

高速混合流场下星光偏折的观测实验

陈冰¹, 陈少杰^{1*}, 陈琥^{1,2}, 李崇辉¹, 郑勇¹

(1. 信息工程大学, 河南 郑州 450001;

2. 西安卫星测控中心, 陕西 西安 710043)

摘要: 天文导航是一种重要的飞行器自主导航手段。在高速飞行器上进行的观测,不可避免地会受到窗口外侧高速流场的扰动,使得星敏感器捕获的星点图像出现偏移、模糊等退化现象,影响天文定位定姿精度。对星图退化的计算和校正的研究多基于计算机仿真结果。文中建成了一座可在实验段中生成马赫 2.5/3.5 混合层结构的小型静风洞,以直径 10 m 的室内穹顶上的仿真星点为观测对象,透过实验段中不同位置的流场进行了星点观测和中心点解算,获得了星点图像受到流场扰动的数据,并将其与计算机仿真结果进行对比。结果表明:导航星光偏折量高于计算机仿真的估计值。在喷口近端,高速混合流场对星光偏折的扰动较大,垂直流场方向的偏折均值小于 0.5",沿流场方向偏离均值为 3.85",最大接近 4.89";在喷口远端,垂直方向星光偏折均值为-1.36",沿流场方向偏折均值约-0.49",最高达-2.69"。近端星光偏折变化幅度较小,稳定性较远端更强,有利于建模校正。该实验对校正仿真模型、优化高速流场下的天文定姿精度有着重要的意义。

关键词: 高速流场; 马赫 2.5/3.5 混合层; 小型风洞; 室内穹顶; 星光偏折
中图分类号: V249.32 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20220802

0 引言

天文导航以不可摧毁的恒星天体为观测对象,可实现高精度的自主定姿。天文和惯性组合导航技术可有效提高飞行器的自主导航能力,已经广泛地运用在航空航天领域,以适应高强度导航对抗^[1]。准确、有效地提取星点中心与星图识别是天文导航技术真正应用于高超声速飞行器的重要条件^[2]。但飞行器在大气层内以超/高超声速飞行时,观测窗口表面的流场会诱发气动光学效应,使传感器捕获的星像出现偏移、抖动、模糊^[3],这将导致星点中心解算精度下降,进而对定姿解算精度产生直接影响^[4]。

早期对气动光学效应的研究多集中于红外制导的目标成像与识别,其目的在于校正图像以维持对目标特征的识别能力。最重要的理论研究成果之一是以斯特涅尔比 (Strehl Ratio) 和光程差 (Optical Path

Difference, OPD) 为主要指标,用连接方程将流场介质的统计特性与气动光学像差的统计特性联系起来,从而在理论上给出光学畸变的方向异性^[5]。

以计算流体动力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 为代表的仿真技术是研究高速流场结构和气动效应的重要手段。基于光学统计估算和 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 流场的仿真计算抹平了流场脉动的细节,无法表征非稳定流场的持续变化;基于大涡数值模拟 (Large Eddy Simulation, LES) 和直接数值模拟 (Direct Numerical Simulation, DNS) 的仿真建立在瞬态控制方程基础上,具备了流场瞬态描述能力,但解算需耗费巨量计算资源^[6]。仿真结果严重依赖于网格划分的分辨率,而网格颗粒度的持续降低又进一步加大了资源消耗。Trolinger 等人提出了一种基于随机相位屏法的气动光学效应模拟技术,用随机分布的气体椭圆模拟湍流层中的涡结构,用以

收稿日期:2022-12-10; 修订日期:2023-02-25

基金项目:国家自然科学基金项目 (11673076, 41604011); 河南省自然科学基金项目 (212300410421)

作者简介:陈冰,男,博士生,主要从事高超声速天文导航、复杂系统仿真方面的研究。

导师简介:郑勇,男,教授,博士生导师,博士,主要从事天文大地测量、天文导航方面的研究。

通讯作者:陈少杰,男,博士,主要从事天文测量与天文导航,地球自转方面的研究。

补充 CFD 网格无法解析的小尺度涡结构, Yang 等人在此基础上提出了效率较高的流场结构和气动光学效应仿真方法^[7]。但气体椭球的尺寸和密度参数必须合理配置,使之符合物理实验和经验的规律。

由于仿真计算的结果受模型参数配置影响很大,可能和真实的物理过程并不一致,必须通过物理实验观测加以验证,以提高可信度^[8]。气动光学领域的物理实验途径主要有两种:一种是在地面的风洞内对模型进行观测;另一种则是在空基平台开展实际飞行观测实验。

风洞实验中,研究者通过纹影、差分干涉和 NPLS (Nano-tracer-based Planar Laser Scattering) 等手段,观测不同尺寸的风洞实验段内流场中的激波、边界层、混合层转捩等物理结构变化;记录了高速流场中不同的尺度结构对成像的影响,为校准仿真模型提供了物理实验的参考依据^[9]。

