

雷诺数对超声速气膜气动光学效应影响的实验研究

丁浩林, 易仕和, 付佳, 吴宇阳, 张锋, 赵鑫海

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 受到风洞实验能力的限制, 高速飞行器气动光学效应实验很难与其实际飞行情况完全一致。雷诺数作为重要的相似准则数, 在经典流体力学风洞实验中应用广泛, 研究其对于气动光学效应的影响, 对于建立气动光学相似准则具有重要意义。基于 Π 定理对可能影响气动光学效应的变量进行分析, 证明了雷诺数是影响气动光学效应的一个相似准则数; 通过创新性设计变雷诺数实验装置, 可以实现喷流单位雷诺数在 $10^6 \sim 10^8 \text{ m}^{-1}$ 范围内变化。通过选取八个典型的雷诺数, 并利用 BOS-WS (BOS-based Wavefront Sensor) 技术测量了对应状态的光程差, 通过函数拟合的方法得到了光程差的均方根值与雷诺数之间的幂函数关系式。通过对不同孔径下的测量结果进行对比和归一化处理可以发现, 对于二维超声速气膜而言, 观察孔径尺寸并不会对获取的规律产生影响。

关键词: 气动光学; 雷诺数; 超声速气膜; 相似准则; 光程差

中图分类号: O436 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201746.0211002

Experimental investigation of influence of Reynolds number on supersonic film aero-optics

Ding Haolin, Yi Shihe, Fu Jia, Wu Yuyang, Zhang Feng, Zhao Xinhai

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

Abstract: Due to the limitation of wind tunnel test capability, it was very hard to be completely consistent with the actual flight of high speed aircraft. As an important similarity number, Reynolds number had been used widely in classical fluid mechanics wind tunnel experiments. It had a significant impact on establishing aero-optical similarity standard to study the influence on aero-optics induced by Reynolds number. Based on the Π theorem, the possible variables that affected aero-optics were analyzed, which verified Reynolds number was a similarity standard value of aero-optics. A creative experimental equipment was designed to realize the unit Reynolds number ranging from $10^6 \sim 10^8 \text{ m}^{-1}$. Eight typical Reynolds numbers were chosen, BOS-WS (BOS-based Wavefront Sensor) technique was used to measure the corresponding optical path difference. Based on the function curve fitting method, the power function between Reynolds number and the rms of the optical path difference was acquired. The

收稿日期: 2016-06-13; 修订日期: 2016-07-16

基金项目: 国家重大仪器研制项目(11527802); 国家自然科学基金(11172326, 11302256)

作者简介: 丁浩林(1990-), 男, 硕士生, 主要从事航天气动光学方面的研究。Email: dinghaolin_gfkd@foxmail.com

导师简介: 易仕和(1965-), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事航天气动光学与成像制导技术等方面的研究。

Email: yishihe_gfkd@foxmail.com

measured results with different sizes were compared. It could be found that, for the two dimensional supersonic film, the acquired law was not affected by the size of the observed aperture.

Key words: aero-optics; Reynolds number; supersonic film; similarity standard; optical path difference

0 引言

带有光学成像探测、制导系统的飞行器在大气层内高速飞行时,其光学头罩与气流之间发生剧烈的相互作用,头罩周围的气体密度将发生变化。气体密度变化导致气体折射率变化,气体折射率脉动引起目标图像偏移、抖动、模糊,这种效应称为气动光学效应^[1-4]。气动光学效应严重与否的衡量指标通常有两个,一个为斯特列尔比(Strehl Ratio, SR),另一个为光程差的均方根 OPD_{rms}。就目前而言,改善机载光学系统成像质量的方法主要包括优化流场结构,减小波前失真以及利用自适应光学方法对畸变进行实时校正两种^[5-6]。由于当前地面实验条件还无法完全满足实际飞行条件,并且实验的数量和状态受到诸多现实要素的限制,因此,建立气动光学效应相似准则,实现利用一个实验状态下的数据进行另一状态下数据预测显得十分必要。

