

超声速半自由射流的光程差实验

赵鑫海*, 易仕和, 丁浩林, 张锋, 金龙

国防科技大学空天科学学院, 湖南 长沙 410073

摘要 针对射流折射率场的非均匀分布会导致成像质量降低的问题,在真空实验舱内研究了不同总压条件下超声速半自由射流的光程差(OPD)分布。实验中三种光路的主光轴与流动方向夹角分别为 81° 、 90° 及 99° 。实验结果表明:总压越大,射流的光程差越大;相同总压条件下, 81° 光路的光程差大于 99° 光路和 90° 光路。推导了 OPD 沿流向分布的经验公式,并在此基础上分析了两种理论模型在该射流流场下的适用性。

关键词 大气光学; 超声速; 半自由射流; 光程差; 观测角

中图分类号 V411.7; O435

文献标志码 A

doi: 10.3788/AOS202040.0701001

Experiment on Optical Path Difference of Supersonic Semi-Free Jet

Zhao Xinhai*, Yi Shihe, Ding Haolin, Zhang Feng, Jin Long

College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology,
Changsha, Hunan 410073, China

Abstract Herein, the optical path difference (OPD) distribution of supersonic semi-free jet under different total pressure conditions was investigated in a vacuum chamber to address the problem of reduction of image quality attributed to the non-uniform distribution of jet refractive index field. The angle between the main optical axis of the three optical paths and the flow direction was 81° , 90° , and 99° . Experimental results show that larger total pressure corresponds to larger OPD of the jet. Under the same total pressures, the OPD of the 81° optical path is larger than the 99° and 90° optical paths. An empirical polynomial of the OPD along the flow direction was deduced, and the applicability of two theoretical models in the jet flow field was also analyzed.

Key words atmospheric optics; supersonic; semi-free jet; optical path difference; looking angle

OCIS codes 010.1330; 010.7060; 060.4080

1 引 言

气动光学效应主要由机载激光武器或高超声速成像制导飞行器的光瞳外侧湍流流场等导致。该区域流场的典型厚度为光瞳孔径的 $1\sim 2$ 倍^[1]。当出射准直激光光束穿过该区域时,激光束质量因光学波前畸变而降低^[2];当成像光线通过该区域进入飞行器的探测装置时,成像质量也会因波前畸变而降低^[3]。对成像窗口带冷却射流的飞行器,射流的引入会使得流场结构更加复杂。本文的研究对象为近似二维的冷却射流,其位于成像窗口和外部来流之间,射流的一侧与窗口相互作用形成壁面湍流边界层,另一侧与外部来流发生剪切作用形成自由剪切层。

从 20 世纪 50 年代开始,由湍流引起的光学畸变问题得到广泛的重视。最早的研究^[4]为美国道格

拉斯飞机公司的一份技术报告,其在评估纹影设备的锐利性时,测量激光束穿过风洞可压缩壁面边界层的抖动角大小,这种测量抖动角的思路至今仍然是研究气动光学效应的重要方法之一。在 20 世纪 60 年代机载激光武器研究阶段,Rose^[5]利用热线测量湍流边界层的密度脉动和相关尺度,这两种参数在一定时期内被用来评估激光束的波前畸变程度。1960 年代早期,基于大气传播的电磁波所采用的研究方法,Sutton^[6]提出了 linking equation。在热线法之后,非接触气动光学测量技术占主导地位,其中具有代表性的技术和方法有干涉法^[7]、Mellay 探针^[8]、Shark-Hartmann 波前传感器及背景纹影(BOS)等,同时大涡模拟(LES)^[9]等数值模拟方法结合光线追迹的算法也可以有效获取湍流流场的光程差信息。

收稿日期: 2019-10-17; **修回日期:** 2019-11-11; **录用日期:** 2019-12-23

基金项目: 国家自然科学基金(11172326, 11302256)

