

文章编号 1004-924X(2015)02-0511-09

低雷诺数旋翼翼型设计及气动仿真

高庆嘉^{1,2}, 白越^{1*}, 孙强¹, 赵柱³, 赵常均^{1,2}, 官勋¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京, 100049; 3. 大陆汽车电子(连云港)有限公司 长春分公司, 吉林 长春 130000)

摘要:研究了低雷诺数下薄圆弧旋翼的翼型, 考虑其对高气动性能、高结构强度和便于制造和轻量化的要求, 提出一种具有上凸结构的薄圆弧翼型。通过在翼型上表面增加凸起结构, 增加部分弦长的翼型厚度并安装加强筋来提高翼型展向的结构强度; 设计出了最大厚度为 4.3%、圆弧均匀厚度为 2.5%、最大弯度为 5.5% 和均匀弯度为 4.5% 的薄圆弧翼型。采用基于二维定常、不可压缩 Navier-Stoke 方程的数值仿真方法计算了该翼型在雷诺数为 40,000~100,000, 迎角为 -4° ~ 12° 下的气动性能, 并获得了该翼型上下表面的压力系数分布线和速度矢量图。采用该翼型制作了直径为 40 cm, 质量为 15 g, 桨距为 15.7 cm 的碳纤维旋翼; 在悬停状态下完成了它的升力和结构强度试验。实验结果显示其性能满足使用要求。目前, 研制的旋翼已成功地应用于某型多旋翼飞行器。

关键词:低雷诺数; 翼型设计; 气动性能; 仿真

中图分类号: V211.52; TP391.1 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20152302.0511

Design and aerodynamic simulation of low Reynolds number rotor airfoil

GAO Qing-jia^{1,2}, BAI Yue^{1*}, SUN Qiang¹, ZHAO Zhu³, ZHAO Chang-jun^{1,2}, GONG Xun¹

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;*

3. *Changchun Branch, Continental Automotive Corporation (Lian Yun Gang), Changchun 130000, China)*

* *Corresponding author, E-mail: gaoqj@ciomp.ac.cn*

Abstract: This research focuses on the thin circular arc rotor airfoils at a low Reynolds number. A novel thin circular arc airfoil with a convex structure was designed in consideration of its demand for high aerodynamic performance, high structural strength, lightweighting and easy manufacture. A convex curve on the upper surface of the airfoil was adopted to increase the thickness of airfoil at the partial chord and a stiffener in the airfoil was installed to improve the structural strength of blade span wise. The designed thin circular arc airfoil has the maximum thickness of 4.3%, a circular average thickness of 2.5%, the maximum camber of 5.5% and an average camber of 4.5%. Numerical simulations for computing the aerodynamic performance of the airfoil were performed at the representative Reynolds

收稿日期: 2013-11-12; 修订日期: 2014-01-10.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 11372309, No. 61304017)

number between 40,000 and 100,000, and the angle of attack (AOA) from -4° to 12° by using the two dimensional steady and incompressible Navier-Stoke equations. The pressure coefficient distribution line of airfoil surfaces and the velocity vector were acquired. A carbon fiber rotor with a diameter of 40 cm, a mass of 15 g and rotor pitch of 15.7 cm was manufactured with the present airfoil, and the experiments on the lift force and the structural strength in a hover state were performed and the results show the performance of the airfoil meets the use requirements. At present, the developed rotor airfoil has been successfully used in a rotor aircraft.

Key words: low Reynolds number; airfoil design; aerodynamic performance; simulation

1 引言

微小型多旋翼飞行器具有垂直起降、空中悬停和低速飞行的能力,特别适合于在狭窄环境下完成指定任务^[1-5],因此受到各国研究机构和公司的广泛关注。多旋翼飞行器的性能主要取决于旋翼,而旋翼性能又主要取决于翼型,因此,研发先进旋翼翼型对提高飞行器的飞行性能、操纵品质和承载能力具有重要意义。微小型旋翼尺寸小、速度低,一般工作在 20 000~200 000 的低雷诺数下,而翼型在低雷诺数下的气动特性与在高雷诺数下区别显著^[6-10];黏性力会引起翼型边界层产生复杂变化,如层流分离、层流到湍流的过渡、重附,从而导致常规翼型的升力系数急剧下降,阻力系数显著增加,旋翼性能恶化。Schmitz 利用低速风洞在雷诺数为 42 000~420 000 气动环境下对流线型和薄平板翼型进行了实验,指出只有降低层流分离和减少气泡产生,才能使翼型具有良好的气动特性^[11]。Laitone 在 Schmitz 研究的基础上,利用风洞实验比较了 NACA0012、薄平板翼型和薄圆弧翼型的气动特性,结果表明升力的大小依次为薄圆弧翼型、平板翼型、NACA0012 翼型^[12-13]。Mueller 对 Eppler61、Pfenninger048、薄平板翼型和薄圆弧翼型进行了风洞实验。研究结果表明薄圆弧翼型具有较高的升力和升阻比,适用于微小型飞行器^[14]。

