

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.04.010

风扇翼翼型气动特性研究

雷乾勇 朱清华

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

摘要:应用 RNG $\kappa-\epsilon$ 二阶精度增强壁面函数法,数值模拟了典型风扇翼翼型在不同迎角、不同叶片转速、不同前方来流速度情况下翼型的流场特征和气动力系数变化。通过对流场和气动力系数的计算分析发现:在来流速度较大情况下,风扇翼翼型上部后行叶片会引起翼型上的气流分离,随着速度的增加,气流分离加剧,翼型气流分离引起翼型升力系数随着来流速度增加而不断下降。通过研究翼型弦线上分布点的力矩系数随翼型迎角、来流速度和风扇转速的变化规律,确定弦线上力矩系数不随各状态量变化的点约在翼型弦线上距前缘的 40% 弦长位置。

关键词:风扇翼;数值模拟;气动力系数;来流速度

中图分类号: V211.59 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2016)04-0509-07

Aerodynamic Characteristics of Fanwing Airfoil Based on CFD Method

Lei Qianrong, Zhu Qinghua

(National Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Using the RNG $\kappa-\epsilon$ two-order precision enhanced wall function method, the changes of flow field characteristics and aerodynamic coefficients of a fanwing airfoil are numerically simulated at different angles of attack, fan speeds and flow velocities. The analysis of the flow field shows that: In the condition of large flow velocity, the blade on the top fan airfoil causes the separation of airfoil flow; with the increase of velocity, the flow separation increases, and the fan airfoil lift coefficient caused by the flow separation decreases with the increase of flow velocity. Through the study on the variation of aerodynamic coefficients of distributed points on the chord line with the angle of attack, the flow velocity and the fan speed, it is sure that the points that donot change with the aerodynamic coefficients are on the 40% of chord length from the leading edge airfoil.

Key words: fanwing; numerical simulation; aerodynamic coefficients; flow velocity

随着航空技术的发展以及人们对于航空运输、空中监视、空中巡逻和空中预警等未来军民两用航空领域需求的不断加深,一种能够短距起降、长航时及任务载荷效率高的飞行器逐渐成了未来无人飞行器发展的方向。1998 年,Patrick Peebles 发

明的横流风扇翼飞行器试飞成功,给人们实现此类飞行器提供了一种可能。

在低速情况下,风扇翼翼型的升力系数为普通翼型的数倍^[1]。由于风扇翼翼型低速升力系数大,使得风扇翼飞行器具有超短距起降能力。

基金项目:中央高校基本科研业务费专项基金(NP2015501)资助项目;江苏省高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2015-06-29;**修订日期:**2015-09-25

通信作者:朱清华,男,副教授,E-mail: zhuqinghua@nuaa.edu.cn。

引用格式:雷乾勇,朱清华. 风扇翼翼型气动特性研究[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(4):509-515. Lei Qianrong, Zhu Qinghua. Aerodynamic characteristics of fanwing airfoil based on CFD method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 509-515.

在前方来流速度较低情况下,横流风扇叶片加速叶片周围的气流,使得横流风扇翼前缘的气流分为两部分流过翼型^[2-3],其中一部分是绕翼型下面的流动,另一部分是绕翼型上部的流动。

绕翼型上部的流动又可分为两部分:一部分经过叶片内部向后缘流动,另一部分经过叶片上部向后缘出口流动。叶片和来流的作用使得气流在叶片内部形成了一个偏心涡。2004年,Toffolo等人^[4]通过实验证明了风扇翼存在的偏心涡会引起翼型前缘上下表面的巨大压差,这一压差的存在也是横流风扇翼翼型在低速情况下产生较大升力系数的主要原因^[5]。Askari等人^[1,2,6]通过数值模拟方法研究了风扇翼翼型优化、偏心涡运动规律以及翼型气动力与转速变化关系等,但没有具体说明偏心涡运动变化的原因,也没有详细分析运动状态变化后偏心涡的强度和位置。从已公开的文献数据看,关于风扇翼翼型气动力系数变化规律的研究存在选取变量范围不足、同时对已获得的研究结果中关于气动力系数变化的原因分析不详的缺陷。