由于气动光学相似准则的建立需要大量的实验数据做支撑,相关的研究成果比较少。Fitzgerald 和 Jumper^[7]在 AEDC 的实验条件下,对弱压缩模型进行了相关研究,得出可以预测改变高度、马赫数等飞行条件时的比例关系式;Gilbert^[8]研究说明光学畸变有随动压的增大而增大的发展规律;1985 年,Craig^[9]基于 KC-135 模型,阐述了气动光学的相似准则,其中也提到小光学孔径会使得 SR 比更大;Kelsall^[10]基于对某飞行器边界层数据的分析,指出:光束通过飞行器边界层引起的光学质量退化并非简单比例关系;2009 年,普林斯顿大学 Smits 等人^[11]对高超声速及跨声速湍流边界层气动光学 OPD_{rms} 的相似准则新方法进行了推导,很有借鉴意义;2014 年,Stanislav 等^[12]对亚声速湍流边界层的气动光学效应进行了深入的实验研究,并且分析影响 OPD_{rms} 的诸多因素,提出了可以与 Smits 的 OPD_{rms} 相似律统一的计算公式,并对其进行了验证。

近十几年来,国内气动光学风洞实验技术取得了长足的进步,获取了大量气动光学效应实验数据,对指导和验证气动光学相关研究起到重要推动作用。但是,随着气动光学机理研究越来越深入、工程应用研究越来越明确,需要进一步加深对风洞实验相关基础问题的认识,以提升实验支撑理论研究、模型验证的水平,这些需求导致对气动光学相似准则的研究更加迫切。

文中通过设计喷流马赫数为 3.05,主流速度近似为零的超声速气膜模型,基于喷流出口压力与实验舱静压相等的原则,通过改变实验环境背景压力,喷流单位雷诺数可以在 $10^6 \sim 10^8 \text{ m}^{-1}$ 范围内变化。利用基于背景纹影的波前传感(BOS-based Wavefront Sensor, BOS-WS)技术测量了 25 ms 曝光时间条件下光线穿过流场后的光程差。通过选取八个典型的状态参数,对获取的结果进行分析。文中的第一部分主要是背景前言介绍,第二部分主要是测试技术与实验装置介绍,第三部分主要是实验结果分析,最后进行全文总结。

1 BOS-WS 技术与实验装置

1.1 BOS-WS 技术

光线在变折射率流场中会发生偏折,导致透过流场观察到的目标偏离其真实位置,偏移量的大小和流场的折射率分布密切相关。在 BOS 系统中,背景图像和相机分别置于变折射率流场两侧,在有、无流场时采集背景图像,分别作为实验图像和参考图像,然后采用互相关算法测量背景图像上随机点的位移,进而分析流场的密度分布。BOS 技术有两种模式:PIV 模式和纹影模式,如图 1 所示,PIV 模式的配置相对简单,较为适用于户外全尺寸模型或真实流场的测量,如直升机螺旋桨周围流场、爆炸和射击等流场。该模式的缺点在于,CCD 相机采集背景图像时,大多数光线具有较大的发散角,经过较大的流场

范围,相应地降低了 BOS 的空间分辨率。相比之下,纹影模式配置较为复杂,比 PIV 模式多了一个凸透镜和光阑,凸透镜和 CCD 相机同光轴,光阑位于凸透镜的焦点位置。和 PIV 模式不同的是,纹影模式 BOS 系统中只有平行于凸透镜像光轴的光线才能透过光阑,因此空间分辨率较高^[13]。文中主要采用纹影模式 BOS 系统进行测量。

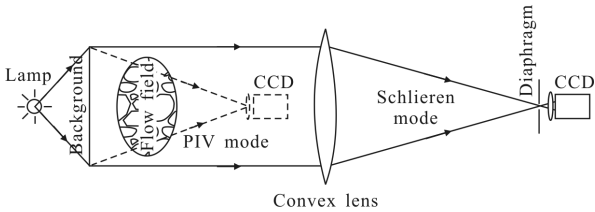


图 1 PIV 模式和纹影模式的 BOS 系统

Fig.1 Schematic diagram of two BOS setup model: PIV mode and schlieren mode

如图 2 所示, H 为背景图像和变折射率场中心之间的距离; W 为变折射率场的宽度; α_y 为自 A 点发出的光通过流场后的偏折角; Δy_A 和 Δy_B 分别为背景图像上 A 点和 B 点的虚拟偏移距离; S 为平行光波通过流场后的波前方向。根据 Malus 定律,垂直于波面的光线经过任意次折射和反射,从系统出射后,光线出射的波面必定与出射光线垂直。因此,图 2 中,波前方向 S 与 y 轴夹角的大小等于通过该点的光线透过流场后的偏折角 α_y 。

