

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.03.014

## 扇翼气动特性试验研究

杜思亮<sup>1,2</sup> 唐荣培<sup>2</sup> 唐正飞<sup>2</sup>

(1. 淮阴工学院机械与材料工程学院, 淮安, 223003;

2. 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:**通过对扇翼飞行器采用风洞试验的方法,研究横流风扇在不同风扇转速、来流速度、迎角、前缘开口角和叶片安装角下的升力、阻力和需用功率,得到相关的试验数据,并进行了处理分析。结果表明:风扇转速是影响扇翼升推力的主要因素,不同迎角和来流速度下扇翼的气动特性也不相同,前缘开口角和叶片安装角对扇翼的气动特性影响也比较大。本试验进一步验证了扇翼的工作原理以及获得控制扇翼飞行器升推力的方法,为大尺寸扇翼无人机的设计制作提供技术支持。

**关键词:**扇翼;气动特性;试验研究;横流风扇;风洞试验

中图分类号:V211.52

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2017)03-0403-08

## Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Fanwing

DU Siliang<sup>1,2</sup>, TANG Rongpei<sup>2</sup>, TANG Zhengfei<sup>2</sup>

(1. Faculty of Mechanical & Material Engineering, Huaiyin Institute of Technology, Huaian, 223003, China;

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

**Abstract:** The wind tunnel test method is adopted for the fanwing aircraft to study the lift, drag and required power of the cross flow fan in different fan speed, velocity, angle of attack, front opening angle and blade installation angle. The results show that the speed of the fan is the main factor affecting the rise of fanwing force, the fanwing aerodynamic characteristics in different attack angle and flow rate are not the same, and the effects of front opening angle and blade angle of fanwing on the aerodynamic characteristics are relatively large. The fanwing working principle and the method for obtaining lift thrust of fanwing are verified by the wind tunnel experimental data. It provides technical support for the design and fabrication of unmanned aerial vehicles with large size fanwing.

**Key words:** fanwing; aerodynamic characteristics; experimental study; cross flow fan; wind tunnel experiment

扇翼飞行器<sup>[1]</sup>(图 1)自诞生以来,以其独特的机翼结构和气动原理吸引了国内外研究人员的关注。与常规机翼相比,其在机翼前缘位置加装了一个绕固定轴旋转的横流风扇(图 2)。在旋转横流风扇的作用下,机翼前缘弧形槽内形成了一个稳定的涡流,该涡流能够产生类似于鸭翼+三角翼气动

布局大迎角时的涡致升力<sup>[2-3]</sup>,同时由于前缘弧形槽低压区的存在,使得整个机翼在来流方向的压差力表现为推力。在一定的迎角范围内,综合其所有的阻力因素,最后该方向的力是与来流方向相反的,为此整个机翼在该方向的力为推力,从而使得扇翼飞行器的升推力都是由机翼提供,所以本文研

**基金项目:**中央高校基本科研业务费专项资金资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

**收稿日期:**2016-04-21;**修订日期:**2016-09-30

**通信作者:**唐正飞,男,副教授,E-mail:tang@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**杜思亮,唐荣培,唐正飞.扇翼飞行器气动特性的风洞试验研究[J].南京航空航天大学学报,2017,49(3):403-410. DU Siliang, TANG Rongpei, TANG Zhengfei. Experimental study on aerodynamic characteristics of fanwing [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(3): 403-410.



图1 扇翼飞行器

Fig. 1 Fanwing aircraft



图2 扇翼飞行器机翼模型

Fig. 2 Model of fanwing's wing

究的重点即是扇翼飞行器的机翼。

英国的 Peebles 等<sup>[4-5]</sup>与帝国理工学院教授 Graham 合作,通过风洞试验的方法,研究了扇翼飞行器的动力学,自转性能,升力、推力效率等,指出:扇翼低速飞行时的效率要高于直升机,并且具有噪声小和结构简单等优点。伊朗科学技术大学的 Askari<sup>[6-7]</sup>和 Shojaeefard 通过有关试验和理论分析研究了风扇转速、雷诺数、飞行迎角和后缘小翼安装角度对升力系数、阻力系数及功率的影响。除此之外,随着计算机和计算流体力学发展水平的提高,国外学者 Duddempudi 等<sup>[8]</sup>,基于 CFD 技术,研究分析了扇翼飞行器复杂的流场,并提出了改善扇翼飞行器性能和效率的方法。2011 年欧洲航空航天交流会上,英国学者 Seyfang<sup>[9]</sup>展示了双垂尾式布局扇翼飞行器,使扇翼飞行器飞行稳定性增强、飞行阻力减小且提高了飞行速度,同时介绍了扇翼飞行器风扇转速、翼型结构、叶片外形、叶片数量和叶片安装角等具体参数的最新研究结果。

