

文章编号: 1007-2861(2009)04-0399-05

低雷诺数下小展弦比机翼绕流的实验研究

狄义波, 丁珏, 翁培奋

(上海大学 上海市应用数学和力学研究所, 上海 200072)

摘要: 应用粒子图像速度场仪(PIV)和烟线两种流动显示技术,测量低雷诺数下小展弦比机翼粘性绕流的流场. 风洞实验结果表明,弦长雷诺数为 1.8×10^4 ,机翼处于 5.0° 攻角时,展向中间截面出现了层流分离,翼型后缘产生“驻留涡”. 随着机翼攻角的增大,分离涡向翼型前缘迁移. 当攻角增大至 12.5° 时,分离涡覆盖整个翼型上表面,翼型完全失速. 此外,2种流动显示技术在同一工况下得到的实验结果较一致. 将2种流动显示技术相结合,丰富了流场信息,能够更好地反映低雷诺数下小展弦比机翼粘性绕流的流动现象.

关键词: 低雷诺数;小展弦比机翼;粒子图像速度场仪;烟线;分离涡

中图分类号: V 211.41

文献标志码: A

Experiments on Viscous Flows around Low-Aspect-Ratio Wing at Low Reynolds Numbers

DI Yi-bo, DING Jue, WENG Pei-fen

(Shanghai Institute of Applied Mathematics and Mechanics, Shanghai University, Shanghai 200072, China)

Abstract: To investigate viscous flows around low-aspect-ratio wings of a micro-aerial vehicle (MAV) at low Reynolds numbers, experiments are conducted in a wind tunnel using particle image velocimetry (PIV) and a smoke wire technique. The chord Reynolds number is 0.8×10^4 . The results show that flow on the upper surface begins to separate, and primary vortex is generated at the trailing edge when the angle of attack is 5.0° . As the angle of attack gradually increases, separated vortex moves to the leading airfoil. Separated vortex dominates the whole upper surface of airfoil to make the airfoil stalls when the angle of attack reaches 12.5° . In addition, experimental results of two flow visualization techniques agree well with each other. Combination of the two techniques reveals more physical phenomena of the flow field, and better reflects the separation of the flow filed on the airfoil surface at low Reynolds numbers.

Key words: low Reynolds number; low-aspect-ratio wing; particle image velocimetry (PIV); smoke wire; separated vortex

随着微型飞行器(micro-aerial vehicle, MAV)和无人驾驶飞机的出现和发展,低雷诺数下飞行器升阻力低、失速攻角小、飞行稳定性差等气动设计问题日益凸显,这些问题的解决都依赖于低雷诺数下机

翼绕流的深入研究.

所谓低雷诺数,是指以翼型弦长为特征长度,大小在 $10^4 \sim 10^5$ 量级的雷诺数. 在低雷诺数下,机翼绕流常常处于层流状态,其抗逆压梯度的能力低,容

易产生流动分离、转捩等现象,空气粘性阻力相对较大,翼型升阻比随着雷诺数的减小而明显下降. 1983年 Lissaman^[1]对低雷诺数翼型的力学基础、实验研究和理论设计等方面的内容进行了综述; Mueller等^[2]利用风洞,实验研究了 NACA66₃-018 光滑翼型在低雷诺数下的分离、转捩和流动再附,并用应力天平测量了不同攻角下雷诺数从 4×10^4 到 4×10^5 之间翼型的升阻力. 实验结果表明:当雷诺数为 4×10^4 ,且翼型处于小攻角时,升力线斜率小于 2π ;雷诺数为 1.3×10^5 时,升力线斜率出现了负值;当雷诺数进一步增加到 4×10^5 ,升力非线性效应消失. Liebeck等^[3]通过低雷诺数下机翼升阻力和转捩附近压力的测量,研究了分离泡在推进力方面的作用,并对扰动和未加扰动的情况进行了比较. Yang等^[4]采用粒子图像速度场仪(PIV)技术,研究了弦长低雷诺数 6.8×10^4 下 NACA GA(W)-1 翼型的二维流动分离与转捩,并测量翼型表面静压. 实验结果表明,当翼型上表面产生较大的逆压梯度时,就会产生流动分离. 分离泡最大长度是弦长的0.2倍,其高度只有弦长的0.01倍. Yarusevych等^[5]研究了不同低雷诺数下 NACA0025 翼型的表面剪切层流动分离和转捩. 结果表明,由于分离剪切层的自然扰动放大而产生的流动转捩发生在基于某个中心频率的频率带中.

