

文章编号:1000-8055(2011)01-0136-05

不同柔度的柔性翼气动特性实验

李占科, 徐顶国, 牛 文
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 为了研究不同柔度的柔性翼气动特性和抗风性性能, 制作了九种不同柔度的柔性翼, 利用西北工业大学微型飞行器专用风洞对其进行初步的风洞实验. 在实验中进行了不同风速, 不同迎角对柔度的气动特性研究. 通过实验优选出气动特性较好的柔度, 为柔性翼微型飞行器的总体设计和气动特性提供参考.

关 键 词: 微型飞行器; 柔性翼; 柔度; 气动特性; 风洞实验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Investigation on aerodynamic characteristics of flexible wing with different flexibilities

LI Zhan-ke, XU Ding-guo, NIU Wen

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study aerodynamic characteristics and wind-resistance performance of the flexible wing with different flexibilities, nine flexible wing micro air vehicles (MAV) with different flexibilities were produced, and wind tunnel test was performed in special micro air vehicle wind tunnel of Northwestern Polytechnical University (NPU). The influence of wind velocity and angle of attack on aerodynamic characteristics was investigated and the aerodynamic characteristics of a good flexibility of the flexible wing MAV were optimized. The results of experiment can guide us in conceptual design and aerodynamic design of flexible wing MAV.

Key words: micro air vehicle; flexible wing; flexibility; aerodynamic characteristics; wind tunnel test

柔性翼是在刚性翼的基础上, 结合仿生物学的原理提出的新概念翼, 因其在低雷诺数环境下具有较好的气动特性和抗风性等优点, 而得到国内外广泛研究. 虽然国外在柔性翼微型飞行器的研究方面比较早, 但由于柔性翼涉及气动、结构和材料等多个学科, 要弄清楚柔性翼气动特性问题, 必须运用流-固耦合动力学^[1-3]来解决外形变化和压力分布引起的气弹性问题. 基于 Navier-Stokes (N-S) 方程和柔性翼耦合问题分析^[4-12]所带来的困难, 以及黏性对柔性翼气动特性的重要影响使

之关于这方面的研究鲜有报道.

国内对于柔性翼的研究相对较少, 目前有关柔性翼问题研究的公开报道或资料也较少. 从目前的研究情况来看, 柔性翼的研究还处在发展阶段, 对其涉及的气动、结构和材料等学科的耦合问题还缺乏令人满意的解决方法. 尤其是还没有建立起系统的数学分析模型. 对柔性翼结构设计还没有形成系统的设计方法和理论分析研究体系, 有待于做进一步的深入研究.

柔性翼的结构布局形式即柔度是影响柔性翼

收稿日期: 2009-11-17; 修订日期: 2010-01-25

基金项目: 国家自然科学基金(10802066)

作者简介: 李占科(1973—), 男, 陕西岐山人, 副教授, 博士, 研究方向为飞行器总体和综合设计.

飞行器气动特性的主要因素,而不同的柔度其气动特性的差异也比较大。

鉴于柔性翼气动-结构耦合问题的复杂性和现有的技术水平,笔者采用风洞实验的方法,通过柔性翼实验模型的风洞实验来进行柔性翼的布局研究。

1 实验设备

如图 1 所示,实验中的风洞为直流下吹式,实验段口径:50 cm×50 cm,稳定风速变化范围:3~20 m/s,该风洞流场品质满足低速风洞流场品质相关指标。



图 1 西北工业大学微型飞行器专用风洞
Fig. 1 Specific micro air vehicle (MAV) wind tunnel of Northwestern Polytechnical University (NPU)

应变天平为 MPT0404 型微量程天平,升力量程为-500~500 g、阻力量程为-300~300 g. 该天平专为微型飞行器设计,天平设计、校准满足相关标准. 该天平摒弃常用微力天平的长杆型设计,风速控制与测量装置专门设计,使风速满足微型飞行器低速飞行的特殊要求,最低稳定风速可达3 m/s.

