



机翼平面形状对前缘涡的影响

王晋军, 涂建强

北京航空航天大学流体力学研究所, 北京 100191

E-mail: jjwang@buaa.edu.cn

2009-06-18 收稿, 2009-08-22 接受

国家杰出青年科学基金(批准号: 10425207)和国家自然科学基金重点项目(批准号: 10832001)资助

摘要 在水槽中进行了低雷诺数下切尖小展弦比机翼(展长/根弦长=1.0)流动显示实验. 结果表明, 后掠角显著影响机翼前缘涡的形成和发展. 对于后掠角 $\Lambda=0^\circ$ 的机翼, 其绕流主要结构为横向涡. 对于 $\Lambda \geq 26^\circ$ 的机翼, 在一定的攻角范围内都存在双前缘涡结构, 进一步说明双前缘涡结构是小后掠角机翼低雷诺数绕流特有的流动结构. 模型后掠角为 26° 和 45° 时, 双前缘涡存在的攻角范围很窄. 对于 $\Lambda \geq 56^\circ$ 的机翼, 存在双前缘涡结构的攻角范围增大, 相对于外前缘涡, 主前缘涡的破裂位置不仅推迟, 而且相同攻角下破裂位置随着后掠角的增大而推后.

关键词

前缘涡

小展弦比机翼

后掠角

低雷诺数流动

20世纪90年代发展起来的微型飞行器(micro air vehicles, MAV)是一种新型飞行器, 由于具有广阔的军用和民用价值, 受到人们的广泛关注.

由于微型飞行器尺度小、飞行速度低, 飞行雷诺数一般在 10^5 之内, 因此亟待解决微型飞行器低雷诺数空气动力学问题. 在固定翼微型飞行器相关气动问题研究中, 人们在对小后掠角三角翼低雷诺数绕流的研究中观测到了双前缘涡结构^[1~6]. 该结构首先是由 Gordnier 和 Visbal^[1]用数值计算方法得到的, 即在某些攻角下, 低雷诺数小后掠角三角翼绕流存在双涡结构. 随后, Taylor 等人^[2]通过水洞流动显示实验观测到 50° 后掠角三角翼绕流存在双涡结构. Wang 等人^[3]研究了前缘剖面形状对 50° 三角翼绕流结构的影响, 不仅进一步证实了在某些攻角下存在双前缘涡结构, 而且对涡的破裂位置、空间分布等进行了详细的分析. 陈兰和王晋军^[4]通过数值模拟研究, 详细对比了非细长 50° 三角翼和细长 76° 三角翼前缘涡轴向速度的发展变化、轴向速度的展向分布以及雷诺数的影响. Wang 和 Zhang^[5]通过水洞流动显示实验对 $40^\circ \sim 65^\circ$ 三角翼绕流进行了深入的研究, 明确指出多涡结构是低雷诺数非细长三角翼绕流特有的流动结

构, 且出现这一流动结构的模型后掠角可以到 $\Lambda=65^\circ$, 而不是 Gursul 等人^[6]指出的 $\Lambda=55^\circ$. 胡焯等人^[7,8]在对简化蝴蝶模型低雷诺数绕流结构的研究中, 除发现存在倒八字形前缘涡结构^[7]外, 也存在双前缘涡结构^[8], 可见双前缘涡结构不仅出现在小后掠角机翼低雷诺数绕流中, 而且也出现在类似于仿蝴蝶微型飞行器的前掠翼绕流中.

切尖三角翼平面布局是固定翼微型飞行器普遍采用的布局形式, 但对低雷诺数切尖三角翼绕流结构的了解甚少, 相关研究几乎是空白, 这严重制约了固定翼微型飞行器的性能. 本文将以正方形机翼平面布局为基础, 主要通过水槽染色液流动显示和氢气泡流动显示实验研究机翼前缘后掠角变化(平面形状的改变)对模型前缘涡结构的影响, 重点讨论前缘涡、双涡结构等的特征和变化规律, 为高性能微型飞行器研制提供一定的技术支持.