* **E-mail:** mailto:18773129527@163.com

本文结合背景纹影技术和高速相机,研究了超声速半自由射流的光程差特性。射流一侧是壁面,另一侧是压力为 1500 Pa 的静止空气。射流内部密度场的脉动和射流两侧的剪切作用会导致折射率场非均匀分布,从而影响光线传输特性。研究不同工况下射流的光程差可以对由射流引起的成像失真变化规律有更深入的了解,也可以为射流工况设计提供一定的参考,具有一定的工程实践意义。

2 实验装置

实验在 KD-01 风洞实验舱内完成。实验模型为带冷却射流和光学窗口的平板模型。图 1 为实验简图和模型实物照片。冷却射流为马赫 3 超声速射流,射流出口的高度为 5 mm,宽度为 105 mm,射流压力可调。该射流喷管安装在模型上,喷管出口下表面和光学窗口上表面平齐,射流介质为干燥空气。射流喷管下游为镶嵌在平板模型内部的光学玻璃,可见光对其的通透率较高,满足本文实验要求。光学玻璃的宽度为 110 mm,玻璃前边缘距离射流出口 15 mm。实验中,三种光路的主光轴与射流方向夹角分别为 81° 、 90° 、 99° 。实验舱水平两侧共装有 4 个光学窗口,斜对角 2 个窗口分别满足 81° 和 99° 观测角要求,如图 1(a)所示。实验舱正对的 2 对光学窗口均满足 90° 观测角的要求,图 1 中未画出 90° 光路图,这是因为观测区域为光学窗口同一区域,在 90° 观测角下需要将平板模型向左(采用左侧 2 个正对的窗口)或者向右(采用右侧 2 个正对的窗口)平移一定距离。实验测量区域为射流出口下游 20 mm 处边长为 80 mm 的矩形区域,如图 1(b)所示。平板模型右侧为真空罐,其体积约为 50 m^3 ,可以在实验过程中以较小范围变化环境压力。

射流喷管驻室和实验舱内部的压力传感器被用来实时监测射流总压和实验环境压力。压力传感器的数据由外部数据采集系统采集并存储。在每组实验前,根据传感器测量的数据反馈,将模型的环境压力调制到 1500 Pa,压力调节精度为 50 Pa。

在实验中,利用高速相机在有无射流的情况下分别记录实验舱外另一侧的背景点阵,并结合互相关算法^[10]得到光线经过射流流场后的偏折信息,再结合 Southwell 算法^[11]获得流场对应的波前。高速相机的采样频率为 2 kHz,曝光时间为 $20 \mu\text{s}$,分辨率为 $1536 \text{ pixel} \times 1536 \text{ pixel}$ 。背景点阵为随机背景点阵,由高速相机专用光源照亮。实验总温度为 305 K,每组实验分别测量 3 种观测角下的射流波前

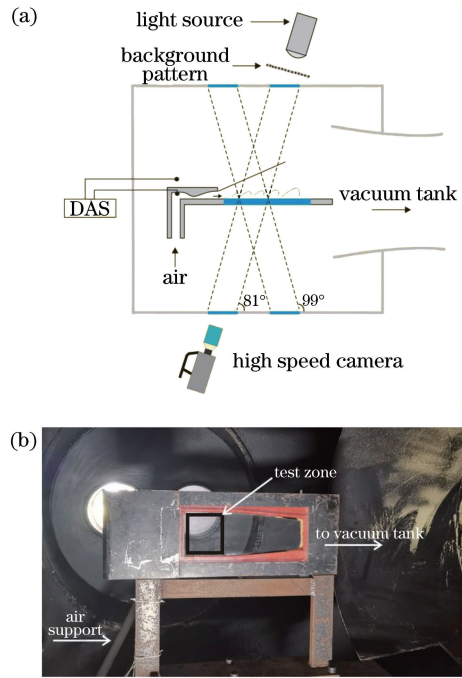


图 1 实验布置。(a)实验俯视图;(b)实验正视图
Fig. 1 Experiment setup. (a) Schematic of experiment top view; (b) schematic of experiment front view