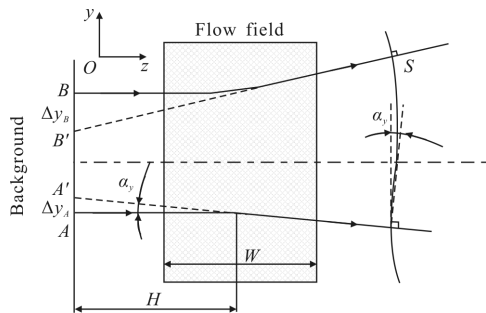


图 2 BOS-WS 系统原理图

Fig.2 Schematic diagram of BOS-WS system

在 $\frac{1}{2}W \leq H$ 的情况下,根据图 2 中的几何关系可得:

$$\begin{cases} \alpha_x = \frac{\Delta x}{H} \\ \alpha_y = \frac{\Delta y}{H} \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial OPL(x,y)}{\partial x} = -\alpha_x \\ \frac{\partial OPL(x,y)}{\partial y} = -\alpha_y \end{cases} \quad (2)$$

通过联立方程(1)、(2),可以利用适当的积分方法获取光程的分布。目前来看,积分方法主要有梯形积分算法、多项式拟合法、Southwell 算法等,其中,精度最高的算法为 Southwell 算法^[14],也是文中采用的波前计算方法。

1.2 实验装置

实验采用的超声速气膜模型,喷流马赫数为 $Ma=3.05$,模型主体宽度为 180 mm,全长 500 mm,超声速喷流出口缝宽 104 mm,缝高 4 mm,喷管出口下游安装长度为 270 mm,宽度与喷管出口宽度相同的光学玻璃,玻璃厚度为 20 mm。模型安装在实验舱内的天平机构上,通过天平可以实现模型在水平方向上的平移,以及垂直面上的小角度旋转,旋转控制精度在 $\pm 1'$ 范围内,并且可以在一定程度内实现上升和下降。模型安装如图 3 所示。



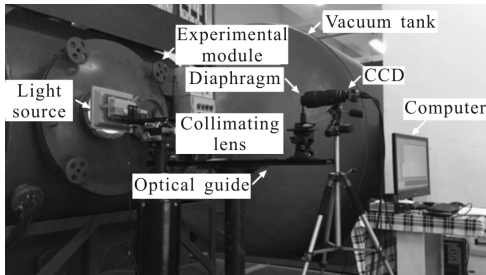
(a) 正面示意图 (b) 反面示意图
(a) Front diagram (b) Back diagram

图 3 模型安装示意图

Fig.3 Schematic of model setup

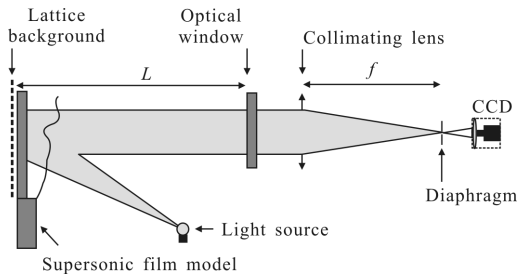
如图 3(b)所示,黑色管路为气源输入管路,整个气源系统包括压气机、最大承压 25 MPa 的高压气罐、减压阀(压力调节装置)以及截至阀(气路通断)。超声速气膜喷管上安装有两个 NS 系列压力传感器,一个量程为 2 MPa 用于测量喷管驻室总压,另一个量程为 0.2 MPa 用于测量喷管上部压力,即实验舱静压。实验舱静压的调节和维持主要通过真空系统来完成,真空系统由真空罐和真空泵组成,真空罐包括两个容积分别为 650 m³ 和 120 m³ 的独立真空罐,相互之间通过三根 300 mm 管道连接,真空泵主要用于真空罐内压力调节,真空罐与实验舱相连,以便实现对实验舱环境压力的调节,大容积的真空罐系统,有利于实验舱环境压力在实验过程中的相对稳定。

