

采用纹影法解耦流速与密度场的高速气流场 压力分布重构方法

吴军^{1*}, 祝玉恒¹, 王豪爽¹, 郭润夏², 张晓瑜²

¹中国民航大学航空工程学院, 天津 300300;

²中国民航大学电子信息与自动化学院, 天津 300300

摘要 航空发动机尾喷流场的压力分布对反映发动机运行状态有重要意义,传统传感器的单点测量不适用于发动机尾喷流场测量的应用场景,于是将纹影测量方法引入航空发动机尾喷流场的定量测量中。提出一种采用纹影法解耦流速与密度场的高速气流压力场分布重构方法,以实现高速气流场的密度场、速度场和压力场的实时测量与重构。首先,通过纹影图像的亮暗变化获得光线偏折角,进而间接获得流场的密度分布;然后,通过连续帧的纹影图像,采用光流测速算法获得流速分布;最后,利用已获得的流速与密度信息,通过数值计算即可获得流场的静压分布和动压分布,进而获得总压分布。实验结果表明:与皮托管测量压力结果相比,所提方法的最大偏差约为5%。所提方法仪器精简易于实现,具备非接触测量的优点,是精确重构出高速流场压力分布的有效方法,同时该方法拓展了纹影法在流场定量测量中的应用范围。

关键词 视觉测量; 纹影法; 光流法; 压力分布; 航空发动机

中图分类号 TB96 **文献标志码** A

DOI: 10.3788/AOS222115

1 引言

对于运行状态下的航空发动机,尾喷流场的压力分布是反映流场流动特性的主要参数,也是求解流场温度场的关键参数,因此发动机尾喷流场压力的精确测量对研究发动机的运行状态具有至关重要的意义。传统的速度和压力测量工具为皮托管等传感器,但是其具有破坏流场、单点测量以及时间和空间分辨率低的缺点,无法直接应用于燃烧等高温高速的复杂流场场景。随着视觉测量与图像处理技术的发展,光学的测量手段逐渐应用于流场物理参数测量。

为了通过非接触测量的方法重构出压力分布,需要解耦可压缩流动模型中的压力梯度、动压分布与速度、密度等参数的耦合关系^[1],然后只要精确地同步获得流场的速度场和密度场就能够计算出流场的压力分布。图像粒子测速(PIV)技术可以非接触地测量出流场的速度信息,在流场密度信息已知的情况下,压力梯度分布就可以求解。王勇等^[2-3]利用仿真的PIV速度场计算了不可压缩流场的压力梯度分布,并分析了PIV速度场的精度对计算结果的影响。刘顺等^[4]以管流突扩流场和偏置方块绕流流场为研究模型,系统地研究了不同的数值方法和边界条件对重构出的压力精

度的影响,然而基于PIV的压力场重构方法虽然克服了单点测量、接触式测量的缺点,但是其用以重构压力场的速度场精度受到粒子的大小、粒子的跟随性的影响,并且其计算过程假设查询窗口内的位移矢量保持一致,这使得流场中的小尺度精细结构无法测量^[5-6],这也将影响重构的压力场的精度。同时,在实际测量中,PIV实验系统只能获取流场的速度分布而无法获得密度分布,故只能重构出不可压缩流场的压力分布。因此,如何同步获取流场的密度分布成为了求解可压缩流场压力梯度场的关键。

纹影法作为一种典型的光学诊断方法,在流场的密度、温度以及速度等参数的定量测量上已有应用。当流场中的密度梯度变化时,流场的折射率场会发生相应的变化,进而引起纹影图像中亮暗分布的变化,因此可以通过纹影图像反演出流场的密度分布。胡锐^[7]采用透射式纹影法和定标纹影实现了火焰密度场的精确重构,进而间接获得了火焰的温度场,但并未提及如何获得火焰的速度场。非均匀流体介质的流动会导致纹影图像亮度的变化,而光流法可以通过像素点的亮度变化获取成像面上像素的瞬时速度^[8],因此可采用结合纹影法与光流法的方法测量流体的流速。光流法无需添加示踪粒子,可真正实现流场的无干扰测量。

收稿日期: 2022-12-08; 修回日期: 2023-01-16; 录用日期: 2023-02-21; 网络首发日期: 2023-03-09

基金项目: 国家自然科学基金(52005500,62173331)、天津市教委科研项目(2020KJ013)

通信作者: *jwu@cauc.edu.cn

该方法相对于 PIV 技术而言,不仅在仪器上将激光光源替换为普通光源,降低了对实验器材的要求,而且可以获得更加稠密的流场速度场以及更加精细的流体特征。Wang 等^[9]基于纹影特性约束条件改进了光流算法,对甲烷/氢气扩散碰撞火焰的瞬时速度场实现了精确重构。Martinez-González 等^[10-12]采用折射式纹影光路定量测量了加热矩形板引起的空气自然对流中的温度场和速度场,该研究提供了采用纹影法同步测量速度场与密度场的思路,但是并未提及如何利用速度场和密度场重构出流场的压力分布。

为测量流场的压力分布,本文将纹影法与光流法结合,以微型涡喷发动机出口的轴对称流场为研究对象,同步获得流场的密度分布和速度分布,利用数值求解的方式获取流场的压力梯度分布和动压分布,最后重构出流场的总压分布。

2 基本原理与计算方法

2.1 轴对称流场密度场重构原理与方法

纹影法是一种是量化流场测试的有效手段,其原理是待测区域内的介质受流体密度变化影响,导致其折射率发生变化。测试光线通过该区域时轨迹会发生偏折,与无流场干扰时的传播轨迹形成一个偏折角^[13]。由于光线的偏折,成像平面捕获的纹影图像的灰度值会按一定规律分布,从而实现被测流场的密度分布可视化。由 Gladstone-Dale 定律可知,气体的折射率 n 主要受到气体的密度 ρ 影响:

$$n = 1 + K\rho, \quad (1)$$

式中:常数 K 由气体组分决定^[14],并且受光波波长影响。由式(1)可知,气体的密度 ρ 与气体的折射率 n 呈线性关系,故只要利用纹影法计算测量出光线穿过非均匀流场所产生的偏折角重构出流场的折射率场,就能重构流场的密度场。

