Aug. 25 2017 Vol. 38 No. 8
ISSN 1000-6893 CN 11-1929/V

http://hkxb.buaa.edu.cn hkxb@buaa.edu.cn

DOI: 10.7527/S1000-6893.2017.120989

高速复杂流动结构的视频测量

张征宇[1,2,*], 王显圣[1], 黄叙辉[1], 周润[1], 茆骥[2]

1. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 绵阳 621000
2. 西南科技大学 信息工程学院, 绵阳 621000

摘 要: 为了定量显示空腔高速复杂流动结构,采用均布的小圆点作为背景纹影(BOS)的背景点,利用视频测量(VM)成熟的小圆点图像定位与匹配技术,克服了现有图像互相关技术对BOS的限制;推导非平行光穿过流场的偏折位移/角计算公式,基于VM的共线方程,准确计算从背景点到相机摄影中心的光束穿过流场产生的偏折位移场和光程差场(OPD)。FL-21风洞的某空腔高速(马赫数为0.6~2.0)复杂流动结构的视频测量结果表明:本方法可清楚分辨出亚微米量级的光程差差异与微弧度量级的偏折角差异,定量显示空腔高速流动产生的波/涡/剪切层的位置、强弱及其相互关系,为复杂流动结构与气动光学效应的测量与显示提供新的途径,其光路简单、无需价格昂贵的相干光源,具有应用前景。

关键词: 气动光学; 视频测量; 流动显示; 纹影; 风洞试验; 成像检测

中图分类号: V211.7 **文献标识码**: A **文章编号**: 1000-6893(2017)08-120989-10

武器内埋是先进作战飞行器的一个重要技术特征与发展方向[1-4]。在内埋武器的投放分离过程中,弹舱将演变成(带舱门)大尺度空腔。高速条件下(马赫数:$0.6\leqslant Ma\leqslant 2.0$),大尺度空腔绕流不可避免地会出现流动分离、剪切层不稳定、波/涡/剪切层干扰等高度非定常/非线性复杂流动现象,在特定条件下还会出现流激振荡和声腔共鸣现象,产生强烈的气动噪声[1-9]。而流动显示与测量技术可使空腔的绕流过程可视化,从而为揭示空腔高速复杂流动/振动/噪声耦合机理提供依据。

由于空腔高速复杂流动中存在波/涡/剪切层耦合现象,同时空腔内外流动速度差异极大,因此,目前高速纹影是观测空腔高速复杂流动现象的主要手段[1,5-10]。但如图1所示[9],在实际应用中现有高速纹影难以提供定量的结果,原因为影响纹影图像灰度的因素很多,如光源强度、玻璃透射率、测试区厚度等,建立图像与待测物理量之间的定量关系困难[11]。

为此,背景纹影(BOS)技术在传统纹影原理的基础上,融入了粒子图像测速(PIV)的粒子示

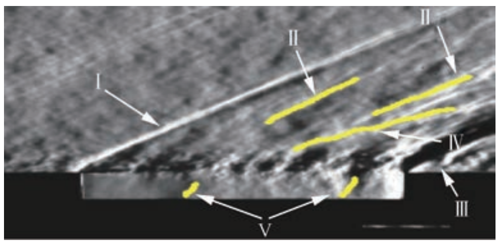


图1 空腔流动的纹影图像[9]

Fig. 1 Schlieren image of a cavity flow[9]

收稿日期: 2016-11-24; **退修日期**: 2017-01-18; **录用日期**: 2017-02-13; **网络出版时间**: 2017-03-01 09:13
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20170301.0913.006.html
基金项目: 国家自然科学基金 (51475453, 11472297)
* **通讯作者**. E-mail: zzyxjd@163.com

引用格式: 张征宇, 王显圣, 黄叙辉, 等. 高速复杂流动结构的视频测量[J]. 航空学报, 2017, 38(8): 120989. ZHANG Z Y, WANG X S, HUANG X H, et al. Videogrammetry measurement for high-speed complex flow structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(8): 120989.

踪与图像技术,可定量给定光线穿过流场的光线偏折位移,避免环境光或者测量流场自发光对测量结果的影响,不仅成本低,且无透镜或反射镜对测量范围的限制[12-20]。图 2 为美国 15 in (1 in=25.4 mm) 马赫数 6 高温风洞的 BOS 结果[13]。

现有的平行光偏折角计算公式不适用于图 3 的 BOS 光路。如图 3 所示,背景点所在平面到相机摄影中心 O 的距离为 u,到流场中心的距离为 b,对于给定背景点 A,从点 A 出发到 O 的光线 $\overrightarrow{AO}$,在 CCD 上成像点为 a,与 z 轴夹角为 $\gamma_y^{(i,j)}$,与流场中心的交点为 B,f 为焦距;当有气流扰动时,$\overrightarrow{AO}$ 在 CCD 上成像点为 a',点 a' 对应的背景点为 A',$\overrightarrow{A'O}$ 与 $\overrightarrow{AO}$ 夹角为 $\theta_y^{(i,j)}$,$\overrightarrow{A'O}$ 与 $\overrightarrow{A'B}$ 夹角为 $\alpha_y^{(i,j)}$,$\Delta Y^{(i,j)}$ 与 $\Delta y^{(i,j)}$ 分别为点 $A'(a')$ 与点 $A(a)$ 的 y 坐标差。显然 $\overrightarrow{AO}$ 与 z 轴不平行,用平行光的偏折角计算式:

$$\varepsilon_y^{(i,j)} = \arctan(\Delta Y^{(i,j)}/b) \approx \Delta Y^{(i,j)}/b \tag{1}$$

获得 $\overrightarrow{AO}$ 在 yOz 平面上的偏折角 $\varepsilon_y^{(i,j)}$ 存在误差,尤其是背景斑点 A 距离 z 轴越远,$\varepsilon_y^{(i,j)}$ 的误差越大。