如图 4(b)为基于纹影模式 BOS 搭建的光学波前测试系统光路示意图。利用高亮度 LED 光源从实验舱一个窗口照射安装在无喷流一侧的光学玻璃平面后部的随机背景点阵,反射光通过实验舱另一个窗口,由于光阑放置在准直透镜的焦点处,所以只有平行于光轴的光线才能够穿过光阑进入 CCD。实验采用的准直透镜焦距 $f=1\ 000\ \text{mm}$,孔径 $d=72\ \text{mm}$,光阑实际使用透光孔径约 $5\ \text{mm}$,CCD 曝光时间为 $25\ \text{ms}$ 。背景图像和变折射率场中心之间的距离 $H=25\ \text{mm}$,背景距实验舱窗口距离 $L=500\ \text{mm}$ 。BOS 技术测试获取位移结果可达 $0.1\ \text{pixel}$ 的图像空间精度,对应实际空间精度约为 $0.003\ 8\ \text{mm}$,换算为光程,其精度可达 $5.9\times 10^{-4}\ \mu\text{m}$ 。



(a) 测试光路实物图

(a) Physical diagram of test optical path



(b) 测试系统光路示意图

(b) Schematic diagram of test optical path

图 4 实验测试光路示意图

Fig.4 Schematic of experimental test optical path

主要选取了八个状态进行实验测试,每个状态测试结果可以获得六十组波前数据。一个状态测试结束后,实验舱静压上升幅度小于 $1\ \text{kPa}$,并且在实验之前采集每组对应的背景,以消除因压差导致的实验舱光学玻璃变形影响。相关实验状态对应数据如表 1 所示。

表 1 中 P 代表实验舱静压; H 代表实验舱静压模拟大气压力时对应的海拔高度; P_0 代表喷流驻室

总压; Re 为雷诺数。

表 1 实验状态汇总表

Tab.1 Test status summary

State	P/kPa	H/km	P_0/MPa	Re/m^{-1}	$\rho/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$
1	1.0	31.0	0.04	0.308×10^7	0.035
2	3.0	23.8	0.10	0.771×10^7	0.088
3	5.03	20.5	0.20	1.541×10^7	0.176
4	11.0	15.5	0.43	3.313×10^7	0.378
5	20.1	11.5	0.80	6.164×10^7	0.704
6	29.86	9.2	1.18	9.092×10^7	1.038
7	36.09	7.9	1.43	11.02×10^7	1.258
8	41.87	7.0	1.65	12.71×10^7	1.451

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

式中: U 为喷流出口理论速度; ρ 为喷流出口理论密度; l 为单位尺度。可以通过理想气体状态方程以及等熵流动关系确定。

$$\rho = \rho_0 \left(RT_0 \times \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{1/\gamma-1} \right) \quad (4)$$

$$U = M \times \sqrt{\gamma RT_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)} \quad (5)$$

式中:喷流总温 $T_0=300\ \text{K}$,喷流马赫数 $Ma=3.05$; γ 表示比热比; R 为气体常数。

粘性系数 μ 可以利用苏世兰公式进行确定。

2 实验结果与分析

需要注意,基于公式(2)得到的 OPD 结果为相对 OPD,所以相比于 OPD 的绝对值而言,数值上可能偏小,但是不影响波前形状以及 OPD 的均方根值大小。由于文中构建的纹影模式 BOS 系统,通过对分别在有无测试流场情况下拍摄的两幅图像进行互相关计算,计算结果只反映两者光路之间的差异量,所以不需要考虑系统的影响,就省去了消除系统对波前畸变影响的这一环节。

这里仅以每个状态下的一组数据为例,通过 Southwell 算法获得的观测区域 OPD 分布示意图如图 5 所示,图中流向坐标 x 和展向坐标 y 分别利用喷缝高度 h 进行无量纲化处理。