国内对扇翼飞行器的研究相对较晚,尚无系统性的研究。中国航空工业空气动力研究院的牛中国等<sup>[10-12]</sup>使用 CFD 软件对扇翼外周流场进行了数值模拟,并开展了风洞吹风试验,先后进行了气动力测量和 PIV 粒子图像测速试验,对扇翼整体气动布局与部分设计参数做了初步探索。南京航空航天大学的吴浩东等<sup>[13]</sup>对扇翼的工作机理、设计参数和内部偏心涡特性进行了理论研究,模拟了扇翼内部涡量的变化,并通过广义 Kutta-Joukowski

定理解释了扇翼高升力的原因。此外,南京航空航天大学的王仁华等<sup>[14-16]</sup>通过对扇翼飞行原理的分析,对扇翼飞行控制领域开展了一些基础工作。

目前,国内外主要利用数值模拟的方法对扇翼进行了一定的研究探索,针对扇翼设计参数的风洞试验和发表的试验数据非常少,而扇翼涡升力和分布式推力控制技术主要就是研究各参数与扇翼升力和推力之间的关系。本试验将对影响扇翼升力风扇转速、来流速度、飞行迎角、前缘开口角和叶片安装角进行研究。通过本次试验,将对扇翼的气动特性有更为深入的了解,为大尺寸扇翼无人飞行器的设计制作提供技术支撑。

## 1 风洞与模型

本试验依托南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点试验室的低速开口回流式风洞(图3)。试验采用单一因子变量,逐一研究单项参数对气动特性的影响。试验模型采用风轴坐标系,来流方向为 X 轴正方向, Y 轴垂直于 X 轴向上为正, Z 轴垂直于 XY 平面并满足右手坐标系,具体试验参数及相应数值见表 1。试验模型参数见表 2 和图 4,试验段扇翼模型见图 5,风洞中安装位置见图 6, 7。定义文中升力系数  $C_L$  与阻力系数  $C_D$  的计算公式为

$$C_L = \frac{L}{(1/2)\rho V^2 S}, \quad C_D = \frac{D}{(1/2)\rho V^2 S} \quad (1)$$

式中:  $L$  为升力值;  $D$  为阻力值;  $\rho$  为空气密度;  $V$  为来流速度;  $S$  为参考面积。

本文定义参考面积  $S$  计算公式为

$$S = (L_c + R_2 \cdot \cos\theta) \cdot L_b \quad (2)$$

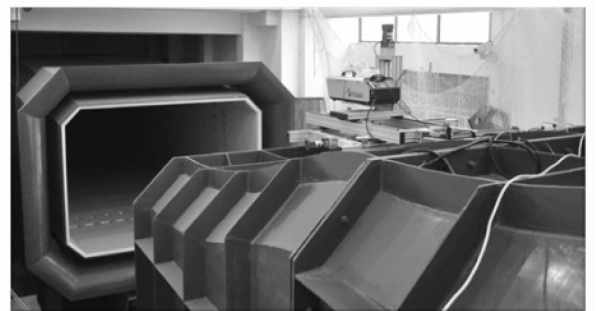


图3 低速开口回流式风洞

Fig. 3 Low speed open return wind tunnel

表1 试验状态

Tab. 1 Test parameters

参数	数值
转速/( $r \cdot \min^{-1}$ )	400, 600, 800, 1 000, 1 200
来流速度/( $m \cdot s^{-1}$ )	0.5, 7.5, 10, 12.5, 15, 17.5, 20
迎角/( $^\circ$ )	0, $\pm 5$ , $\pm 10$
前缘开口角/( $^\circ$ )	24, 33, 42, 51, 60
叶片安装角/( $^\circ$ )	0, 10, 20, 30

表 2 扇翼设计参数

Tab. 2 Design parameters of wing

字符	对应参数	参数值
$L_c$	扇翼特征长度/mm	500
$R_1$	前缘内表面圆弧半径/mm	200
$R_2$	前缘外表面圆弧半径/mm	205
$\beta$	后缘夹角/(°)	35
$\theta$	前缘开口角	见表 1
$d$	叶片宽度/mm	40
$r_1$	叶片内表面圆弧半径/mm	101
$r_2$	叶片外表面圆弧半径/mm	52
$\gamma$	叶片安装角	见表 1
$L_b$	叶片长度/mm	500