公开文献上可见的飞行实验主要由 AAOL (Airborne Aero-Optics Laboratory) 完成,最初是在高度约 5000 m 的两架亚音速飞行器上搭载高速波前传感器等设备,通过发射和接收激光束来观测图像变化,以评估吊舱周围流动特征。持续的飞行实验观测数据支撑其开发上线了基于地面风洞的气动效应实验室 (Aero-Effects Laboratory, AEL), 据称已能支持大尺寸光学通道内进行多种气动光学实验观测和验证^[10]。

高超声速飞行器制导图像的气动效应研究中,物理观测实验的结论已用于校正和优化仿真模型。随着高超自主导航需求的日益凸显,高超声速条件下的惯导-天文组合算法得到广泛研究^[11],高速条件下气动效应对天文观测的影响也逐渐引起研究者注意。Yang 等人提出将盲目反卷积算法引入高超声速流场的星图复原^[12],并开发了星光传输的气动光学效应模拟器 (Transient Simulator for Aero Optical, TSAO)^[13]。Chen 等人对高速流场下的楔面激波对星光的影响进行了理论推导和校正^[14]。

天文导航中对气动效应进行抑制和校正的关键的是保持星点识别能力和中心解算精度。高速飞行时机体表面的高温可导致观测窗口温度升高,诱发强烈自辐射,形成的强背景辐射可能湮没导航星光。气冷膜等技术提供了温度控制的途径^[15],但喷射气冷膜造成的混合流场结构进一步加剧了边界层的气动光

学效应,故必须对高速流场混合层的影响进行研究和观测。但鲜见透过高速混合层流场对星点实施精密观测的物理实验成果。

因此,文中构建了一套物理实验系统,进行了高速流场对模拟星点影响的物理观测。

1 高速流场下星点偏折的计算方法

文中通过仿真计算和实验观测两种方式分析高速流场对星点偏折的影响。仿真计算主要采用光线追迹数值计算实现,物理观测中星点的中心位置计算采用灰度加权质心法。

1.1 光线追迹计算

通过 CFD 计算、NPLS 观测等方法,可以获得观测实验段内的流场的密度分布,并通过公式 (1) 的 Gladstone-Dale 方程将其进一步转化为折射率分布,用以进行光线追迹计算可得:

$$n = 1 + K_{GD}\rho \quad (1)$$

式中: n 表示折射率; ρ 为以 m^3/kg 为单位的密度值; K_{GD} 为与波长弱相关的 Gladstone-Dale 常数; 波长单位取 μm 时可按公式 (2) 求取。进而可得:

$$K_{GD}(\lambda) = 2.23 \times 10^{-4} \left(1 + \frac{7.52 \times 10^{-3}}{\lambda^2} \right) \quad (2)$$

对已知折射率分布的流场,可将其进行网格划分,将每个细分格网视作各向同性的密度均匀单元。此时,可按照几何光学的原则进行光线追迹。光线追迹不能描述衍射或干涉现象,但是对于光束偏折和像差计算是有效方法。

光线追迹的实现基于公式 (3) 的光线方程可得:

$$\frac{d}{ds} \left[n(\vec{r}) \frac{d\vec{r}}{ds} \right] = \nabla n(\vec{r}) \quad (3)$$

式中: \vec{r} 为光线传播路径的位置矢量; $n(\vec{r})$ 表示折射率分布; ds 为沿传播路径上的一个递进步长。

具体地,光线矢量 \vec{T} 按照公式 (4) 来定义:

$$\vec{T} = n \frac{d\vec{r}}{ds} = \frac{d\vec{r}}{dt} \quad (4)$$

式中: 参数 $t = \int ds/n$, 也可写为 $dt = ds/n$ 。将其代入公式 (3) 可得:

$$\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = n\nabla n = \frac{\nabla n^2}{2} \quad (5)$$

对于 CFD 计算获得的二维密度-折射率分布数

据, 公式 (5) 可以写作二维分量形式:

$$\frac{d^2R}{dt^2} = D(R) \quad (6)$$

式中: $R = (x, y)^T$, $T = (T_x, T_y)^T = n(dx/ds, dy/ds)^T$; $D = n(\partial n/\partial x, \partial n/\partial y)^T = (\partial n^2/\partial x, \partial n^2/\partial y)^T/2$ 。公式 (6) 给出了非均匀介质与传播路径之间的变化关系, 由于该微分方程无法直接解析求解, 故采用四阶 Runge-Kutta 法获得数值解。

一旦通过求解获得了光线的传播路径 C , 就可通过积分路径 C 上折射率 n 来计算光线在非均匀介质中的传输路径长度, 即光程 (Optical Path Length, OPL), 可表示为:

$$OPL = \int_C n ds \quad (7)$$

工程实践中, 光程差 (Optical Path Difference, OPD) 是更重要且更易获得的指标, 其定义可表示为:

$$OPD = \int_C n ds - \langle \int_C n ds \rangle \quad (8)$$

式中: $\langle \rangle$ 表示所有光束的空间平均值。

1.2 星点提取算法

受到高速流场扰动后的星点成像发生变化, 扰动造成的星点中心偏移是影响天文定姿精度的核心要素。因此, 获取星点在像平面坐标系的位置是姿态解算的重要步骤。

星点提取的主要方法包括质心法和拟合法。其中, 质心法通常包含经典质心法、带阈值的质心法和

灰度加权质心法; 拟合方法主要有圆拟合和高斯拟合法。在众多星点中心提取算法中, 灰度加权质心法既能达到较好的精度, 同时具有较高可靠性, 故文中采用其作为星点中心计算方法。该方法依公式 (9) 提取星点中心坐标 (x_c, y_c) :

$$\left\{ \begin{aligned} x_c &= \frac{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n g(x_i, y_j) x_i}{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n g(x_i, y_j)} \\ y_c &= \frac{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n g(x_i, y_j) y_j}{\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n g(x_i, y_j)} \end{aligned} \right. \quad (9)$$