可采用 Z 型纹影系统测量光线偏折角,Z 型纹影系统的光路原理如图 1 和图 2 所示。当光线通过测试区被待测流场影响时,光线经过待测流场后其偏折角为 θ ,然后由于反射镜 2 的会聚作用,发生偏折的光线在凹面镜的焦平面处产生 Δx 的偏移量^[10],在此位置处放置刀口,可以起到遮挡光线与空间滤波的作用。

根据图 2 中的几何关系可推导出偏移量与偏折角的定量关系:

$$\Delta x = f_2 \tan \theta \approx f_2 \theta. \quad (2)$$

反射镜 2 的焦距为一个定值,由于偏折角的数值非常小,偏移量与偏折角可近似看成线性关系。而光线的偏移量是根据光源像相对刀口的位移与刀口相对光源像的位移之间的关系确定的,这两个位移的示意图如图 3 所示。

光线的偏移量被刀口的偏移量等效替代后,可采用定标纹影法预先标定刀口位置与图像灰度的关

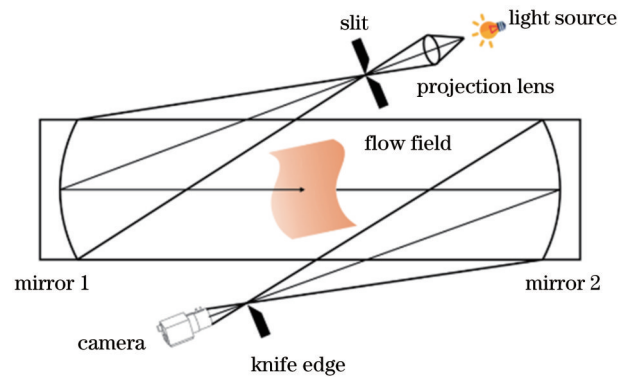


图 1 Z 型光路原理图

Fig. 1 Schematic diagram of Z-type optical part

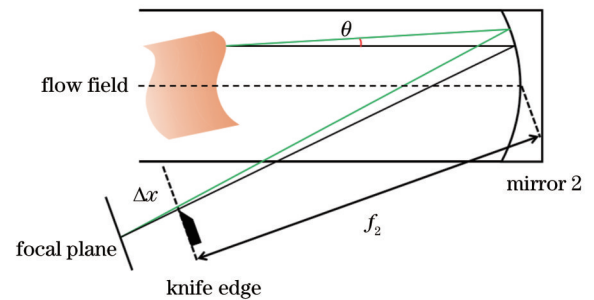


图 2 偏折角与偏移量的几何关系

Fig. 2 Geometric relationship between deflection angle and offset

系^[15],得到标定曲线后即可通过图像的灰度值求取对应光线的偏折角^[16]。刀口标定具体操作方法如下:首先排除测试区域流场等干扰因素;然后按照一定步长移动刀口,使刀口移动位置从完全遮挡光源像到完全不遮挡光源像,得到若干张连续变化的纹影图像。因为测试区域无流场干扰,测试区域内的介质折射率为常数,改变量只有透光量,因而得到的纹影图像为由亮到暗的一系列均匀光斑,求取每张纹影图像的平均灰度值后与刀口的步进量一一对应。由于刀口步进量与光线偏移量等效,最终可以得到纹影图中图像灰度值与光线偏移量之间的对应关系。图 4 为定标纹影法中刀口标定的示意图。

被测流场的密度场不均匀分布导致折射率场的分布也不均匀,因此待测流场的纹影图像的亮暗程度按照一定规律变化。需要根据流场纹影图像每一点的灰度值以及标定曲线的对应关系反演出每一条光线的偏折量,进而确定其对应的光线偏折,实现定量测量^[16-18]。

当偏折角为已知量时,假设导致折射率分布不均匀的流场呈轴对称分布,光线穿过该流场的情形如图 5 所示, z 轴为光线传播的方向, x 轴为流场截面直径方向,且垂直于 z 轴。

根据式(3)就能得到折射率场的径向分布^[16]:

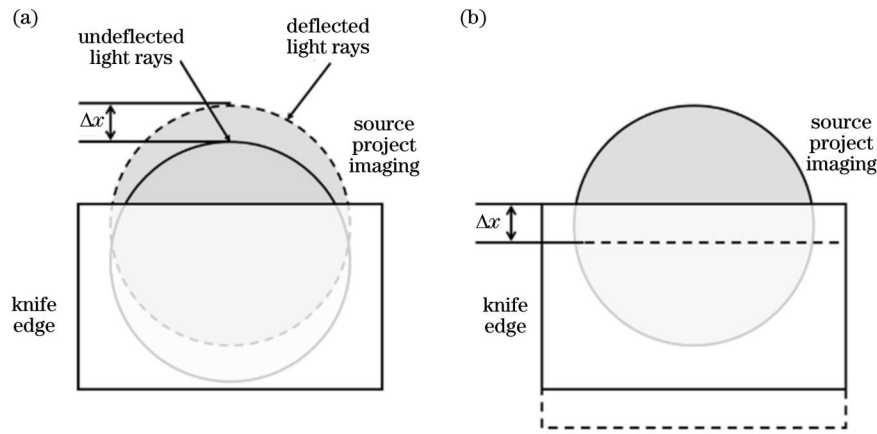


图 3 焦平面光源像相对刀口位移示意图。(a)光源像相对于刀口的位移;(b)刀口相对于光源像的位移

Fig. 3 Schematic diagrams of relative knife edge displacement of focal plane light source image. (a) Displacement of the light source image relative to the knife edge; (b) displacement of the knife edge relative to the light source image