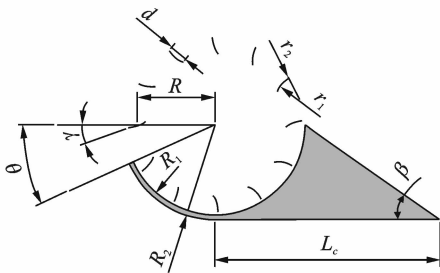


图 4 扇翼截面参数

Fig. 4 Section parameters of fanwing

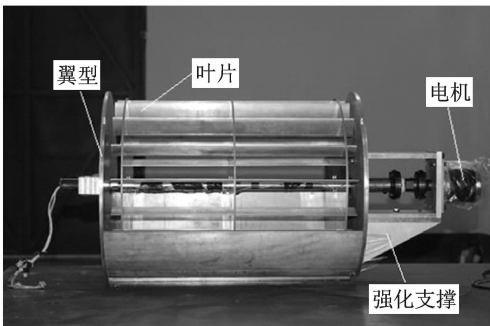


图 5 试验模型

Fig. 5 Experimental model

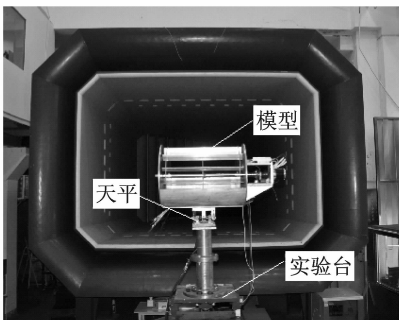


图 6 试验台及试验模型相对位置关系

Fig. 6 Relative position relationship between experimental platform and experimental model

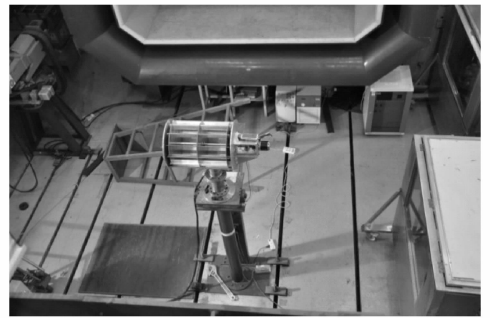


图 7 扇翼模型试验位置

Fig. 7 Fanwing model experimental position

## 2 试验结果与分析

### 2.1 气动特性随转速的变化

图 8 为升力系数随转速变化的曲线图。从图 8 中可以看出,在恒定来流速度时,随着转速的增加,扇翼的升力系数随之提高。来流速度大于 5 m/s 时,升力系数随转速基本呈现线性增长趋势。由此可以看出,转速对扇翼升力系数的影响极为显著。来流速度越低,升力系数变化趋势越为明显,以来流速度 5 m/s 为例,1 200 r/min 对应的升力系数是 400 r/min 时的 3 倍多,升力系数增长约 2.2。因此,在低速飞行时,扇翼飞行器可以通过提高转速获取更高的升力,即扇翼具有低速大升力的优点。

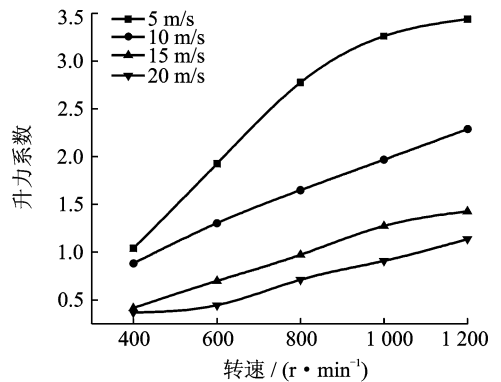


图 8 升力系数随转速变化的示意图

Fig. 8 Lift coefficient curve changing with rotation speed

图 9 为阻力系数随转速变化的曲线图。从图 9 中可以看出,阻力系数的变化趋势基本与升力系数一致,即在来流速度恒定时,随着转速的增加,扇翼的阻力系数随之提高。同样,在来流大于 5 m/s 时,阻力系数随转速几乎呈现线性增长趋势。来流速度越低,阻力系数随转速变化的差量最大,以 5 m/s 为例,1 200 r/min 与 400 r/min 阻力系数之间的差值达到 1.6。随着转速的提高,叶片带动的周围气流获得的加速作用越明显,这些气流最终以

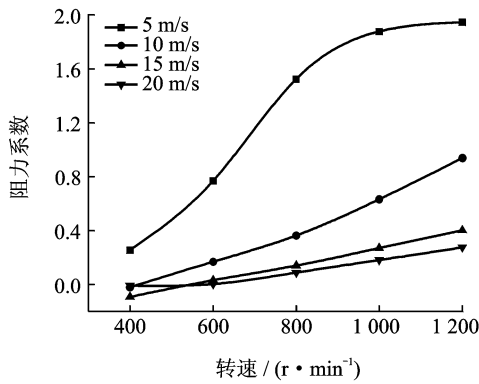


图9 阻力系数随转速变化的示意图

Fig. 9 Drag coefficient curve changing with rotation speed

高速向后方排出,气流对叶片的反作用力随之增大,形成更大的向前推力。

图10为需用功率随转速变化的曲线图。在来流速度恒定的条件下,扇翼运行所需的功率随转速的增加而增加。由于动能损失、摩擦和加速气流,维持内部偏心涡是一个耗能的过程,而转速越高,对气流的加速作用越为明显,内部偏心涡强度越高,用于维持偏心涡结构的能量随之增加,最终以需用功率增加的方式表现出来。