式中: $g(x_i, y_j)$ 表示像平面上点 (x_i, y_j) 的灰度值。

2 高速流场下星点偏折观测实验设计

2.1 实验总体设计

实验构建了高速静风洞和混合层双喷管, 在观测段内生成马赫 2.5/3.5 的高速混合层结构气流, 再运用星敏感器, 透过高速流场对室内穹顶上经过精密标校的模拟星点进行观测, 对比高速流场出现前后的差异, 解析、评估其对星图解算的影响。实验系统包括室内穹顶、高速静风洞和观测系统三部分, 其总体结构如图 1 所示。

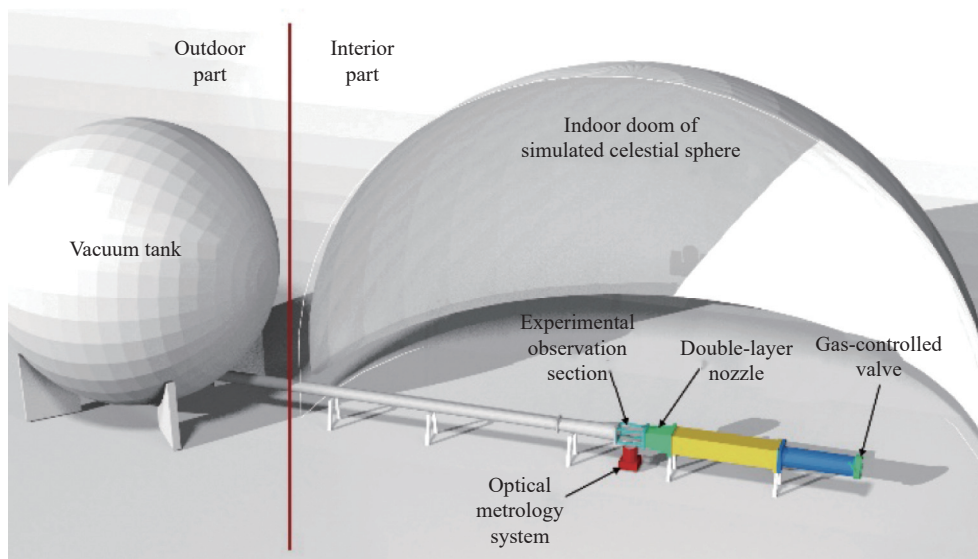


图 1 实验系统结构示意图

Fig.1 Diagram of experimental system structure

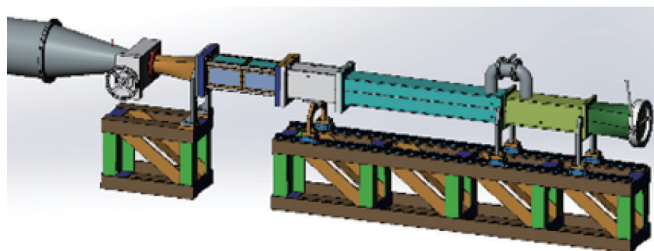
2.2 室内穹顶

高精度的星模拟器是天文导航物理仿真实验的基础。室内穹顶直径为 10 m, 依照其在天球的位置布设了依巴谷星表中亮度大于 5.2 等的 1800 多颗星点。经标校, 星点精度达到亚角秒量级, 可以为开展高速混合层流场扰动下的星光观测提供相对理想的目标基准, 如图 2 所示。



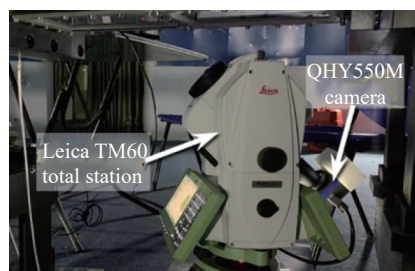
图 2 室内穹顶

Fig.2 Indoor doom



(a) 室内实验台结构图

(a) Structure diagram of experiment bench



(b) 光学观测系统

(b) Structure diagram of optical metrology system

图 3 室内实验台结构图及光学观测系统

Fig.3 Structure diagram of experiment bench and optical metrology system

2.4 光学观测系统

为了对星点成像进行精密测量, 实验选用由徕卡 TM60 全站仪与 QHY550 M 组合构成的光学观测系统进行星图捕获, 如图 3(b) 所示。

徕卡 TM60 全站仪主要提供目标测量的精确指向, 获得目标星点的精确高度角和方位角信息。其自动测角精度达 0.5", 视场角约为 1.5°, 内置 500 W 像素 CMOS 传感器, 但其内置同轴相机的单图成像耗时达 6 s, 在流场产生过程中仅能获取四五幅有效图像, 测量数据严重不足。QHY550 M 相机分辨率为 2464×2056, 在观测条件下可实现 2 张/s 的拍摄帧率。因此, 在实验观测段内流场运行的时间内, 采用 QHY550M 可获得更多的星点数据。