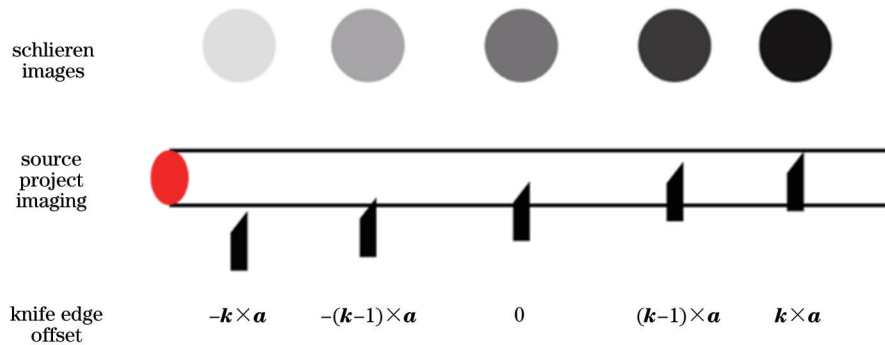


图 4 焦平面光源像相对刀口位移示意图

Fig. 4 Schematic diagram of relative knife edge displacement of focal plane light source image

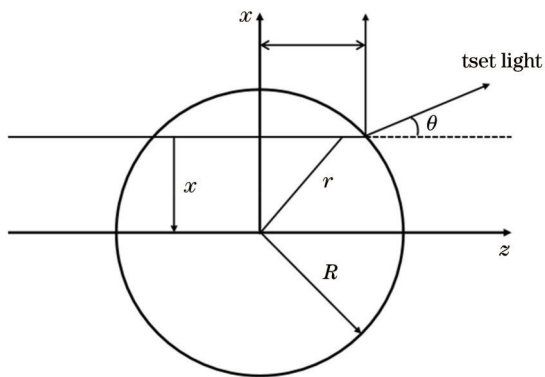


图 5 光线穿过轴对称流场的情形

Fig. 5 The case of light passing through an axisymmetric temperature field

$$n(r) = -\frac{1}{\pi} \int_r^R \theta(x) \frac{dx}{\sqrt{x^2 - r^2}}, \quad (3)$$

式中： $n(r)$ 为折射率关于半径 r 的函数； R 为轴对称温度场的半径； $\theta(x)$ 为光线偏折角关于 x 的函数。求出折射率的径向分布后就可以根据式(1)求出密度的径向分布，进而计算出不同截面径向密度分布，由此得到整个截面的密度分布。

2.2 轴对称速度场重构原理与方法

流场中的流体运动可导致其纹影图像的灰度变化，光流算法通过追踪纹影图像上的光流运动获取流体的二维速度场^[19]。对于稳态的轴对称流场而言，获得的速度信息为垂直于光线传播方向的最大投影截面上的速度信息。

可根据变分光流估计模型来计算流速，该模型的目标函数是一个包含数据项和平滑项的能量函数。数据项和平滑项分别基于以下两个假设：亮度不变假设与全局平滑假设^[20]。

亮度不变假设认为同一像素点在间隔时间极短的两帧图像中可保持亮度不变。该像素在两帧图像上的亮度值可表示为 $I(x, y, t)$ 和 $I(x + dx, y + dy, t + dt)$ ，亮度不变约束条件如式(4)所示：

$$I(x, y, t) = I(x + dx, y + dy, t + dt), \quad (4)$$

式中： (x, y) 为位置坐标； dt 是两张图像的时间间隔； (dx, dy) 是成像点经过时间间隔 dt 的位移量； I 是与空间和时间相关的图像亮度函数。将 $I(x + dx, y + dy, t + dt)$ 在点 (x, y) 处做泰勒展开，同时略去高阶项，有

$$I(x + dx, y + dy, t + dt) = I(x, y, t) + I_x dx + I_y dy + I_t, \quad (5)$$

式中: I_x 为亮度对 x 的偏导数; I_y 为亮度对 y 的偏导数; I_t 为亮度对时间 t 的偏导数。

联立式(4)与式(5)后两边同时除以 dt , 则有 $u = dx/dt, v = dy/dt$, 其中, u 和 v 分别为速度在 x 和 y 方向上的分量, 进而得到式(6):

$$I_x u + I_y v + I_t = 0. \quad (6)$$

则能量泛函的数据项如(7)所示:

$$F_1 = (I_x u + I_y v + I_t)^2. \quad (7)$$

因为亮度守恒约束是欠约束的, 需要引入额外的 (u, v) 约束方程才能得到速度场定解。因此引入全局平滑假设, 该假设认为邻近的像素点具有相似的速度并在空间上缓慢变化。由此构造出平滑项:

$$F_2 = (u_x)^2 + (u_y)^2 + (v_x)^2 + (v_y)^2. \quad (8)$$

由数据项和平滑项可以构造出一个能量函数, 如

式(9)所示, 平滑项在能量函数中的相对比重通过一个权重值 α 进行调节:

$$F = \iint F_1 + \alpha \iint F_2. \quad (9)$$

最小化这个能量函数, 采用变分法推导欧拉-拉格朗日方程组, 然后迭代求解即可得到速度场^[21]。

2.3 流场压力场重构原理与方法

对于稳态流体而言, 其总压为其动压和静压的代数和。当已知速度场与密度场信息后, 分别可以计算压力梯度和动压分布。通过对 N-S 方程进行变形简化, 可以得到压力梯度重构算法。流场中的流体密度分布和速度分布可通过上文所述纹影法和光流法测得, 而流场的粘性系数非常小时, 粘性项可忽略, 流场的压力梯度为

$$\nabla p = -\nabla(\rho U U). \quad (10)$$

将上述方程展开, 有

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial x} = -\left[\frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y}\right] = -\left(u^2 \frac{\partial \rho}{\partial x} + 2\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + uv \frac{\partial \rho}{\partial y} + \rho u \frac{\partial v}{\partial y} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y}\right) \\ \frac{\partial p}{\partial y} = -\left[\frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y}\right] = -\left(v^2 \frac{\partial \rho}{\partial y} + 2\rho v \frac{\partial v}{\partial y} + uv \frac{\partial \rho}{\partial x} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial x}\right). \end{cases} \quad (11)$$