以上的实验研究涉及的物理模型都为二维翼型,而实际上机翼展长是有限的,因此机翼的流场分析应考虑三维效应(即翼端效应). 此外,微型飞行器由于尺寸与重量的限制都采用小展弦比机翼,而目前国内外关于低雷诺数下小展弦比微型飞行器机翼绕流的实验研究很少. 本工作基于固定翼微型飞行器,采用 PIV 技术和烟线两种流动显示技术,对低雷诺数下小展弦比机翼粘性绕流进行实验研究.

1 主要实验设备

1.1 SIAMM400 风洞

我们将在 SIAMM400 风洞中进行实验研究. 该风洞为单回流式低速风洞,稳定段内装有蜂窝器、6层阻尼网,实验段面积收缩比 9:1,电机功率 3.5 kW. 实验段横截面是边长为 400 mm 的正方形,长 1 700 mm,具有可变湍流度、低速、低噪声的特点,总体布局如图 1 所示.

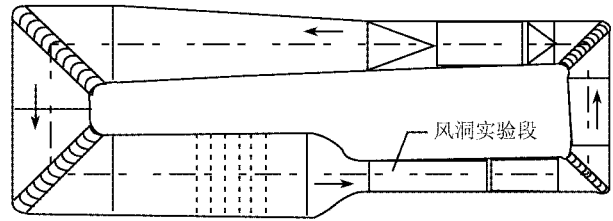


图1 SIAMM400 可变、低湍流度风洞气动结构
Fig.1 Aerodynamic configuration of SIAMM400

1.2 机翼(NACA0012 翼型)

机翼采用 NACA0012 翼型,该翼型为对称翼型,有较好的失速性能和增升效果. 实验机翼展长 20.0 cm,弦长 15.0 cm,展弦比约为 1.33:1. 模型表面由 4.0 cm 厚的铝合金板加工而成,内部用 2 根肋条支撑. 为了减少 PIV 测量中镜头曝光的强度,对翼型表面进行喷漆处理,如图 2 所示.



图2 NACA0012 翼型实物
Fig.2 Model of airfoil NACA0012

1.3 二维 PIV 系统

实验采用 NEWWAVE 二维 PIV 系统,该系统组成如下:(1) 照明激光器,为 Nd:YAG 双脉冲式激光器,使用两台脉冲激光器,经过光束合束器,通过一个光路出口严格空间上重合地发射出来,再经过导光臂和片光源系统,产生照明流场的脉冲片光源;(2) 数字相机(PIV 专用数字相机),通过外部触发一次瞬间捕捉两帧图像,实验中两帧图像之间的时间间隔为 $300 \mu\text{s}$;(3) 同步控制器(MicroPulse 725),由计算机控制的同步器控制双脉冲激光和 CCD 的工作时序;(4) 操作系统,由计算机、高速图像采集卡、PIV 分析软件 MicroVecV2.0 和处理结果显示软件 Tecplot 构成,可进行图像采集、处理、流场定量显示,并通过 TTL 触发接口控制同步器的外触发时序.

1.4 烟线实验设备

发烟系统主要包括:(1)发烟丝,直径为0.1 mm的镍烙丝,当来流速度为1.8 m/s时,雷诺数为24(两根镍烙丝直径取0.2 mm),由二维圆柱绕流可知,发烟丝后的流动不会呈现卡门涡街^[6](见

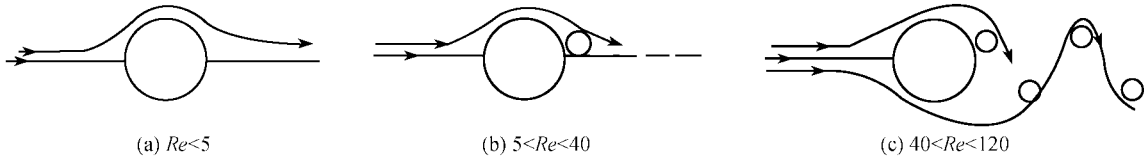


图3 不同雷诺数下的圆柱绕流模型

Fig.3 Models of flows around cylinder at different Reynolds numbers

2 实验方法

2.1 PIV 技术

PIV 技术是一种基于流场图像互相关分析的非接触式流场测量技术,能够无扰动、精确有效地测量二维流速分布.图4给出了机翼表面绕流 PIV 测量的结构示意图.