该系统的星点测量精度可达到 0.2"。对视场内的目标星点成像后, 通过星点的中心提取算法获取星点在系统像平面坐标系下的位置, 可得到流场扰动前后星点的位置变化量, 并解算星光偏折量。

2.3 高速静风洞

观测段内高速流场的稳定生成是开展实验的前提条件。实验系统选用吸气式运行的静风洞, 在室外配备 80 m³ 真空罐。室内的实验台设计马赫 2.5/3.5 的双喷管结构; 光学观测段采用尺寸为 130 mm×120 mm×200 mm 的矩形结构, 其下方光学玻璃距地面 70 cm, 为观测系统布设预留空间。室内实验台的结构示意图如图 3(a) 所示。

风洞运行时, 在光学实验段内生成稳定混合层流场的时长高于 35 s。实验台设计了调压装置, 能实现观测段内压力连续变化, 具备在不同压力下观测混合层与激波相互作用的能力。

3 实验结果及分析

为了研究实验观测段不同位置的流场对星点成像的影响, 在实验观测段距喷口的远端和近端方向分别选取仿真穹顶上的星点作为观测对象。目标星点 1 的高度角为 47°, 星光入射点到观测窗口左端距离 d_1 为 3.2 cm; 目标星点 2 的高度角为 46.67°, 入射点到观测窗口右端距离 d_2 为 3.91 cm, 设置如图 4 所示。实

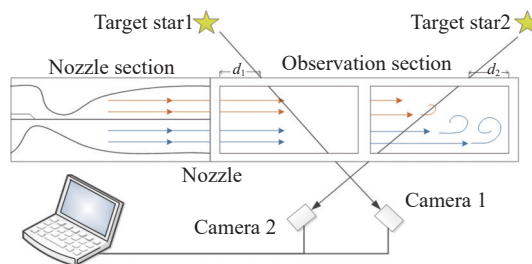


图 4 近喷口端、远喷口端观测示意图

Fig.4 Diagram of observations at near, far end of nozzle

验内容包括基于 CFD 流场数据的光线追迹计算、高速流场的稳定性检测和物理观测实验三部分。

3.1 光线追迹计算

对高速流场自身结构进行的仿真研究多侧重于区域内成像偏差的分布、OPD 的描述, 论文假设导航星光为单一光束, 按照给定的入射角从特定位置点进入实验观测段, 通过模拟气冷膜效应的高速混合流场后产生偏折。按照喷管和观测段设计数据进行二维网格构建后, 基于 RANS 方程求取理想稳态情况下的流场马赫数和密度分布, 如图 5 所示。

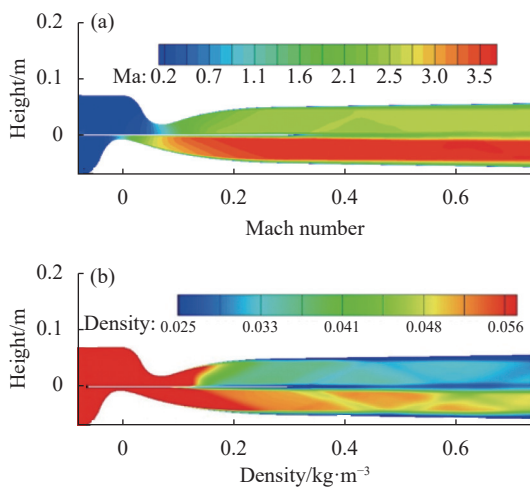


图 5 双喷管及观测段内流场结构的仿真计算结果

Fig.5 Simulation results of flow structure in nozzle section and observation section

由图 5 可知, 实验观测段内气流马赫数对流清晰, 流场结构总体上稳定, 距离喷口越远, 结构越不稳定。按照 1.1 节中给出的方法分别对目标星点 1 和 2 的偏折情况进行光线追迹计算, 在稳态下目标星点 1 透过高速流场的近喷口端, 产生光线偏折 1.62"; 目标星点 2 透过喷口远端流场, 产生偏折 0.44"。

3.2 高速流场的稳定性检验

实验系统构建的吸气式风洞单轮有效运行的设计时间为 35 s。为了检验观测段内高速流场的稳定性, 文中从位置 2 对目标星点 2 进行了一轮超过 4 min 的持续观测, 获取图像数据 550 组。其中, 前 42 组数据为风洞未运行状态下所得。从第 43 组起, 风洞控制阀开启、高速流场生成。持续观测过程中目标星点 2 的成像位置变化如图 6 所示。