薄圆弧翼型虽然具有良好的低雷诺数气动性能,但是由于微小型旋翼尺寸小,翼型绝对厚度小,从而使旋翼的结构强度和刚度低,当将薄圆弧翼型应用在微小型多旋翼飞行器上时,不但易损坏,而且气动稳定性差。虽然增大翼型厚度可提高旋翼结构刚度,但是对于具有 6 个、8 个和更多旋翼的飞行器,考虑其续航时间和带载能力有限,

增加质量不可取。

本文兼顾气动性能、结构强度、制造和轻量化的要求,对传统薄圆弧翼型进行改进,提出了一种具有上凸结构的低雷诺数翼型。采用基于二维定常、不可压缩 Navier-Stoke 方程的数值计算方法计算了该翼型在雷诺数为 40 000~100 000 的气动性能,并与传统薄圆弧翼型进行了对比。分析该翼型在雷诺数为 60 000 下的压力系数分布线和速度流场,最终采用该翼型制作了直径为 40 cm、质量为 15 g 的碳纤维旋翼,完成了悬停状态下的升力和结构强度试验。

2 翼型设计与性能仿真

2.1 翼型设计

目前常用的翼型设计方法有工程经验法、基于压力分布的反设计法和基于梯度算法的设计方法^[15-17]。前两种方法已广泛应用于工程实践,本文采用工程经验法进行设计。Mueller 定义^[14]的薄圆弧翼型结构如图 1 所示,其由椭圆形前缘、上表面圆弧、三角形后缘和下表面圆弧组成。

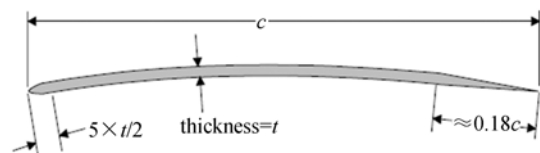


图 1 薄圆弧翼型结构示意图

Fig. 1 Structural schematic of thin circular arc airfoil

本文在传统薄圆弧翼型结构的基础上,将翼型上表面添加了凸起曲线,提供了放置加强筋的空间,如图 2 所示。

该翼型包括 8 部分。其中前缘 1、上表面圆弧 2、过渡曲线 3、凸起曲线 4、过渡曲线 5、上表面圆弧 2、后缘 6、下表面圆弧 7、前缘 1 依次连接,

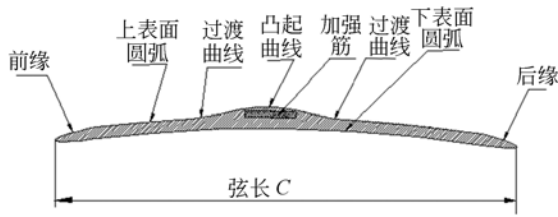
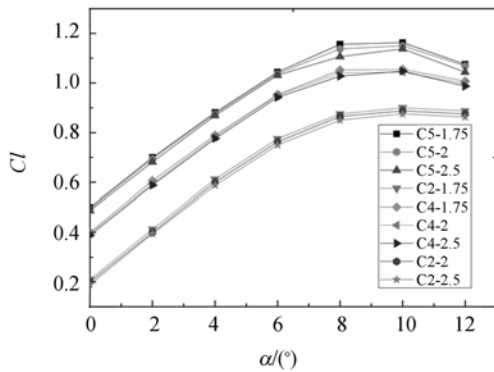


图 2 本文翼型结构示意图

Fig. 2 Structural schematic of proposed airfoil

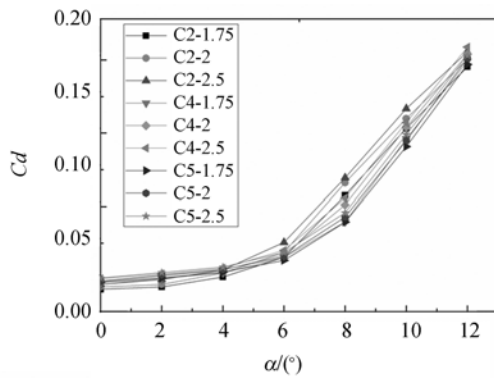
组成闭合曲线形成翼型,加强筋 8 位于凸起曲线 4 和下表面圆弧 5 之间。为了便于加工制造,翼型的前缘和后缘均采用椭圆形。

图 3 为不同结构参数的薄圆弧翼型气动性能对比^[18]。



(a) 升力系数

(a) Lift coefficients



(b) 阻力系数

(b) Drag coefficients

图 3 不同参数薄圆弧翼型升力系数和阻力系数

Fig. 3 Lift and drag coefficients of thin circular arc airfoil with different sizes

由图 3 可见,翼型的升力系数随着厚度的增加而减小,随着弯度的增加而增大;阻力系数随着厚度的增加而增加,随着弯度的增加而减小。因

此,翼型厚度越小、弯度越大,气动性能越好。但同时翼型的结构强度和刚度会变弱,加工难度也会随之增大。考虑到碳纤维旋翼的加工工艺要求,在表层和内衬需各铺设一层碳纤维布,而且要满足单向碳纤维加强筋厚度为 0.2 mm 这两个约束条件。另外,为了保证翼型具有较高的气动性能,所设计出的上凸结构薄圆弧翼型均匀厚度为 2.5%、均匀弯度为 4.5%上,具体尺寸如表 1 所示。

