-wire probe in compressible flow [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(1):55-60. (in Chinese)
- [19] 杜钰锋, 林俊, 马护生, 等. 可压缩流湍流度变热线过热比测量方法[J]. *航空学报*, 2017, 38(11):121236.1-121236.12.
- DU Yufeng, LIN Jun, MA Husheng, et al. Measurement technique of turbulence level in compressible fluid by changing overheat ratio of hot-wire anemometer[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(11):121236.1-121236.12. (in Chinese)
- [20] 姚春意, 朱惠人, 刘存良, 等. 高湍流度时全气膜涡轮叶片表面冷却和换热特性的实验研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(6): 1361-1370.
- YAO Chunyi, ZHU Hui ren, LIU Cunliang, et al. Experimental study on film cooling and heat transfer characteristics of a fully-cooled turbine vane at high turbulence intensity condition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(6):1361-1370. (in Chinese)
- [21] 朱博, 廖达雄, 陈振华, 等. 跨声速流场扰动模态与湍流度精细测量[J]. *航空学报*, 2022, 43(10):126378.1-126378.12
- ZHU Bo, LIAO Daxiong, CHEN Zhenhua, et al. A fine measurement for fluctuations mode and turbulence level in transonic flow[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(10):126378.1-126378.12. (in Chinese)
- [22] CHEN L, YANG F R, SU T, et al. High sampling-rate measurement of turbulence velocity fluctuations in Mach 1.8 Laval jet using Interferometric Rayleigh Scattering[J]. *Chinese Physics: B*, 2017, 26(2):025205.1-025205.9.
- [23] 刘小林, 易仕和, 牛海波, 等. 高超声速条件下 7° 直圆锥边界层转捩实验研究[J]. *物理学报*, 2018, 67(17):174701.1-174701.12.
- LIU Xiaolin, YI Shihe, NIU Haibo, et al. Experimental investigation of the hypersonic boundary layer transition on a 7° straight cone[J]. *Acta Physica Sinica*, 2018, 67(17):174701.1-174701.12. (in Chinese)
- [24] JANSSEN J M L, ENSING L, VANERP J B. A constant-temperature-operation hot-wire anemometer[J]. *Proceedings of the IRE*, 1959, 46(4):555-567.
- [25] 伍贻兆, 杨岷生. 跨声速空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004:184-222.

(编辑: 张 雪)