鉴于此,本文扩大了翼型来流速度范围,不再局限于现有设计风扇翼飞行器自身推力所能达到的最大速度范围。通过数值模拟发现了现有公开文献中没有提及的气动力系数的变化规律,为扩大风扇翼飞行器的使用范围提供了理论支持,进一步增加了对于风扇翼气动特性的认知。

1 数值方法

本文使用流体分析软件对风扇翼流场进行求解。由于风扇翼飞行器飞行速度较低^[7-9],最大来流速度选取0.16马赫,低于0.3马赫,所以不考虑空气的压缩性^[10]。研究问题中的叶片转速均在3000 r/min以上,叶片外缘半径96 mm。叶片长度是17 mm,计算获得叶片部分的雷诺数 Re 为 3.31×10^4 ,需要选择满足 $Re > 20\,000$ 的湍流模型^[11]。计算网格为非结构网格^[12],网格第一层高度是0.03 mm,保证 $y^+ < 5$ 网格层为12层。

1.1 计算模型选择

由于叶片内部有较强的旋流存在,故计算使用的湍流模型采用Renormalization group (RNG) $\kappa\epsilon$ 模型^[13],该模型能够很好地处理高雷诺数和旋流,文献[6,8]通过实验数据验证了该模型的有效性。MUSCL离散格式对非结构网格、局部三阶精度以及旋转涡等预测更精确;用Green-Gauss Node-Based插值方法求单元中心变量梯度能够减少伪扩散;压力的插值方法使用PRESTO!能够处理高度

旋流;由于风扇翼翼型流场流动是一个非稳态的过程,采用PISO压力速度耦合算法进行求解。

通过求解计算域内时均Navier-Stokes控制方程^[14]得到流场信息。二维瞬态流动的控制方程为

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u\phi)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v\phi)}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) + S \quad (1)$$

式中: ϕ 为广义变量; Γ 为相应于 ϕ 的广义扩散系数; S 为与对应的广义源相。

RNG $\kappa\epsilon$ 模型由Yakhot及Orzag提出,在RNG $\kappa\epsilon$ 中,通过在大尺度运动和修正后的粘度项体现小尺度的影响,而使这些小尺度运动系统地控制方程中去除。

$$\frac{\partial(\rho\kappa)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\kappa u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\alpha_\kappa \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] + G_\kappa + \rho\epsilon \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho\epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\alpha_\epsilon \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \frac{C_{1\epsilon}^* \epsilon G_\kappa - C_{2\epsilon} \rho \epsilon^2}{\kappa} \quad (3)$$

式中: $\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t$, $\mu_t = \rho C_\mu \frac{\kappa^2}{\epsilon}$, $C_\mu = 0.0845$; $\alpha_\kappa = 1.39$; $C_{1\epsilon}^* = C_{1\epsilon} - \frac{\eta(1-\eta/\eta_0)}{1+\beta\eta^3}$, $C_{1\epsilon} = 1.42$, $C_{2\epsilon} = 1.68$, $\eta = (2E_{ij} * E_{ij})^{1/2} \frac{\kappa}{\epsilon}$, $E_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$, $\eta_0 = 4.377$, $\beta = 0.012$ 。

风扇翼飞行器及使用翼型如图1所示。本文选取的翼型弦长(最前缘点到后缘点) $C = 354$ mm,叶尖与机翼圆弧凹槽之间的间隙为凹槽内径的3%。



图1 风扇翼飞行器及使用翼型

Fig. 1 Fanwing model and fanwing airfoil

1.2 数值方法验证

为了验证本文采用的方法在风扇翼翼型气动计算中的可靠性,使用文献[5]中试验值和计算模型进行验证,如表1所示。由于文献中计算值和试验值之间有误差,而且考虑到试验过程中安装支

座、测量仪器和空气粘性等因素影响,升力误差在 10% 即满足工程要求。同时由于在翼型的风洞试验中阻力的测量通常是难点,所以阻力的计算值和试验值之间会有较大的误差存在。表 1 中给出的数据验证了本文计算方法的有效性。

表 1 试验与计算的升力和阻力对比

Tab. 1 Comparison of lift and drag forces from experiment and simulation kg

| 变量 | 文献试验值 | 文献计算值 | 本文计算值 |
|----|-------|-------|-------|
| 升力 | 2.540 | 2.718 | 2.742 |
| 阻力 | 0.250 | 0.286 | 0.279 |