对式(11)进行中心差分, 得到式(12), 中心差分的示意如图 6 所示。

$$\begin{cases} \frac{\Delta p_x}{\Delta x} = \frac{p_{i,j} - p_{i-1,j}}{\Delta x} = -\rho_{i,j} \left(u_{i,j}^2 \frac{\rho_{i+1,j} - \rho_{i-1,j}}{2\Delta x} + 2\rho_{i,j} u_{i,j} \frac{u_{i+1,j} - u_{i-1,j}}{2\Delta x} + u_{i,j} v_{i,j} \frac{\rho_{i+1,j} - \rho_{i-1,j}}{2\Delta y} + \rho_{i,j} u_{i,j} \frac{v_{i,j+1} - v_{i,j-1}}{2\Delta y} + \rho_{i,j} v_{i,j} \frac{u_{i,j+1} - u_{i,j-1}}{2\Delta y} \right) \\ \frac{\Delta p_y}{\Delta y} = \frac{p_{i,j} - p_{i,j-1}}{\Delta y} = -\rho_{i,j} \left(v_{i,j}^2 \frac{\rho_{i,j+1} - \rho_{i,j-1}}{2\Delta y} + 2\rho_{i,j} v_{i,j} \frac{v_{i,j+1} - v_{i,j-1}}{2\Delta y} + u_{i,j} v_{i,j} \frac{\rho_{i+1,j} - \rho_{i-1,j}}{2\Delta x} + \rho_{i,j} u_{i,j} \frac{v_{i+1,j} - v_{i-1,j}}{2\Delta x} + \rho_{i,j} v_{i,j} \frac{u_{i+1,j} - u_{i-1,j}}{2\Delta x} \right) \end{cases}. \quad (12)$$

则流场中的相邻节点之间的压力差如式(13)所示:

$$\Delta p = \int dp = \int \left(\frac{\partial p}{\partial x} dx + \frac{\partial p}{\partial y} dy \right) = \Delta p_x + \Delta p_y. \quad (13)$$

当求出压力梯度后, 给以一定的边界条件, 即可获得流场静压分布。流场动压分布与速度密度分布的关系如(14)所示:

$$pt_{i,j} = \frac{1}{2} \rho_{i,j} (u_{i,j}^2 + v_{i,j}^2). \quad (14)$$

分别获得流场的静压分布与动压分布后求其代数和, 即可得到流场的总压分布。

3 实验验证与结果分析

在实验室条件下, 以微型涡喷发动机的尾喷轴对称流场作为实验研究的待测流场, 然后利用上述方法重构流场的密度分布、速度分布以及压力分布, 并且将该方法计算测量的压力分布与皮托管测得压力分布对

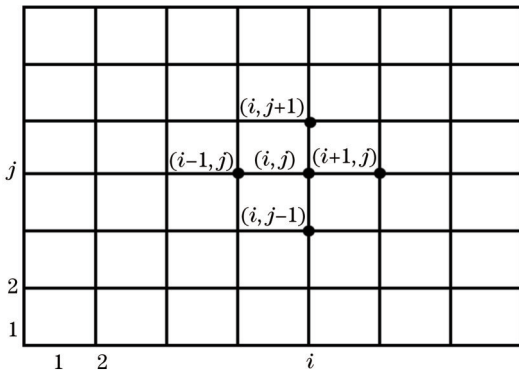


图 6 中心差分示意图

Fig. 6 Schematic diagram of central difference

比,验证所提测量方法的可实施性和准确性。

3.1 轴对称流场的密度与速度场同步重构实验

根据上述的原理和方法在光学平台上搭建出 Z 型纹影系统,实物图如图 7 所示。实验系统包括点光源、反射镜 1、反射镜 2,刀口部件和高速相机等 5 个部分。实验所使用的高速相机为富煌君达高研发的基于 CMOS 图像传感器的 M220 高速摄像机,其全幅分辨

率为 200 万像素,帧率最高可达 20000 frame/s,镜头焦距范围为 17~50 mm。反射镜 1 和 2 为凹面镜,镜面尺寸为 160 mm,焦距为 1300 mm。点光源和刀口分别位于反射镜 1 和反射镜 2 的焦点处,微型涡喷发动机尾流场位于测试区域。实验前将高速相机设置为高速摄像模式,配置参数如下:拍摄帧率为 17000 frame/s,相机曝光时间为 58 μ s。

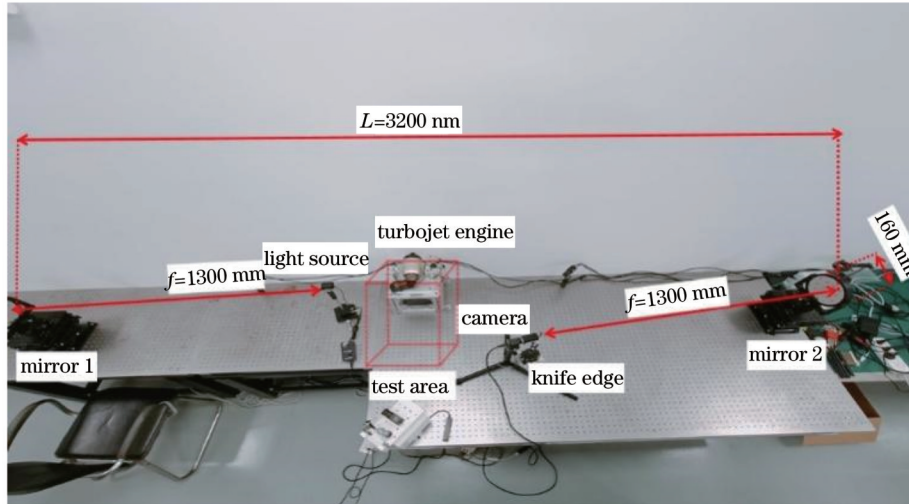


图 7 尾喷流场测量实验系统实物图

Fig. 7 Real picture of the experimental system for measuring jet flow field

在测量密度之前,需要使用定标纹影法标定。标定实验需要确保光路中除了待测流场没有其他影响空间折射率的因素。刀口标定的步骤如下:首先使刀口完全遮挡光源像得到亮度最暗的纹影图像,然后以固

定步长 20 μ m 开始移动刀口,移动后利用相机捕获该纹影图像,反复操作直至刀口完全不遮挡光源像,此时的纹影图像最亮,最后获得一组亮度由暗到明的纹影图像用以刀口标定,如图 8 所示。