分布,射流总压 P_0 和其对应的喷管出口密度 ρ_e 如表 1 所示。

表 1 不同状态下射流总压和对应的喷管出口密度
Table 1 Total jet pressure and the corresponding nozzle outlet density at different states

Parameter	1	2	3	4	5	6	7	8
P_0/MPa	0.5	0.7	0.9	1.1	1.3	1.5	1.7	2.0
$\rho_e/(\text{kg} \cdot \text{m}^3)$	0.44	0.61	0.78	0.96	1.13	1.31	1.48	1.74

图 2 为 BOS 的结构简图,由 BOS 技术获取光学波前的方法已经被证实是有效可靠的^[12]。平面波前经过流场后会发生畸变失真,BOS 技术可以直接获取光线的偏折信息(Δl),根据小角近似原理可以得到光线的偏折角,即 $\epsilon = \Delta l / z_D$,实验中 $z_D = 1030 \text{ mm}$ 。根据 Mallus 原理,可以得到畸变后波前的倾斜角为 ϵ 。

光程差(OPD)可表示为

$$l_{\text{OPD}} = l_{\text{OPL}} - \overline{l_{\text{OPL}}}, \quad (1)$$

$$\frac{\partial l_{\text{OPL}}(x, y)}{\partial x} = \epsilon_x \approx \frac{\Delta l_x}{z_D}, \quad (2)$$

$$\frac{\partial l_{\text{OPL}}(x, y)}{\partial y} = \epsilon_y \approx \frac{\Delta l_y}{z_D}, \quad (3)$$

式中: l_{OPL} 为光程(OPL); $\overline{l_{\text{OPL}}}$ 为光程平均运算。

3 实验结果与分析

图 3 为射流总压为 1.5 MPa (对应的 ρ_e 为

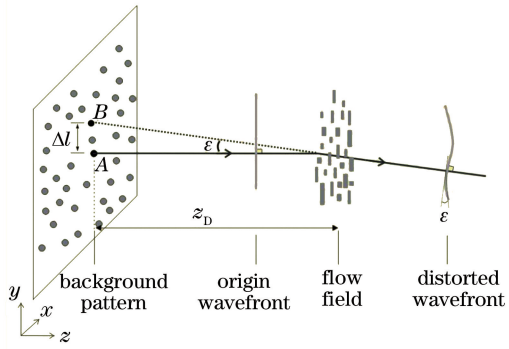


图 2 BOS 简图

Fig. 2 Schematic of BOS

1.31 kg/m³), 观测角为 90° 状态下测得的光线偏折量, 横坐标为到射流出口的距离, 纵坐标为到射流中线的距离。该状态对应的最大偏移量为 30 μm, 用其除以空间距离 1030 mm, 得到光线最大偏转角约为 29 μrad。

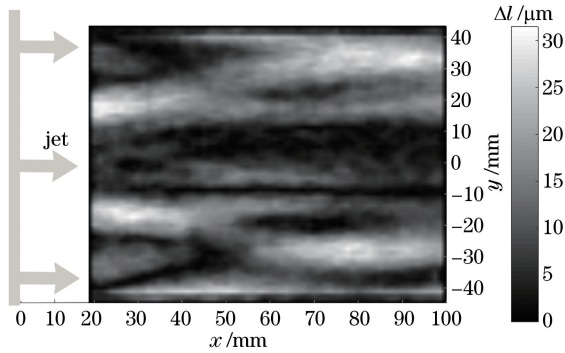


图 3 光线偏折云图

Fig. 3 Contour map of light displacement

利用观测区域内的光线偏折角信息可重构得到视场内 OPD 分布。图 4 为在射流总压为 1.5 MPa, 观测角为 90° 条件下流场的 OPD 云图, 射流方向从左至右, 可以看到, 在靠近射流出口和射流中心线处, OPD 值较大, 即该区域的密度梯度相对下游区域和展向两侧区域更大。因此, 探测器透过光学窗口观测目标时应该尽量避免光穿过此区域。