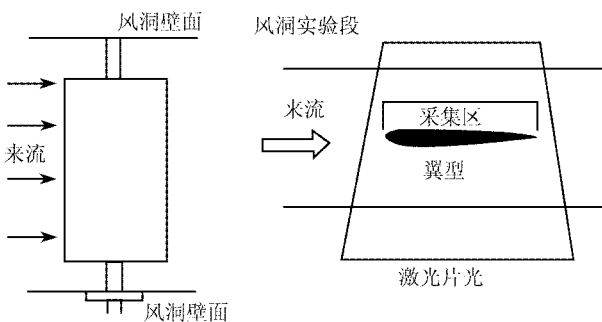


图4 PIV 实验示意图

Fig.4 Schematic diagram of PIV experimental

风洞为回流式风洞,PIV 测量位于实验段的上游.实验时在风洞实验段下游加入示踪粒子,这样保证了示踪粒子在测量域内的均匀散播,同时又不干扰被测流场.实验中图像采集所用相关 CCD 相机的分辨率为 $1\ 018 \times 1\ 008$,图像分析时查询域大小为 64×32 ,每个工况所采集的图像均为8帧.实验主要测量机翼展向的中间截面,采集域覆盖翼型的前缘和尾缘,并对机翼 $2.5^\circ, 5.0^\circ, 7.5^\circ, 10.0^\circ, 12.5^\circ, 15.0^\circ$ 攻角的情况进行了对比.

2.2 烟线技术

烟线技术是20世纪50年代初期提出来的,后来又进行了改进和推广.经过1个多世纪的发展,这项技术已经成熟,尤其是近代发展起来的烟线法不

图3);(2)数字摄像机,320万像素,4倍光学变焦;(3)电源,可变输出连续式直流电源;(4)发烟油,采用粘度大的纯甘油;(5)烟丝实验激光机,半导体泵浦准连续激光器,激光波长532 nm.

但能显示定常的绕流图形,而且能应用于非定常流动的定性、定量显示与分析,是流动显示方法中十分重要的一种.在实验中,烟是利用电阻加热的原理,由极细的金属丝使油蒸发产生的,利用这种方法产生的烟粒子属于蒸汽冷凝的气溶胶,是直径约为 $1\ \mu\text{m}$ 的微小液态粒子.烟线法最初用于测量边界层中的速度剖面,后来用于研究湍流剪切流中的大涡结构以及绕翼型、机翼和圆柱体的流动.图5为烟线实验装置示意图.

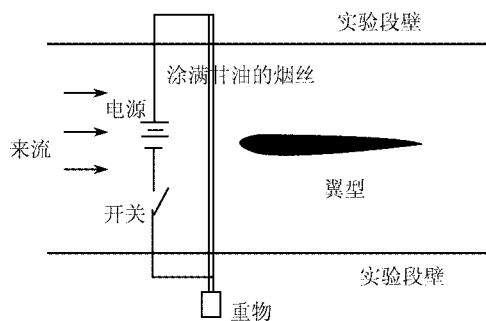


图5 烟线实验装置示意图

Fig.5 Schematic diagram of smoke-wire experimental device

3 实验结果与分析

利用上述2种流动显示技术,我们研究了机翼在 $0^\circ, 2.5^\circ, 5.0^\circ, 7.5^\circ, 10.0^\circ, 12.5^\circ$ 和 15.0° 攻角下,不同时刻机翼展向中间截面上的流动状况.实验结果显示,当机翼攻角为 0° 和 2.5° 时,翼型表面烟线十分平整,未见流动分离;当攻角增大到 5.0° 时,流场烟线图清晰地显示翼型后缘附近出现了小尺寸的流动分离,分离泡约出现在翼型弦长80%处(见图6和图7).图中还显示,此时涡并未发生脱落,且

位于分离点附近. 由于受到翼型表面和分离边界的制约, 形状呈楔状, 结构尺寸相对稳定, 被称为“驻留涡”. 在“驻留涡”上存在一条分离线, 分离线以上流动为层流, 分离线以下为分离涡. 当机翼攻角为 7.5° 时, 翼型上表面转捩分离泡仍旧较小, 分离泡上方速度矢量平整, 分离泡约出现在翼型弦长 60% 处, 位置比 5.0° 攻角时靠前 (见图 8 和图 9). 当 10.0° 机翼攻角时, 烟线实验和 PIV 速度矢量图都显示了翼型上表面出现的大涡, 分离泡约出现在翼型弦长 20% 处, 流动分离很明显 (见图 10 和图 11). 当 12.5° 攻角时, 翼型完全失速, 表面产生大涡结构, 分离点的小涡分裂后, 通过涡之间和外流不断的作用, 逐渐形成大涡, 直至脱离机翼尾缘, 分离点出现在翼型前缘 (见图 12 和图 13). 当机翼进一步增大到 15.0° 攻角时, 翼型表面的涡结构处于混乱状态. 表 1 给出了弦长雷诺数 1.8×10^4 下, 翼型表面分离点位置与机翼攻角的关系.