2 计算结果分析

2.1 气动力系数随来流速度变化规律及原因分析

图 2~4 分别给出了迎角 (Angle of attack, AOA) 为 0° , 风扇转速为 3 000, 4 000, 5 000 r/min 情况下风扇翼翼型气动力系数随来流速度的变化规律,其中局部放大了来流速度 10~50 m/s 范围内的气动力系数变化规律。图 5 示出了风扇转速为 3 000 r/min 和来流速度为 10.2 m/s 状态下,气动力系数(升力系数 C_l ,阻力系数 C_d ,力矩系数 C_m)随迎角的变化规律。由图 2~5 可见:随着来流速度的增加,风扇翼翼型的升力系数和绕风扇旋转中心的力矩系数逐渐减小,阻力系数由负到正逐渐增加;在来流速度较低的情况下,翼型在来流方向的合力为负,表现为有向前的推力;随着来流速度不断增大,阻力系数在某一速度越过零点为正值,翼型在来流方向的合力表现为向后的阻力;通过插值得到的不同转速下,翼型阻力系数为零时来流速度与翼型叶尖速度之比约为 0.6。

引起气动力系数变化的原因可以由风扇翼翼型流场图(图 6~8)看出:在来流速度较低的情况

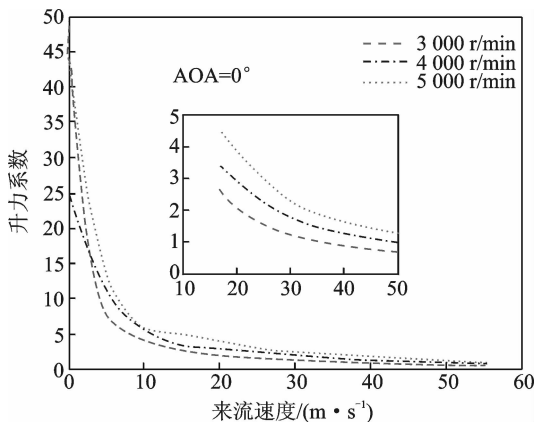


图 2 来流速度与升力系数变化关系

Fig. 2 Relation of free flow velocity and lift coefficient

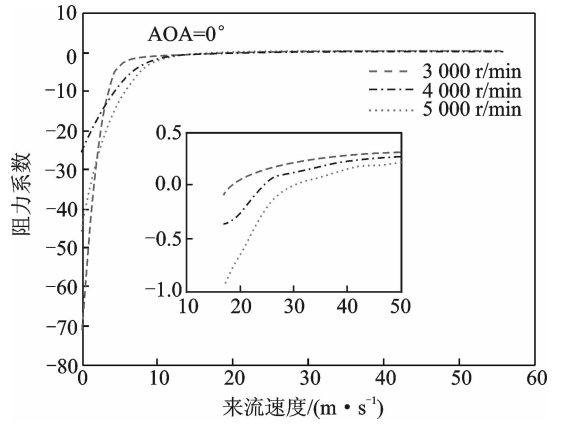


图 3 来流速度与阻力系数变化关系

Fig. 3 Relation of free flow velocity and drag coefficient

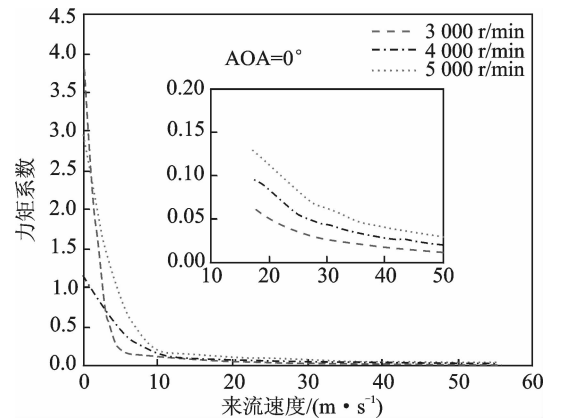


图 4 来流速度与翼型绕风扇旋转中心力矩系数变化关系
Fig. 4 Relation of free flow velocity and moment coefficient