另一方面,采用 PIV 技术求取背景斑点在成像平面的光线偏折位移,须通过求取迭代查询窗口的互相关性,获得整个窗口的位移变化量,因此,获得的并非给定点位置的光偏折位移[17]。图像互相关窗口的大小对现有 BOS 的精度影响大:窗口选择越小,越能代表窗口中点的位移情况,但窗口过小会导致窗口的特征值过少,可能产生多个难以分辨的峰值,得不到正确结果,而窗口选择过大,又会降低偏移量的精度[16-17]。尤其是当流动变化剧烈时,如光束穿过超声速激波时,激波处的背景斑点偏折位移突变幅度大,PIV 图像互相关窗口法求取偏移量则会因图像变化剧烈而失败,鲁棒性差[16,19]。

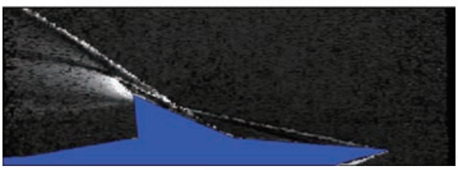


图 2　起皱铝箔的 BOS 结果[13]

Fig. 2　BOS result with a crumpled aluminum foil background[13]

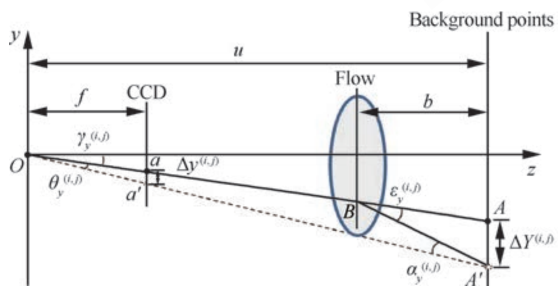


图 3　基于视频测量(VM)的 BOS 原理

Fig. 3　Principle of BOS based on videogrammetry measurement (VM)

为此,本文将视频测量技术与 BOS 光路结合,采用均布的小圆点作为背景,利用 VM 成熟的圆形标记点图像技术,使小圆点定位精度达到 0.02 像素[21-22];另一方面,推导非平行光的偏折角计算公式,通过 VM 的共线方程,准确计算从背景点出发到相机摄影中心(即入瞳中心)的光束穿过流场在背景板上产生的偏折位移,定量显示复杂流动结构。

1　基于视频测量的定量背景纹影

1.1　测量原理

如图 3 所示,背景板上设置黑底白圆点或白底黑圆点,小圆点的行列间隔相等(便于制作背景板),一般将背景板与图中的 $\overrightarrow{Oz}$ 轴垂直。

无流动时,在图 3 所示坐标系下,先利用背景板上行列均布的圆形点坐标,基于成熟的视频测量标定方法(如基于共线方程的相机标定方法[21-25] 和基于共面方程的相机标定方法[26-27] 等),标定相机在图 3 所示坐标系下的位姿参数 $(X_s, Y_s, Z_s, \varphi, \omega, \kappa)$ 以及内参数。

当有流动时,用相机拍摄背景板时序图像。对于 t 时刻拍摄的背景板图像,给定点 A 的偏折位移与偏折角的计算公式推导如下。

如图 3 所示,由于流动造成光线 $\overrightarrow{AO}$ 发生偏折,设点 A 在 t 时刻相机 CCD 上的偏折成像点为 a',$\overrightarrow{Oa'}$ 与背景板的交点为 A'(即 A 因产生光偏折现象在背景板上的偏折位置)。可利用共线方程计算点 A' 的 (X,Y) 坐标值。共线方程描述了相机、背景圆点及其像点的数学模型,表达式为

$$\begin{cases} x+f\dfrac{a_1(X-X_s)+b_1(Y-Y_s)+c_1(Z-Z_s)}{a_3(X-X_s)+b_3(Y-Y_s)+c_3(Z-Z_s)}=x_0 \\ y+f\dfrac{a_2(X-X_s)+b_2(Y-Y_s)+c_2(Z-Z_s)}{a_3(X-X_s)+b_3(Y-Y_s)+c_3(Z-Z_s)}=y_0 \end{cases} \tag{2}$$

式中：(x_0, y_0)为相机像平面中心；(x, y)为待测点的像平面坐标；(X, Y, Z)为待测点在图 3 所示坐标系下的三维坐标，$\{a_1, a_2, a_3, b_1, b_2, b_3, c_1, c_2, c_3\}$为相机姿态角$(\varphi, \omega, \kappa)$所组成的旋转矩阵 $\boldsymbol{R}$ 中的 9 个方向余弦。

由于相机的位姿参数、点 a'的像平面坐标以及点 A'的 z 坐标值(即为背景板在 z 轴上的垂直安装位置)已知，可由式(2)求出点 A'的 x 与 y 轴坐标值($X_{A'}^{(i,j)}$与 $Y_{A'}^{(i,j)}$)。所以，对于背景板上第 i 行第 j 列的圆形点 A，在 x 与 y 轴方向的偏折位移为

$$\Delta X^{(i,j)} = X_{A'}^{(i,j)} - X_A^{(i,j)} \tag{3}$$

$$\Delta Y^{(i,j)} = Y_{A'}^{(i,j)} - Y_A^{(i,j)} \tag{4}$$

点 A 在 x 与 y 轴方向的偏折角为

$$\varepsilon_x^{(i,j)} = \arctan\left(\frac{\Delta X^{(i,j)}}{b + b\tan^2\gamma_x^{(i,j)} + \Delta X^{(i,j)}\tan\gamma_x^{(i,j)}}\right) \tag{5}$$

$$\varepsilon_y^{(i,j)} = \arctan\left(\frac{\Delta Y^{(i,j)}}{b + b\tan^2\gamma_y^{(i,j)} + \Delta Y^{(i,j)}\tan\gamma_y^{(i,j)}}\right) \tag{6}$$

$$\gamma_{x^{(i,j)}} = \arctan\left(\frac{x^{(i,j)}}{f}\right) \tag{7}$$

$$\gamma_{y^{(i,j)}} = \arctan\left(\frac{y^{(i,j)}}{f}\right) \tag{8}$$

式中：$x^{(i,j)}$和 $y^{(i,j)}$为图 3 中点 A 在相机上的成像圆点 a 的像平面坐标。

1.2 灵敏度

通过调整流场中心与背景板间的距离 b，缩放背景板上圆点偏折位移，以便调整基于视频测量的定量背景纹影的灵敏度。其中 t 时刻拍摄的背景板图像上给定点 A 的偏折位移随 b 缩放的计算式为

$$\Delta X^{(i,j)} = b\frac{1+\tan^2\gamma_x^{(i,j)}}{1-\tan\varepsilon_x^{(i,j)}\tan\gamma_x^{(i,j)}}\tan\varepsilon_x^{(i,j)} \tag{9}$$

$$\Delta Y^{(i,j)} = b\frac{1+\tan^2\gamma_y^{(i,j)}}{1-\tan\varepsilon_y^{(i,j)}\tan\gamma_y^{(i,j)}}\tan\varepsilon_y^{(i,j)} \tag{10}$$