图 6 中, N 表示观测数据的序号, 红色数据为无流

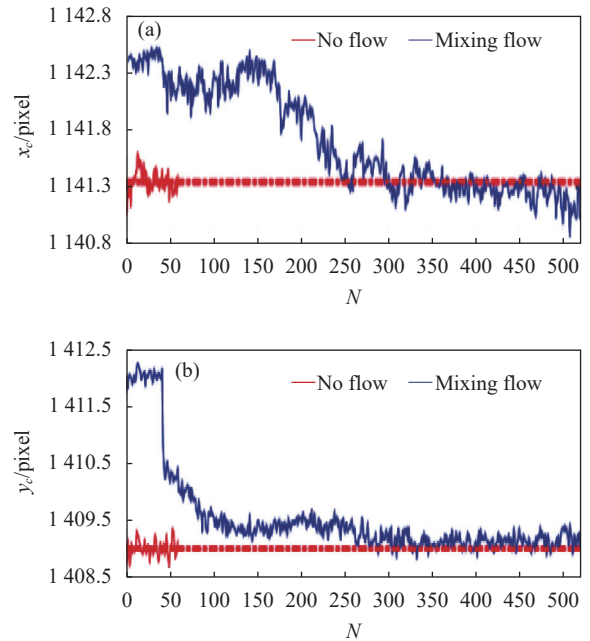


图 6 流场结构的稳定性检验结果

Fig.6 Stability test results of flow field structure

场、1 个标准大气压的自然状态下星点位置参考值。由此可见, 生成流场之后星点坐标受到扰动骤然加大, 随后持续到约第 150 组, 扰动减弱, 变化趋于平缓, 说明流场结构已无法维系; 到第 300 组左右, 基本回归到自然状态下的均值水平, 如图 7 中红色虚线所示。综上可知, 实验观测段内高速流场可稳定维持在 35 s 以上, 观测系统可有效捕捉提高速流场对星点成像的影响。因此, 在物理观测实验中, 考察流场影响的观测时间取 40 s, 即风洞运行后拍摄 80 组数据。

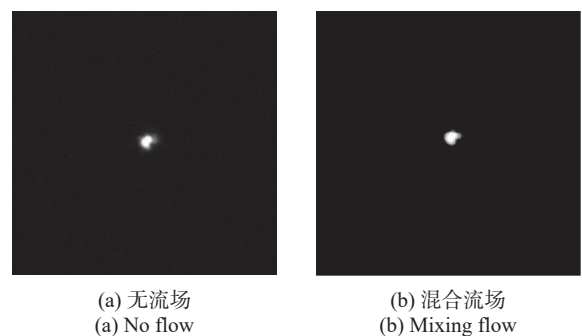


图 7 位置 1 捕获目标星点 1 图像

Fig.7 Image of target-star 1 at position 1

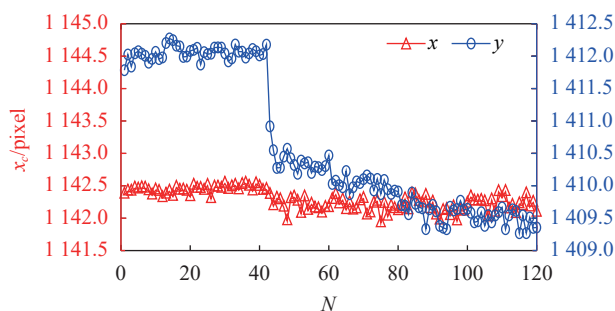
3.3 物理观测实验

文中 3.1 节对实验观测段内流场结构的仿真计算结果表明, 实验段内喷口近端和远端的高速流场结构

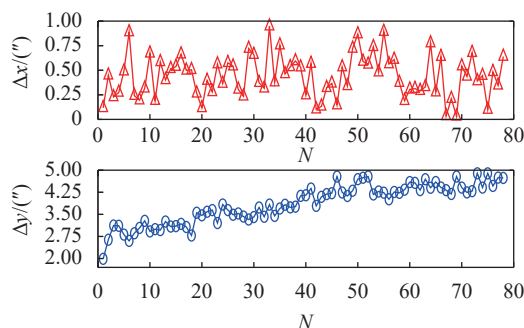
有较大差异。为了研究马赫 2.5/3.5 对流层结构的高速流场中不同位置带来的影响差异,可按图 4 所示,从位置 1 和 2 分别对目标星点实施观测。其中,星点所在图像坐标系的 x 轴与实验段内流场方向垂直, y 轴与实验段内流场方向一致。

1) 喷口近端对目标星点 1 的观测

目标星点 1 发出的光线透过实验观测段内靠近喷口端的高速混合流场,由位置 1 的观测系统捕获。



(a) 喷口近端观测目标星点 1 的坐标
(a) Displacement of target-star 1 at near-end of nozzle



(b) 喷口近端观测目标星点 1 的星光偏折变化
(b) Ray deflection of target-star 1 at near-end of nozzle