表 1 本文所提翼型的设计参数

Tab. 1 Design parameters of proposed airfoil

名称	最大厚度	最大弯度	均匀厚度	均匀弯度
数值	4.3%	5.5%	2.5%	4.5%

薄圆弧翼型通常根据其弯度命名,如弯度为 4.5%的薄圆弧翼型称为 C4.5。本文翼型具有两个弯度,最大弯度为 5.5%,均匀圆弧弯度为 4.5%,因此,将其命名为 C5.5/4.5。相比传统的薄圆弧翼型,本文翼型增加了上表面凸起曲线,在凸起曲线与下表面曲线间留有足够的空间以安装加强筋,这有利于提高旋翼的展向结构强度和刚度。

2.2 仿真方法

采用计算流体力学的数值仿真方法能够较准确地预测翼型的气动性能,并且成本低、周期短,日渐成为翼型气动力计算的主要手段^[7-9,18]。本文采用数值仿真方法对低雷诺数翼型的气动性能进行计算与分析。考虑低雷诺数下流场的气流黏性影响,控制方程采用定常、不可压缩的 Navier-Stoke 方程。对于二维定常、不可压缩和黏性流体,其质量、动量和能量的运动方程分别如下:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0, \quad (1)$$

$$\rho(u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y}) = \mu(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}) - \frac{\partial p}{\partial x}, \quad (2)$$

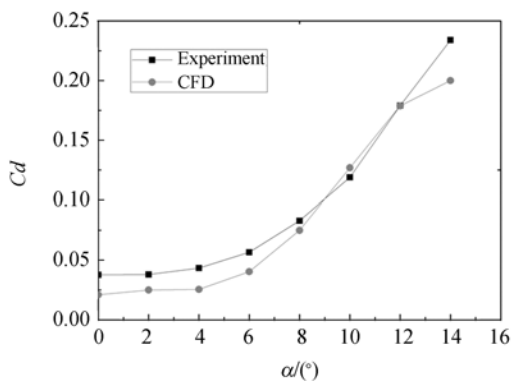
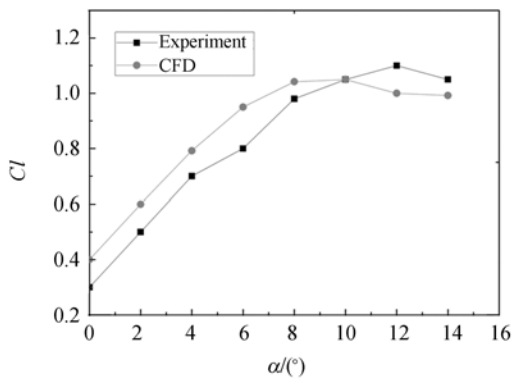
$$\rho(u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y}) = \mu(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2}) - \frac{\partial p}{\partial y}, \quad (3)$$

$$\frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial E}{\partial y} = Q + W, \quad (4)$$

其中:方程(1)为质量方程;方程(2)和(3)为 x 方向和 y 方向的动量方程;方程(4)为能量方程。式中: ρ 为空气密度; u 、 v 为流场速度在两个坐标

方向的分量; E 是系统的总能量; Q 可以通过系统界面以热传导形式传递给系统的热量。层流黏性系数 μ 通过 Sutherland 公式给出, 湍流黏性系数由 Spalart-Allmaras 湍流模型给定。耗散格式采用二阶迎风方式; 压力-速度耦合采用 SIMPLE 算法; 网格采用双曲线方程生成的 C 型网格, 计算外边界为翼型的 20 倍弦长, 翼型壁面条件为无滑移边界条件, 出口边界给定大气压强, 入口边界给定来流速度, 并通过改变来流速度实现不同雷诺数下的翼型仿真。

为验证仿真方法的合理性, 对 4.5% 弯度、2.5% 厚度的薄圆弧翼型在雷诺数 60 000 下进行仿真分析, 并与风洞实验数据^[14] 进行对比, 结果如图 4 所示。可以看出, 仿真计算的升力系数和阻力系数与风洞实验数据基本一致, 在 $0^\circ \sim 8^\circ$ 迎角下, 仿真计算的升力系数略高于风洞实验, 阻力系数略低于风洞实验值, 但是, 仿真计算的失速迎角为 10° , 相比风洞实验提前了 2° 。



(b)阻力系数的对比结果

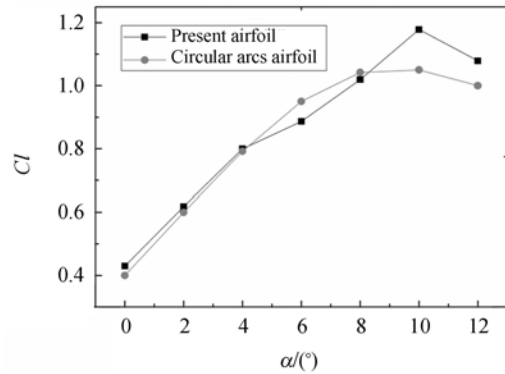
(b)Comparison results of drag coefficients