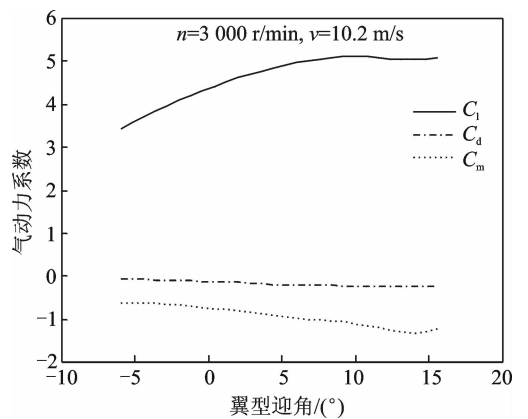


图 5 风扇翼翼型气动力系数与迎角的变化关系

Fig. 5 Relation of angle of attack and dynamic coefficients

下由叶片加速的气流从翼型后缘排出顺着翼型后缘往下流动,在翼型上没有发生气流分离。

在来流速度与叶尖速度比值较大情况下由于上部后行叶片阻碍气流向后运动,气流在上部后行叶片区域发生气流分离。这时流经翼型上表面的

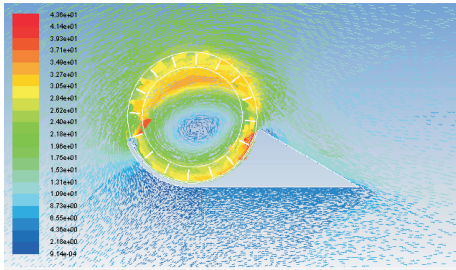


图6 来流速度为 1.7 m/s 时风扇翼翼型流场图

Fig. 6 Airfoil flowfield at free flow speed of 1.7 m/s

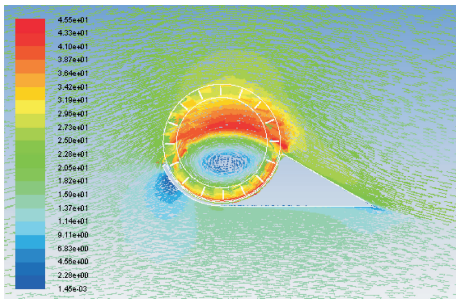


图7 来流速度为 17 m/s 时风扇翼翼型流场图

Fig. 7 Airfoil flowfield at free flow speed of 17 m/s

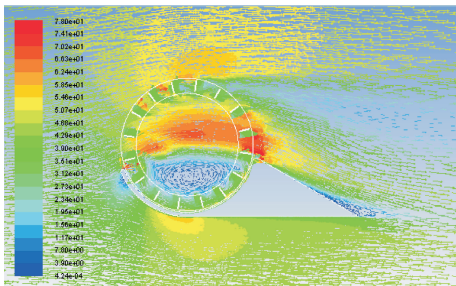


图8 来流速度 44.2 m/s 时风扇翼翼型流场图

Fig. 8 Airfoil flowfield at free flow speed of 44.2 m/s

气流分离为 3 个部分:(1)最上面的部分是来流绕过上部后行叶片,由于流动通道收缩,气流被加速向后缘流动;(2)上部后行叶片周围气流是由于受到了叶片的阻碍作用,气流流速降低,与周围的气流发生流动分离,会在叶片周围脱出高压脱落涡;(3)流经叶片内部的部分,这部分气流在叶片内部流动,分成了两部分,其中一部分是直接穿过叶片内部向后缘流动,另一部分则在叶片内部与下部前行叶片的运动带动的气流共同作用形成偏心涡。

随着来流速度的不断增加,在翼型上部后行叶片部分气流分离加剧(图 6~8),引起风扇翼的升力系数下降,在来流速度增大一定临界值后,风扇翼的升力系数小于传统翼型的升力系数。

考虑到风扇翼翼型的这一特性,在设计风扇翼飞行器时应综合飞行器的飞行速度和升力系数之

间的关系,尽可能保证飞行器具有较大的升力系数。

图 9 为迎角为 0° , 风扇翼长 1 m 时功率与来流速度的关系。表 2 为不同叶片转速下来流速度与叶片速度的比值。图 9 和表 2 结果表明,当来流速度与叶尖速度之比约为 0.6 时,风扇翼翼型的气动力系数随着速度变化关系趋于平缓。同时可以看出,在这一速度点附近,风扇翼的功率载荷达到最大,约为 16 kg/kW , 这一最大功率载荷对应的速度接近于翼型水平方向合力为零的速度。