从式(9)和式(10)可知，按照图 3 的几何关系，点 A 的偏折位移和 b 成正比，即在成像系统分辨率固定的情况下，可通过增大流场中心与背景的距离，来扩大 $\Delta X^{(i,j)}$和 $\Delta Y^{(i,j)}$，使圆点 a 在像平面上的偏移量 $\Delta x^{(i,j)}$和 $\Delta y^{(i,j)}$增大，CCD 上表征该偏移量的像素随之增加，进而提高测量精准度，以确保偏折角 $\varepsilon_x^{(i,j)}$ 和 $\varepsilon_y^{(i,j)}$ 的测量精准度。

2 测量试验

2.1 风洞测量试验

按图 3 所示原理，在中国空气动力研究与发展中心(CARDC)的 FL-21 风洞，搭建测试系统。其中，相机为 Mikrotron 25CXP-6，分辨率为 2 500 万像素，每像素为 4.5 μm，镜头焦距为35 mm，曝光时间为 1 μs；背景板到 FL-21 风洞流场中心的距离 b 为 670 mm，背景板为边长 1.2 m 的正方形，上面均布直径为 3 mm 的黑底白圆点，白圆点的行列间隔均为 3 mm。试验模型如图 4 所示。

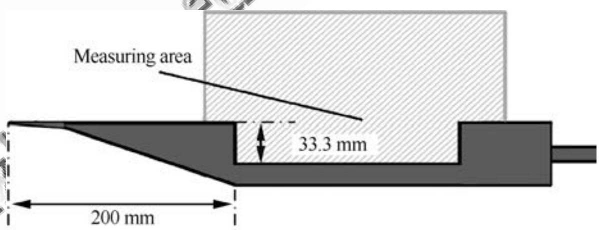


图 4 某空腔风洞试验模型(长深比为 6)

Fig. 4 Test model of a cavity wind tunnel with length to depth ratio being 6

在风洞启动前，先基于背景板上行列均布的圆形点坐标，采用前述标定方法，得到相机在如图 3 所示坐标系的位姿参数，以及相机成像系统的畸变系数，得到 u=2 700 mm。

2.1.1 测量精度

如图 3 所示，偏折角的测量不确定度来源于背景圆点图像中心定位的不确定度。

本试验采用文献[21-22]的小圆点图像点定位方法，其定位精度优于 0.02 像素，可得 CCD 上给定点 a 的定位精度为 0.09 μm，按照本文试验

条件,代入式(2),可得背景上点 A 偏折位移测量精度为 4.89 μm。由式(5)与式(6)可得偏折角精度与偏折位移精度的传递函数为

$$E_{\varepsilon_x}=\left|\frac{b\tan^2\gamma_x+\Delta X\tan\gamma_x+b-\Delta X\tan\gamma_x}{(b\tan^2\gamma_x+\Delta X\tan\gamma_x+b)^2+\Delta X^2}\right|E_{\Delta x}\tag{11}$$

$$E_{\varepsilon_y}=\left|\frac{b\tan^2\gamma_y+\Delta Y\tan\gamma_y+b-\Delta Y\tan\gamma_y}{(b\tan^2\gamma_y+\Delta Y\tan\gamma_y+b)^2+\Delta Y^2}\right|E_{\Delta y}\tag{12}$$

式中:E_{ε_x} 和 E_{ε_y} 分别为 x 和 y 轴方向的偏折角精度;$E_{\Delta x}$ 和 $E_{\Delta y}$ 分别为 x 和 y 轴方向的偏折位移精度。将 4.89 μm 代入式(11)与式(12),可得点 A 的偏折角精度≤5 μrad。