1 实验设备与技术

实验模型为一组不同后掠角的平板模型: 厚度为 3 mm, 根弦长都为 200 mm, 展弦比为 1.0($\lambda = b/C_{\text{root}}$), 相对厚度为 1.5%(基于机翼的根弦长), 前缘

引用格式: 王晋军, 涂建强. 机翼平面形状对前缘涡的影响. 科学通报, 2009, 54: 2940~2943

Wang J J, Tu J Q. Effect of wing planform on leading-edge vortex structures. Chinese Sci Bull, 2009, 54, doi: 10.1007/s11434-009-0469-8

和侧缘的倒角都为单侧 45°倒角, 后缘不倒角. 所有模型都是以 200 mm×200 mm 的正方形板为基准, 取模型后掠角分别为 0°, 26°, 45°, 56°和 64°(三角形翼), 即侧缘长度 C_t 分别为根弦长的 1, 3/4, 1/2, 1/4, 0 倍的机翼共有 5 个模型(见图 1).

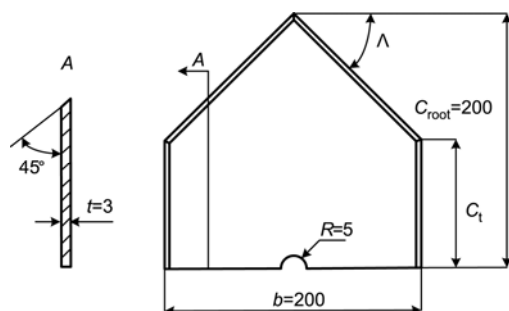


图 1 布局模型简图(单位: mm)

染色液流动显示和氢气泡流动显示实验在北京航空航天大学回流式水槽中进行. 该水槽的实验段长 4.8 m, 截面 0.6 m×0.6 m, 水流速度可在 0~0.2 m/s 间无级调节. 其特点是流场品质好, 实验段流动均匀, 湍流度低, 约在 1% 以下. 实验流速为 0.1 m/s, 实验雷诺数为 2×10^4 . 测量时, 攻角的变化从 0°到前缘涡消失为止, 间隔为 2.5°. 实验中, 染色液通过内径为 0.3 mm 的不锈钢管从模型迎风面引至模型前缘, 通过调节染色液装置的高度和控制阀门的开度以使染色液出口速度接近零, 从而减少甚至消除染色液出口流动对基本流场的干扰. 另外, 氢气泡流动显示实验时, 铂丝垂直于来流方向且沿展向延伸, 其流向和垂向位置由铂丝支架控制, 直到能清晰显示前缘涡结构为止.

2 结果与分析

由图 2 知, 后掠角为 $\Lambda=0^\circ$ 的机翼在 $\alpha=2.5^\circ$ 时机翼背风面开始形成展向涡. 由图 3 知, 后掠角为 $\Lambda=26^\circ$ 的机翼其背风面在 $\alpha=2.5^\circ$ 时则形成了双前缘涡结构, 且在 $\alpha=5.0^\circ$ 时就已经破裂消失了, 说明双前缘涡存在的攻角范围很小.

图 4 给出了机翼绕流的氢气泡流动显示图案, 可以看出, 本文所采用的机翼模型除后掠角为 0°的机翼外, 其他机翼在一定攻角范围内都出现了双涡结构^[1-6,8], 但是针对不同后掠角模型, 涡破裂情况是不同的.

