

# 微型飞机机翼平面形状选择方法研究

李占科, 宋笔锋, 苏润娥, 裴 扬

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 提出了一种在微型飞机初始设计阶段进行机翼平面形状选择的方法。该方法利用涡格法计算特定机翼平面形状的升阻特性, 再结合多项式拟合和插值运算, 利用等高线图进行直观的对比显示进行机翼平面形状的选择。通过在微型飞机原理样机研制中的应用, 验证了该方法的实用性和有效性。

**关键词:** 微型飞机; 涡格法; 平面形状; 多项式拟合

**中图分类号:** V279.2

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1002-0853(2005)03-0013-03

## 引言

根据美国国防高级研究计划局提出的要求, 微型飞机<sup>[1]</sup>(Micro Air Vehicle, MAV)的基本技术指标是: 各个方向的最大尺寸不超过 15 cm, 续航时间 20~60 min, 航程达到 10 km 以上, 飞行速度 22~45 km/h。由于微型飞机小尺寸、速度低的特点, 使其与常规飞行器相比, 所需的升力系数要大得多。因此, 如何选择合适的机翼平面形状以提高升阻比, 是微型飞机气动布局研究面临的一个重要问题。目前已有许多有较大影响的微型飞机研究项目, 研制出的微型飞机的机翼平面形状也是多种多样, 如美国洛克希德公司研制的“Micro Star”采用梯形机翼; 空间环境公司的“Black Widow”选用椭圆形机翼; MLB公司的“Trochoid”则采用抛物线形机翼等。虽然对于微型飞机低雷诺数条件下飞行的流动机理研究已有不少<sup>[2,3]</sup>, 但是国内外航空界对哪种机翼外形的气动布局最适合于微型飞机仍无定论。因此, 开展微型飞机机翼平面形状选择研究是一项很有价值的工作。但是, 机翼平面形状的选择如果采用传统的反复试验(如风洞试验和飞行试验)和 CFD 计算(利用结构化或非结构化网格计算)方法则会存在时间长、成本高的问题。从飞机整个研制过程综合考虑, 在飞机初始设计阶段这是很不经济的。本文提出了一种将涡格法计算和多项式拟合及插值计算相结合, 并利用等高线图进行直观对比显示来选择机翼平面形状的方法。

## 1 涡格法计算

涡格法是升力面理论中一种比较实用的数值计算方法。它所采用的基本计算模型是: 沿展向和弦向都分布离散的马蹄涡, 整个机翼用有限多个离散马蹄涡系来代替。涡格法计算软件具有一定的计算精度, 尤其是运算速度快, 比较适合于飞机设计的初始阶段。通过对国内外已经研制的微型飞机进行研究可以发现, 微型飞机机翼最常采用的平面形状有矩形、齐默曼形、反齐默曼形和椭圆形等。齐默曼形(或反齐默曼形)是由两个半椭圆在四分之一(或四分之三)弦线处相贴合而组成。选用展弦比  $\lambda=1$  和  $\lambda=2$  的四种平面形状机翼作为备选外形(见图 1)进行分析计算。

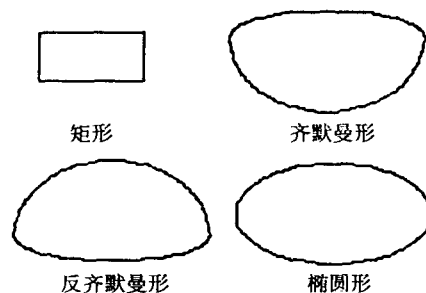


图 1 最常用的四种平面形状

本文采用涡格法计算程序对图 1 中的四种平面形状机翼进行了计算。图 2、图 3 分别给出了展弦比为  $\lambda=1$  和  $\lambda=2$  两种情况下机翼升力系数、阻力系数随迎角变化的计算结果。从图中可以看出, 矩形和