图 5 为各状态下 OPD 沿流向的分布曲线, 为了便于定量描述 OPD 和流向坐标的关系, 图 5 中 OPD 的单位为 mm。图 5 中, 加粗实线为八种状态平均值的拟合曲线, 将该曲线方程记为 $Y = a_i \times x^i$, ($i = 0, 1, 2, 3$)。由理想气体关系可知, 增大射流总压, 射流出口密度随之增大, 这种效应在实验结果中反映为 OPD 值的增大。同时, 通过分析可以发现, 密度变化对 OPD 拟合多项式的高阶项 ($i > 1$) 影响有限。例如, 在 x 坐标 30~90 mm 之间: 0.5 MPa 射流总压对应的 OPD 斜率和 1.5 MPa 射流状态下

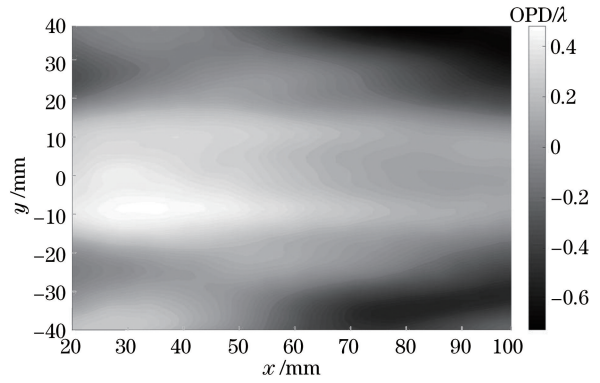


图 4 光程差云图

Fig. 4 Contour map of OPD

OPD 斜率差异不明显; 只有当压力变化较大, 例如 $P_0 > 1.5$ MPa 时, OPD 斜率才会出现明显的变化。

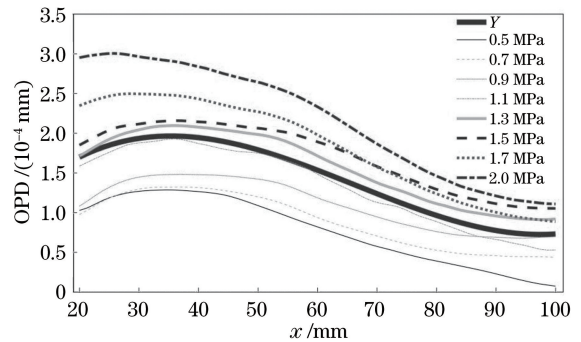


图 5 不同压力下 OPD 沿流向的分布曲线

Fig. 5 OPD distribution curve along the flow direction under different pressures

表 2 为拟合曲线对应多项式的各项系数, 结合各状态下的 OPD 结果可知, 当射流喷管马赫数固定时, 密度的改变主要影响 a_0 项的大小。因此, 实验状态范围内超声速射流的 OPD 分布可以近似表示为

$$l_{OPD}(x, \rho_e) = 1.0 \times 10^{-9} x^3 - 2.1 \times 10^{-7} x^2 + 1.1 \times 10^{-5} x + 1.04 \times 10^{-4} \rho_e - 8.4 \times 10^{-5} \quad (4)$$

表 2 拟合公式的各项系数

Table 2 Coefficients of fitting formula

i	0	1	2	3
a_i	3.0×10^{-5}	1.1×10^{-5}	-2.1×10^{-7}	1.0×10^{-9}

图 6 中三种不同形状的符号代表三种观测角下不同出口射流密度对应的 OPD 方均根(RMS)值。Sutton^[6] 从不同观测角对充分发展的亚声速湍流边界层的 OPD 进行了研究, 得出: 从关于光学窗口法线对称的观测角测得的 OPD 分布近似相等, 且 90° 观测角测得的 OPD 最小。由于实验条件的限制, 仅实现了 81°、90°、99° 三种观测角条件下超声速射