2.1.2　测量结果

FL-21 风洞吹风时,拍摄背景板时序图像,利用式(2)~式(4),算出背景板上各点在 CCD 上的偏折位移场如图 5 所示,图中线段长短表示偏折

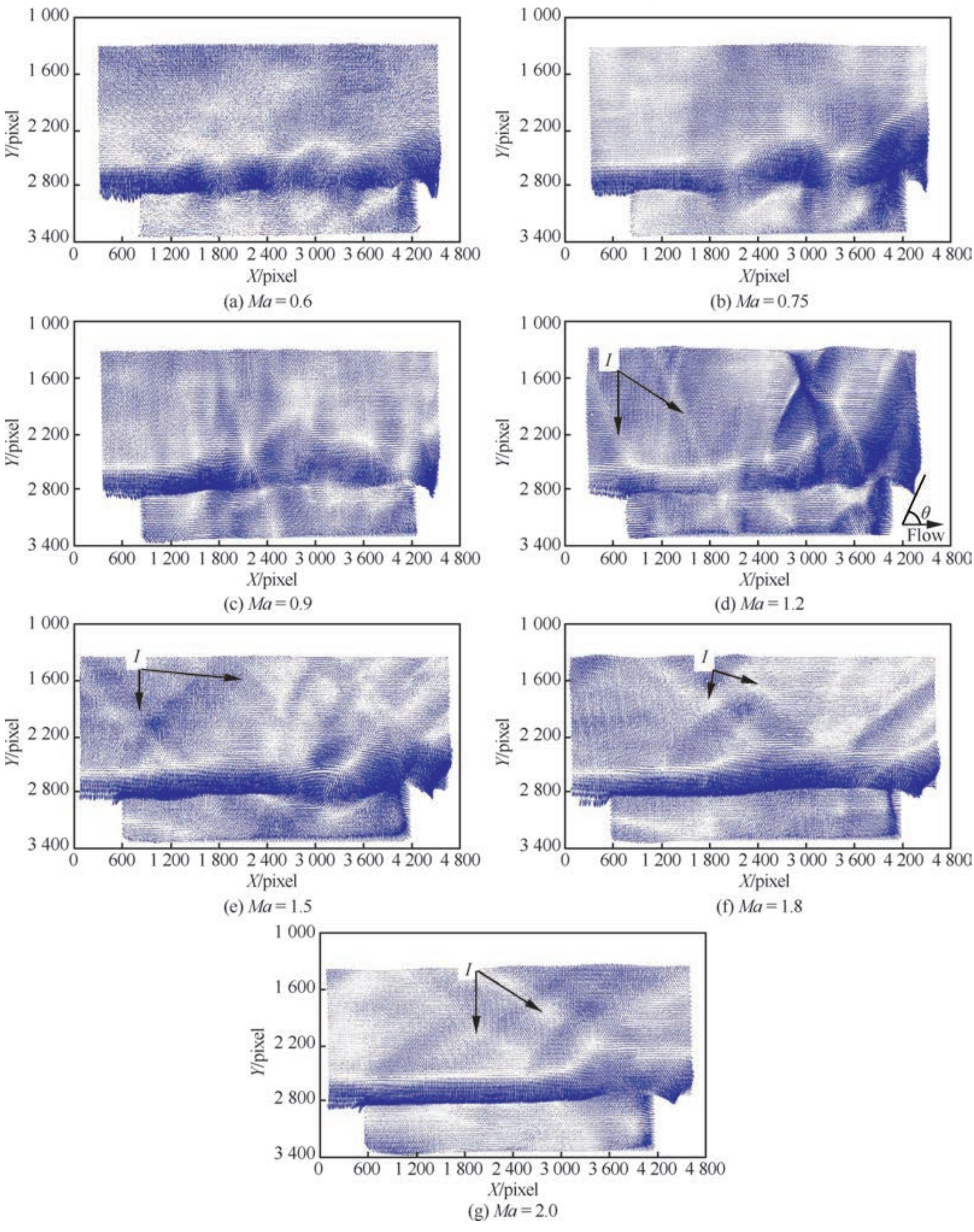
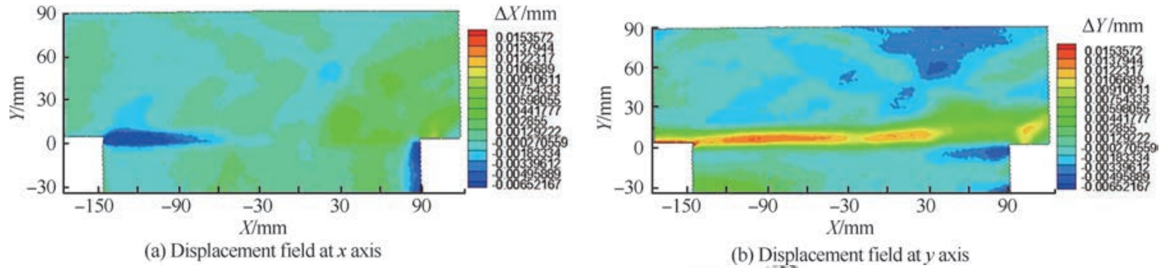


图 5　空腔高速流动诱发的偏折位移场

Fig. 5　Refraction displacement field generated by high speed cavity flow

位移大小(单位为像素),而箭头指向密度增大的方向。图 6 为 $Ma=2.0$ 时,背景板上各点的偏折位移场 ΔX 和 ΔY。

从图 5 可以发现:① 剪切层持续有间隔地脱出涡,随 Ma 增加,剪切层内涡脱落开始的位置逐渐向右移,即向空腔后部移动;② 随 Ma 增加,剪切层的稳定性随之增强,在图 7 中的剪切层形状与幅值(即颜色)上清晰显示了该现象;③ 空腔后