专门研制了与微量程天平配套的高精度数据采集系统,可对各种信号进行硬件滤波和软件滤波处理,以满足微型飞行器动态测量的要求。

另外,在实验过程中进行了预吹风,对天平支架阻力和洞壁干扰进行了必要的修正,以使所得实验结果更加接近于干净机翼的理想状态。

2 实验模型

为了便于对比研究,本文制作的实验模型为采用相同平面形状的无弯度薄板柔性翼. 翼展 300 mm,根弦 150 mm,尖弦 100 mm,机翼面积 39 600 mm²,采用梁条和肋条黏结而成,在距前缘 40 mm 处设置梁条(如图 2 所示). 梁条直径

3 mm,截面半圆形,截面面积 3. 53 mm². 肋条沿展向等间距铺开,每种布局的肋条间距和截面尺寸不同. 柔性翼采用碳纤维复合材料(碳杆)为骨架结构,以聚乙烯薄膜为蒙皮材料. 通过改变肋条的间距和肋条截面面积来改变机翼的柔度,分别制作了具有不同柔度的九种布局柔性翼实验模型(图 3). 每种模型的肋条分布情况和参数如表 1 所示。

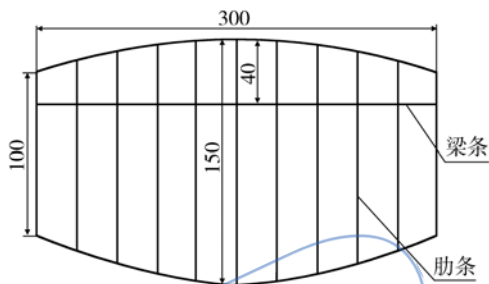


图 2 柔性翼平面布局
Fig. 2 Layout of flexible wing

表 1 九种柔性翼实验模型肋条分布及参数
Table 1 Rib distribution and parameters of nine kinds of different layouts of flexible wing test models

布局 编号	肋条分布及参数			
	间距/ mm	截面形状	直径/ mm	截面面积/ mm ²
1	50	圆形	1. 5	1. 76
2	50	半圆形	2	1. 57
3	50	圆形	2	3. 14
4	30	圆形	1. 5	1. 766
5	30	半圆形	2	1. 57
6	30	圆形	2	3. 14
7	16. 7	圆形	1. 5	1. 766
8	16. 7	半圆形	2	1. 57
9	16. 7	圆形	2	3. 14

在实验中,实验天平为三分量应变天平. 实验风速分别用 8, 10, 12 m/s 三种风速. 在每一给定风速下,进行了一 4°, -2°, 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 16°, 18°, 20° 共 13 个攻角的实验. 九种布局在给定风速 8, 10, 12 m/s 下的雷诺数(相对平均气动弦)分别为 6. 882 × 10⁴, 8. 603 × 10⁴, 1. 0323 × 10⁵.

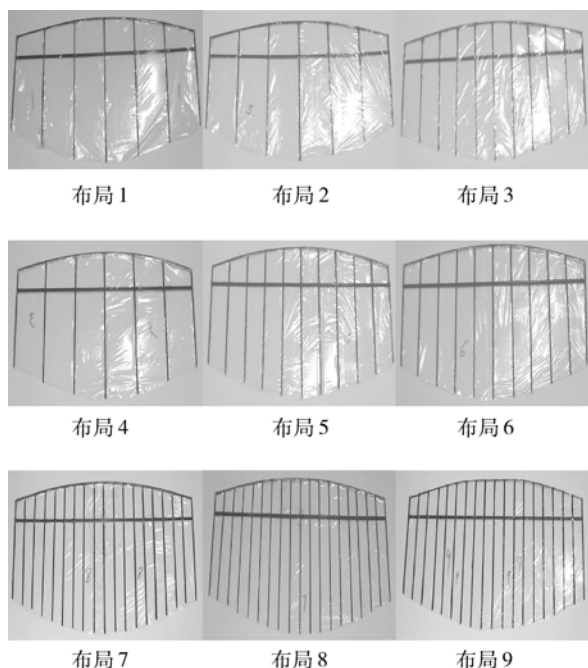


图3 不同柔度的九种布局柔性翼实验模型

Fig. 3 Nine kinds of layouts of flexible wing test models with different flexibilities

3 实验结果与分析

经过风洞实验,获得了不同柔度的九种布局柔性翼的升阻特性. 为了便于比较,首先将肋条间距相同的作为一组,共三组进行纵向比较. 然后,再将每组中具有相对最优布局的放在一起进行横向比较.