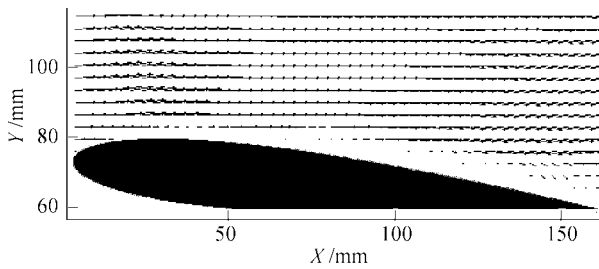


图 6 机翼绕流流场的速度矢量图 (攻角 5.0°)
Fig. 6 Diagram of flow velocity vectors around the wing at angle of attack 5.0°

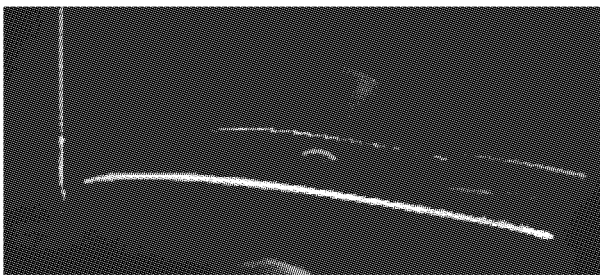


图 7 机翼绕流流场的烟线图 (攻角 5.0°)
Fig. 7 Diagram of flow smoke-wire around the wing at angle of attack 5.0°

此外, 实验结果还表明, 当机翼攻角小于等于 10° 时, 由于翼型的对称性, 流场的三维效应较弱, 机翼展向中间截面内的流动与二维流动基本相近. 当机翼攻角大于 10° 时, 流场不稳定, 烟线图显示出中间截面流线较为混乱.

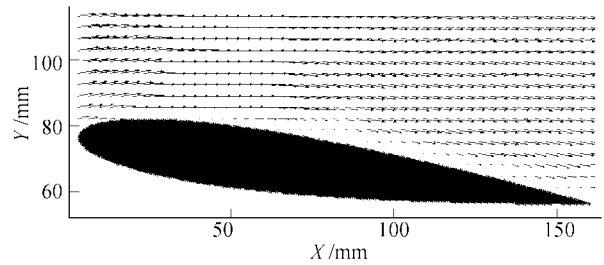


图 8 机翼绕流流场速度矢量图 (攻角 7.5°)
Fig. 8 Diagram of flow velocity vectors around the wing at angle of attack 7.5°

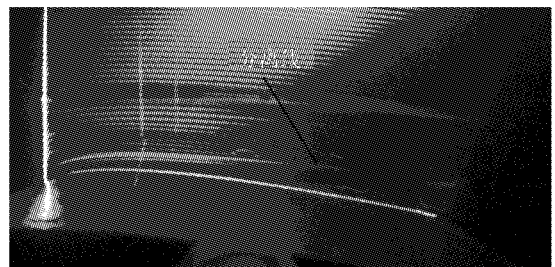


图 9 机翼绕流流场烟线图 (攻角 7.5°)
Fig. 9 Diagram of flow smoke-wire around the wing at angle of attack 7.5°

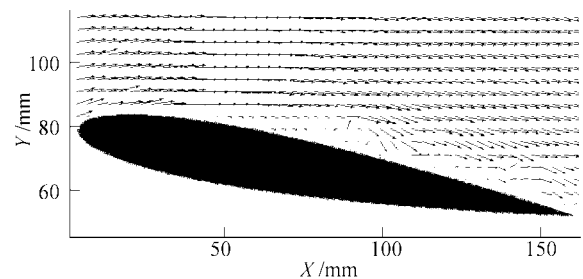


图 10 机翼绕流流场速度矢量图 (攻角 10.0°)
Fig. 10 Diagram of flow velocity vectors around the wing at angle of attack 10.0°