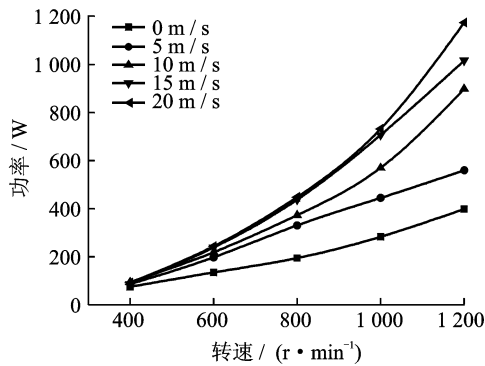


图10 需用功率随转速变化的示意图

Fig. 10 Power curve changing with rotation speed

## 2.2 气动特性随来流速度的变化

图11为升力系数随来流速度变化的曲线图。从图11中可以看出,在转速恒定的条件下,随着来流速度的增加,扇翼的升力系数逐渐降低,且转速越高,升力系数的降幅越大。以400 r/min为例,来流速度20 m/s对应的升力系数约为5 m/s时的35%。相反,随着扇转速的增加,升力随之增加,当转速为1200 r/min时,来流速度20 m/s对应的升力是5 m/s时的5倍多。

图12为阻力系数随来流速度变化的曲线图。从图12中可以看出,阻力系数的变化规律与升力系数基本一致,在转速恒定的条件下,均随着来流速度的提高,呈现逐渐降低的趋势。同样地,转速

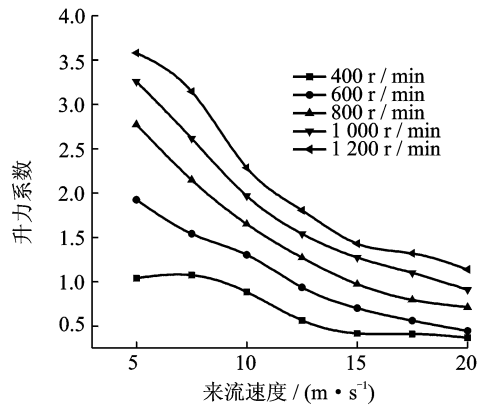


图11 升力系数随来流速度变化的示意图

Fig. 11 Lift coefficient curve changing with flow velocity

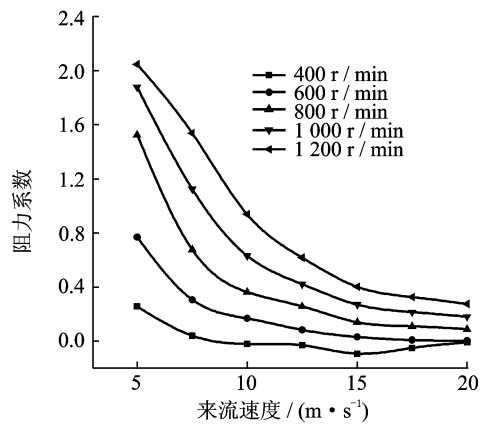


图12 阻力系数随来流速度变化的示意图

Fig. 12 Drag coefficient curve changing with flow velocity

越高,阻力系数变化越为明显。在转速恒定的状态下,来流速度的增加意味着单位时间进入扇翼内部流场的气流量增多,而整个流场满足连续性守恒的条件,使得单位时间内排出的气流量有所增加。由动量守恒可知,单位时间内排出气流速度不变,质量增加,对气流施加的作用力必定有所增加,同时气流对叶片的反作用力也相应增加,从而获得前向的推力。同时,来流速度的增加使得扇翼本身所受的气动阻力增加,向前的推力与阻力共同作用,使得在某一来流速度下获得最大的推力。

图13为需用功率随来流速度变化的曲线图。从图13中可以看出,转速较低的状态下,功率随来流的变化并不明显。随着转速的增加,需用功率随来流变化的趋势逐渐明显。当转速为1200 r/min时,最高来流20 m/s对应的功率是最低来流5 m/s时的2倍多;转速800 r/min时,最高来流对应的功率是最低来流时的135%,增幅显然低于转速1200 r/min对应的变化率。当风扇高转速时,来流速度的增加,使得单位时间内流入扇翼及其附近区域的气流量增加,同时排出的气流量随之增加。