图 8 喷口近端观测目标星点 1 的坐标和星光偏折变化

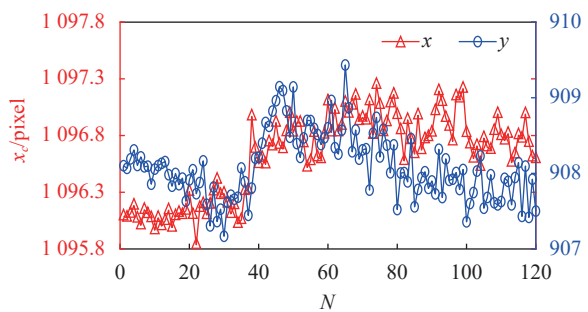
Fig.8 Displacement and star-light deflection of target-star 1 at near-end of nozzle

为评估流场引起的星光偏折,以无流场状态下获得的星光矢量均值作为基准,计算风洞运行后 78 组数据获得的光束相对于基准的偏折量,结果如图 8(b) 所示。由此可知,在喷口近端高速混合流场影响下,星光在 x 方向的偏折量平均 $0.44''$, y 方向的偏折量平均达到 $3.85''$,最高为 $4.89''$,高于光线追迹解算得到偏

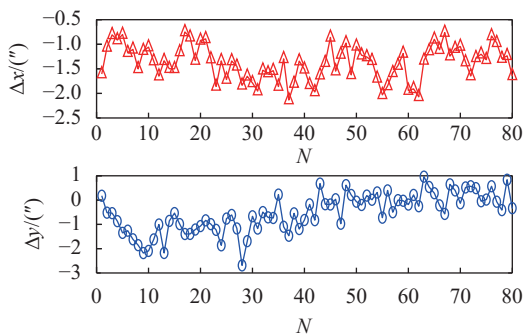
折量。

2) 远喷口端观测实验分析

目标星点 2 发出的光线透过实验观测段内远离喷口端的高速混合流场,由位置 2 的观测系统捕获。类似地,观测获得 120 组数据中目标星点 2 的位置变化如图 9(a) 所示。



(a) 喷口远端观测目标星点 2 的坐标变化
(a) Displacement of target-star 2 at far-end of nozzle



(b) 喷口远端观测目标星点 2 的星光偏折变化
(b) Ray deflection of target-star 2 at far-end of nozzle

图 9 喷口远端观测目标星点 2 的坐标及星光偏折变化

Fig.9 Displacement and star-light deflection of target-star 2 at far-end of nozzle

由此可知,第 38 组数据后风洞运行,星点位置出现了一个显著变化;至第 110 组时,流场对目标星点

坐标的扰动趋于衰减,但并无显著的跃变。在 x 方向上,混合高速流场引起偏离平均约 0.65 pixel;在 y 方

向上,而引起的偏离平均在 0.7 pixel,最大接近 1.5 pixel。

以无流场状态下的星光矢量均值为基准,将流场下的星点矢量与基准做比较后可以发现,在喷口远端高速混合流场影响下,星光在 x 方向的偏折量平均 $-1.36''$,标准差为 $0.35''$; y 方向的偏折量达到 $-0.49''$,最高为 $-2.69''$,标准差为 $0.81''$,高于光线追迹解算得到偏折量。

3.4 结果分析

当前,星敏感器的观测精度已经达到亚角秒级,因此,实验观测段内马赫 2.5/3.5 混合高速流场对星光偏折的影响不可忽略。而位置 1 和位置 2 透过喷口近端和远端不同流场区域捕获的星点偏移量也有显著差异,如图 10(a) 所示。图中, Pos_1 、 Pos_2 表示观测点 1、观测点 2。