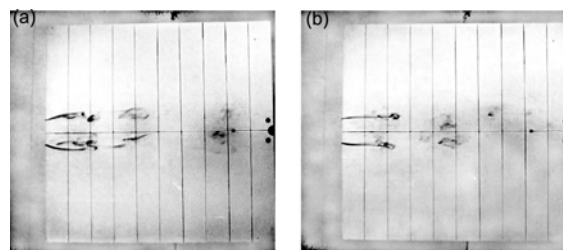


图 2 后掠角为 0°机翼染色液流动显示图像

(a) $\alpha=2.5^\circ$; (b) $\alpha=5^\circ$

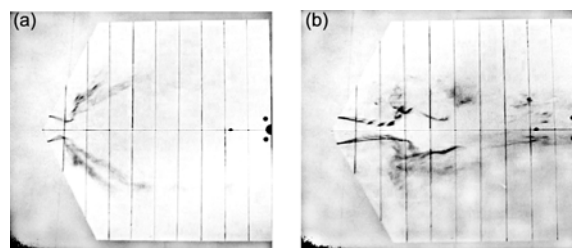


图 3 后掠角为 26°机翼染色液流动显示图像

(a) $\alpha=2.5^\circ$; (b) $\alpha=5^\circ$

() 外涡破裂消失的情况不同. 从图 4(a)可以看出, 后掠角为 $\Lambda=26^\circ$ 的机翼翼面上的外涡和主涡同时消失. 从图 4(b)~(d)可以看出, 后掠角为 $\Lambda=45^\circ$, 56° 和 64° 的机翼前缘涡的外涡和主涡的破裂点一起随着攻角的增大而逐渐前移, 但是外涡早于主涡破裂、消失.

() 双涡结构出现和消失时对应的攻角不同. 后掠角分别为 $\Lambda=26^\circ$, 45° , 56° 和 64° 的机翼的双涡结构出现时对应的攻角分别为 $\alpha=7.5^\circ$, 10° , 5° 和 7.5° , 消失时对应的攻角分别为 $\alpha=10^\circ$, 12.5° , 20° 和 22.5° . 双涡结构出现时对应的攻角变化不大, 但是消失时对应的攻角有随着后掠角增大逐渐增大的趋势. 可见, 模型后掠角大, 双涡结构存在的攻角范围大, 在实验中更易于观测到.

Gursul 等人^[6]指出, 低雷诺数非细长三角翼 ($\Lambda \leq 55^\circ$) 绕流会产生两对前缘涡结构. 在本实验中, 我们发现后掠角为 $\Lambda=64^\circ$ 的三角翼绕流中仍然出现了两对前缘涡结构, 且出现双涡结构的攻角范围为 $7.5^\circ \leq \alpha \leq 22.5^\circ$ (如图 4(d)所示), 这与 Wang 和 Zhang^[5]得到的 $\Lambda=65^\circ$ 三角翼绕流中仍然存在双前缘涡结构是一致的. 在对 70° 三角翼绕流的研究中则没有观测到这一流动结构, 可见, 三角翼低雷诺数绕流出现双前缘涡结构的最大后掠角应该为 $65^\circ \leq \Lambda < 70^\circ$.