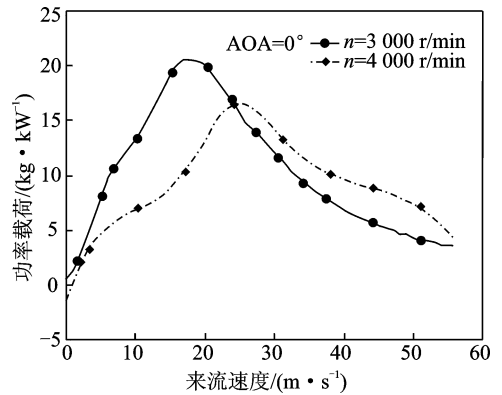


图9 展长 1 m 风扇翼需用功率与来流速度的关系

Fig. 9 Relation of free flow velocity and required power with 1 m wing span

表 2 水平合力为零时来流速度与叶尖转速的比值

Tab. 2 Free flow speed over blade tip speed when drag coefficient equal to zero

| 叶片转速/ ($\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$) | 来流速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) | 叶尖速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) | 来流与叶 尖比值 λ |
|---|---|---|-----------------------|
| 3 000 | 17.82 | 30.24 | 0.589 28 |
| 4 000 | 24.90 | 40.32 | 0.617 55 |
| 5 000 | 29.33 | 50.23 | 0.583 91 |

2.2 风扇翼翼型偏心涡随速度的运动规律及其原因分析

横流风扇翼飞行器能够在低速产生较大的升力系数的原因主要是由于偏心涡的存在^[7]。然而偏心涡的形成机理和运动规律会随着来流速度的不同而发生变化。在来流速度与叶尖速度比值较小的情况下,如图 10 所示,偏心涡的形成主要是由叶片带动气流的旋转运动而产生的。叶片高速旋转,在气流粘性的作用下周围的气流也做旋转运动,叶片上部的气流在后行叶片的作用下向后缘排出,叶片内的气流一部分高速旋转形成低压区,另一部分穿过叶片内部区域向后缘排出。

在计算条件为迎角 $= 0^\circ$, $n = 3\ 000 \text{ r/min}$ 时,

随着来流速度的增加,上部后行叶片加速气流的作用减弱,当来流速度与叶尖速度比值较大的时候,叶片变成了阻碍气流向后运动的障碍物。然而低压涡内部的压力绝对值并没有随着上部后行叶片对气流加速作用的减弱而降低。

由图 10~12 可以看出,在低压涡区域面积减小的同时,低压涡内部压力绝对值增加,也就是内部压力不断下降。这是因为随着来流速度的增加,穿过叶片内部区域的气流流速增加,流量增大,这个新的流动代替了原来低速情况下由上部后行叶片带动气流向后运动的作用。也就是在较高来流速度的情况下,低压涡是由前方来流与翼型凹槽内部前行叶片运动带动气流流动共同作用形成。这一新的低压涡在强度和位置上都与低速情况下的低压涡存在着差异。