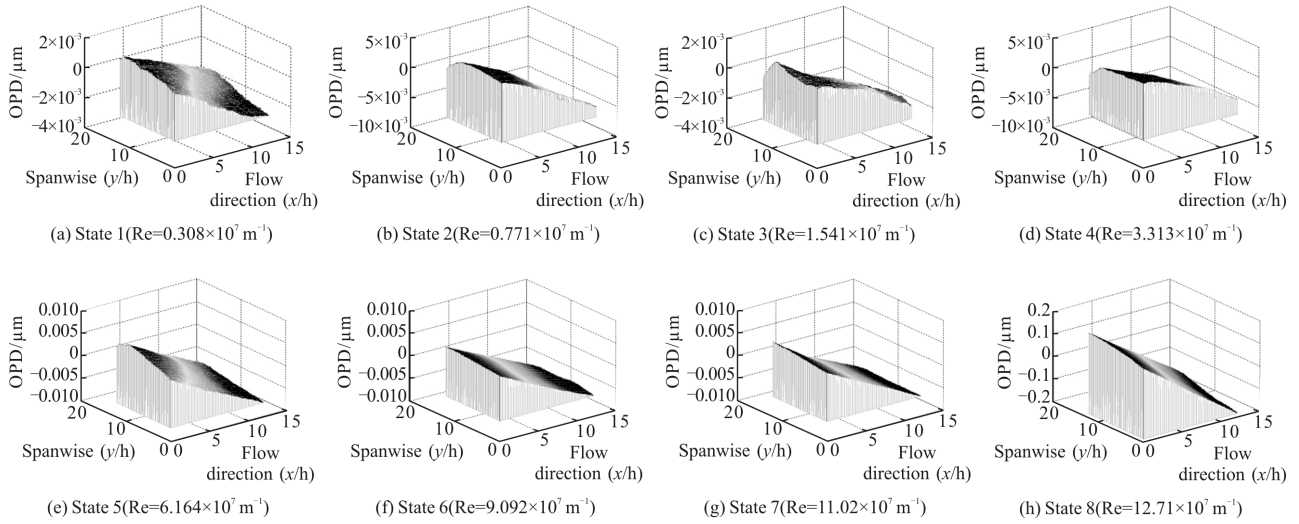


图 5 不同实验状态对应的 OPD 分布图(喷管出口高度 $h=4\text{ mm}$)

Fig.5 OPD distributions corresponding to different experiment conditions (Nozzle outlet height $h=4\text{ mm}$)

由于 CCD 相机曝光时间 25 ms 相对于超声速气膜流动的特征时间为大量, 流动中的一些脉动量受到时间平均的影响, 导致 OPD 分布的脉动特性减弱。OPD 分布波面的整体倾斜特征可以根据几何光学的折射模型进行解释, 在喷流出口静压与实验舱静压相等时, 由于喷流温度较低, 所以其密度要大于实验舱密度, 这种密度的差异在混合层界面上体现地更加明显, 受到时间平均作用的影响, 混合层界面演变成类似“斜劈”的折射率界面, 从而使得光线通过此界面后出现较为均匀的偏移, 反映在 OPD 上便是这种波面倾斜现象。随着实验舱静压的提高, 为了达到喷流出口压力匹配的目的, 喷流总压也不断提高, OPD 幅度绝对值逐渐变大。

SR 作为衡量成像质量的重要指标之一, 应用广泛。通常来讲, SR 可以通过大孔径近似进行较为精确地估算^[15]:

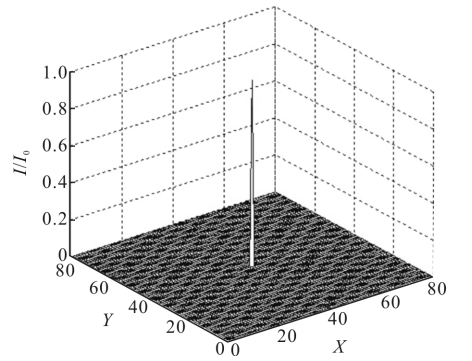
$$SR(OPD_{ms}) = 1 - \left(\frac{2\pi OPD_{ms}}{\lambda} \right)^2 + \dots = e^{-((2\pi/\lambda)OPD_{ms})^2} \quad (6)$$

大孔径近似的指数形式主要基于穿过孔径的光束满足高斯相位误差分布 (Gaussian phase error distribution), 与文中测量的长曝光结果不符。所以文中从 SR 的定义出发, 利用傅里叶变化方法获取。

$$SR = \frac{I}{I_0} = \frac{\left(\int \int e^{i(2\pi/\lambda)OPD} dx' dy' \right)^2}{\left(\int \int dx' dy' \right)^2} \quad (7)$$

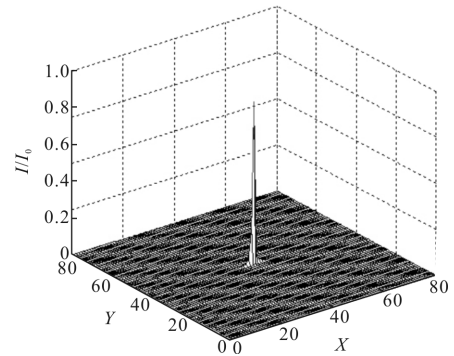
如图 6(a)所示为基于平面波前获取的 SR 分布,

图6(b)为基于状态 8 对应的一组波前结果获取的 SR 分布。



(a) 无畸变波前 SR 分布

(a) SR distribution of undistorted wavefront



(b) 畸变波前 SR 分布

(b) SR distribution of distorted wavefront

图 6 状态 8 对应的超声速气膜典型远场波前图像 (X 轴和 Y 轴以绝对长度为单位)