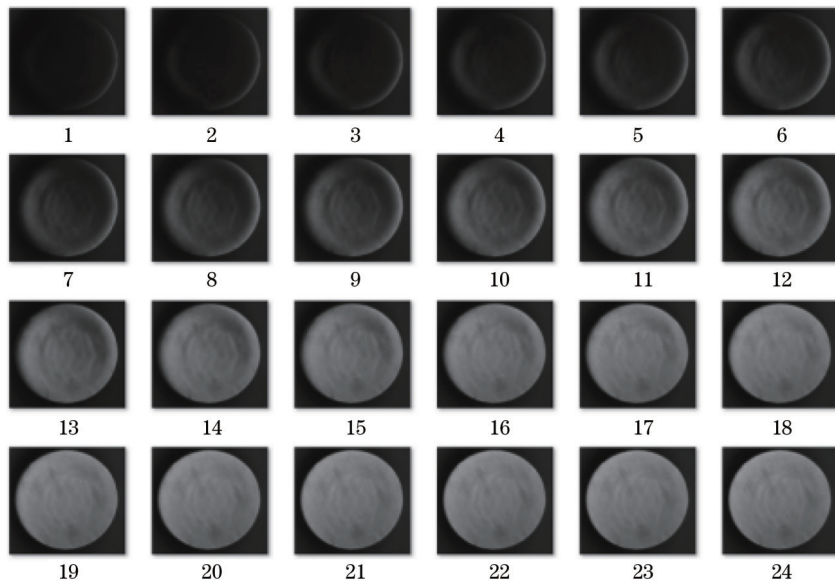


图 8 刀口标定图像

Fig. 8 Calibration images of knife edge

对获取的纹影图像进行预处理,然后提取每张纹影图像中对应的有效区域每个像素的灰度值,然后求

取该区域灰度的平均值,获得灰度值变化量与刀口位置的灰度曲线,取选取的参考位置刀口位移大小为 0,

刀口标定曲线如图 9 所示。观察标定曲线可发现,在所选参考位置左右的标定点连成的曲线呈现正比例关系,这部分可以有效应用在纹影图的光线偏折量确定中。

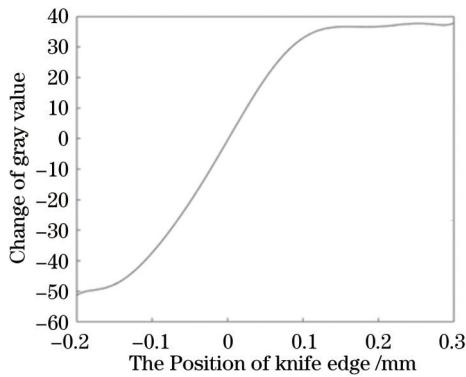


图 9 刀口标定曲线

Fig. 9 Calibration curve of knife edge

在刀口标定实验完成后,将刀口固定在参考位置处,起到空间滤波的作用^[22]。在微型涡喷发动机未点火时,采集待测区域纹影图像,如图 10 所示,该图像即为刀口在参考位置时待测区域的纹影图像。然后启动微型涡喷发动机,待发动机运行稳定后利用相机拍摄流场的连续多帧纹影图像,其中两帧图像如图 11 所示。可选择任意一帧图像,根据第 1.1 节中理论重构出的流场的密度分布如图 12 所示。



图 10 无流场干扰时待测区域的纹影图像

Fig. 10 Schlieren image of the area to be measured without a flow field

利用上述两张流场的纹影图像,根据第 1.2 节中阐述的算法计算出两帧流场的速度分布。速度的矢量图如图 13 所示,速度云图如图 14 所示。可以看出,喷口的出口中心有一股速度远高于周围的流体,且呈对称分布。而通过计算两个相邻时刻的相同位置的速度之差,可知该差值相对于速度值非常小,因此加速度场可以忽略不计,流场可以被认为为准稳态场。

得到重构后的速度场之后,为了验证数据的准确性,将皮托管安装在精密三维移动平台上,通过移动平台严格测量尾喷管喷口坐标得到喷口平面截圆方程,然后得到轴线方程,从而控制皮托管严格按轴线方向

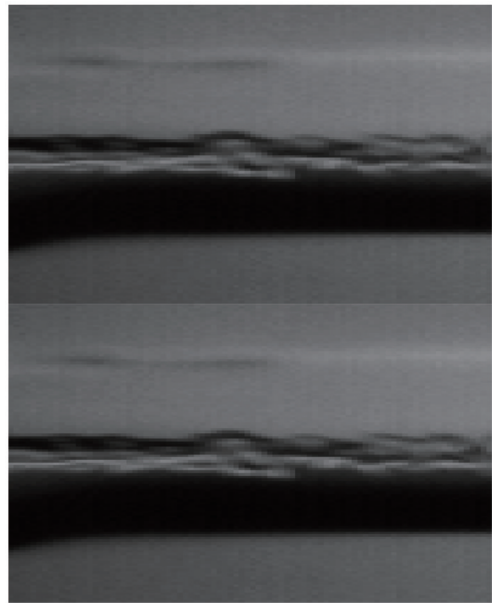


图 11 连续两帧微型涡喷发动机尾喷流场纹影图像

Fig. 11 Two consecutive frames of schlieren images of micro turbojet tail jet field