图 13 为不同来流速度下低压涡的位置及各低压涡中心的压力值。风扇旋转中心为坐标原点, X

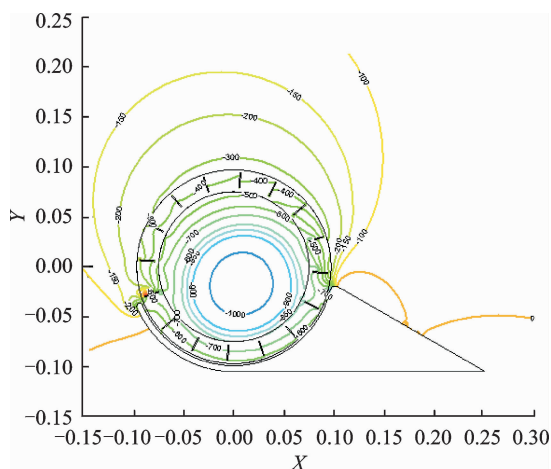


图 10 来流速度 1.7 m/s 偏心涡位置

Fig. 10 Eccentric vortex position at 1.7 m/s free flow velocity

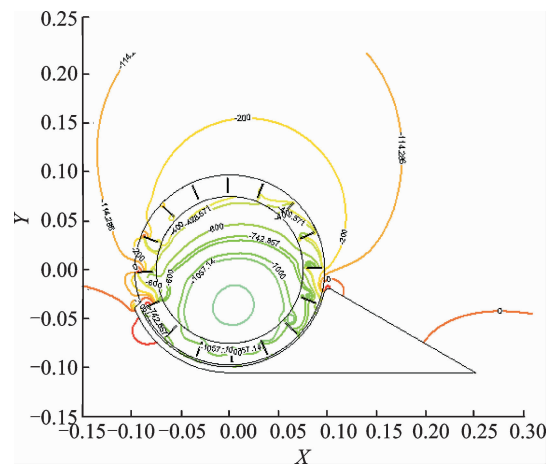


图 11 来流速度 17 m/s 偏心涡位置

Fig. 11 Eccentric vortex position at 17 m/s free flow velocity

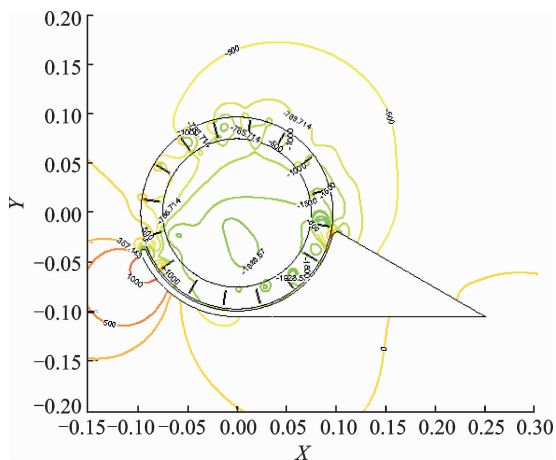


图 12 来流速度 44.2 m/s 偏心涡位置

Fig. 12 Eccentric vortex position at 44.2 m/s free flow velocity

轴平行于翼型下表面顺着来流方向, Y 轴垂直于翼型下表面指向翼型上表面。可以看出,在迎角和转速不变的情况下,随着来流速度的增加,低压涡逐渐顺着来流方向移动,位置不断接近风扇翼凹槽的下表面。低压涡中心的压力逐渐减小,随着速度的继续增加,低压涡中心的压力值与速度的变化越来越快。也就是随着来流速度的增加,低压涡形成过程中来流的作用增强,使得低压涡随着来流速度的不断增加而往后缘和翼型凹槽表面移动。

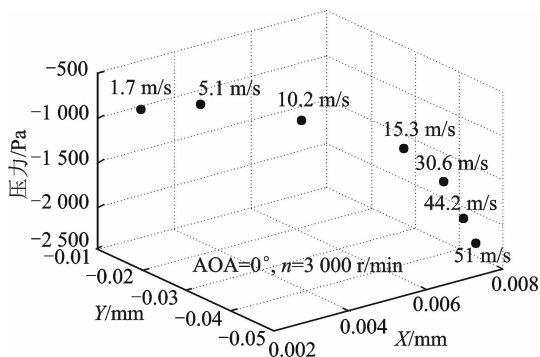


图 13 偏心涡位置和压力随着来流速度的变化

Fig. 13 Relation of free flow speed and eccentric vortex position and pressure

2.3 风扇翼翼型焦点确定

由于现有的风扇翼飞行器飞行中克服空气阻力的动力来均自于风扇翼气动力在飞行方向的分量,使得现有的风扇翼飞行器飞行速度较低,约为叶尖速度的 36%。在这一速度范围,风扇翼翼型的气动力系数和力矩系数随来流速度的变化较为剧烈,不能满足飞行器的稳定性和操纵性要求。

风扇翼翼型焦点在风扇翼飞行器设计过程中关系

到飞行器的静稳定性^[15]。本文采取的研究方法是在风扇翼翼型弦线上取不同的点,各点位置如图 14 所示。翼型上选取点位置如表 3 所示,其中 L 为选取点到翼型前缘点 p_1 的距离, C 为 p_1 点到 p_2 点之间的距离。