流的光程差研究,其中 81°光路和 99°光路关于 90°光路对称。本文实验结果可以得到:90°观测角对应的 OPD 方均根值小于 81°和 99°观测角,这和 Sutton^[6]的结论是一致的;81°观测角对应的 OPD 方均根值整体大于 99°观测角,说明从射流下游穿过光学窗口向上游观察获得的 OPD 比从射流上游穿过窗口向下游观察相同区域获得的大。虽然 81°光路和 99°光路关于 90°光路对称,它们的视场大小一样,且主光轴交于光学窗口表面同一点,但是它们对应的光程差却不一样,主要是因为从射流出口处流场是不断向下游发展的,流场的厚度和密度在流动方向和光学玻璃壁面法线方向都是非均匀分布的。而光路上射流密度的均匀分布正是流场折射率非均匀分布的主要原因,由于 81°光路和 99°光路观察角度不同,光线实际传输经过的流场及光线和流场内部流动结构的夹角均存在差异,从而导致对称观测角出现非对称的实验结果。

图 6 中实线和虚线分别为描述湍流边界层 OPD 和相关物理量之间关系的两种经验模型,其中 Wittich 模型^[13]主要用于亚声速充分发展的湍流边界层,Gordeyev 模型^[14]主要用于超声速充分发展的湍流边界层。这两种模型的表达式分别为

$$R_{MS,OPD,Wittich} = 1.6 \times (\pm 4) \times 10^{-5} \times \delta^* \frac{\rho}{\rho_{SL}} M^2 \times \sqrt{2}, \quad (5)$$

$$R_{MS,OPD,Gordeyev} = K_{GD} \frac{\mu}{ul} \delta M^2 \sqrt{C_f} G(M) Re, \quad (6)$$

式中: δ^* 为位移厚度; ρ_{SL} 为海平面大气密度; K_{GD} 为 Gladstone-Dale 常数,在本文实验中为定值; C_f 为壁面摩擦系数,层流情况下 $C_f \propto Re^{-0.5}$,湍流情况下 $C_f \propto Re^{-0.2}$; Re 为单位长度雷诺数; μ 为黏性系数,主要由温度决定; u 为流场速度; l 为流场尺度,此处记为 1; $G(M)$ 为马赫数决定的控制函数; M 为流场,名义马赫数。将(5)和(6)式简化,

$$R_{MS,OPD,Wittich} \propto A \times \rho, \quad (7)$$

$$R_{MS,OPD,Gordeyev} \propto B \times \rho^E, \quad (8)$$

式中: A 、 B 、 E 均为常数。两种模型可以简化为密度的一阶线性函数和指数函数。而温度一定时,空气密度主要与总压 P_0 相关。

图 6 中,Wittich 模型^[13]描述超声速半自由射流 OPD 分布的准确性明显劣于 Gordeyev 模型^[14],主要原因是 Wittich 模型^[13]主要适用于零压力梯度湍流边界层。Gordeyev 模型^[14]应用于理想湍流边界层时指数 E 为 0.9,而本文实验中 E 为 0.8。实验

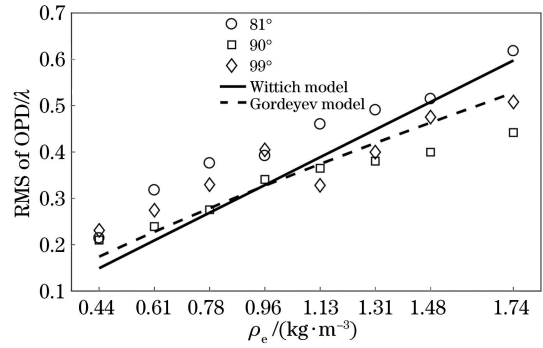


图 6 不同出口射流密度条件下观测区域内 OPD 的 RMS
Fig. 6 RMS of OPD in observation area under different exit jet densities