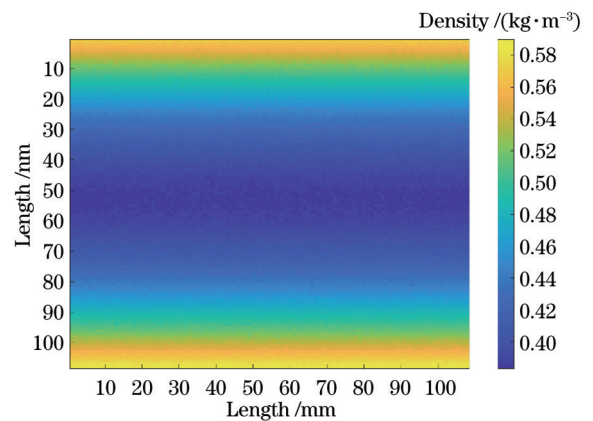


图 12 微型涡喷发动机尾喷流场密度分布

Fig. 12 Density distribution of tail jet flow field of micro turbojet engine

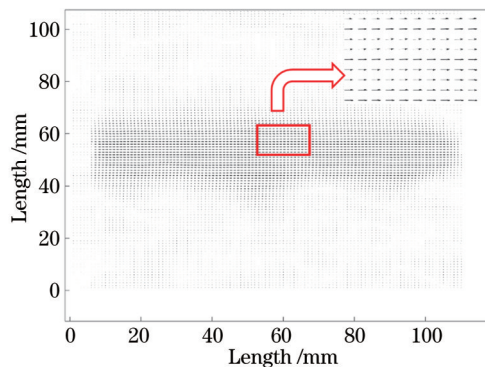


图 13 微型涡喷发动机尾喷流场速度分布矢量图

Fig. 13 Velocity distribution of tail jet field of micro turbojet engine

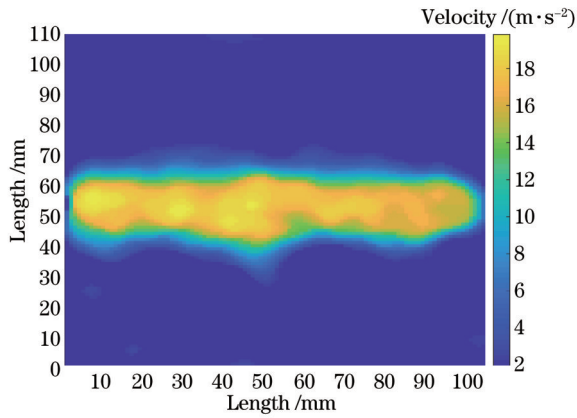


图 14 微型涡喷发动机尾喷流场速度分布云图

Fig. 14 Velocity distribution of tail jet field of micro turbojet engine

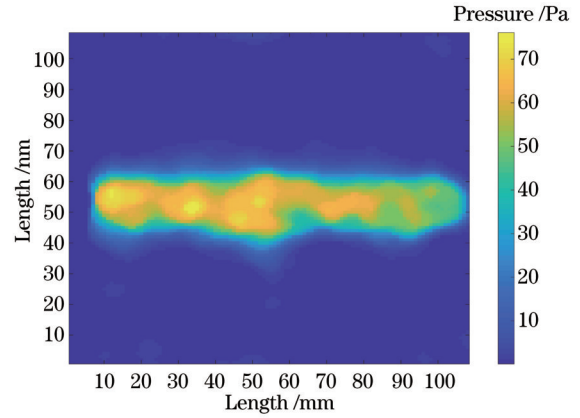


图 16 微型涡喷发动机尾喷流场动压分布

Fig. 16 Dynamic pressure distribution of tail jet field of micro turbojet engine

移动。选取距离出口中轴线上 15 mm、40 mm、65 mm、90 mm、105 mm 的 5 个测量点分别得到速度值,并将其与重构的速度值进行对比,对比结果如表 1 所示。

表 1 速度测量值与重构值

Table 1 Speed measurement value and reconstruction value

Test point No.	The value of calculation / (m/s)	The value of measurement / (m/s)	Error / (m/s)
1	18.69	18.23	0.46
2	18.34	17.97	0.37
3	17.42	16.92	0.50
4	16.57	16.74	-0.17
5	15.65	15.49	0.16

3.2 流场压力场的重构与对比实验

在获取到流场的密度分布和速度分布后,可依照第 2.3 节中的理论获得流场的压力梯度分布与动压分布,压力梯度如图 15 所示,动压分布如图 16 所示。

由图 15 可知,微型涡喷发动机喷出的尾气流场存

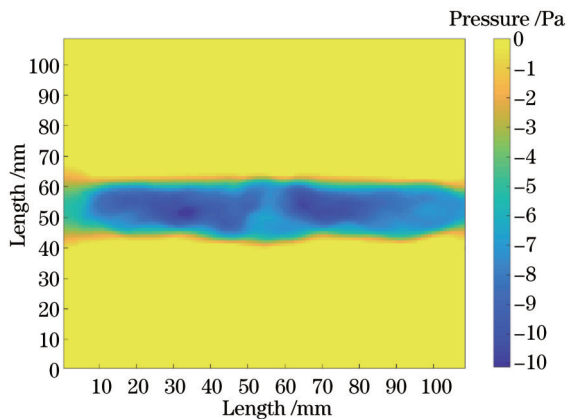


图 15 微型涡喷发动机尾喷流场压力梯度分布

Fig. 15 Pressure distribution in tail jet field of micro turbojet engine

在一定的压力梯度,在其压力梯度的边界上静压不再变化,可认为与大气压平衡。根据该压力梯度分布与边界条件可获得静压分布,再将其与动压分布做代数和,可求得流场的总压分布,如图 17 所示。

为与该实验结果对比,实验选用的压力测量传感器为皮托管,其型号为 DP2000,该设备的量程为 0~3000 Pa,量程内的分辨率为 1 Pa,实验测量的场景图如图 18 所示。选取距离出口中轴线上 15 mm、40 mm、65 mm、90 mm、105 mm 的 5 个测量点,根据计算所得的密度分布分别将皮托管的密度参数设置为 0.406 kg/m³、0.417 kg/m³、0.425 kg/m³、0.428 kg/m³、0.423 kg/m³。将多次测量的结果取平均值,并与重构的压力场对比,对比结果如图 19 所示,最大的偏差为 4.9%,发生在距离出口 105 mm 处。

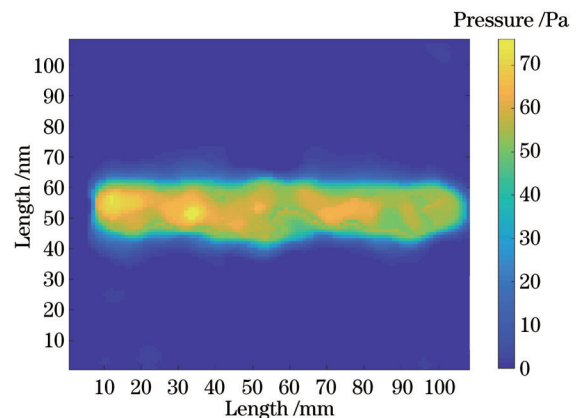


图 17 微型涡喷发动机尾喷流场动压分布

Fig. 17 Dynamic pressure distribution of tail jet field of micro turbojet engine

误差来源主要考虑以下几方面因素:测量流场密度场时将流场的模型看成轴对称的,存在一定误差;在计算压力梯度分布时,使用了数值计算的方法,存在一定误差;由于皮托管和纹影流速-密度耦合重构法测量时间不同,虽然间隔时间短暂,但是也会使得测量结果