Fig.6 Far field of a typical wavefront image for supersonic film corresponding to condition 8 (X and Y axes are in arbitrary units of length)

实验舱主要模拟大气环境,即将实验舱压力对应于大气压力,那么根据大气参数表,可以获得大气压力对应的海拔高度。通过计算不同实验舱压力对应的海拔高度,可以构建不同高度下超声速气膜对应的 SR 变化曲线(见图 7)。上述结果表明,针对超声速气膜的气动光学效应而言,在海拔 10 km 以下,气动光学效应比较明显,高于 10 km 之后,气动光学效应的影响比较微弱。

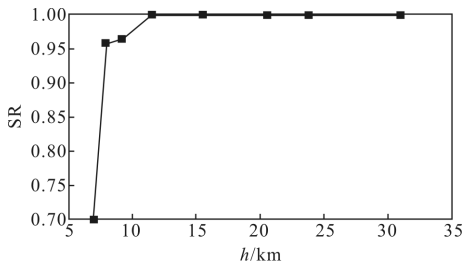


图 7 不同高度下 SR 值分布图

Fig.7 SR distributions under different height conditions

根据 Π 定理对与 OPD_{ms} 有关的流场物理变量进行量纲分析以找出相应的无量纲量,根据无量纲量进行流场模拟。已知与 OPD_{ms} 相关的物理量有: n 为折射率, ρ 为流场密度($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$), p 为压力($\text{kg}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-2}$), T 为温度(K), δ 为边界层厚度或流场特征长度(m), u 为速度($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$), λ 为波长(m), F 为气动力($\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$), μ 为粘性系数($\text{kg}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{s}^{-1}$), h 为比焓($\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}$), C 为比热容($\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)。从而有如下关系式:

$$\text{OPD}_{\text{ms}}=f(n, \rho, p, T, \delta, U, F, \mu, h, C_p) \quad (8)$$

选取 ρ, u, T, δ 为基本物理量,根据 Π 定理得出:

$$\frac{\text{OPD}_{\text{ms}}}{\delta}=f\left(Ma, \frac{\lambda}{\delta}, \frac{F}{p\delta^2}, \text{Re}, \frac{h}{p\delta^3}, \frac{C}{p/\rho T}\right) \quad (9)$$

从该式可知,若要得到目标流场的气动光学参数 OPD_{ms},只要在地面实验中保证上式中的无量纲量 $Ma, \frac{\lambda}{\delta}, \frac{F}{p\delta^2}, \text{Re}, \frac{h}{p\delta^3}, \frac{C}{p/\rho T}$ 与未知流场一致,则实验得到的 OPD_{ms} 结果可以通过流场特征长度 δ 相似得到。但是一般来讲地面模拟实验难以保证这几个无量纲量均能得到一致模拟,因此需要对这六个无量纲量分析不同流动条件下对气动光学效应的不同贡献,以进行不同程度的取舍,从而近似得到目标流场的气动光学参数。

文中通过创新性的实验设计,获取了八个不同雷诺数下的 OPD_{ms} 结果,如图 8 所示为不同雷诺数

下的 OPD_{ms} 分布及其幂函数拟合结果。

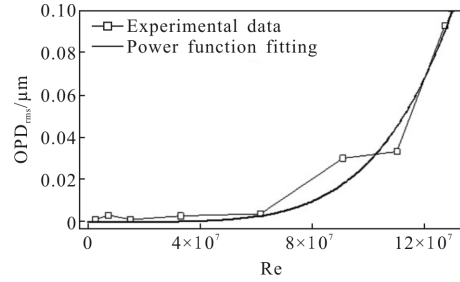


图 8 OPD_{ms} 关于雷诺数 Re 的变化曲线

Fig.8 OPD_{ms} vs Reynold number Re

拟合得到的幂函数为:

$$\text{OPD}_{\text{ms}}=6.822 \times 10^{-41} \times \text{Re}^{4.827} \quad (10)$$

