

扰流片对三角翼脱体涡影响的实验研究

Experimental Study of Spoiler Influence to Delta Wing Detached Vortex

王俊伟 / 厦门大学航空系

摘要: 在染色法流动显示实验的基础上, 进一步深入研究了扰流片在不同标高攻角和来流速度情况下对70°三角翼脱体涡的影响。PIV测试结果表明, 在适当位置, 扰流片对三角翼的脱体涡的破裂具有一定的延迟作用, 在扰流片的诱导涡与三角翼脱体涡方向一致时, 脱体涡破裂延迟越靠后。

关键词: PIV; 三角翼; 诱导涡; 涡流发生器

Keywords: PIV; delta wing; detached vortex; vortex generator

0 引言

三角翼是现代战斗机设计中普遍采用的一种特殊翼型, 它通过脱体涡提供升力的特点使飞机的综合性能得到了很好的提高, 协调了亚、跨、超声速不同速度范围对翼面形状要求的矛盾^[1-4]。现代战斗机的设计采用了各种三角翼或三角翼的变型结构, 并从早期小迎角下升力线性变化的附着流型设计进入到充分利用大迎角脱体涡流型产生非线性涡升力的时代。对三角翼的运用主要是对其流场中丰富的分离及涡流动结构的利用。自20世纪50年代三角翼出现, 人们已经进行了一系列的研究, 而这些研究的核心内容就是其表面上脱体涡的研究^[5-6]。在充分认识和了解三角翼周围流场结构特性的基础上, 控制其分离和涡流动, 可以设计出性能更加优越的飞行器。

脱体涡可使三角翼产生高升力的原因, 已成为这些研究的重要内容。而利用涡流发生器人为地制造涡流以延迟脱体涡破裂的研究是学术热点问题之一。

1 实验原理

1.1 三角翼脱体涡

三角翼脱体涡是在三角翼的整个边缘上卷起的。由于三角翼的前缘曲率半径通常非常小, 可以近似地认为主分离线OC的位置是不变的, 也就是主分离线即为三角翼前缘。因此, 主分离线和来流方向是斜交的, 如图1所示。

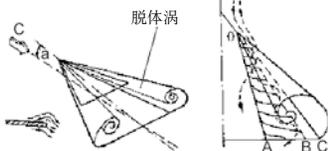


图1 三角翼上表面流谱图

在大迎角时, 涡边缘周向速度最大值可以与来流速度相当^[7], 同时由于旋转运动形成的低压使得轴向速度获得很大的加速度, 最大时可以达到来流速度的3至4倍^[8-9]。

1.2 PIV原理

PIV技术是一种用来测量流场瞬时速度和相关参数的非侵入式的光学速度测量技术。通过在流体中散布大量跟随流体运动的示踪粒子, 以完全跟随流体流动。这些粒子在流经一个被激光片光源照亮的流场平面时被连续曝光两次, 利用高速摄像机将被照亮的粒子单独记

录起来。通过图像相关性或者数值分析与处理, 就能够得到粒子在两次照亮时间间隔内的位移, 从而得出速度场^[10], 如图2所示。

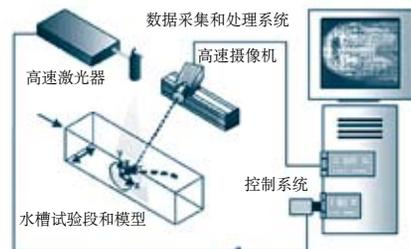


图2 PIV基本原理和工作框图

假设流场中某一示踪粒子在二维平面上运动, 其在 x, y 两个方向上的位移随时间的变化为 $x(t), y(t)$, 均为时间 t 的函数, 那么, 该示踪粒子所在处的流体质点的二维流速可以表示为:

$$v_x = \frac{x(t + \Delta t) - x(t)}{\Delta t} = \bar{v}_x$$

$$v_y = \frac{dy(t)}{dt} \approx \frac{y(t + \Delta t) - y(t)}{\Delta t} = \bar{v}_y$$

PIV技术就是通过测量示踪粒子的瞬时平均速度实现对二维流场的测量^[11-12]。

2 实验方法

2.1 实验模型

本实验所采用的模型是 70° 后掠角三角翼,根弦长300mm,翼展200mm,扰流片的具体形状及其安装位置如图3所示。

2.2 试验水槽和台车

本实验是在厦门大学流体力学与PIV实验室的多功能水槽中进行的。测试使用水位流体介质。水槽测试段尺寸为 $0.5\text{m} \times 0.58\text{m} \times 3\text{m}$ 。该系统由一个水槽和一个拖曳台车及相关控制系统组成(图4)。拖曳台车的最大速度了可以达到 0.5m/s 。

2.3 PIV测试系统

本实验采用Dantec Dynamics公司生产的时序PIV系统。该系统由4部分组成,包括激光光源、光学导光臂、高速相机和示踪粒子。激光放置在拖曳台车和水槽的一侧。激光机头安放在测试段的正下方,垂直于水槽方向,为相机提供片光源。高速相机放置在水槽的右边端部,捕捉被激光照亮的区域的信息,如图5所示。