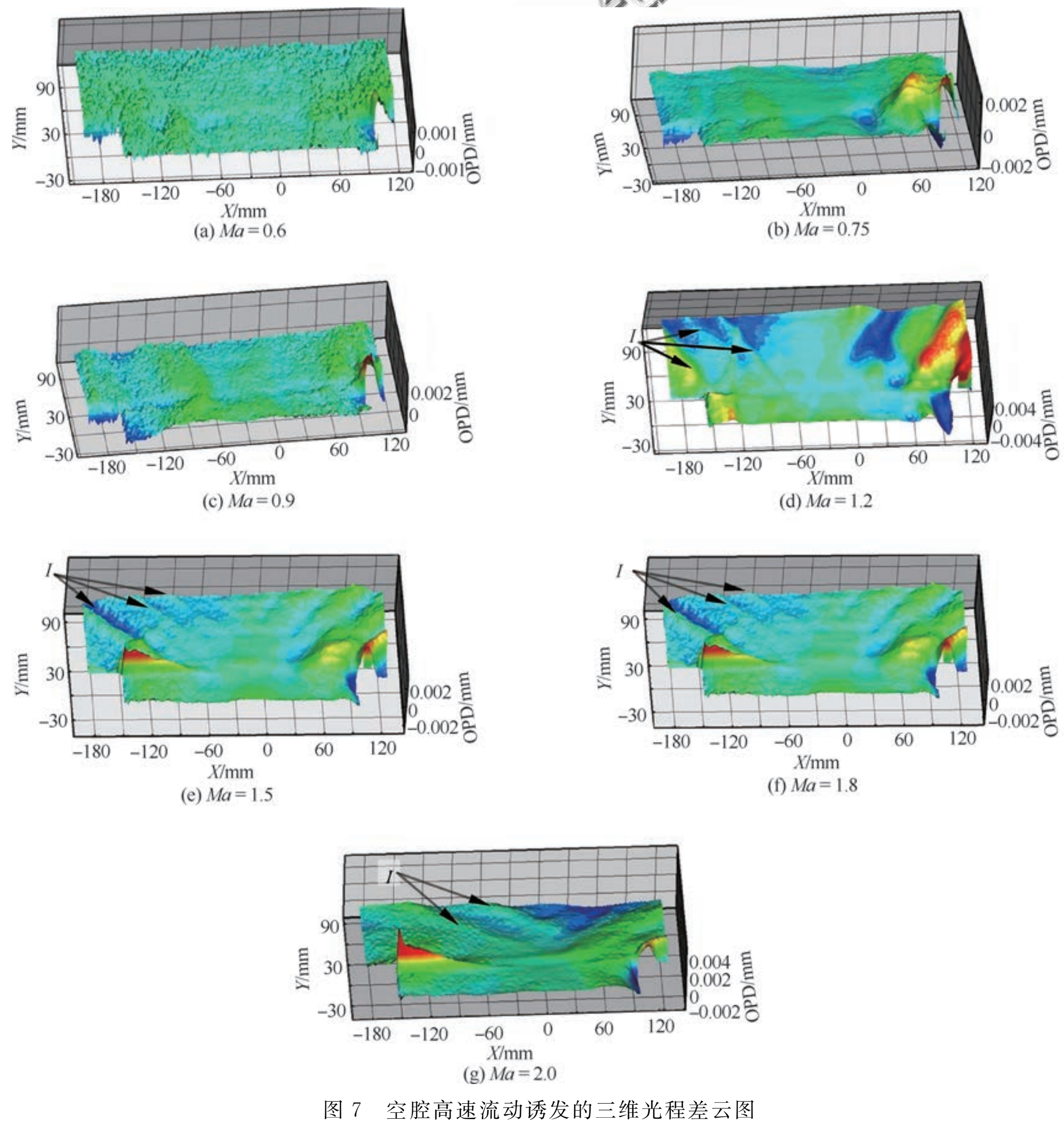


(a) Displacement field at x axis

(b) Displacement field at y axis

图 6　偏折位移场(背景板处 $Ma=2.0$)

Fig. 6　Refraction displacement field (background $Ma=2.0$)



(a) $Ma=0.6$

(b) $Ma=0.75$

(c) $Ma=0.9$

(d) $Ma=1.2$

(e) $Ma=1.5$

(f) $Ma=1.8$

(g) $Ma=2.0$

图 7　空腔高速流动诱发的三维光程差云图

Fig. 7　3D OPD contours generated by high speed cavity flow

壁区域与剪切层脱出的涡撞击能量，随 Ma 增加而增大，在 $Ma=1.2$ 时达到最大，超过 1.2 后，因剪切层的稳定性增加（涡脱出现象较 $Ma=0.6$ 和 0.75 明显减弱），撞击能量有所减弱，辐射波强度也随之逐渐减弱，表明空腔后壁区域撞击能量既与主流能量相关，也与剪切层稳定性相关。

通过测得的偏折角，利用文献[16-17,19]中的光程差（OPD）计算公式，可以得到空腔高速流动诱发的光程差，如图 7 所示，更利于观测空腔高速复杂流动结构。

同时，本文方法也清晰捕捉到风洞洞壁干扰所致的噪波，如图 5 与图 7 中的 I 类波。

剪切层脱出的涡撞击空腔后壁区域，释放能量，产生波，其流动结构在图 5 和图 7 中呈现高密度/低密度区域交替现象；波的强度随 Ma 增加，至 $Ma=1.2$ 时达到最大，图 7(d) 中空腔后缘附近红色区域最大；Ma 超过 1.2 后由于剪切层的稳定性增加，没有明显的涡脱出，辐射波强度有所减弱，导致空腔后缘附近区域在图 7(f) 和图 7(g) 中凹凸幅度逐渐减小。

图 5 和图 7 联合显示：涡撞击空腔后壁区域所释放的能量越大，则波与来流夹角 θ（见图 5(d)）越大；从图中可以看出，波具有向上游传递的特性，并与剪切层相互作用，是否具有周期性尚需下一步工作验证。

Ma 分别为 0.75、1.2 和 1.5 时的偏折角测量结果如图 8 所示，从中可清晰分辨微弧度量级的偏折角差异；图 8(b)、图 8(d) 和图 8(f) 显示，y 轴方向偏折现象主要由剪切层诱发，随 Ma 增加 y 轴方向的偏折角随之增大；图 8(a)、图 8(c) 和图 8(e) 显示 x 轴方向偏折现象主要由剪切层脱出涡或剪切层与波的作用所诱发。

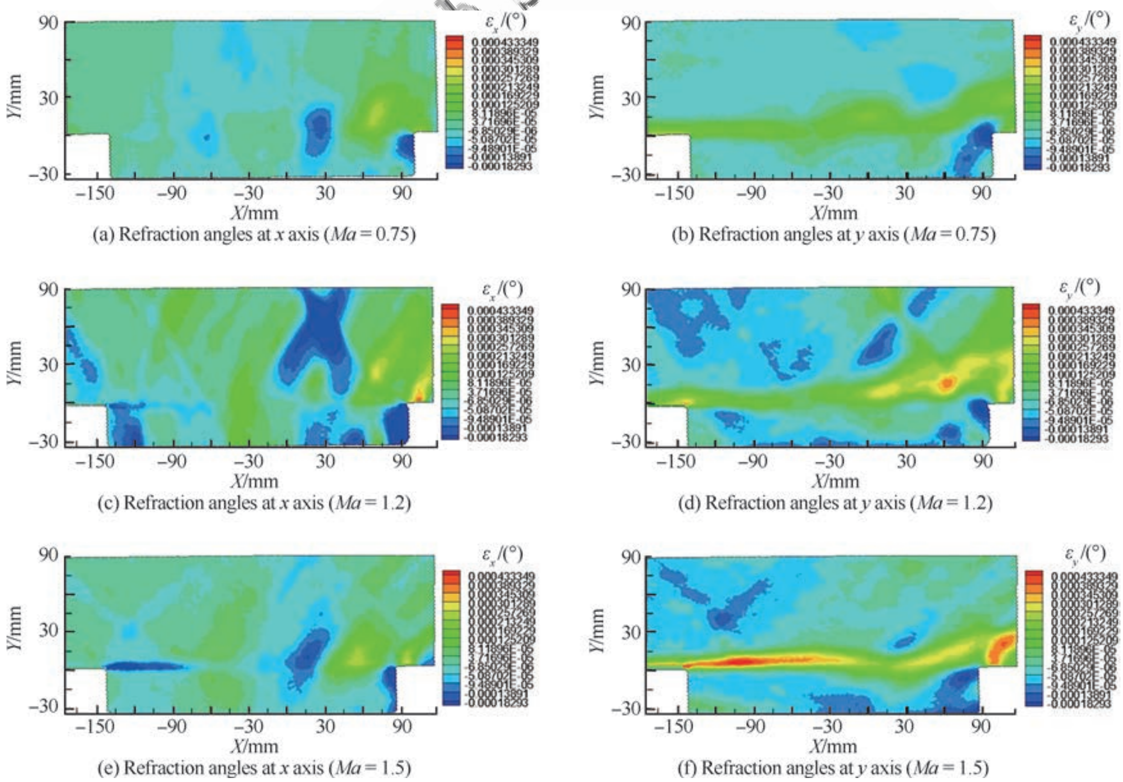


图 8　空腔高速流动诱发的偏折角云图（长深比为 6）

Fig. 8　Refraction angles contours generated by high speed cavity flow with length to depth ratio being 6