由于文中实验的雷诺数主要受到密度值的影响,可以进一步获取关于密度对 OPD_{ms} 的影响,获取的结果如图 9 所示。

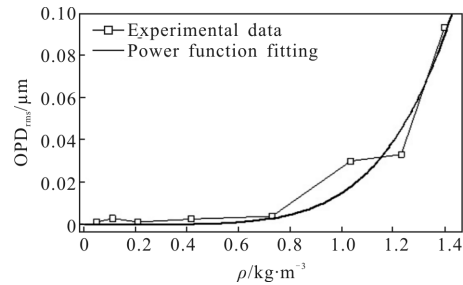


图 9 OPD_{ms} 关于密度 ρ 的变化曲线

Fig.9 OPD_{ms} vs ρ

拟合得到的幂函数为:

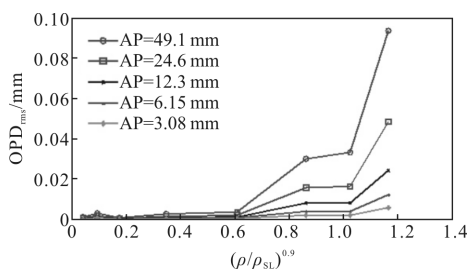
$$\text{OPD}_{\text{ms}}=0.0149 \times \rho^{5.363} \quad (11)$$

上述结果表明,雷诺数,在此处也可以说成密度对气动光学效应的影响较为明显,OPD_{ms} 随着雷诺数/密度呈现幂指数增长。由于实验测试的雷诺数范围有限,对于更高的雷诺数情况下是否继续满足此结论还有待进一步的探索。

针对纹影模式工作的 BOS-WS 技术而言,只有平行于光轴的光线才能到达 CCD 相机,即测量的结果具有远场特性。那么,通过确定视野中心位置,并以此为正方形观察孔的中心,通过选取不同的正方形边长,便可获取不同孔径的观察孔。文中选取了五个不同的 AP 值,分别为 49.1、24.6、12.3、6.15 mm 以及 3.08 mm。如图 10 所示为不同 AP 值对应的 OPD_{ms} 关于 $(\rho/\rho_{\text{SL}})^{0.9}$ 的变化曲线。

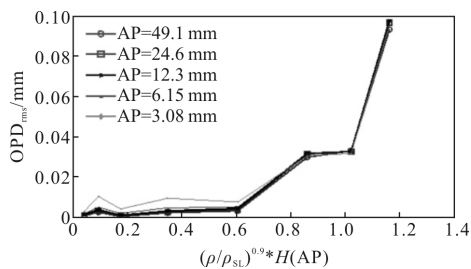
从图 10(a)中可以看出,随着 AP 的增加,OPD_{ms}

值不断增大,反之,通过减小 AP 值可以较为有效地减小小波前畸变,提高成像质量。在此利用孔径之比进行归一化处理,即横坐标添加孔径函数 $H(AP)$ 的影响,在此以 $AP=49.1\text{mm}$ 为基准 AP_0 。当将 $H(AP)=AP/AP_0$ 带入关系式时,发现如图 10(b)所示,可以将不同孔径的 OPD_{rms} 曲线转化为近似同一个曲线。当存在其他的 AP 值时,可以通过此关系对其 OPD_{rms} 分布进行估算。与此同时,这也说明观察孔径并不会对获取的规律产生影响。



(a) 未进行孔径归一化处理

(a) Aperture without normalization



(b) 孔径归一化处理

(b) Aperture with normalization

图 10 不同 AP 值对应的 OPD_{rms} 关于 $(\rho/\rho_{\text{sl}})^{0.9}$ 的变化曲线

Fig.10 Effect of $(\rho/\rho_{\text{sl}})^{0.9}$ on OPD_{rms} corresponding to different APs

3 结论

基于 Π 定理对超声速气膜气动光学效应的相似准则参数进行了推导研究,证实了雷诺数不仅是传统风洞实验的相似准则参数,也是气动光学地面风洞实验所必须的相似准则参数。

基于 BOS-WS 技术获取的大量的超声速气膜气动光学波前结果,通过计算不同状态下光程差对应的均方根值,获取了其于雷诺数之间的变化曲线,并通过函数拟合的方法,发现利用幂函数可以实现两者之间较好的拟合,从而获取了两者之间的函数关系式,由于文中实验构型的特殊性,不同状态对应