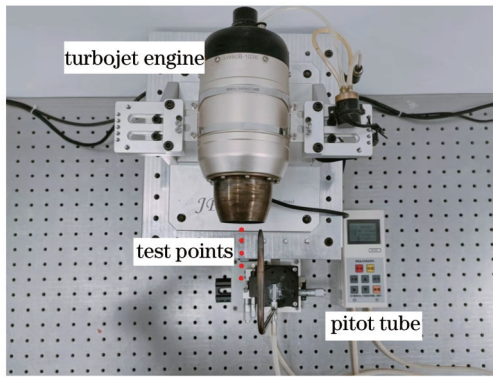


图 18 微型涡喷发动机尾喷流场压力测量

Fig. 18 Pressure measurement of tail jet field of micro turbojet engine

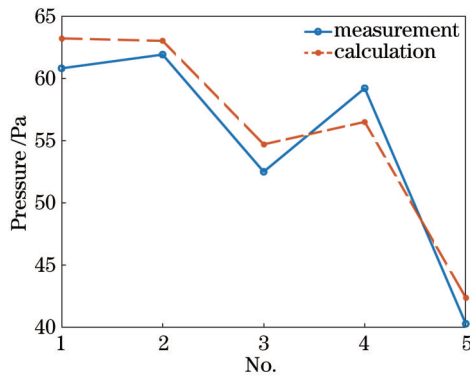


图 19 两种压力测量结果对比

Fig. 19 Comparison of two pressure measurements

存在一定误差。但是这些误差在测量的可允许范围内。综上所述,所提采用纹影法解耦流速与密度场的高速气流压力场的重构方法具有可行性。

4 结 论

利用 Z 型纹影系统,重构了微型涡喷尾喷流场的流速场和密度场。通过数值计算,利用已知的流速、密度信息重构了流场压力场。为了验证该实验方法的可行性与准确度,选择喷口附近 5 个点的实测压力值与重构压力值进行对比,结果显示二者结果在误差范围内比较相近。虽然测量实验建立的模型考虑的实验条件与实际工程应用还有一定差距,但是所提微型涡喷发动机尾喷流场压力场非接触测量方法为压力场的测量研究提供了一种新的思路。

参 考 文 献

[1] 任玉新,陈海昕.计算流体力学基础[M].北京:清华大学出版社,2006.
Ren Y X, Chen H X. Fundamentals of computational fluid dynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.

[2] 王勇,陈鹏,黄奔,等.基于 PIV 速度场测量的压强梯度计算[J].航空动力学报,2017,32(6):1491-1504.
Wang Y, Chen P, Huang B, et al. PIV velocity field measurement-based pressure gradient computation[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1491-1504.

[3] 王勇,陈鹏,耿子海,等.基于 PIV 速度场测量重构压强场的研究进展[J].实验流体力学,2014,28(4):1-8,24.
Wang Y, Chen P, Geng Z H, et al. Development of PIV-based instantaneous pressure determination[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(4): 1-8, 24.

[4] 刘顺,徐惊雷,俞凯凯.基于 PIV 技术的压力场重构算法实现与研究[J].实验流体力学,2016,30(4):56-65.
Liu S, Xu J L, Yu K K. Implementation and research on the reconstruction algorithms of pressure fields based on PIV[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(4): 56-65.

[5] Goldstein R. Fluid mechanics measurements[M]. London: Routledge, 2017.

[6] 邵绪强,杨艳,刘艺林.流体运动估计光流算法研究综述[J].中国图象图形学报,2021,26(2):355-367.
Shao X Q, Yang Y, Liu Y L. Review of optical flow algorithms in fluid motion estimation[J]. Journal of Image and Graphics, 2021, 26(2): 355-367.

[7] 胡锐.基于纹影法的温度场分布测量技术研究[D].西安:西安工业大学,2018.
Hu R. Research on measurement of temperature field distribution based on schlieren method[D]. Xi'an: Xi'an Technological University, 2018.

[8] Liu T S, Shen L X. Fluid flow and optical flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2008, 614: 253-291.

[9] Wang Q, Wu Y, Cheng H T, et al. A schlieren motion estimation method for seedless velocimetry measurement[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2019, 109: 109880.

[10] Martínez-González A, Moreno-Hernández D, Guerrero-Viramontes J A, et al. Temperature measurement of fluid flows by using a focusing schlieren method[J]. Sensors, 2018, 19(1): 12.

[11] Martínez-González A, Moreno-Hernández D, Guerrero-Viramontes J A. Measurement of temperature and velocity fields in a convective fluid flow in air using schlieren images[J]. Applied Optics, 2013, 52(22): 5562-5569.

[12] Martínez-González A, Guerrero-Viramontes J A, Moreno-Hernández D. Temperature and velocity measurement fields of fluids using a schlieren system[J]. Applied Optics, 2012, 51(16): 3519-3525.

[13] 张月,王旭,苏云,等.运动物体的高精度大气扰动检出方法[J].光学学报,2021,41(2):181-187.
Zhang Y, Wang X, Su Y, et al. High-precision atmospheric disturbance detection method for moving objects[J]. Acta Optica Sinica, 2021, 41(2): 181-187.

[14] 李炜龙.纹影仪流场密度定量测量技术研究[D].西安:西安工业大学,2017.
Li W L. Study on quantitative schlieren techniques for density measurement of flow field[D]. Xi'an: Xi'an Technological University, 2017.

[15] Alvarez-Herrera C, Moreno-Hernández D, Barrientos-García B, et al. Temperature measurement of air convection using a Schlieren system[J]. Optics & Laser Technology, 2009, 41(3): 233-240.