这些气流由于旋转风扇的作用,获得了更高的动能,而这些能量均是由电机提供,使得电机驱动功率提升。转速较低时,扇翼内部的低压漩涡形成尚不明显,这就降低了吸入扇翼内部的气流量,相应地,排出的气流量也随之减小。同时,转速低,摩擦消耗、机械传动损失的能量减少,用于维持偏心涡的能量减少,排出的加速气流需要提供的能量也相对减少,使得整体变化趋势并不明显。

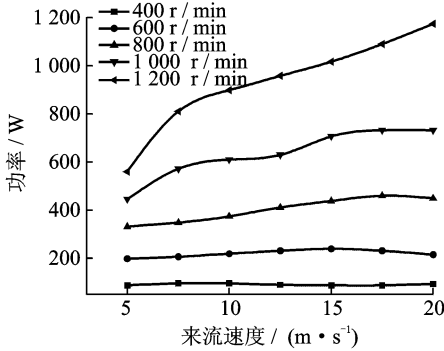
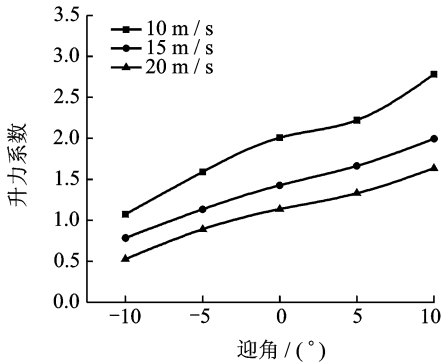


图 13 需用功率随来流速度变化的示意图

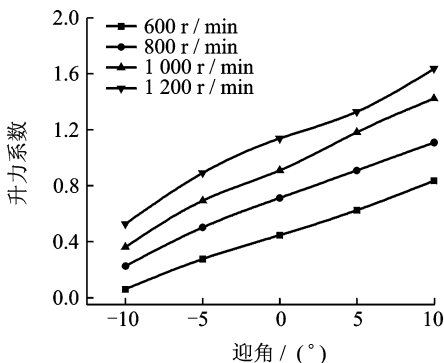
Fig. 13 Power curve changing with flow velocity

### 2.3 气动特性随迎角的变化

定义扇翼的特征长度  $L$  与来流风速的夹角为迎角。图 14 为升力系数随迎角变化的曲线图。可以看出,相同转速或者来流速度条件下,随着迎角的增大,升力系数整体呈现增长的趋势,这与一般翼型相似。图 15 为阻力系数随迎角变化的曲线图。



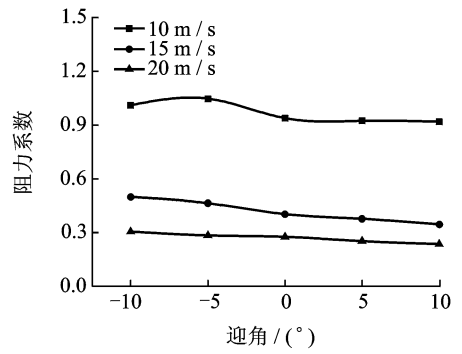
(a)  $\Omega = 1200 \text{ r/min}$



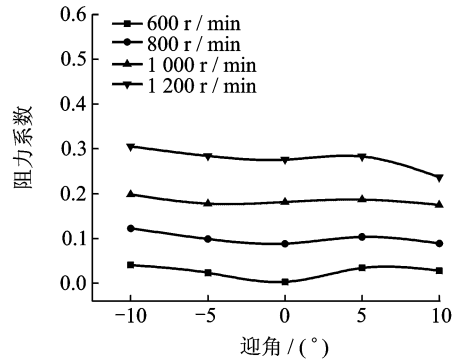
(b)  $V = 20 \text{ m/s}$

图 14 升力系数随迎角变化的示意图

Fig. 14 Lift coefficient curve changing with angle of attack



(a)  $\Omega = 1200 \text{ r/min}$



(b)  $V = 20 \text{ m/s}$

图 15 阻力系数随迎角变化的示意图

Fig. 15 Drag coefficient curve changing with angle of attack

在转速恒定或来流速度恒定的条件下,阻力系数变化量并不大,随着迎角的增大,阻力系数略微减小。迎角增大的过程中,扇翼的迎风面积先减小后增加。同时,排出的气流方向发生了改变,水平分量也随之发生变化。因而,推力是一个复杂的综合作用结果。图 16 为需用功率随迎角变化的曲线图。在其他状态相同的条件下,随着迎角的增大,需用功率随之减小,升力逐渐增大,功重比大幅提升。同时,来流速度越大,功率随迎角变化的差量值越明显。