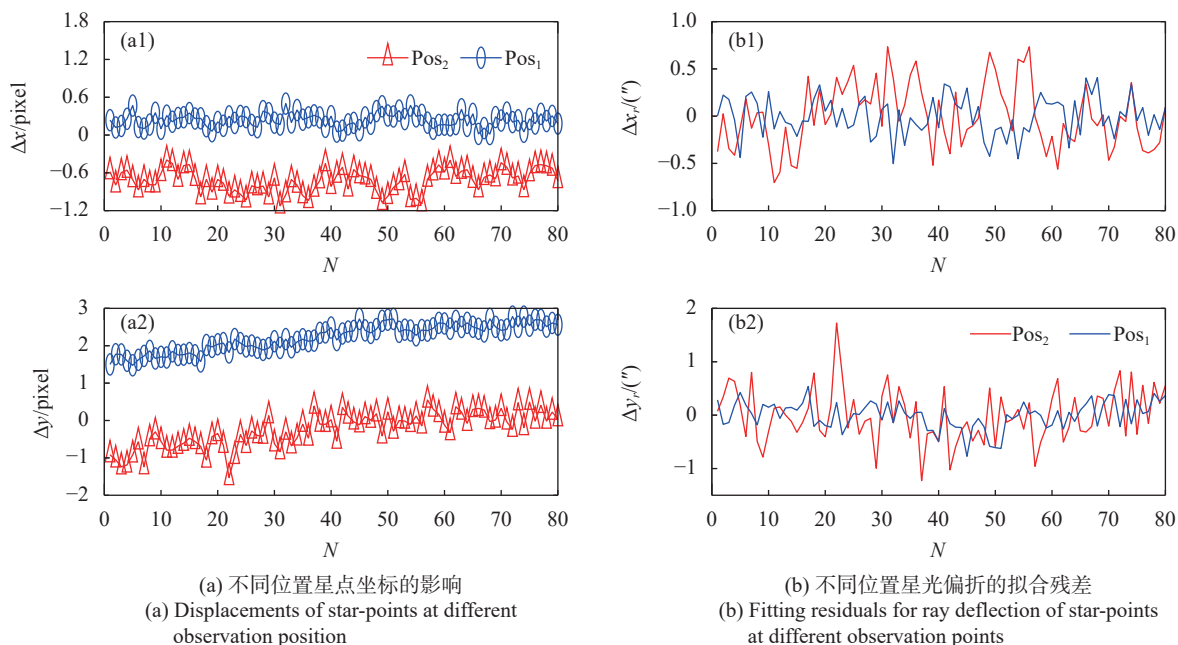


图 10 喷口远近端不同位置流场对星点坐标的影响及星光偏折拟合残差

Fig.10 Displacements and fitting residuals for star-light deflection of star-points at different observation points of far, near-end of nozzle

由图 10 可知, x 方向上高速对流结构在近端和远端引起的星点偏离都相对稳定,偏离绝对值全部在 0.5 pixel 左右; y 方向上在近端造成的偏离均超过 2 pixel,最大可达 3 个像素,显著高于远端,且偏折量较远端更加均匀稳定。由此表明,实验观测段远端的高速对流结构的稳定性下降,造成 y 方向的偏折影响降低。

对星光矢量的偏折值做拟合残差分析,用以评价星光在流场下偏折规律的适用性,如图 10(b) 所示。马赫 2.5/3.5 的混合高速流场在实验观测段远端引起的星光偏折量的震荡强于近端。具体的, x 方向上,近端的星光偏折的拟合残差最大达 $0.73''$,远端最大为 $-0.5''$; y 方向上,近端偏折的最大残差为 $-0.77''$,而远端星光偏折的最大残差可达 $1.7''$ 。

上述研究表明,马赫 2.5/3.5 的混合层高速流场从

喷口近端到达远端时,流场结构的稳定性出现下降,初始的密度分层逐渐削弱趋于紊乱,这与 CFD 仿真的结论相一致。具体地,高速混合流场在远端引起的星光偏折量变化波动幅度较大,不利于建模校正。因此,从校正偏折的有效性出发,观测设备的布设应优先考虑位置 1,即透过喷口近端流场实施天文观测。

4 结 论

论文依托室内仿真穹顶构建了高速流场下的星光观测系统,在实验观测段中生成了马赫 2.5/3.5 的混合高速流场,从不同的观测位置对目标星点进行了观测,首次通过物理观测实验的方式得到了高速流场扰动星点成像的量化结论。结果表明:

1) 星光偏折主要集中在 y 方向上,即流场产生方向。该结论与理论分析的预期一致。

2) 喷口近端流场引起的星光偏折较远端更大,但变化幅度较小,稳定性较远端更强,有利于对其进行建模校正。

3) 喷口近端高速混合流场造成目标星光偏折绝对值均超过 $1.9''$,最大可达到 $4.8''$;喷口远端星光偏折绝对值均超过 $0.96''$,最大达到 $2.69''$,均高于仿真计算结果。

现有的工作证明了实验系统运行的稳定性和有效性,初步测得高速流场对星光偏折影响,开展了物理实验与仿真计算初步的交叉对比、验证。后续将继续实施多高度角、多方位角的星点观测,通过多轮对比迭代,完成较为充分的数据积累和分析,形成对流场结构影响导航星光捕获的系统认识,为仿真计算提供物理观测的实验数据;建立不同结构高速流场对星光影响的修正模型,为高超声速飞行器天文观测中的气动影响抑制、气冷膜偏折校正提供的理论支撑。

参考文献:

- [1] Chen K, Pei S, Zeng C, et al. SINS/BDS tightly coupled integrated navigation algorithm for hyper-sonic vehicle [J]. *Scientific Reports*, 2022, 12(1): 10063-10069.
- [2] Chen Bing, Zheng Yong, Chen Zhanglei, et al. A review of celestial navigation system on near space hypersonic vehicle [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(8): 32-43. (in Chinese)
- [3] Zhang Liqin, Fei Jindong. Study on aero-optical effect of the imaging detection system of high speed flight vehicle (Invited) [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(6): 20201016. (in Chinese)
- [4] Chen Bing, Zheng Yong, Chen Zhanglei, et al. Evaluation method of astronomical attitude determination performance on hypersonic vehicles based on corrected star map [J]. *Journal of Geomatics Science and Technology*, 2021, 38(6): 585-591. (in Chinese)
- [5] Wang M, Mani A, Gordeyev S. Physics and computation of aero-optics [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2012, 44(1): 299-321.
- [6] Shi Ketian, Ma Handong. Process in computational aero-optics [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(2): 186-192. (in Chinese)
- [7] Yang Bo, Fan Zichen, Yu He. Aero-optical effects simulation technique for starlight transmission in boundary layer under high-speed conditions [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(7): 1929-1941.
- [8] Hopkins K J, Porat H, Mcintyre T J, et al. Measurements and analysis of hypersonic tripped boundary layer turbulence [J]. *Experiments in Fluids*, 2021, 62(8): 03254.
- [9] Lee S, Lee B J, Jeung I-S. Wavefront distortion due to the shock wave and boundary layer in the supersonic flow over a compression ramp [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 110: 6489.
- [10] Wilcox C C, Healey K P, Agena B D, et al. Air force research laboratory aero-effects laboratory optical metrology system and performance[C]//SPIE, 2020,11490: 11490A.
- [11] Chen H, Gao H, Zhang H. Integrated navigation approaches of vehicle aided by the strapdown celestial angles[C]//2019 IEEE 4th International Conference on Advanced Robotics and Mechatronics (ICARM), 2019: 911-917.
- [12] Yang Bo, Liu Wendong, Li Minjun. Application of blind deconvolution algorithm in hypersonic flow field star map restoration [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(8): 2231-2237. (in Chinese)
- [13] Yang Bo, Fan Zichen, Yu He, et al. A new method for analyzing aero-optical effects with transient simulation [J]. *Sensors (Basel, Switzerland)*, 2021, 21(6): 2199.
- [14] Chen Bing, Zheng Yong, Xu Bin, et al. Beam deflection correction model of wedge-shaped shock waves over hypersonic vehicles [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2021, 50(12): 20210182. (in Chinese)
- [15] Zhao X, Yi S, Ding H. Influence of cooling film pressure on the imaging quality of a hypersonic optical dome [J]. *Optical Engineering*, 2020, 59(1): 013104.

Observation experiment on star-light deflection of star-points under high-speed mixing flow

Chen Bing¹, Chen Shaojie^{1*}, Chen Xiao^{1,2}, Li Chonghui¹, Zheng Yong¹

(1. Information Engineering University, Zhengzhou 450001, China;

2. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

Abstract:

Objective Celestial navigation is an important method of autonomous navigation. Astronomical observation of high-speed aircraft will be disturbed inevitably by the high-speed flow nearby the observation window, which causes the star maps degradation like displacement and blurring. And this will lead to a decrease in the accuracy of the stars center, which will have a direct effect on the accuracy of astronomical attitude determination. At present, most studies on the calculation and correction of star map degradation are based on computer simulation, whose results are greatly affected by the configuration of model parameters and may not be consistent with the real physical process. Therefore, it is necessary to construct the physical experimental observation conditions of the influence of high-speed flow on star-light deflection and to carry out experimental research.

Methods A small static wind tunnel is built, which can generate a Mach 2.5/3.5 mixing layer structure in the test section. The calibrated simulated star-points on the indoor dome with a diameter of 10 m are measured through the high-speed flow, and the star centroids are extracted to collect the data of imaging displacements by the real flow. The data of star image disturbed by the flow field are obtained and compared with the computer simulation results.

Results and Discussions The deflection by flow is greater than the estimated value of computer simulations. At the near end of the tunnel nozzle, the high-speed mixing layer makes a large star-light deflection. The mean deflection in the vertical direction of the flow field is less than 0.5", and that in the direction of the flow field is 3.85", and the maximum is close to 4.89" (Fig.8). At the far end, the mean deflection in these two direction is -1.36" and -0.49" respectively (Fig.9). The variation of starlight deflection at the near end is smaller and more stable than that at the far end, which is conducive for modeling correction (Fig.10).

Conclusions A star-points observation system under the high-speed flow was constructed based on the indoor dome, and a Mach 2.5/3.5 mixed high-speed flow field was generated in the experimental observation section. The target star-points were observed from different observation positions, and the quantitative conclusion of the high-speed flow on star-points imaging disturbance was obtained for the first time by physical observation experiment.

The results show that: 1) Star-light deflection is mainly concentrated in streamwise. This result is consistent with the expectation of the theoretical analysis; 2) The star-light deflection caused by the flow field at the near end of the nozzle is larger than that at the far end, but the variation range is smaller and more stable than that at the far end, which is conducive for modeling correction; 3) The absolute value of target starlight deflection caused by high-speed mixed flow is greater than the simulation result at both near and far end of the tunnel nozzle.

The current work has proved the stability and effectiveness of the experimental system, which can provide an experimental basis to form a systematic understanding of the influence of flow structure on navigation starlight acquisition by the subsequent systematic observation under different altitude angles and azimuth angles, and provide experimental data of physical observation for simulation modeling. Then, a modified model of the influence of high-speed flow fields with different structures on starlight could be established, which may provide theoretical support for the suppression of aerodynamic influence and the deflection correction of air-cooled film in the astronomical observation of hypersonic vehicles.

Key words: high-speed flow; Mach 2.5/3.5 mixing layer; small wind tunnel; indoor doom; starlight deflection

Funding projects: National Natural Science Foundation of China (11673076, 41604011); Natural Science Foundation of Henan Province of China (212300410421)