图 4 翼型升力系数和阻力系数的仿真与实验对比结果

Fig. 4 Performance comparison of simulation and experiment about lift coefficients and drag coefficients

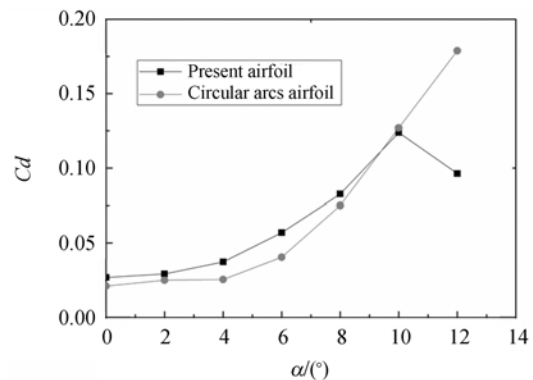
2.3 结果与讨论

根据多旋翼飞行器的工作速度、机动性能和旋翼 0.75R 弦长大小, 由公式 $Re = \rho v c / \mu$ 计算的雷诺数为 40 000~100 000。式中: ρ 表示空气密度, 海平面值为 1.225 kg/m^3 ; v 表示线速度; c 表示弦长; μ 表示黏性系数, 海平面值为 $17.89 \times 10^{-6} \text{ kg/(m} \cdot \text{s}^{-1})$ 。



(a)升力系数随迎角的变化曲线

(a)Lift coefficients vs angle of attack(AOA)



(b)阻力系数随迎角的变化曲线

(b)Drag coefficients vs AOA

图 5 本文所设计翼型与薄圆弧翼型的升力系数和阻力系数比较

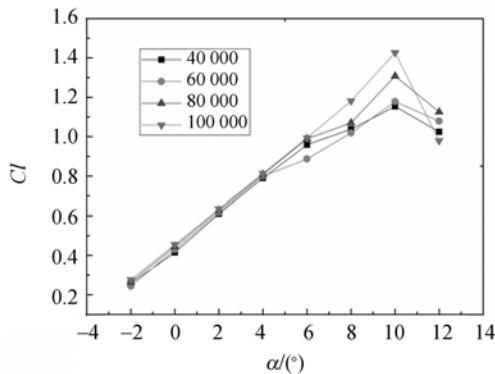
Fig. 5 Comparison between lift coefficients and drag coefficients from proposed airfoil and thin circular arc airfoil

图 5 为在雷诺数 60 000 下本文设计的翼型 C5.5/4.5 与 4.5% 弯度、2.5% 厚度的薄圆弧翼型 C4.5 气动性能的对比较结果。从图 5(a)可以看出, 在 $0 \sim 4^\circ$ 迎角下 C5.5/4.5 的升力系数略大于 C4.5 的升力系数, 在 0° 迎角时两者差 7% 左右。C5.5/4.5 升力系数在 10° 迎角时达到最大值 1.18, C4.5 在 10° 迎角时达到最大值 1.05, C5.5/

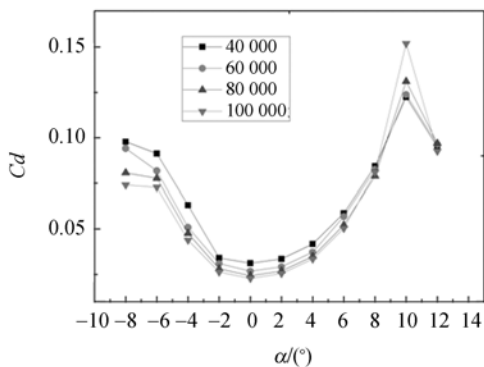
4.5 与 C4.5 的失速迎角均为 10° 。从图 5(b) 可以看出, C5.5/4.5 的阻力系数在迎角为 $0\sim 8^\circ$ 时大于 C4.5 的阻力系数, 在迎角为 4° 时两者差 46% 左右, 但在迎角约为 8.5° 以后小于 C4.5 的, 并且在迎角为 10° 以后, 阻力系数随迎角的增加反而下降。综上, C5.5/4.5 在低迎角下具有与薄圆弧翼型相近的气动性能, 在大迎角下具有优于薄圆弧翼型的气动性能。

另外, 从翼型面积看, C5.5/4.5 相比薄圆弧翼型 C4.5 增加了 3%, 但是其提供了安装加强筋的空间。

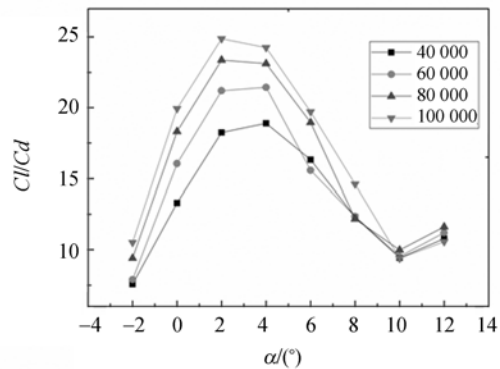
图 6 为本文设计的翼型在雷诺数为 40 000~100 000 内, 迎角为 $-2\sim 12^\circ$ 的气动性能曲线。图 6(a) 为不同雷诺数下升力系数 C_l 随迎角的变化曲线。可以看出, 升力系数随雷诺数的增大而增大, 在迎角为 $-2\sim 4^\circ$ 时, C_l 受雷诺数影响较小, 在迎角为 $4\sim 12^\circ$ 时, 受雷诺数影响相对较大。升力系数随着迎角增大先增大后减小, 在迎角为 10° 时达到最大值。在迎角为 $-2\sim 12^\circ$ 时, 升力系