收稿日期: 2004-06-09; 修订日期: 2005-05-30

基金项目: 总装气动预研项目(413130401)及国防基础科研项目(J1500C001)联合资助

作者简介: 李占科(1973-), 男, 陕西岐山人, 博士研究生, 主要从事微型飞行器总体设计研究。

反齐默曼形机翼有较好的性能。但是,哪一种外形更理想还有待进一步的研究。

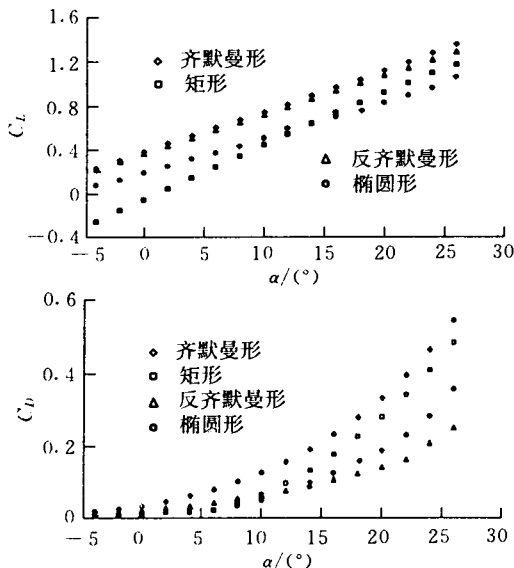


图 2 展弦比  $\lambda=1$  时的升阻特性

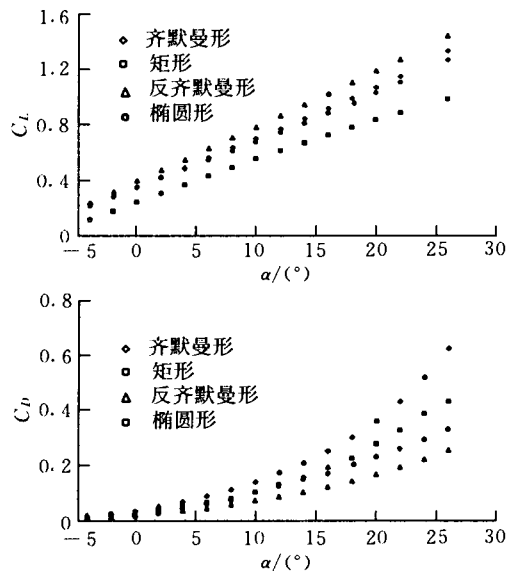


图 3 展弦比  $\lambda=2$  时的升阻特性

## 2 多项式拟合与插值

考虑到小展弦比机翼升力的固有非线性特性,采用最小二乘法对图 2 和图 3 中四种平面形状的每一组数据分别进行二次多项式的拟合。最终拟合的多项式为:

$$C_{X,\lambda-1}(a) = a_{\lambda-1} + b_{\lambda-1}a + c_{\lambda-1}a^2 \quad (1)$$

( $i = 1, 2; X = L, D$ )

展弦比  $\lambda=1\sim 2$  的机翼二次多项式的系数采用线性插值计算。例如,对一个  $\lambda=1.5$  的机翼,  $b_{\lambda=1.5}$  的系数是  $b_{\lambda=1}$  和  $b_{\lambda=2}$  系数的平均值。

对于一架飞机,当起飞重量和估计的飞行速度已知时,维持飞机平飞所需的升力系数由式(2)可以求出。

$$C_{L,req} = \frac{W}{\rho v^2 S / 2} \quad (2)$$

式中,  $W$  为飞行器重量;  $v$  为估计的巡航速度;  $S$  为机翼面积。如果微型飞机的估算起飞质量为 100 g, 估计的巡航速度为 36 km/h, 随着机翼面积从 200  $\text{cm}^2$  改变到 600  $\text{cm}^2$ , 则所需  $C_{L,req}$  的值在 0.78 和 0.26 之间变化。对每个  $S$  和  $\lambda$  值, 存在给定机翼外形所需的升力系数  $C_{L,req}$ , 同时会对应一个所需的迎角  $\alpha_{req}$ 。一旦得到所需的  $\alpha_{req}$ , 则对  $\lambda$  为 1~2 的机翼, 在迎角  $\alpha_{req}$  下的阻力系数  $C_D$  就可以通过拟合出的二次多项式进行插值计算得到。

## 3 插值等高线图

为了体现微型飞机对最大尺寸的要求, 以最大尺寸  $L_{max}$  代替机翼面积  $S$  作为特征参数。例如: 对矩形机翼最大尺寸为矩形的对角线; 对椭圆、齐默曼和反齐默曼形机翼, 最大尺寸为翼弦或翼展(主要决定于机翼的展弦比值是否大于 1)。以  $L_{max}$  和  $\lambda$  作为自变量, 所需  $C_{L,req}$  对应的  $\alpha_{req}$  为因变量, 根据变量之间的相互关系(例如, 矩形机翼  $L_{max}$ ,  $\lambda$  及  $S$  之间的关系为:  $\frac{L_{max}^2 \lambda}{\lambda^2 + 1}$ ) 及式(1)、式(2)就可以确定函数关系  $\alpha = f(L_{max}, \lambda)$  或  $C_D = f(L_{max}, \lambda)$ , 利用 MATLAB 中的等高线函数并进行插值运算就可以得到四种机翼平面形状参变量之间的关系图。图 4、图 5 分别为对应于  $\alpha_{req}$  和  $C_D$  的等高线图, 其中每块图右侧的色标尺代表  $\alpha_{req}$  或  $C_D$  的取值。