3 实验

3.1 相关参数介绍

根据染色法流动实验的结果,采用高频摄像机对 $\alpha=25^\circ, V=0.2\text{m/s}$; $\alpha=25^\circ, V=0.3\text{m/s}$; $\alpha=30^\circ, V=0.3\text{m/s}$ 这3组主涡都有相对延迟等3种情况进行PIV实验。高频相机的采样频率及曝光时间分别为:400Hz, $2495.25\mu\text{s}$; 450Hz, $2217.25\mu\text{s}$; 450Hz, $2217.25\mu\text{s}$ 。采样的原始粒子图像大小为 $1632\text{ pixel} \times 1200\text{ pixel}$ 。对已采集的粒子图像进行相关性算法分析速度场的初始计算域为 $128\text{ pixel} \times 128\text{ pixel}$,最终计算域为 $16\text{ pixel} \times 16\text{ pixel}$,水平及垂直方向的重叠均为25%。

3.2 相关参数下的实验

根据前面的参数采集了一些PIV图像进行分析。为了观察到三角翼未添加涡流发生器及添加涡流发生器情况下流场切面情况,在采集粒子图像时设置了较高的曝光时间和小的采样频率,观察到的粒子图像如图6所示,左图为未添加涡流发生器的情况,右图为添加涡流发生器时的情况。

为了定量验证此涡流发生器对主涡能量的加强,并产生主涡破裂点后移效果,本节在 $\alpha=25^\circ, V=0.2\text{m/s}$; $\alpha=25^\circ, V=0.3\text{m/s}$; $\alpha=30^\circ, V=0.3\text{m/s}$ 等3种迎角和来流速度组合情况下分别对两个位置(如图7a、b、c所示)切面进行了PIV实验,并进行了相关速度场和涡量的分析。

经过相关性处理之后的速度和涡量图分别如图8、图9、图10、图11、图12、图13所示。通过对比速度矢量图可以发现3种情况下,切面位置1的区别不大,位置2添加扰流片的一边脱体涡仍然比较明显,而未添加的一侧刚好相反。这一区别也可以从涡量图中看出,添加涡流发生器一侧的能量明显大于未添加涡流发生器的那侧。

3.3 结果分析

通过对主涡矢量图和涡量图的观察可以看出,添加扰流片后的主涡比未添加绕流片时的主涡破裂延迟。扰流片所产生的附加涡与主涡结合增加了主涡的能量,从而推迟了脱体涡的破裂。