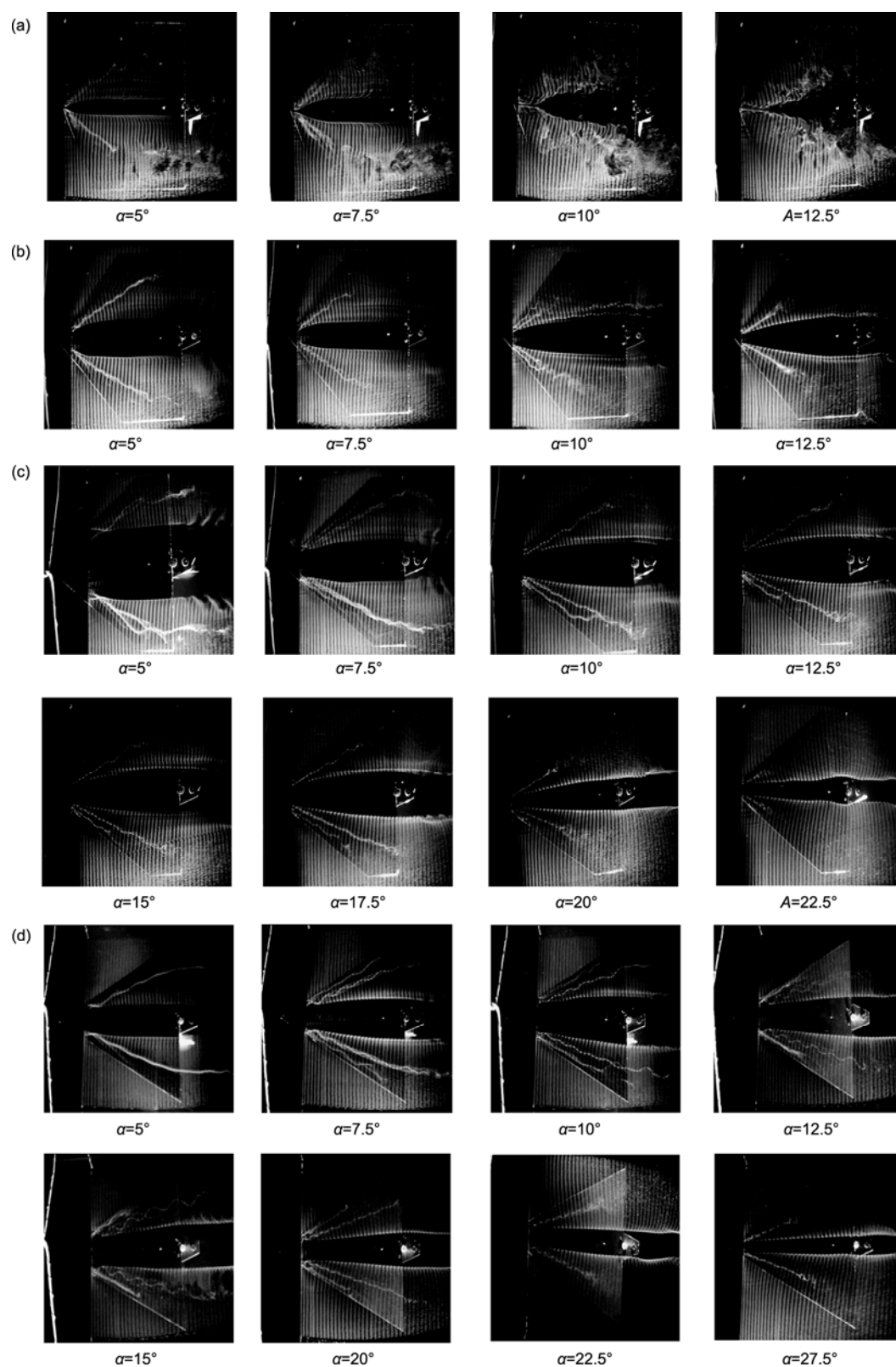


图 4 氢气泡流动显示的 4 种机翼绕流结构随攻角的变化
(a) $\Lambda=26^\circ$; (b) $\Lambda=45^\circ$; (c) $\Lambda=56^\circ$; (d) $\Lambda=64^\circ$

图5所示为后掠角分别为 45° 、 56° 和 64° 机翼的主涡的时均涡破裂位置随攻角的变化情况。从图中可以看出,机翼前缘涡破裂消失对应攻角随后掠角的增大而增大。对于后掠角为 45° 、 56° 和 64° 的机翼,前缘涡分别在 $\alpha=15^\circ$ 、 25° 和 35° 时在机翼顶点消失。可见,对于本文的实验模型,增大后掠角,能增强机翼前缘涡涡核的长度,增大涡升力。

前缘涡涡核与翼面的夹角在一定程度上可以反映机翼上翼面吸力的大小。一般而言,对于相同的来流条件和涡强度,涡核与翼面的夹角越小,机翼上翼面的吸力就越强。图6所示的是后掠角分别为 45° 、 56° 和 64° 的机翼前缘涡涡核与翼面的夹角随攻角的变化。从图中可以看出,前缘涡涡核与翼面的夹角随攻角的增大而增大。在这三个典型机翼中,在相同攻角下,后掠角为 64° 的机翼的前缘涡涡核破裂最迟,在攻角 $\alpha \geq 7.5^\circ$ 后前缘涡涡核与翼面的夹角最小,这意味着该模型的非线性升力最大,失速最迟,这与风洞实验分析的结论是一致的^[9]。此外,机翼前缘涡涡核与翼面