[16] 于之靖,李雁玲,郑建文,等.采用纹影法的微型航空发动机尾喷温度场测量方法[J].光学技术,2020,46(4):420-426.
Yu Z J, Li Y L, Zheng J W, et al. The temperature field measurement method by using schlieren method for micro aero-engine[J]. Optical Technique, 2020, 46(4): 420-426.

[17] 李雁玲.基于纹影法的航空发动机尾喷温度场测量方法研究[D].天津:中国民航大学,2021.
Li Y L. Research on temperature field measurement method of aeroengine tail injection based on schlieren method[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2021.

[18] Wu J, Li Y L, Song F C, et al. 3D non-axisymmetric temperature field measurement using rotating tomographic mechanism schlieren method[J]. Measurement Science and Technology, 2021, 32(12): 125204.

- [19] 朱海军, 王倩, 梅笑寒, 等. 基于高速纹影/阴影成像的流场测速技术研究进展[J]. 实验流体力学, 2022, 36(2): 49-73.
Zhu H J, Wang Q, Mei X H, et al. A review on flow field velocimetry based on high-speed schlieren/shadowgraph systems [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(2): 49-73.
- [20] 成昊天, 王倩, 赵长颖. 天然气/氢气射流扩散碰撞火焰点火特性[J]. 中国科技论文, 2018, 13(23): 2636-2642.
Cheng H T, Wang Q, Zhao C Y. Ignition characteristic of a methane/hydrogen diffusion impinging jet flame[J]. China Sciencepaper, 2018, 13(23): 2636-2642.
- [21] 梅笑寒, 王倩, 王江涛, 等. 纹影特性测速算法修正及权重系数取值研究[J]. 中国科技论文, 2020, 15(6): 694-700.
Mei X H, Wang Q, Wang J T, et al. Correction and weight parameters study of speed measurement algorithm for schlieren characteristics[J]. China Sciencepaper, 2020, 15(6): 694-700.
- [22] 席锋, 秦华锋, 胡莉, 等. 可视化聚焦纹影系统实现流场中的三维扰动成像[J]. 光学学报, 2021, 41(9): 0911003.
Xi F, Qin H F, Hu L, et al. Three-dimensional perturbation imaging in fluid field with visualized focusing schlieren system [J]. Acta Optica Sinica, 2021, 41(9): 0911003.

Reconstruction of Pressure Distribution in High-Velocity Airflow Fields by Schlieren Decoupling of Velocity and Density Fields

Wu Jun^{1*}, Zhu Yuheng¹, Wang Haoshuang¹, Guo Runxia², Zhang Xiaoyu²

¹College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

²College of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

Abstract

Objective For an aero-engine in operation, the pressure distribution of the exhaust jet flow field is the main parameter of flow characteristics and temperature field. Therefore, the accurate measurement of the exhaust jet flow field pressure of the aero-engine is of great significance to study the state of the aero-engine in operation. As traditional speed and pressure measurement tools, sensors such as pitot tubes fail to be directly applied to high-temperature and high-speed complex flow fields such as combustion due to their shortcomings of destructive flow fields, single point measurement, and low temporal and spatial resolutions. With the development of visual measurement and image processing technologies, optical measurement methods have been gradually applied to measure the physical parameters of the flow fields. As a typical optical diagnosis method, the pressure field reconstruction method based on particle image velocimetry (PIV) is only applicable to the pressure field reconstruction of incompressible fluid. As a flow field visualization measurement technology, the schlieren method has the characteristics of a large measurement range, fast response speed, and simple test equipment. It is an effective method for real-time measurement of flow field parameters. By applying the schlieren method to reconstruct the pressure field of the jet flow field of the aero-engine, the real non-contact measurement can be realized, and the accuracy of measurement can be improved.

Methods This paper proposes a method of reconstructing the pressure field distribution of high-speed airflow by using the schlieren method to decouple the velocity and density fields, so as to realize the real-time measurement and reconstruction of the density field, velocity field, and pressure field of the high-speed airflow. First, the relationship between the brightness of schlieren images and the light shift is calibrated by using the calibrated schlieren method. After obtaining the calibration curve, the light shift can be obtained according to the light and dark changes in the schlieren images, and then the density distribution of the flow field will be indirectly obtained. Meanwhile, the velocity distribution can be obtained by using an optical flow velocimetry algorithm through the schlieren images of continuous frames. Finally, the static and dynamic pressure distributions of the flow field can be obtained through a numerical calculation by using the obtained velocity and density information, and then the total pressure distribution can be obtained.

Results and Discussions The density field (Fig. 11) and velocity field (Fig. 13) of the micro vortex jet wake field are reconstructed by the schlieren method, and the density field of the micro vortex jet wake field is reconstructed by using the obtained density and velocity information. In order to verify the feasibility and accuracy of the experimental method, the measured pressure at five points near the nozzle is selected and compared with the reconstructed pressure field (Fig. 18). The results show that the two results are close within the error range, and the maximum error is not more than 5%. The following factors are considered to determine error sources: when the density field of the flow field is measured, the model of the flow field is regarded as axisymmetric, and there is a certain error; when the pressure gradient distribution is calculated, the numerical calculation method is used, which has some errors; since the measurement time of pitot tubes and schlieren velocity-density field coupling reconstruction method is different, there will be some errors in the measurement

results although the interval time is short. However, these errors are within the allowable range of measurement. Therefore, the reconstruction method of the high-speed airflow pressure field by using the schlieren method to decouple the velocity and density fields is feasible.

Conclusions In this paper, the schlieren optical flow method is used to synchronously reconstruct the density and velocity fields of the axisymmetric flow field, which not only overcomes the shortcomings of the traditional single point measurement of pressure sensors, contact measurement, poor spatial and temporal resolutions but also compensates for the disadvantages of the PIV-based pressure field reconstruction technology. The technology requires the distribution of tracer particles and can only reconstruct the pressure field of incompressible fluid. Therefore, the proposed method is effective in accurately reconstructing the pressure distribution of high-speed flow fields, and it can extend the application scope of the schlieren method in the quantitative measurement of flow fields.

Key words visual measurement; schlieren method; optical flow method; pressure distribution; aero-engine