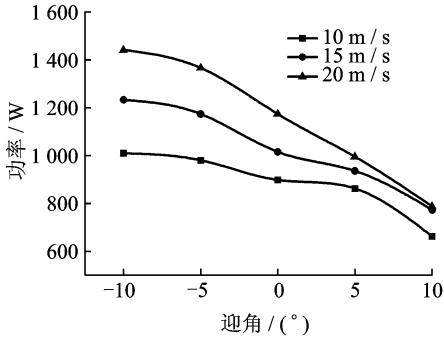
### 2.4 气动特性随前缘开口角的变化

图 17 为升力系数随开口角变化的曲线图。均呈现先增加后减小的规律;在来流速度较低时,开口角对升力系数的影响作用更为明显。约在 40° 左右升力系数达到最大值。

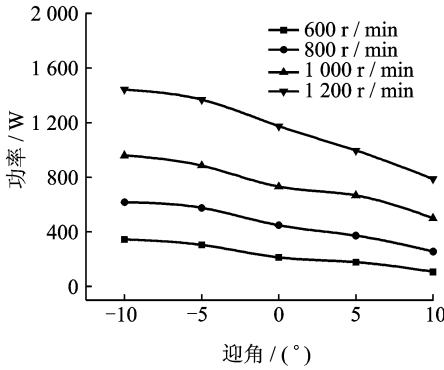
图 18 为阻力系数随开口角的变化曲线图。总体而言,阻力系数随着开口角的增大而增大。因为开口角的增大,意味着扇翼与气流接触面积增加,更多的气流将被吸入扇翼内部,这必然导致排出的加速气流量随之增加,排出的气流给叶片的反作用力增加,从而增加了向前的推力。