观测区域距离射流出口仅 20 mm,此区域的边界层未完全发展为湍流边界层,这是影响 E 大小的因素;同时射流在其外侧与环境空气发生剪切作用也会引起指数 E 的变化。但是外部剪切和发展不充分的湍流边界层对 E 变化的贡献仍然无法验证,需要进一步研究。结合文章结果,认为实验压力的改变引起了密度场分布的改变,因此获取各个状态对应的密度场分布将有助于更充分地解释实验研究得到的结果,这也是接下来需要完善的部分。

4 结 论

在真空实验舱内研究了不同压力状态下半自由射流光程差的特性。压力/密度增大使得 OPD 增大,得到三阶拟合公式,发现压力/密度主要影响 OPD 的低阶项系数。在三种观测角下得到视场内的 $R_{MS,OPD}$ 不同,垂直于光学窗口的 $R_{MS,OPD}$ 最小,从下游向上游观测到的 $R_{MS,OPD}$ 最大。将结果和两种经验模型对比发现,实验所观测的流场区域的 $R_{MS,OPD}$ 比充分发展的湍流边界层的 $R_{MS,OPD}$ 小。利用先进的流动显示实验技术或高精度数值模拟方法对密度场的捕获是接下来的研究重点。

参 考 文 献

- [1] Cress J, Gordeyev S, Post M, et al. Aero-optical measurements in a turbulent, subsonic boundary layer at different elevation angles [C]//39th Plasmadynamics and Lasers Conference, June 23-26, 2008, Seattle, Washington. Virginia: AIAA, 2008: 4214.
- [2] Dong H, Xu M. Space-time characteristics of the aero-optical effect around turrets [J]. Acta Optica Sinica, 2018, 38(10): 1001002.
董航, 徐明. 转塔气动光学效应时空特性 [J]. 光学学报, 2018, 38(10): 1001002.

- [3] Liu L, Meng W H, Li Y, et al. Influence of aero-optical transmission on infrared imaging optical system in the supersonic flight [J]. *Infrared Physics & Technology*, 2015, 68: 110-118.
- [4] Liepmann H W. Deflection and diffusion of a light ray passing through a boundary layer [M]. Santa Monica, CA: Douglas Aircraft Company, 1952,
- [5] Rose W C. Measurements of aerodynamic parameters affecting optical performance[J]. Air Force Weapons Laboratory Final Report, AFWL-TR-78-191, 1979,
- [6] Sutton G W. Effect of turbulent fluctuations in an optically active fluid medium [J]. *AIAA Journal*, 1969, 7(9): 1737-1743.
- [7] Trolinger J D, Hess C F, Razavi P, et al. Digital holographic interferometry for characterizing deformable mirrors in aero-optics[J]. *Proceedings of SPIE*, 2016, 9960: 99600Q.
- [8] Gordeyev S, Jumper E, Hayden T E. Aero-optical effects of supersonic boundary layers [J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(3): 682-690.
- [9] Guo G M, Liu H, Zhang B. Development of a temporal evolution model for aero-optical effects caused by vortices in the supersonic mixing layer[J]. *Applied Optics*, 2016, 55(10): 2708-2717.
- [10] Schröder A, Willert C E. Particle image velocimetry [J]. *Topics in Applied Physics*, 2008, 23(4): 247-269.
- [11] Southwell W H. Wave-front estimation from wave-front slope measurements[J]. *Journal of the Optical Society of America*, 1980, 70(8): 998-1006.
- [12] Stadler H, Bauknecht A, Siegrist S, et al. Background-oriented schlieren imaging of flow around a circular cylinder at low Mach numbers [J]. *Experiments in Fluids*, 2017, 58(9): 114.
- [13] Wittich D, Gordeyev S, Jumper E. Revised scaling of optical distortions caused by compressible, subsonic turbulent boundary layers[C]//38th Plasmadynamics and Lasers Conference, June 25-28, 2007, Miami, Florida. Virginia: AIAA, 2007: 4009.
- [14] Gordeyev S, Smith A E, Cress J A, et al. Experimental studies of aero-optical properties of subsonic turbulent boundary layers [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2014, 740: 214-253.