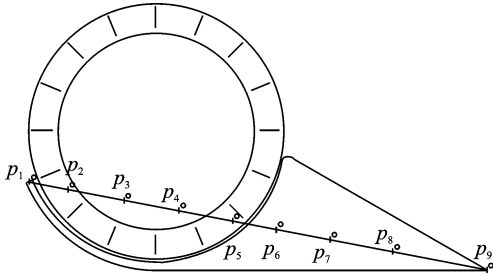


图 14 弦线上各点位置分布

Fig. 14 Distribution of given points

表 3 翼型上选取点位置

Tab. 3 Given points on airfoil

| | | | | | |
|-------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 选取点 | p_1 | p_2 | p_3 | p_4 | p_5 |
| 位置(L/C) | 0 | 0.084 | 0.206 | 0.326 | 0.445 |
| 选取点 | p_6 | p_7 | p_8 | p_9 | |
| 位置(L/C) | 0.540 | 0.678 | 0.791 | 1.000 | |

各选取点的力矩系数随风扇翼各状态量变化的情况如图 15~17 所示。由图 15 可知,各点的力矩系数随来流速度的增加呈现出数值逐渐减小的趋势,当来流速度增加到约为叶尖速度的 60%, p_4 点与 p_5 点处的力矩系数与来流速度的变化关系变得平缓。由图 16 所示,随着迎角的增加, p_4 点与 p_5 点的力矩系数几乎没有变化,也就是说在 p_4 点与 p_5 处的力矩系数几乎不随迎角的变化而变化。图 17 表明, p_4 点与 p_5 点处的力矩系数几乎不随风扇翼转速的变化而变化。

从以上分析结合气动焦点的定义,可以把 p_4 、 p_5 之间的某一点确定为风扇翼翼型的气动焦点。

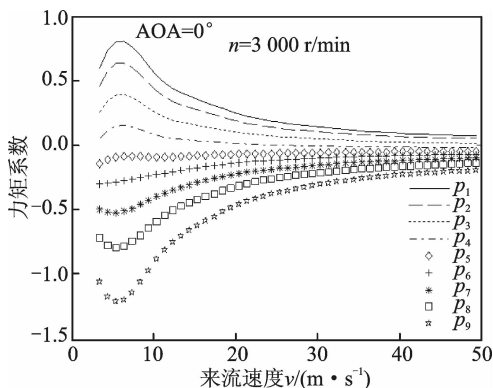


图 15 速度与各点力矩系数关系

Fig. 15 Relation of free flow velocity and moment coefficient on each point

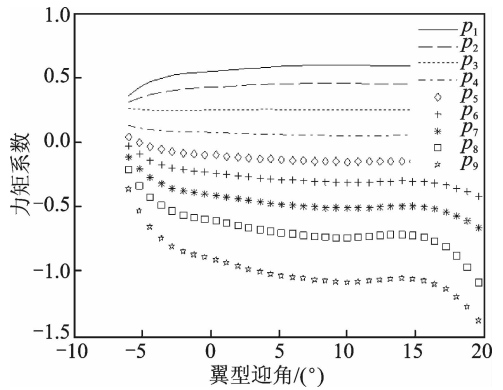


图 16 迎角与各点力矩系数关系

Fig. 16 Relation of angle of attack and moment coefficient on each point

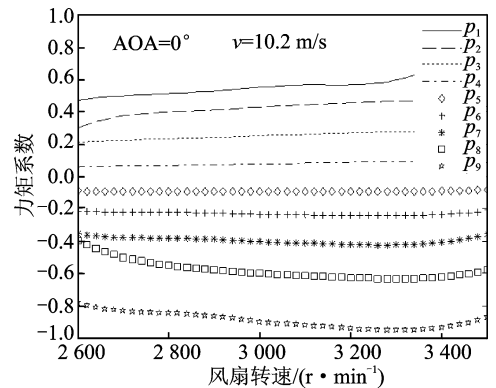


图 17 扇转速与力矩系数关系

Fig. 17 Relation of cross flow fan rotational speed and moment coefficient on each point

当来流速度约为叶尖速度的 60%,风扇翼翼型合力接近于零,此时翼型气动系数和力矩系数随速度的变化关系较为平缓。飞行器在这一速度范围飞行有利于提高飞行器的稳定性和操纵性。

3 结 论

本文通过对某型风扇翼翼型气动数据和流场的分析,得到以下风扇翼翼型气动特性的初步结论。

(1) 通过分析风扇翼翼型升力系数、阻力系数、力矩系数随迎角、来流速度和风扇转速的变化关系,得到风扇翼翼型气动系数在来流速度与风扇叶尖速度比值约为 60% 附近时,翼型气动系数与来流速度的变化关系趋于平缓,此时的升力系数 C_l 约为 2.3。