的喷流雷诺数实质上只有密度变量有关(其它决定雷诺数的量可当作常量),所以进一步获得了密度对光程差均方根值的影响曲线,同时获得了对应的幂函数关系式。通过对不同孔径下的测量结果进行对比和归一化处理可以发现,对于文中所研究的二维超声速气膜而言,观察孔径并不会对获取的规律产生影响。

与此同时,文中所研究的雷诺数范围仍旧有限,当雷诺数超出此范围的规律仍有待进一步的探索。

参考文献:

[1] Wang Naixiang, Xu Yulei, Shi Lei, et al. Analysis of the impact of windward and angle of attack to the flow field around the optical window on high Mach condition [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44 (4): 1267-1272. (in Chinese)
王乃祥, 徐钰蕾, 史磊, 等. 高马赫数飞行器迎风面与攻角对光学窗口周围流场的影响分析 [J]. 红外与激光工程, 2015, 44(4): 1267-1272.

[2] Zheng Yonghui, Sun Huayan, Zhao Yanzhong, et al. Fast aero-optical distortion simulation of the detection laser based on Zemax[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(S): 80-85. (in Chinese)
郑勇辉, 孙华燕, 赵延伸, 等. 基于 Zemax 的探测激光气动光学畸变快速仿真[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(S): 80-85.

[3] Meng Lixin, Zhao Dingxuan, Zhang Lizhong, et al. Boundary layer effect and compensation in airborne laser communication [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(12): 3231-3238. (in Chinese)
孟立新, 赵丁选, 张立中, 等. 机载激光通信中气动光学的影响及补偿[J]. 光学精密工程, 2014, 22(12): 3231-3238.

[4] Li Junshan, Fan Jingbo, Yang Yawei, et al. Blur identification algorithm to suppress parasitic ripples on infrared images[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(12): 3456-3464. (in Chinese)
李俊山, 樊景博, 杨亚威, 等. 抑制寄生波纹的红外图像降晰函数辨识算法[J]. 光学精密工程, 2015, 23(12): 3456-3464.

[5] Lin Xudong, Xue Dong, Liu Xinyue, et al. Current status and research development of the wavefront correctors of adaptive optics[J]. *Chinese Optics*, 2012, 5(4): 337-351. (in Chinese)
林旭东, 薛栋, 刘欣悦, 等. 自适应光学波前校正器技术发展现状[J]. 中国光学, 2012, 5(4): 337-351.

- [6] Wei Peifeng, Liu Xinyue, Lin Xudong, et al. Temporal simulation of atmospheric turbulence during adaptive optics system testing[J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(3): 371–377. (in Chinese)
卫沛锋, 刘欣悦, 林旭东, 等. 自适应光学系统测试中大气湍流的时域模拟[J]. *中国光学*, 2013, 6(3): 371–377.
- [7] Fitzgerald E J, Jumper E J. Scaling aero-optic aberrations due to propagation through compressible shear-layers [J]. *AIAA Paper*, 2002, 40(7): 1373–1381.
- [8] Gilbert K G. KC-135 aero-optical boundary-layer/shear-layer experiments [J]. *Nasa Sti/Recon Technical Report A*, 1982, 80: 306–324.
- [9] Craig J E, Rose W C. Laser propagation from airborne platforms –A review of aero-optics scaling [C]//American Institute of Aeronautics and Astronautics, Fluid Dynamics and Plasmadynamics and Lasers Conference, 18th, 1985: 108541.
- [10] Kelsall D. Optical measurements of degradation in aircraft boundary layers[C]//Electromagnetic Wave Propagation from Aircraft, 1980: 415–457.
- [11] Gordeyev S, Jumper E. Aero-optical effects of supersonic boundary layers[J]. *AIAA Paper*, 2012, 50(3): 682–690.
- [12] 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.
- [13] Ding Haolin, Yi Shihe, Fu Jia, et al. Experimental investigation of aero-optical effect due to supersonic turbulent boundary layer [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(10): 1018007. (in Chinese)
丁浩林, 易仕和, 付佳, 等. 超声速湍流边界层气动光学效应的实验研究[J]. *红外与激光工程*, 2016, 45(10): 1018007.
- [14] Bichal A, Thurov B S. On the application of background oriented schlieren for wavefront sensing [J]. *Measurement Science and Technology*, 2014, 25(1): 015001.
- [15] Ross T S. Limitation and applicability of the maréchal approximation[J]. *Applied Optics*, 2009, 48(10): 1812–1818.