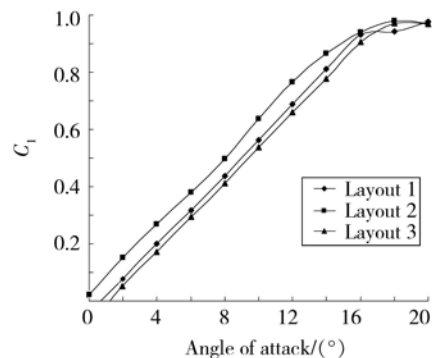
3.1 相同肋条间距布局的气动特性

3.1.1 布局1,2,3的气动特性

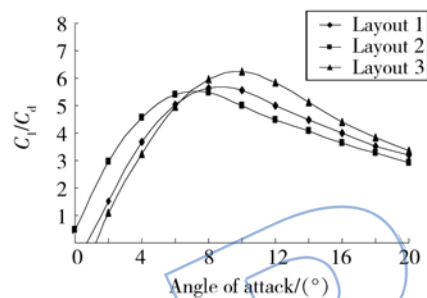
从图4可以看出,对于肋条间距为50 mm的柔性翼,在相同攻角下,布局2具有相对最大的升力系数. 在攻角小于 8° 时,布局2具有最大的升阻比,此时的最大升阻比为5.87. 在攻角大于 8° 时,布局3具有最大的升阻比,在 10° 时获得了最大升阻比为6.29. 但是,在相同攻角下,布局3的升力系数最小. 微型飞行器有利飞行攻角一般在 8° 左右,因此,综合考虑布局2在这三种布局中具有相对最佳的气动特性.

3.1.2 布局4,5,6的气动特性

从图5可以看出,对于肋条间距为30 mm的柔性翼,在相同攻角下,布局5具有相对最大的升力系数. 在攻角小于 10° 时,布局5具有最大的升阻比. 在攻角 $\alpha=8^\circ$ 时,升阻比取到最大值. $V=8$ m/s时,最大升阻比为6.27; $V=10$ m/s时,最大

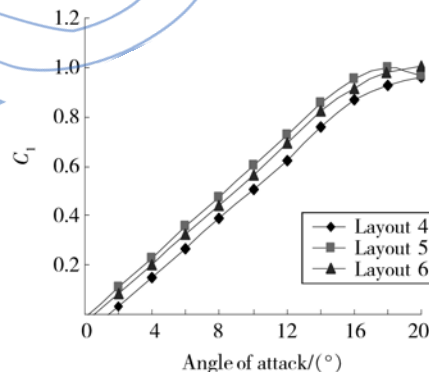


(a) 升力系数曲线

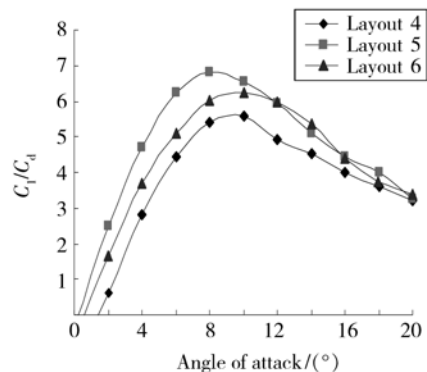


(b) 升阻比特性曲线

图4 风速 $V=8$ m/s 时,布局1,2,3的特性曲线
Fig. 4 Wind speed $V=8$ m/s, characteristic curves of the layout 1,2,3



(a) 升力系数曲线



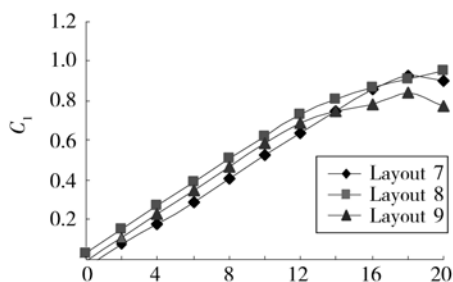
(b) 升阻比特性曲线

图5 风速 $V=10$ m/s 时,布局4,5,6的气动特性曲线
Fig. 5 Wind speed $V=10$ m/s, characteristic curves of the layout 4,5,6

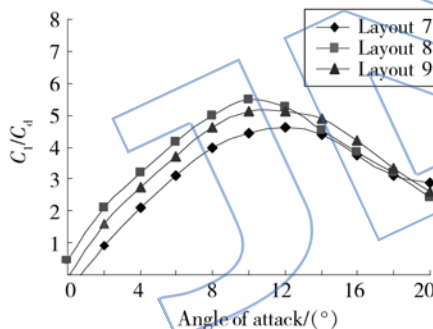
升阻比为 6.82; $V=12\text{ m/s}$ 时, 最大升阻比为 7.1. 因此, 布局 5 在这三种布局中具有相对最佳的气动特性.