(2) 通过对风扇翼翼型流场速度矢量图的分析得出翼型流场在来流速度与叶尖速度比值较小时,气流被上部后行风扇叶片加速,气流分别从上部叶片周围和风扇中部向后缘排除,没有出现气流分离,

此时翼型具有较大的升力系数。随着来流速度与叶尖速度比值逐渐增加,上部后行叶片对来流的加速作用减弱,阻碍了气流向后的流动,在上部后行叶片处出现了严重的气流分离,导致翼型升力系数下降。

(3) 低速情况下偏心涡由叶片的旋转运动带动周围气流旋转运动形成,偏心涡的位置位于叶片旋转中心下方附近。随着来流速度的增加,偏心涡由直接穿过风扇来流与下部前行叶片带动的气流共同作用形成,且偏心涡的位置顺着来流速度方向移动并下移接近下部前行叶片。

(4) 通过研究风扇翼翼型弦线上各点的力矩系数随翼型迎角、来流速度与转速变化的关系,表明风扇翼翼型的焦点位于弦长的40%附近,风扇翼飞行器有较好的稳定性。

(5) 风扇翼飞行器的设计飞行速度在风扇叶尖速度的60%附近时,能够保证风扇翼飞行器具有良好的稳定性和操纵性。这一速度范围同时也在翼型功率载荷最大值对应的速度范围,有利于降低飞行器直接使用费用。

参考文献:

- [1] Askari S, Shojaeefard H. Shape optimization of the airfoil comprising a cross flow fan [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2009, 81(5):407-415.
- [2] Askari S, Shojaeefard M H. Numerical simulation of flow over an airfoil with a cross flow fan as a lift generating member in a new aircraft model [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2009, 81(1):56-64.
- [3] Ahad O, Graham F M R. Flight simulation and testing of the fanwing experimental aircraft [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2007, 79(2):131-136.
- [4] Toffolo A, Martegani L A. An experimental investigation of the flow field pattern within the impeller of a cross flow fan [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2004, 29(1):53-64.
- [5] Duddempudi D, Yao Yufeng. Computational flow over generic fan-wing airfoil [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2007, 79(3):238-244.
- [6] Askari S, Shojaeefard M H. Experimental and numerical study of airfoil in combination with a cross flow fan [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2012, 227(7):1173-1187.
- [7] Seyfang G R. Fanwing—Developments and applications[C]// 28th International Congress of the Aeronautical Sciences. Brisbane: ICAS, 2012:1-9.
- [8] Duddempudi D, Yao Yufeng, Edmondson D. CFD investigation of flow over a generic fanwing airfoil [C]// 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA: AIAA, 2005:636.
- [9] 牛中国,蒋甲力,李周复. 扇翼飞机二维机翼数值模拟分析研究[C]// 中国航空学会 2007 年学术年会. 深圳:中国航空学会,2007.
- [10] 蒋甲力,牛中国,刘杰. 扇翼飞行器机翼布局研究[J]. 航空科学技术, 2009(3):30-35.
Jiang Jiali, Niu Zhongguo, Liu Jie, et al. Research on the wing composition of fanwing flight [J]. Aeronautical Science and Technology, 2009(3):30-35.
- [11] 招启军,王清,赵国庆. 旋翼翼型定常-非定常特性综合优化设计新方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3):355-363.
Zhao Qijun, Wang Qing, Zhao Guoqing. New optimization design method for rotor airfoil considering steady-unsteady characteristics [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(3):355-363.
- [12] 赵国庆,招启军. 基于目标压力分布的旋翼先进气动外形反设计分析方法[J]. 航空学报, 2014, 35(3):744-755.
Zhao Guoqing, Zhao Qijun. Inverse design analysis method on rotor with advanced aerodynamic configuration based on target pressure distribution [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3):744-755.
- [13] 王福军. 计算流体力学分析——CFD 软件原理与应用[M]. 北京:清华大学出版社,2004.
- [14] 陆志良. 空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2009.
- [15] 朱宝鏊. 无人飞机空气动力学[M]. 北京:航空工业出版社,2006.