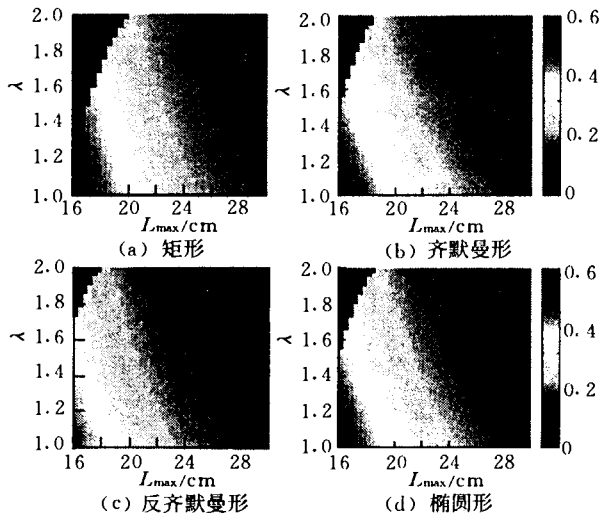
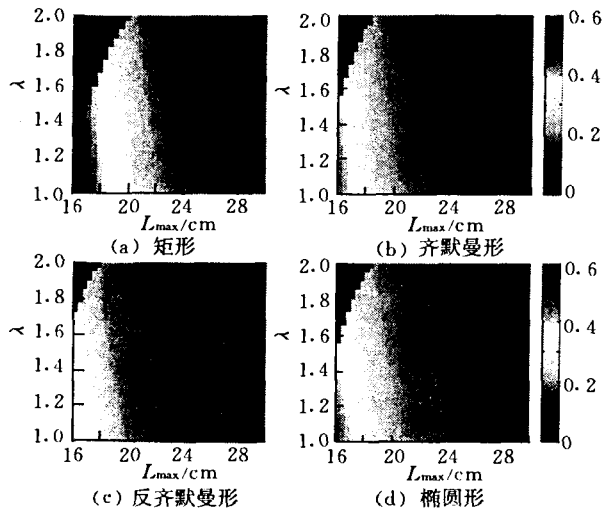


图 4 函数  $\alpha = f(L_{max}, \lambda)$  的云图

图5 函数  $C_D = f(L_{\max}, \lambda)$  的云图

通过对比图4、图5,可以看出在给定  $L_{\max}$  和  $\lambda$  条件下,反齐默曼形机翼具有所需的最小  $\alpha_{\text{req}}$  和最低的  $C_D$ 。因此,反齐默曼形是最大尺度限制下的微型飞机最好机翼平面形状。

#### 4 原理样机的验证

在满足一定的设计要求条件下,利用现有技术水平试制了采用反齐默曼形机翼的微型飞机原理样机(见图6),该样机最大尺寸为25.4 cm,展弦比为1.2,并能够稳定飞行。同时,试制了具有相同展弦比和最大尺寸的矩形翼微型飞机,在相同的条件下,该机未能成功飞行。排除其他原因外,机翼平面形状在

一定程度上影响了微型飞机的性能。这也在一定程度上验证了本文方法的实用性和有效性。

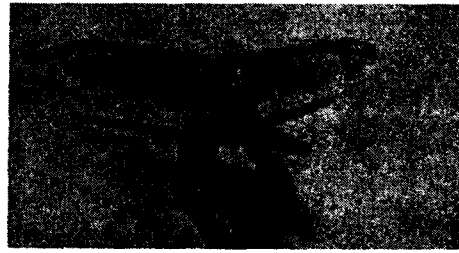


图6 采用反齐默曼形机翼的原理样机

#### 5 结束语

本文提出的微型飞机机翼平面形状选择方法是一种相对比较简单的方法,该方法虽然不能作为微型飞机细节设计和精确计算的最终结果,但是在初始设计阶段进行直观地分析、比较,则基本可以满足使用要求,并具有较高的经济性和实用性。

#### 参考文献:

- [1] Joel M. Matthew T. Development of the Black Widow Micro Air Vehicle [R]. AIAA-01-0127, 2001.
- [2] Gursul I. Taylor G. Vortex Flows over Fixed Wing Micro Air Vehicles [R]. AIAA-02-14137, 2002.
- [3] Pelletier A. Mueller T J. Low Reynolds Number Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio, Thin/Flat/Cambered-Plate Wings [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 825-832.

## Study on the Selection of Micro Air Vehicle's Wing Shapes

LI Zhan-ke, SONG Bi-feng, SU Run-e, PEI Yang

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

**Abstract:** Due to the lack of a thorough understanding of the aerodynamics mechanism of micro air vehicle (MAV) flying at a low Reynold number range, which wing shape is best to MAV has not come to a conclusion. Trial and error often leads to lengthy and costly design processes, also to computational fluid dynamics (CFD). It is unworthy and unnecessary to do so at the preliminary stage of the aircraft design. In this paper a relatively simple method on selecting of MAV' wing shapes is given. The approach of the method are: (1) calculate the lift coefficient  $C_L$  and drag coefficient  $C_D$  versus angle of attack using vortex lattice software such as Tornado which spends little computer calculation time; (2) fit the discrete data gotten from (1) in second-degree polynomial, and get the fitting quadratic equation of  $C_L$  and  $C_D$ ; (3) calculate a weight given MAV's required lift coefficient  $C_{\text{req}}$  using the maximum dimension  $L_{\max}$ , such as rectangular diagonal, and aspect ratio  $\lambda$ , and use (2) to establish the relationship between the  $L_{\max}$ ,  $\lambda$  and the required angle of attack; (4) draw contour plot. The method has been successfully used in the development of our MAV and flight test has also been validated its practicability and validity.

**Key words:** micro air vehicle; vortex lattice; planform shape; polynomial fitting

(编辑:王育林)