3.1.3 布局 7, 8, 9 的气动特性

从图 6 可以看出, 对于肋条间距为 16.7 mm 的柔性翼, 在相同攻角下, 布局 8 具有相对最大的升力系数. 在攻角小于 10° 时, 布局 8 具有最大的升阻比. 在攻角 $\alpha=8^\circ$ 时, 升阻比取最大值. 在 $V=8\text{ m/s}$ 时, 最大升阻比为 5.77; $V=10\text{ m/s}$ 时, 最大升阻比为 5.78; $V=12\text{ m/s}$ 时, 最大升阻比为 5.49. 因此, 布局 8 在这三种布局中具有相对最佳的气动特性.



(a) 升力系数曲线



(b) 升阻比特性曲线

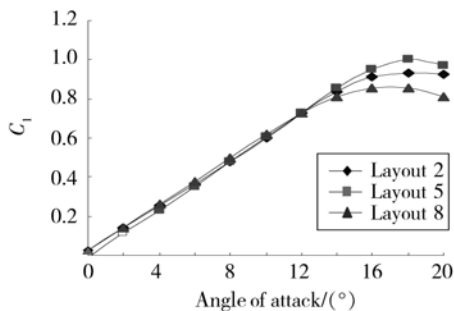
图 6 风速 $V=12\text{ m/s}$ 时, 布局 7, 8, 9 的气动特性曲线

Fig. 6 Wind speed $V=12\text{ m/s}$, characteristic curves of the layout 7, 8, 9

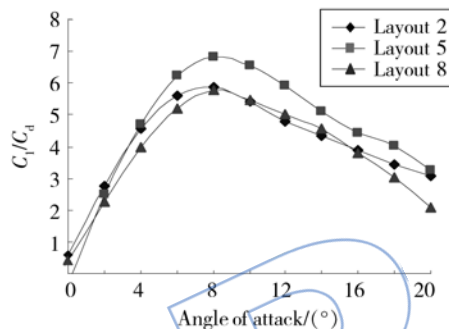
3.2 不同肋条间距布局的气动特性

在 3.1 节中分析比较了具有相同肋条间距的布局的气动特性, 对于肋条间距分别为 $50, 30, 16.7\text{ mm}$ 的柔性翼, 具有相对最佳布局的分别是布局 2, 5 和 8. 为了获得九种布局中的最佳气动布局, 对布局 2, 5 和 8 再进行横向的比较分析. 图 7 是布局 2, 5, 8 的气动特性曲线.

比较三种布局的升力系数曲线可以发现, 在不同速度下, 布局 2, 5, 8 的升力系数比较接近. 但是, 布局 5 具有相对较大的最大升力系数和失速攻角. 其最大升力系数基本达到 1, 失速攻角为



(a) 升力系数曲线



(b) 升阻比特性曲线

图 7 风速 $V=10\text{ m/s}$ 时, 布局 2, 5, 8 的气动特性曲线

Fig. 7 Wind speed $V=10\text{ m/s}$, characteristic curves of the layout 2, 5, 8

18° 左右.

比较三种布局的升阻比特性曲线可以发现, 在攻角大于 4° 时, 不同速度下, 布局 5 的升阻比都明显大于布局 2 和 8 的升阻比. 同时, 布局 5 在攻角 8° 时均取得最大的升阻比.

因此, 布局 5 在这三种布局中具有最佳气动特性.

综合以上的对比分析可得: 布局 5 在九种柔性翼布局中具有最佳的气动特性, 该布局柔性翼在 $V=10\text{ m/s}$ 时, 最大升阻比为 6.82; 在 $V=12\text{ m/s}$ 时, 最大升阻比为 7.1.

3.3 柔性翼对风速变化的响应特性

利用现有的实验数据, 可以得到柔性翼对风速变化的响应特性. 为了对比更加鲜明, 取柔性相对最大(肋条间距最小)的布局 1, 2, 3 和柔性相对最小(肋条间距最大)的布局 7, 8, 9 进行分析, 图 8 是不同布局最大升阻比对风速变化的响应曲线.