如图 19 所示,需用功率随着开口角的增大而增加。开口角增大,吸入的气流量随之增多,而气

流在扇翼流场内被加速,这是一个消耗能量的过程,因此,需用功率随之增加。



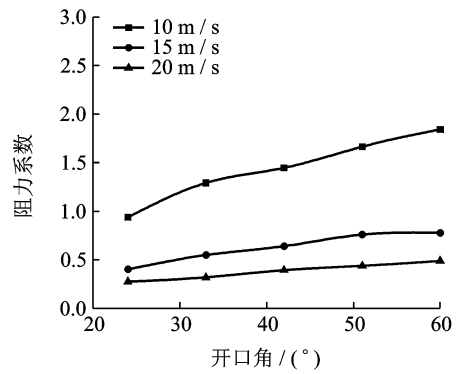
(a)  $\Omega = 1200 \text{ r/min}$



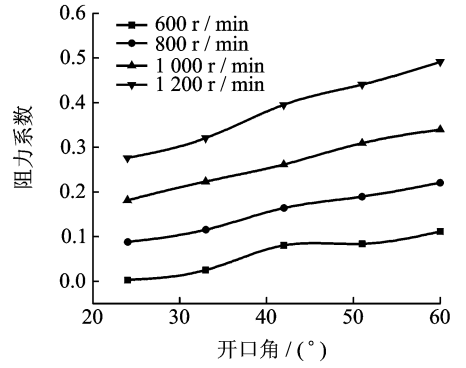
(b)  $V = 20 \text{ m/s}$

图 16 需用功率随迎角变化的示意图

Fig. 16 Power curve changing with angle of attack



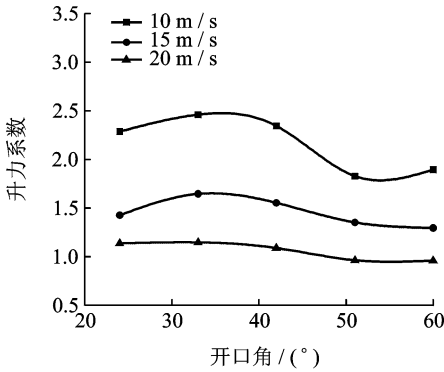
(a)  $\Omega = 1200 \text{ r/min}$



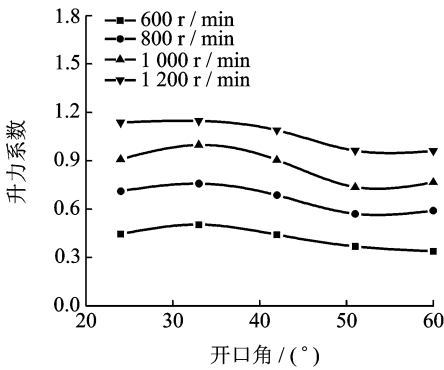
(b)  $V = 20 \text{ m/s}$

图 18 阻力系数随开口角变化的示意图

Fig. 18 Drag coefficient curve changing with opening angle



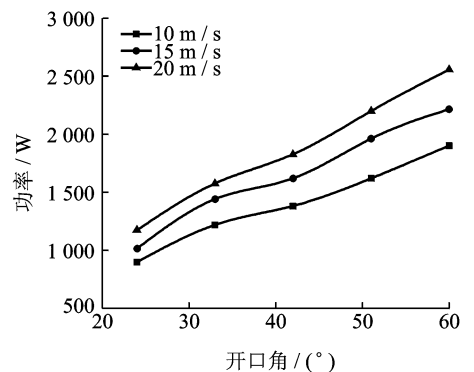
(a)  $\Omega = 1200 \text{ r/min}$



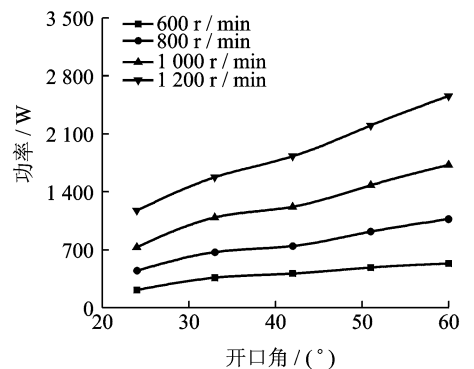
(b)  $V = 20 \text{ m/s}$

图 17 升力系数随开口角变化的示意图

Fig. 17 Lift coefficient curve changing with opening angle



(a)  $\Omega = 1200 \text{ r/min}$



(b)  $V = 20 \text{ m/s}$

图 19 需用功率随开口角变化的示意图

Fig. 19 Power curve changing with opening angle

### 2.5 气动特性随叶片安装角的变化

图 20 给出了升力系数随叶片安装角的变化示意图。从图中可以看出,升力系数随着安装角的变化呈现先增后减的趋势,安装角在  $10^\circ$  时扇翼获得最大升力。

图 21 给出了  $1\ 200\ \text{r/min}$  和  $20\ \text{m/s}$  条件下,阻

力系数随叶片安装角的变化示意图。从图中可以看出,随着安装角的增大,阻力系数呈现先减后增,而后再降低的趋势,基本与升力系数呈现相反的状态。

图 22 给出了需用功率随叶片安装角的变化示意图。在来流速度较低的情况下,随着安装角的增大,需用功率逐渐降低;在来流速度较高的情况下,需用功率逐渐提高。

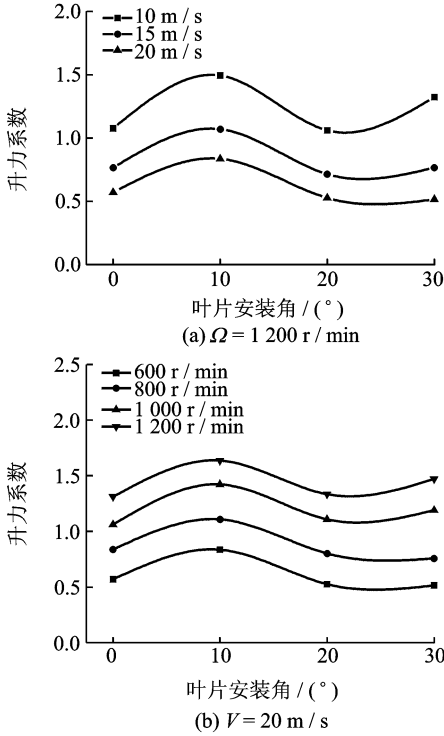


图 20 升力系数随叶片安装角变化示意图  
Fig. 20 Lift coefficient curve changing with blade mounting angle

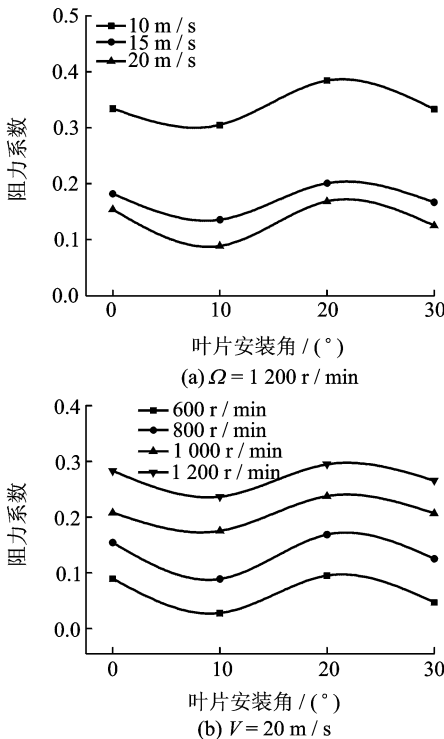


图 21 阻力系数随叶片安装角变化示意图  
Fig. 21 Drag coefficient curve changing with blade mounting angle