本次测量试验发现：FL-21 风洞在超声速时其洞壁干扰所致的噪波强度，已达到空腔前缘诱发波的强度，其对空腔前缘的流动影响不能忽视，因此，将进一步开展试验研究，尽可能消除噪波对空腔超声速流动的影响。

2.2　热射流测量试验

按图 3 所示原理，搭建电吹风产生的热射流

测量试验系统。其中，相机为大恒 MER-200-20UC，空间分辨率为 1 600 像素×1 200 像素，快门时间为 1 ms，采用 25 mm 定焦镜头，背景板与热射流中心距离 b 为分别设定为 900，1 200，1 500 mm，以便试验验证本文式(9)和式(10)表征的光偏折位移与光偏折角的关系。图 9 为识别背景圆点的软件界面。

图 10～图 12 为测得的偏折位移场，定量显示了电吹风产生的热射流的流动结构，由于热射流在 y 轴方向的密度变化较 x 轴剧烈，所以图中 y 轴方向偏折位移明显；结合表 1 中的数据可以发现：b 从 900 mm 增加到 1 500 mm，x 和 y 轴上的最大偏折角 Max ε_x 和 Max ε_y 变化不大，而 Max ΔY 和 Max ΔX 随 b 增大明显增大；x 和 y 轴上的最小偏折角 Min ε_x 和 Min ε_y 同样变化不大，而 Min ΔX 和 Min ΔY 则随 b 增大明显减小，这与本文推导的式(9)和式(10)的结果一致，即在成像系统分辨率固定的情况下，通过增大流场中心与背景的距离 b，可提高系统的灵敏度，确保偏折位移的测量精度。

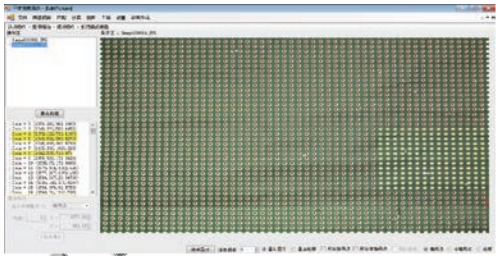


图 9　识别背景圆点的软件界面

Fig. 9　Software interface of background circle point recognition

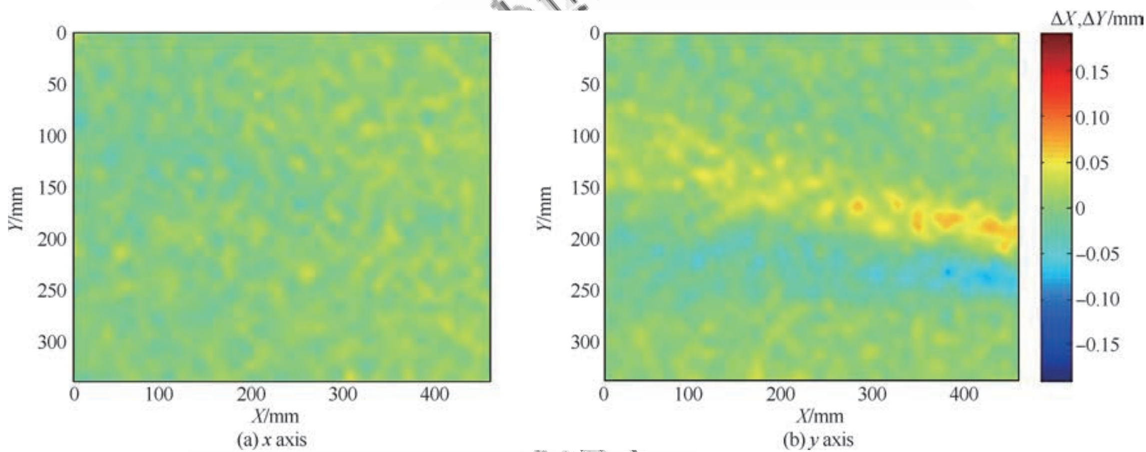


图 10　偏折位移场云图(b=900 mm)

Fig. 10　Refraction displacement field contours (b =900 mm)

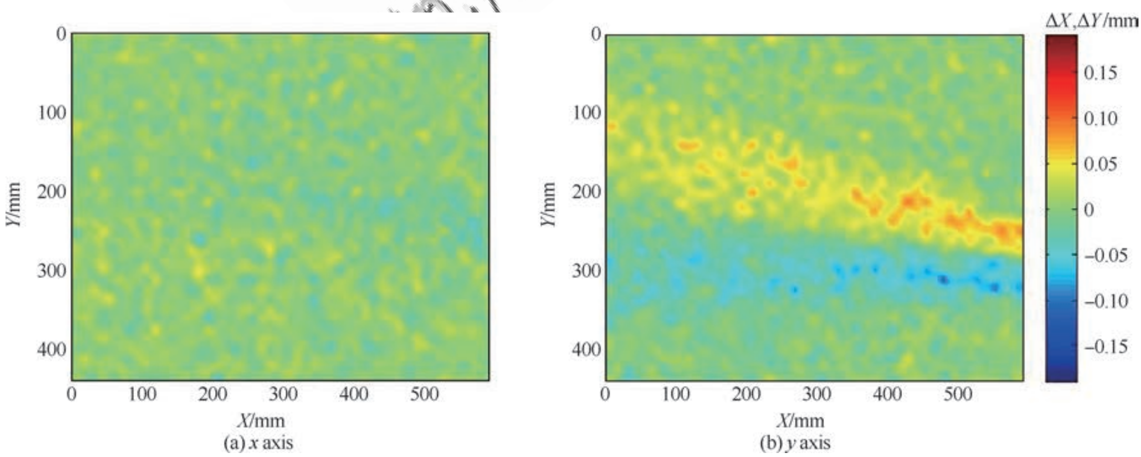


图 11　偏折位移场云图(b=1 200 mm)