4 小结

本文在色流法实验基础上,通过PIV实验对延迟三角翼脱体涡破裂点的扰流片位置进行实验,对几



图3 实验模型、扰流片及其安装位置



图4 实验水槽及台车

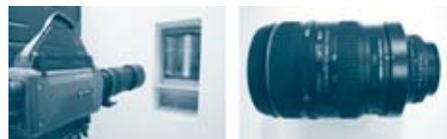


图5 高速相机及其镜头



图6 有、无涡流发生器流场切面对比图

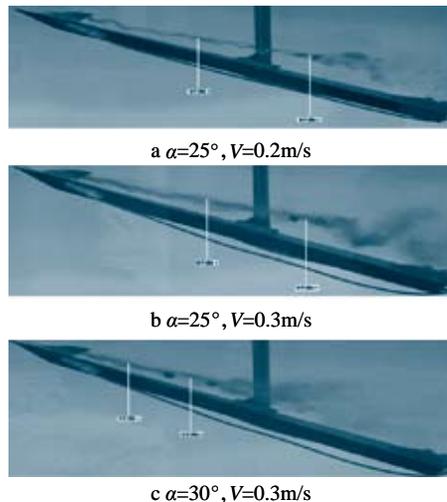


图7 三种攻角下主涡破裂点位置的比较

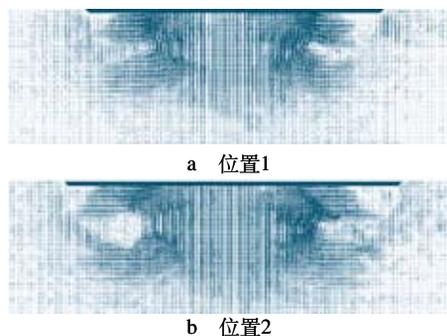


图8 $\alpha=25^\circ, V=0.2\text{m/s}$ 主涡的速度场

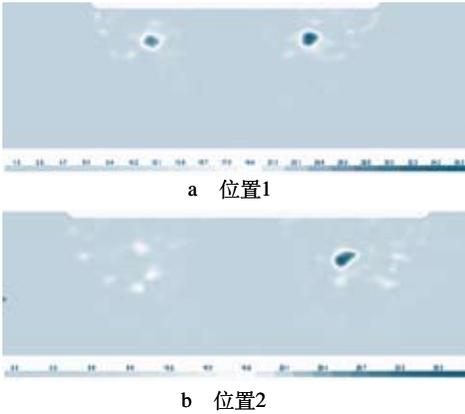


图9 $\alpha=25^\circ, V=0.2\text{m/s}$ 主涡的涡量图

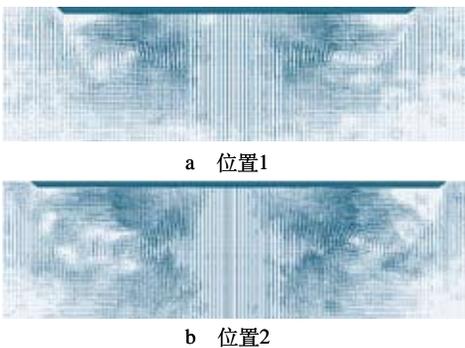


图10 $\alpha=25^\circ, V=0.3\text{m/s}$ 主涡破裂速度场

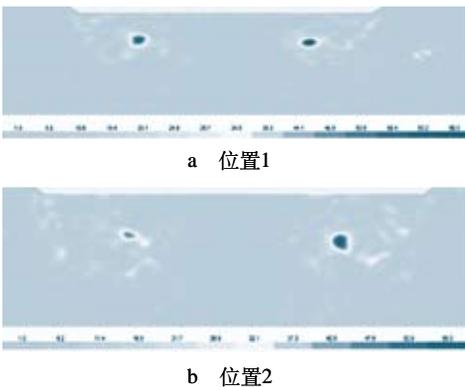


图11 $\alpha=25^\circ, V=0.3\text{m/s}$ 主涡破裂涡量图

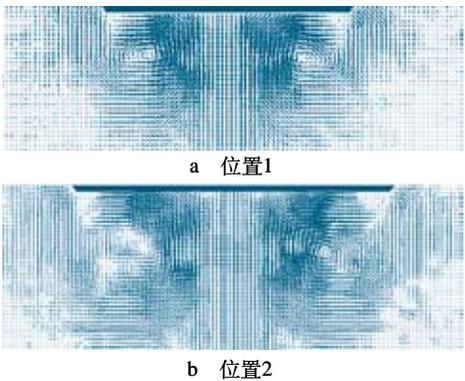


图12 $\alpha=30^\circ, V=0.3\text{m/s}$ 主涡破裂速度场

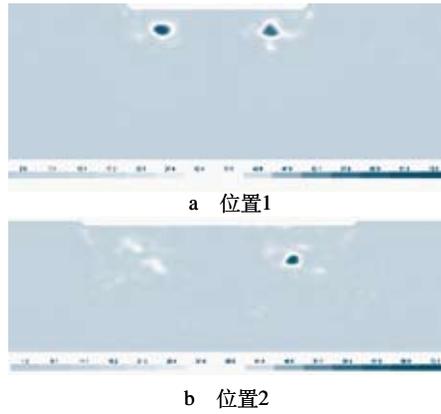


图13 $\alpha=30^\circ, V=0.3\text{m/s}$ 主涡的涡量图

组不同实验参数状态下脱体涡破裂点的变化进行速度场及涡量的定量分析。可以得出以下结论：扰流片在特定的翼面位置可以延迟三角翼脱体涡的破裂；三角翼主涡破裂点延后的要求是所添加扰流片所产生的附加涡与主涡旋转方向一致；PIV实验结果表明，所添加的扰流片能够明显增强主涡的能量，从而延迟主涡破裂。

AST

参考文献

[1] Helin H E, Watry C W. Effects of trailing-edge jet entrainment on delta wing vortices[J]. AIAA Journal, 1994, 32(4): 802-804.

[2] Feng Yanan, Zheng Bo. Analysis of wing surface pressure distribution associated with the vortex-state of double-delta wing at high angles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(4).

[3] Hummel D. On the vortex formation over a slender wing at large angle of incidence, high angle of attack aerodynamics[R]. AGARD-CP-247, Paper 15, Jan 1979.

[4] Mitchell A, Molton P. Control of vortex breakdown location by symmetric and asymmetric blowing[R]. AIAA 99-

3652.

[5] Zhang Minglu, Zhu Liguo, Lv Zhiguo. Experimental analysis of delta wing detached vortex breakdown point [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(6): 635-638.

[6] Gursul I. Review of unsteady vortex flows over delta wings[R]. AIAA, 2003-3942.

[7] Mitchell A M.. Research into vortex breakdown control[J]. Progress in Aerospace Science, 2001, 37: 385-418.

[8] Zeiger M D. Unsteady separated flows over three-dimensional slender bodies[J]. Progress in Aerospace Science, 2004, 40: 291-320.

[9] Gursul I. Review of unsteady vortex flows over delta wings[R]. AIAA 2003-3942.

[10] Keane R P, Adrian R J. Theory of cross-correlation of PIV images[J]. Applied Sci Res, 1992, 49: 191-215.

[11] Liu Yue, Liang Zhongsheng, Bao Feng. Particle image velocimetry: a whole fields technology without disturbs the flow[J]. China Science and Technology Information, 2010, 13(11): 37-40.

[12] Adrian R J. Twenty years of particle image velocimetry[J]. Experiments in Fluids, 2005, 39: 159-169.

作者简介

王俊伟, 实验流体力学研究生。