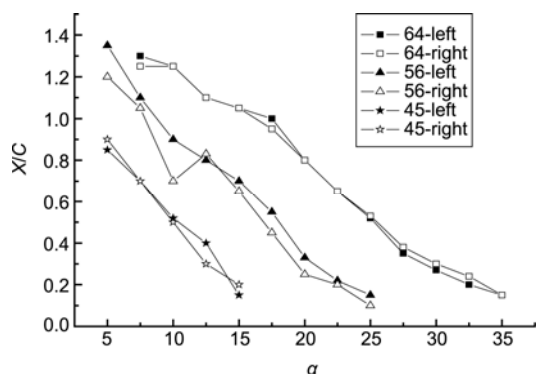


图5 后掠角对典型机翼前缘涡破裂位置的影响

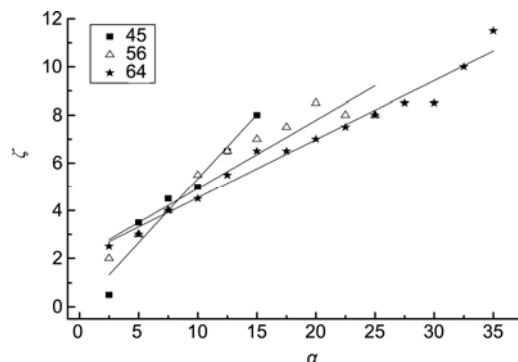


图6 后掠角对典型机翼前缘涡核与翼面夹角的影响

的夹角与攻角基本上呈线性关系。增大模型后掠角,机翼的前缘涡核与翼面的夹角随攻角的变化率减小。需要特别说明的是,对于 $\Lambda=45^\circ$ 的机翼,在攻角 $\alpha \leq 7.5^\circ$ 时,其涡核与翼面的夹角在这三种模型中最小。

3 结论

水洞流动显示实验表明,后掠角明显影响机翼绕流流动结构,本文的主要结论如下:

() 对于平板正方形机翼($\Lambda=0^\circ$ 的机翼),其绕流的主要结构为展向涡。当模型后掠角为 $\Lambda \geq 26^\circ$ 时,本实验得到小展弦比切尖三角翼低雷诺数绕流在一定的攻角范围内都存在“双前缘涡”流动结构。

() 对于 $\Lambda=26^\circ$ 和 45° 的机翼,只在较小的攻角情况下存在双前缘涡结构,且模型后掠角为 $\Lambda=26^\circ$ 时,双前缘涡结构几乎同时消失。对于 $\Lambda \geq 56^\circ$ 的机翼,随着模型后掠角增大,能够观测到双前缘涡的攻角范围逐渐增大,且主前缘涡的破裂要比外涡的破裂推后很多,进而可获得较好的升力曲线。

参考文献

- Gordnier R E, Visbal M R. Higher-order compact difference scheme applied to the simulation of a low sweep delta wing flow. 2003, AIAA 2003-0620
- Taylor G S, Schnorbus T, Gursul I. An investigation of vortex flows over low sweep delta wings. 2003, AIAA-2003-4021
- 王晋军, 赵霞, 刘文川, 等. 低雷诺数非细长三角翼绕流流动结构实验研究. 实验流体力学, 2007, 21: 1—7
- 陈兰, 王晋军. 三角翼前缘涡轴向速度的数值模拟研究. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2009, 39: 1144—1151
- Wang J J, Zhang W. Experimental investigations on leading-edge vortex structures for flow over non-slender delta wings. Chinese Phys Lett, 2008, 25: 2550—2553[doi]
- Gursul I, Gordnier R, Visbal M. Unsteady aerodynamics of nonslender delta wings. Prog Aerospace Sci, 2005, 41: 515—557[doi]
- 胡烨, 王晋军, 张攀峰, 等. 天堂鸟翼凤蝶平板模型绕流特性实验研究. 科学通报, 2009, 54: 420—424
- Hu Y, Wang J J. Leading-edge vortex structure for flow over the gliding butterfly. In: The European Micro Aerial Vehicle Conference and Flight Competition, Delft, the Netherlands, 14—17 September, 2009
- 王晋军, 涂建强. 平面形状对 MAV 气动特性的影响. 空气动力学学报, 2007, 25: 474—478, 494