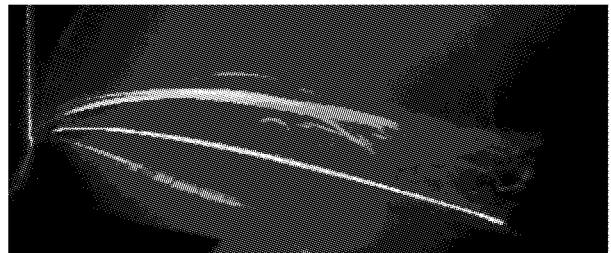


图 11 机翼绕流流场烟线图 (攻角 10.0°)
Fig. 11 Diagram of flow smoke-wire around the wing at angle of attack 10.0°

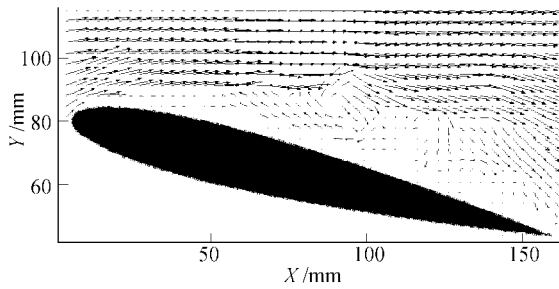


图12 机翼绕流流场速度矢量图(攻角12.5°)

Fig. 12 Diagram of flow velocity vectors around the wing at angle of attack 12.5°

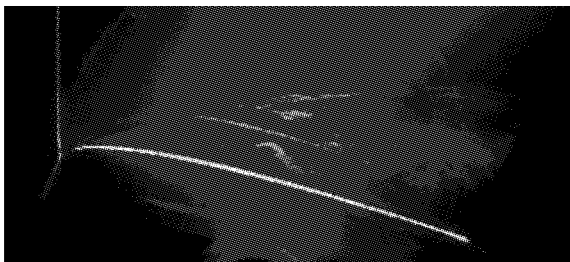


图13 机翼绕流流场烟线图(攻角12.5°)

Fig. 13 Diagram of flow smoke-wire around the wing at angle of attack 12.5°

表1 弦长雷诺数为 1.8×10^4 时,机翼中间面分离点位置与机翼攻角的关系

Table 1 Relationship between separation point of midsection of the wing and angle of attack, when the Reynolds number based on the chord length of the wing is 1.8×10^4

机翼攻角/(°)	机翼中间面分离点位置
2.5	流动未出现分离
5.0	距离翼型前缘约0.8倍弦长
7.5	距离翼型前缘约0.6倍弦长
10.0	距离翼型前缘约0.2倍弦长
12.5	翼型前缘

4 结束语

提高 MAV 在低雷诺数下的气动性能是国际上研究的热点和难点,本工作采取两种流动显示技术,对小展弦比低雷诺数机翼(NACA0012)绕流进行了研究.实验结果表明,在低雷诺数 1.8×10^4 下,5.0°机翼攻角时,机翼上表面流场出现了层流分离,翼型后缘产生了“驻留涡”.当攻角逐渐增大时,分离涡向翼型前缘迁移.当攻角增大至12.5°时,分离涡覆盖了整个翼型上表面的流场,翼型完全失速.此外,本实验结果得到了机翼中间面分离点位置随机翼攻角变化的关系,这些都为进一步研究低雷诺数小展弦比固定翼 MAV 机翼的气动力特性提供了参考.

参考文献:

- [1] LISSAMAN P B S. Low Reynolds number airfoils [J]. Ann Rev Fluid Mech, 1983,15:223-239.
- [2] MUELLER T J, BATILL S M. Experimental studies of separation on a two dimensional airfoil at low Reynolds numbers [J]. AIAA, 1982, 20(4):457-463.
- [3] LIEBECK R, BLACKWELDER R. Low Reynolds number-separation bubble [J]. Fluid Mechanics Aerodynamics, 1987(9):17.
- [4] YANG Z F, HAAN F L, HU H, et al. An experimental investigation on the flow separation on a low-Reynolds-number airfoil [C] // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2007:3421-3431.
- [5] YARUSEVYCH S, KAWALL J G, SULLIVANN P E. Separated shear layer transition at low Reynolds numbers [C] // 37th AIAA Fluid Dynamics Conference. 2007:404-414.
- [6] 杨祖清. 流动显示技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2002:32.

(编辑:赵宇)