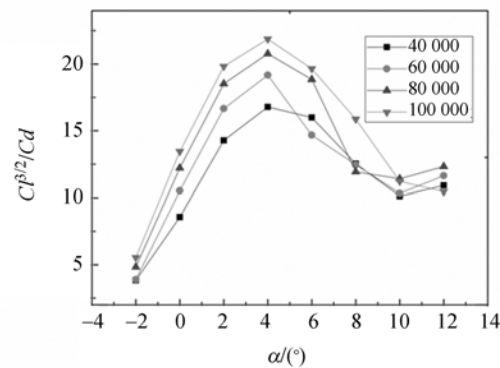
(a)不同雷诺数下升力系数随迎角的变化曲线
(a) Lift coefficients vs AOA α at different Re_s



(b)不同雷诺数下阻力系数随迎角的变化曲线
(b) Drag coefficients vs AOA at different Re_s



(c)不同雷诺数下升阻比随迎角的变化曲线
(c) C_l/C_d varies with AOA at different Re_s



(d)不同雷诺数下 $C_l^{3/2}/C_d$ 随迎角的变化曲线
(d) $C_l^{3/2}/C_d$ varies with AOA at different Re_s

图 6 本文翼型气动性能曲线

Fig. 6 Aerodynamic performance curves of proposed airfoil

数可用分段线性函数表示, 在雷诺数分别为 40 000、80 000 和 100 000 时, 相应的分段线性函数区间分别为 $-2\sim 6^\circ$ 、 $6\sim 10^\circ$ 和 $10\sim 12^\circ$; 雷诺数为 60 000 时, 分段线性函数区间分别为 $-2\sim 4^\circ$ 、 $4\sim 10^\circ$ 和 $10\sim 12^\circ$ 。以弧度表示迎角, 则分段函数的最大斜率约为 5.4, 最小斜率约为 2.8, 比传统翼型的升力线斜率(约 5.73)^[19] 更小, 这说明所提翼型受迎角变化的影响小。图 6(b) 为不同雷诺数下阻力系数 C_d 随迎角的变化曲线。可以看出, 阻力系数随着雷诺数的增大而减小, 随迎角增大先减小后增大, 在迎角为 0° 时, C_d 达到最小值, 迎角为 10° 以后, 阻力系数并没有像传统翼型那样一直保持增加, 反而开始下降。图 6(c) 为不同雷诺数下升阻比 C_l/C_d 随迎角的变化曲线, 升阻比是表征旋翼推进力的参数。可以看出, 升阻比随雷诺数的增大而增大, 在迎角为 $-2\sim 6^\circ$ 时,

升阻比变化较明显,迎角为 6° 以后升阻比受雷诺数的影响渐渐变小。升阻比随迎角的增大先增大后减小,不同雷诺数的最大升阻比稍有不同,但均在迎角为 $2\sim 4^\circ$ 时达到最大值。图 6(d) 为不同雷诺数下 $Cl^{3/2}/Cd$ 随迎角的变化曲线, $Cl^{3/2}/Cd$ 是表征飞行器航行时间的参数,其值越大航行时间越长。可以看出, $Cl^{3/2}/Cd$ 随雷诺数的增大而增大,随迎角增大先增大后减小,不同雷诺数下, $Cl^{3/2}/Cd$ 均在迎角为 4° 时达到最大值。

图 7 (彩图见期刊电子版) 是雷诺数为 60 000,迎角分别为 $4^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ$ 时翼型上下表面的压力系数分布线图。黑色曲线和红色曲线分别表示翼型上表面和下表面的压力系数分布线。从图 7(a) 可以看出,当迎角为 4° 时,翼型上表面的压力系数在翼型前缘处(弦长为零时)最小,然后逐渐上升,大约在 37% 弦长位置开始减小,到达 50% 弦长位置达到最小值,形成一个顺压梯度 ($dp/dx < 0$) 区域,在 50% 弦长以后开始逐渐增大,至 63% 弦长位置形成一个大的逆压梯度区域,从 63% 弦长以后,逆压梯度缓和,直至后缘处