Fig. 11　Refraction displacement field contours (b=1 200 mm)

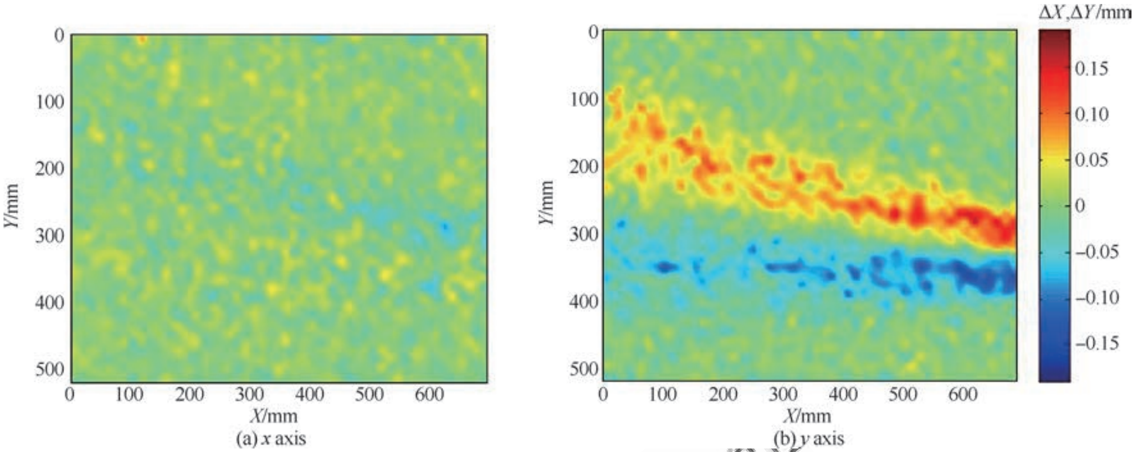


图 12 偏折位移场云图(b=1 500 mm)

Fig. 12 Refraction displacement field contours (b=1 500 mm)

表 1 偏折位移/偏折角与 b 的关系

Table 1 Relationship between b and refraction displacement/refraction angle

b/mm	900	1 200	1 500
Min ΔX/mm	−0.040 77	−0.056 11	−0.071 21
Min ε_x/(°)	−0.000 9	−0.000 94	−0.000 95
Max ΔX/mm	0.041 561	0.047 317	0.050 625
Max ε_x/(°)	0.000 996	0.000 988	0.000 985
Min ΔY/mm	−0.085	−0.108 57	−0.131 14
Min ε_y/(°)	−0.001 21	−0.001 29	−0.001 3
Max ΔY/mm	0.069 377	0.095 925	0.122 419
Max ε_y/(°)	0.001 652	0.001 662	0.001 604

3 结 论

本文推导了非平行光的偏折位移、偏折角及其灵敏度计算公式,可准确计算从背景点出发到相机摄影中心的光束穿过流场产生的偏折位移场/偏折角场。

本文方法的偏折位移测量精度可达 4.89 μm,偏折角测量精度可达 5 μrad,FL-21 风洞的空腔高速(0.6≤Ma≤2.0)复杂流动结构的测量结果表明:本方法可以清楚分辨出亚微米量级的光程差差异与微弧度量级的偏折角差异,定量显示空腔高速流动产生的波/涡/剪切层的位置、强弱及其相互作用关系。

本文方法为复杂流动结构与气动光学效应的测量与显示提供新的途径;其光路简单、无需使用价格昂贵的相干光源,因此,具有应用前景。

参 考 文 献

[1] MERRICK J D, REEDER M F. Cavity-store interaction under supersonic free stream conditions: AIAA-2015-3017[R]. Reston, VA: AIAA, 2015.

[2] 吴继飞. 内埋武器舱系统气动特性研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2012.
WU J F. Investigation on aerodynamic characteristics of internal weapons bay system[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2012 (in Chinese).

[3] 宋文成, 李玉军, 冯强. 武器舱气动噪声主动流动控制技术风洞试验研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(1): 33-39.
SONG W C, LI Y J, FENG Q. Wind tunnel test research on weapon bay cavity active flow control for acoustic[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(1): 33-39 (in Chinese).

[4] MORTON M. Certification of the F-22 advanced tactical fighter for high cycle and sonic fatigue: AIAA-2007-1766[R]. Reston, VA: AIAA, 2007.

[5] SARPOTDAR S, PANICKAR P, RAMAN G. Cavity tone suppression using a rod in cross flow investigation of shear layer stability mechanism: AIAA-2009-0700[R]. Reston, VA: AIAA, 2009.

[6] HANDA T, MIYACHI H, KAKUNO H, et al. Modeling of a feedback mechanism in supersonic deep-cavity flows[J]. AIAA Journal, 2015, 53(2): 420-425.

[7] HANDA T, MIYACHI H, KAKUNO H, et al. Generation and propagation of pressure waves in supersonic deep-cavity flows[J]. Experiments in Fluids, 2012, 53(6):