从图 8 可以看出, 柔性相对最大(肋条间距最小)的布局 1, 2, 3 在风速变化的情况下, 最大升阻比的变化比较小; 而柔性相对最小(肋条间距最大)的布局 7, 8, 9 在风速变化的情况下, 最大升阻比的变化比较大. 反映在对飞行环境的变化上来

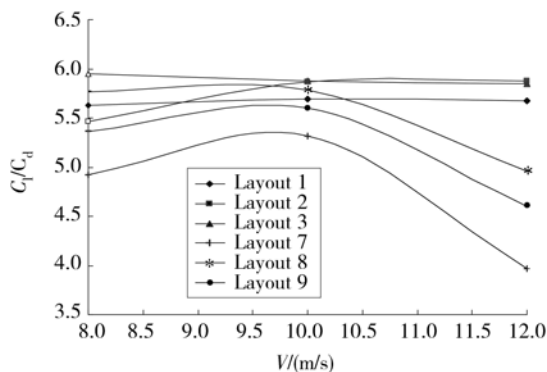


图8 不同布局最大升阻比风速变化的响应曲线

Fig. 8 Maximum lift-drag ratio of different layouts of the wind speed changes in response curves

说,就是柔性翼具有自适应特性,对风场的变化不敏感.为解决微型飞行器的抗风稳定飞行问题提供了依据.

4 结束语

通过对九种不同柔度的柔性翼实验模型做风洞实验,柔性相对最大(肋条间距最小)的布局在风速变化的情况下,最大升阻比的变化比较小;而柔性相对最小(肋条间距最大)的布局在风速变化的情况下,最大升阻比的变化比较大.反映在对飞行环境的变化上来说,就是柔性翼具有自适应特性,对风场的变化不敏感.为解决微型飞行器的抗风稳定飞行问题提供了依据.

参考文献:

- [1] Smith R W, Shyy W. Computation of unsteady laminar flow over a flexible two-dimensional membrane wing[J]. Physics of Fluids, 1995, 7(9): 2175-2184.
- [2] Shyy W, Smith R. Computation of laminar flow and flexible structure interaction[M]// Hafez M, Oshima K. Com-

putational Fluid Dynamics Review. New York: John Wiley & Sons, 1995: 777-796.

- [3] Smith R, Shyy W. Computation of aerodynamic coefficients for a flexible membrane airfoil in turbulent flow; a comparison with classical theory[J]. Physics of Fluids, 1996, 8(12): 3346-3353.
- [4] Shyy W, Udaykumar H S, Rao M M, et al. Computational fluid dynamics with moving boundaries[M]. Washington, DC: Taylor & Francis, 1996.
- [5] Shyy W. Computational modeling for fluid flow and interfacial transport[M]. Amsterdam, The Netherlands: Elsevier, 1994.
- [6] Lian Y, Shyy W, Haftka R T. Shape optimization of a membrane wing for micro air vehicles[R]. AIAA 2003-0106, 2003.
- [7] Ashley S. Palm-size spy plane[J]. Mechanical Engineering, 1998, 12(2): 1-11.
- [8] 李彦华, 石文蕊. 微型飞行器对传统航空技术的挑战[J]. 国际航空, 2000(5): 41-44.
LI Yanhua, SHI Wenrui. The challenge of micro-aircraft over traditional aeronautical technologies[J]. International Aviation, 2000(5): 41-44. (in Chinese)
- [9] 吴越. 微型飞机何时飞向战场[J]. 机器人技术与应用, 1998(3): 17-19.
WU Yue. When micro-aircraft fly to the battlefield[J]. Robot Technique Application, 1998(3): 17-19. (in Chinese)
- [10] 罗均, 蒋蓁, 程维明, 等. 国际上微型飞行器研究的进展及其关键技术[J]. 上海大学学报(自然科学版), 2001, 7(4): 293-296.
LUO Jun, JIANG Zhen, CHENG Weiming, et al. Progress in the study of micro aerial vehicle (MAV) and the key technologies[J]. Journal of Shanghai University (Natural Science Edition), 2001, 7(4): 293-296. (in Chinese)
- [11] McMasters J H, Henderson M L. Low-speed single-element airfoil synthesis[R]. SEE N79-23889, 1979.
- [12] Selig M S, Guglielmo J J, Broern A P, et al. Experiments on airfoils at low Reynolds numbers[R]. AIAA-1996-0062, 1996.