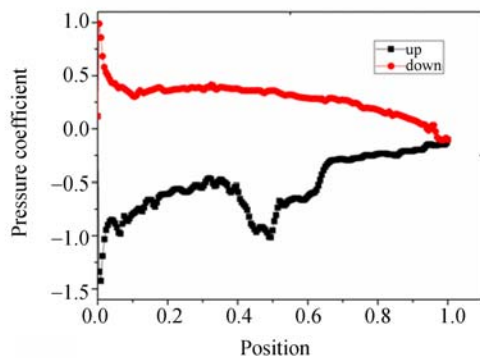
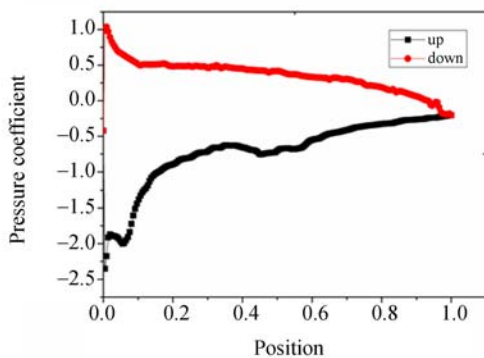
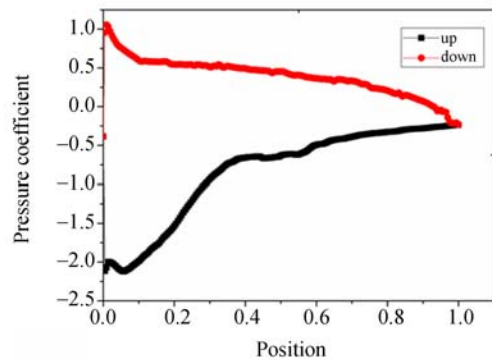
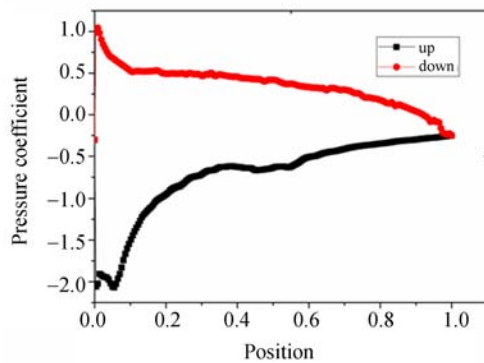
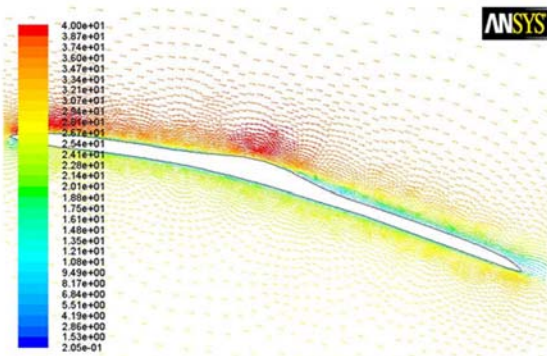
(a) $\alpha=4^\circ$ (b) $\alpha=8^\circ$ (c) $\alpha=10^\circ$ (d) $\alpha=12^\circ$

图 7 雷诺数为 60 000 时翼型上下表面压力系数分布图

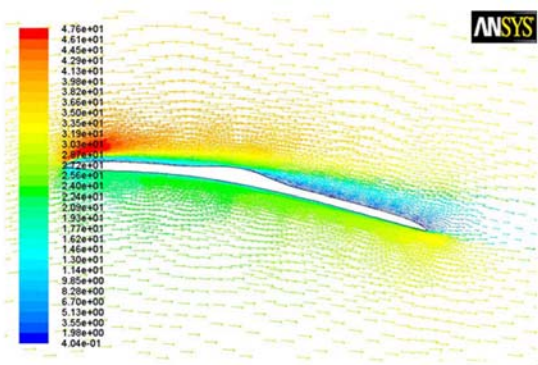
Fig. 7 Pressure coefficient distribution lines of proposed airfoil surface at Re of 60 000

压力系数达到来流静压值,整个弦长上表面压力系数处于零值以下。下表面压力系数从前缘到后缘逐渐减小,直到后缘与上表面压力系数分布线重合,下表面压力系数在 94% 弦长位置开始变为负值。上、下表面压力系数分布线说明翼型的上表面凸起曲线在 4° 迎角下有提高翼型升力系数的作用。从图 7(b) 可以看出,当迎角为 8° 时,翼型上表面压力系数分布线走势与 4° 迎角的走势基本相同,但是顺压梯度区域变小,顺压梯度区域以后的逆压梯度变化不明显,下表面压力系数在 93.5% 弦长位置开始变为负值。图 7(c) 和图 7(d) 分别为迎角为 10° 和 12° 时的压力系数分布线,可以看出,随着迎角增大,出现在翼型上表面的顺压梯度区域和逆压梯度区域越来越不显著,下表面压力系数分布线与迎角为 4° 时的走势基本一致,压力系数负值分别开始于 93% 和 92% 弦长位置。