1855-1866.
[8] SCHMIT R F, SEMMELMAYER F, HAVERKAMP M, et al. Fourier analysis of high speed shadowgraph images around a Mach 1. 5 cavity flow field: AIAA-2011-3961 [R]. Reston, VA: AIAA, 2011.
[9] MOON S J, GAI S L, KLEINE H H, et al. Supersonic flow over straight shallow cavities including leading and trailing edge modifications: AIAA-2010-4687 [R]. Reston, VA: AIAA, 2010.
[10] KÄHLER C J, ASTARITA T, VLACHOS P P, et al. Main results of the 4th international PIV challenge[J]. Experiments in Fluids, 2016, 57(6): 97.
[11] 孟晟，杨臧健，王明晓，等. 纹影定量化在火焰温度测量中的应用[J]. 实验流体力学，2015，29(4)：65-69.
MENG S, YANG Z J, WANG M X, et al. Application of quantitative schlieren method in flame temperature measurement[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(4): 65-69 (in Chinese).
[12] BAUKNECHT A, MERZ C B, RAFFEL M. Blade-tip vortex detection in maneuvering flight using the background-oriented schlieren technique[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(6): 2005-2014.
[13] BATHEL B F, BORG S E, JONES S, et al. Development of background-oriented schlieren for NASA Langley Research Center ground test facilities: AIAA-2015-1691[R]. Reston, VA: AIAA, 2015.
[14] MIZUKAKI T, BORG S, DANEHY P M, et al. Background-oriented schlieren for large-scale and high-speed aerodynamic phenomena: AIAA-2015-1692[R]. Reston, VA: AIAA, 2015.
[15] 张天天，易仕和，朱杨柱，等. 基于背景纹影波前传感技术的气动光学波前重构与校正[J]. 物理学报，2015，64(8)：084201.
ZHANG T T, YI S H, ZHU Y Z, et al. Reconstruction and calibration on aero-optical wavefront aberration based on background oriented schlieren based wavefront sensing [J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64(8): 084201 (in Chinese).
[16] AKATSUKA J, NAGAI S. Flow visualization by a simplified BOS technique: AIAA-2011-3653 [R]. Reston, VA: AIAA, 2011.
[17] 吕小亮. 背景纹影技术的温度场测量[D]. 杭州：浙江大学，2011：23-25.
LÜ X L. Temperature measurement based on background oriented schlieren[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2011: 23-25 (in Chinese).
[18] 张征宇，黄叙辉，尹疆，等. 风洞试验中的视频测量技术现状与应用综述[J]. 空气动力学学报，2016，34(1)：70-79.
ZHANG Z Y, HUANG X H, YIN J, et al. Research status and application of videogrammetric measurement techniques for wind tunnel testing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(1): 70-79 (in Chinese).
[19] 赵涛，张征宇，王水亮，等. 大幅面气动光学波前畸变场测量与重构[J]. 光学学报，2013，33(10)：1012003.
ZHAO T, ZHANG Z Y, WANG S L, et al. Measurement and reconstruction for large aero-optics wavefront distortion field[J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(10): 1012003 (in Chinese).
[20] 张征宇，黄叙辉，尹疆，等. 高速风洞试验中的视频测量技术进展[J]. 实验流体力学，2015，29(2)：1-7.
ZHANG Z Y, HUANG X H, YIN J, et al. Progress of videogrammetric measurement techniques for high speed wind tunnel test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(2): 1-7 (in Chinese).
[21] LIU T S, BURNER A W, JONES T W, et al. Photogrammetric techniques for aerospace applications[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2012, 54(1): 1-58.
[22] 黄桂平. 数字近景工业摄影测量关键技术研究与应用[D]. 天津：天津大学，2005：54-59.
HUANG G P. Study on the key technologies of digital close range industrial photogrammetry and applications [D]. Tianjin: Tianjin University, 2005: 54-59 (in Chinese).
[23] 罗川，张征宇，孙岩，等. 模型变形视频测量的相机位置坐标与姿态角确定[J]. 实验流体力学，2010，24(6)：88-91.
LUO C, ZHANG Z Y, SUN Y, et al. Exterior orientation for videogrammetric model deformation measurement [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(6): 88-91 (in Chinese).
[24] 张征宇，罗川，孙岩，等. 振动环境中相机位置坐标与姿态角解算的试验研究[J]. 实验流体力学，2011，25(3)：56-59.
ZHANG Z Y, LUO C, SUN Y, et al. Experimental investigation on exterior orientation in vibration environment [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(3): 56-59 (in Chinese).
[25] NEALE W T, HESSEL D, TERPSTRA T. Photogrammetric measurement error associated with lens distortion: SAE Technical Paper 2011-01-0286 [R]. Warrendale: SAE International, 2011.
[26] 张征宇，黄诗捷，罗川，等. 基于共面条件的摄像机非线性畸变自校正[J]. 光学学报，2012，32(1)：0115002.
ZHANG Z Y, HUANG S J, LUO C, et al. Nonlinear distortion correction of camera based on coplanar condition equations[J]. Acta Optica Sinica, 2012, 32(1): 0115002 (in Chinese).
[27] 张征宇，朱龙，黄叙辉，等. 基于前方交会的5点相对定向[J]. 光学学报，2015，35(1)：0115001.

ZHANG Z Y, ZHU L, HUANG X H, et al. Five-point relative orientation based on forward intersection[J]. Acta Optica Sinica, 2015, 35(1): 0115001 (in Chinese).

(责任编辑：李明敏)

Videogrammetry measurement for high-speed complex flow structures

ZHANG Zhengyu[1,2,*], WANG Xiansheng[1], HUANG Xuhui[1], ZHOU Run[1], MAO Ji[2]

1. *High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China*
2. *Information Engineering College, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621000, China*

Abstract: To quantify the structures of high-speed flow over a cavity, small circle points with equal space in the row and column are used as background for background oriented schlieren (BOS), and image processing techniques of mark points in videogrammetry measurement (VM) are also employed to break the limits of cross-correlation in existing BOS. The expressions for computing refraction angle and displacement of nonparallel beams are derived. The fields of optical path difference (OPD) and refraction displacement when the beams from the small circle points to the center of the camera is crossing the flow are accurately calculated based on VM collinear equations. The measuring data on flow over the cavities in FL-21 wind tunnel demonstrates that the OPD differences no more than 1 μm and refraction angle about 1 μrad can be perceived distinctly, and the structures of waves/vortices/shear layer are quantified. The method proposed can provide a new way to measure aero-optic effects and visualize the complex flows. With simple optical system and no expensive coherent sources, the method has great application potential.

Keywords: aero-optics; videogrammetry measurement; flow visualization; schlieren; wind tunnel test; imaging measurement

Received: 2016-11-24; **Revised**: 2017-01-18; **Accepted**: 2017-02-13; **Published online**: 2017-03-01 09:13
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20170301.0913.006.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51475453, 11472297)
* **Corresponding author**. E-mail: zzyxjd@163.com