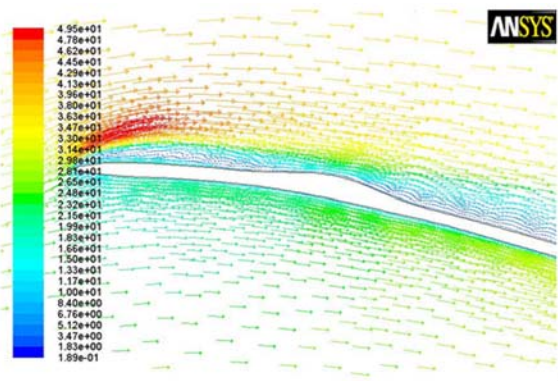
图 8 (彩图见期刊电子版) 是雷诺数为 60 000,迎角分别为 4、8、10、12°时翼型速度矢量图。从图 8(a)可以看出,当迎角为 4°时,在翼型上表面的前缘和凸起曲线位置出现两个红色的高速区域,由伯努利方程知,此时上表面低压值较小。翼型上表面的前缘至凸起曲线之间边界层流动趋于层流特征,但凸起曲线至后缘位置边界层流动已经出现层流分离现象,这是由于存在较大逆压梯度以及层流边界层稳定性差所致(见图 7(a))。从图 8(b)可以看出,当迎角为 8°时,翼型上表面的后缘处层流分离程度增强,凸起曲线处的高速区域减弱。从图 8(c)可以看出,当迎角为 10°时,翼型上表面凸起曲线处的高速区域已经消失,前缘至凸起曲线之间出现明显的层流分离现象,整个翼型上表面以凸起曲线最高点为界,在前缘至凸起曲线与后缘至凸起曲线之间分别形成明显的层流分离。从图 8(d)可以看出,当迎角为 12°时,以凸起曲线最高点为界,在翼型前缘和后缘两部分依然存在两处明显的层流分离现象,但



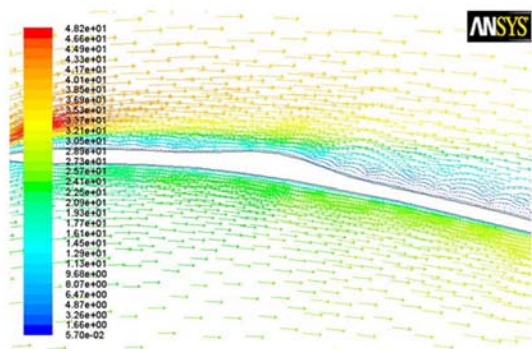
(a) $\alpha=4^\circ$



(b) $\alpha=8^\circ$



(c) $\alpha=10^\circ$



(d) $\alpha=12^\circ$

图 8 雷诺数为 60 000 时不同迎角下翼型的速度矢量图

Fig. 8 Velocity vector of proposed airfoil at different AOA's and Re of 60 000

前缘部分的层流分离相比迎角为 10°时的分离程度小。迎角为 4、8、10、12°时,翼型下表面边界层一直保持较好的层流流动特征。

2.4 翼型应用

采用本文设计的翼型制作旋翼,旋翼直径为 40 cm,桨距 15.7 cm,75%R 处弦长为 2.8 cm,旋翼材料采用碳纤维,采用单向碳纤维布作为加强筋,采用数控加工铝材制作模具,采用复合模高压工艺加工旋翼,旋翼重量为 15 g,实物如图 9 所示。悬停状态升力试验中,通过永磁无刷直流电机驱动旋翼转动,采用压力传感器 CZL605(精度为 0.02%)计算升力,采用转速计 DT2234C 采集速度。旋翼工作转速为 1 600~2 300 r/min,产生升力为 150~340 g,功耗为 9~31 W,效率保持在 10 g/W 以上。对旋翼进行结构强度和刚度试验,并与无上凸结构的旋翼进行比较,设置 75%R 处为力和力矩的作用点,分别施加 3.85 N 的力和



图 9 旋翼实物图

Fig. 9 Manufactured rotor

0.18 N·m 扭矩,结果如表 2 所示,旋翼被施加力时,前者变形是后者的 45.5%,旋翼被施加扭矩时,前者桨叶角增量是后者的 1/6。可见,具有上凸结构的薄圆弧旋翼的抗弯和抗扭性能得到明显提高。该旋翼各项性能满足使用要求,已应用于某型多旋翼飞行器。

表 2 旋翼的力学性能试验

Tab. 2 Mechanical performance of rotor

名称	变形/cm	桨叶角增量/(°)
具有上凸结构的旋翼	1	2
传统翼型的旋翼	2.2	12

参考文献:

- [1] PINES D J, BOHORQUEZ F. Challenges facing future micro-air vehicle development [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(2):290-305.
- [2] 朱自强,王晓璐,吴宗成,等.小型和微型无人机的气动特点和设计[J].*航空学报*,2006,27(3):353-364.
- ZHU Z Q, WANG X L, WU Z CH, *et al.*. Aerodynamic characteristics of small/micro unmanned aerial vehicles and their shape design [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(3): 353-364. (in Chinese)
- [3] 宫勋,白越,赵常均,等. Hex-Rotor 无人飞行器及其飞行控制系统设计[J].*光学精密工程*,2012,20(11):2450-2458.
- GONG X, BAI Y, ZHAO CH J, *et al.*. Hex-Rotor aircraft and its autonomous flight control system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(11): 2450-

3 结 论

本文通过对传统薄圆弧翼型进行改进,设计了一种新型的具有上凸结构的低雷诺数翼型。采用数值仿真方法分析了翼型的气动性能,结果显示:新翼型在低迎角下具有与传统薄圆弧翼型相近的气动性能,但在大迎角下其气动性能更优;新翼型的面积比薄圆弧翼型仅增加了 3%,但是提供了安装加强筋的空间;在雷诺数为 40 000~100 000 时,新翼型的升阻比 Cl/Cd 在迎角为 2~4° 时达到最大值, $Cl^{3/2}/Cd$ 在迎角为 4° 时达到最大值,翼型的最佳工作迎角为 2~4°;层流分离是该翼型主要的边界层流动特征。在低迎角下,层流分离出现在凸起曲线至后缘位置,随着迎角增大,层流分离逐步扩展到前缘,并以凸起曲线最高点为界,形成两大区域。最后,采用该翼型制作了碳纤维旋翼,直径为 40 cm,质量为 15 g,桨距为 15.7 cm。悬停状态下的升力和结构强度试验结果为:转速 1 600~2 300 r/min,效率大于 10 g/W;在 75%R 处施加 3.85 N 力,变形为 1 cm,施加 0.18 N·m 扭矩,桨叶角增加了 2°。本文所研制的旋翼已成功应用于某型多翼飞行器。

2458.

- [4] 杨阳,崔金峰,余毅.三旋翼飞行器动力学分析及建模[J].*光学精密工程*,2013,21(7):1873-1880.
- YANG Y, CUI J F, YU Y. Dynamical analysis and mathematical modeling of tricopter [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(7):1873-1880. (in Chinese)
- [5] 鲁剑锋.无人机光电载荷图像处理器的设计[J].*中国光学*,2011,4(5):448-452.
- LU J F. Design of image system in opto-electrical payloads on UAV [J]. *Chinese Optics*, 2011, 4(5): 448-452. (in Chinese)
- [6] CARMICHAEL B H. Low Reynolds number airfoil survey[R]. *California: National Aeronautics and Space Administration*, 1981, 11.
- [7] 白鹏,崔尔杰,李锋,等.对称翼型低雷诺数小攻角升力系数非线性现象研究[J].*力学学报*,2006,38(1):1-8.
- BAI P, CUI E J, LI F, *et al.*. Study of the nonlinear lift coefficient of the symmetrical airfoil at low

- Reynolds number near the 0° angle of attack [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2006, 38(1):1-8. (in Chinese)
- [8] BOHORQUEZ F. *Rotor hover performance and system design of an efficient coaxial rotary wing micro air vehicle* [D]. University of Maryland, Department of Aerospace Engineering, 2007.
- [9] LEI J M, GUO F, HUANG C. Numerical study of separation on the trailing edge of a symmetrical airfoil at a low Reynolds number[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(4):918-925.
- [10] 李锋,白鹏,石文,等. 微型飞行器低雷诺数空气动力学[J]. *力学进展*, 2007, 37(2):257-268.
LI F, BAI P, SHI W, *et al.*. Low Reynolds number aerodynamics of micro air vehicles [J]. *Advances in Mechanics*, 2007, 37(2): 257-268. (in Chinese)
- [11] SCHMITZ F W. Aerodynamics of the model airplane, Part I: airfoil measurements[R]. Redstone Arsenal; Redstone Scientific Information Center, 1967, 11.
- [12] LAITONE E V. Aerodynamic lift at Reynolds number below 70, 000[J]. *AIAA Journal*, 1996, 34(9): 1941-1942.
- [13] LAITONE E V. Wind tunnel tests of wings at Reynolds numbers below 70000 [J]. *Experiments in Fluids*, 1997, 23:405-409.
- [14] MUELLER T J. Aerodynamic measurements at low Reynolds numbers for fixed wing micro-air vehicles [J]. *RTO AVT/VKI Special course*, 1999, 9:13-17.
- [15] DADONE L U. *Design and analytical study of a rotor airfoil* [R]. NASA CR-2988, 1978.
- [16] HASSAN A A, CHARLES B D. Airfoil design for helicopter rotor blades-a three dimensional approach [J]. *Journal of Aircraft*, 1997, 34(2): 197-205.
- [17] RANJAN G L, CHOPRA I. Multi-objective optimization of a composite helicopter rotor [C]. AIAA-1994-1420.
- [18] 王畅. 微型旋翼气动特性分析方法与实验研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
WANG CH. *Analytical methods and experimental research of micro-rotor aerodynamic characteristics* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [19] 普劳蒂 R W. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 高正,等译. 北京:航空工业出版社, 1990.
PROUTY R W. *Helicopter Performance Stability and Control* [M]. GAO ZH, *et al* translation. Beijing: Aviation Industry Press, 1990.

作者简介:



高庆嘉(1983—),男,辽宁东港人,博士研究生,助理研究员,2007年毕业于东北大学获得学士学位,2010年毕业于中科院长春光机所获得硕士学位,主要从事低雷诺数旋翼动力学、特种电机设计研究。Email: gaoqj@ciomp. ac. cn

导师简介:



孙强(1971—),男,黑龙江海伦人,博士,研究员,博士生导师,2003年于南开大学获得博士学位,2006年于中科院长春光机所博士后出站,主要从事精密测量、红外技术研究。E-mail: sunq@ciomp. ac. cn