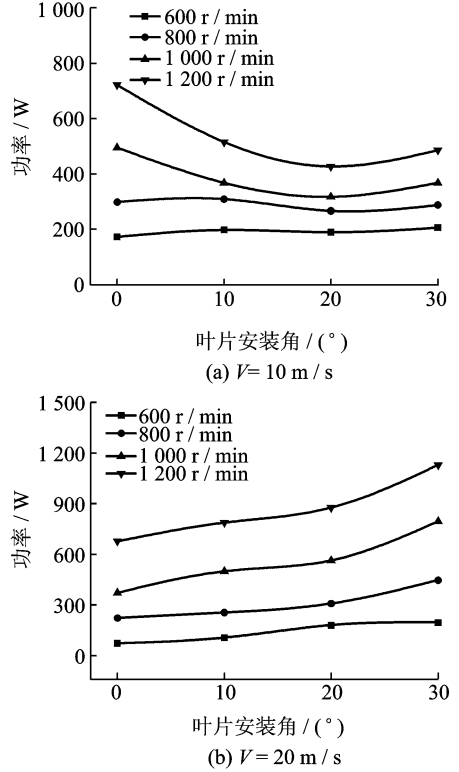


图 22 需用功率随叶片安装角变化示意图  
Fig. 22 Power curve changing with blade mounting angle

## 3 结 论

本文通过对扇翼模型的风洞吹风试验,测量了不同风扇转速、来流速度、迎角、前缘开口角和叶片安装角下扇翼的升力系数、阻力系数和需用功率。通过对试验数据分析,得到了以下结论:

(1) 扇翼升力系数、阻力系数和需用功率均随着横流风扇转速的增加而增加,并随着来流速度的增加,增幅逐渐减小。

(2) 扇翼升力系数和阻力系数均随着来流速度的增大而逐渐降低,并随着横流风扇转速的提高,减幅逐渐增大,而需用功率随着来流速度和横流风扇转速的增加而增大。

(3) 扇翼升力系数随着迎角的增加而逐渐增大,而阻力系数的变化不是很大,相反需用功率却随之降低。

(4) 扇翼开口角过大将导致升力系数减小,不同的来流速度下,升力系数也随开口角的不同而变

化,相反,阻力系数和需用功率随着开口角的增大呈现明显的递增趋势。

(5)横流风扇的叶片安装角对升力系数和阻力系数几乎呈现相反的趋势,安装角为 $10^\circ$ 时,升力系数最大,阻力系数最低。

#### 参考文献:

- [1] 孟琳,叶永强,李楠. 扇翼飞行器的研究进展与应用前景[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2651-2661.  
MENG Lin, YE Yongqiang, LI Lan. Research progress and application prospects of fan-wing aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2651-2661.
- [2] 张银辉. 风扇翼非定常流动的数值分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.  
ZHANG Yin-hui. Numerical analysis of fan-wing unsteady flow [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [3] DANG T Q, KUMMER J D. Cross-flow fan propulsion system; U S Patent 7641144[P]. 2010-1-5.
- [4] PEEBLES P. Aerodynamic lift generating device; US Patent 527229[P]. 2003.
- [5] MORTIER P. Fan or blowing apparatus; US Patent 507445[P]. 1893.
- [6] ASKARI S, SHOJAEEFARD M H. Numerical of flow 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(5): 59-64.
- [7] ASKARI S, SHOJAEEFARD M H. Shape optimization of the airfoil comprising a cross flow fan[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2009, 81(5): 407-415.
- [8] DUDEMPUDI D, YAO Y, EDMONDSON D, et al. Computational study of flow over generic fan-wing airfoil[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2007, 79(3): 238-244.
- [9] SEYFANG G R. Recent developments of the fan-wing aircraft [C]//The international Conference of the European Aerospace Socoeties. Brussels: CEAS, 2011: 1-7.
- [10] 牛中国, 蒋甲利, 李周复. 扇翼飞机二维机翼数值模拟分析研究[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2007: 1-5.  
NIU Zhongguo, JIANG Jiali, LI Zhoufu. Study on numerical simulation of two-dimensional airfoil fan-wing aircraft [C]//Forum on Key Technologies of Large Aircraft and Aeronautical Society of China Proceedings of the 2007 Annual Meeting. Beijing: CSAA, 2007: 1-5.
- [11] 牛中国, 蒋甲利, 李周复. 扇翼飞行器风扇叶片偏角影响数值分析[J]. 气动研究与试验, 2008, 26(2): 6-10.  
NIU Zhongguo, JIANG Jiali, LI Zhoufu. Numerical analysis of fanwing fan blades angle[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2008, 26(2): 6-10.
- [12] 牛中国, 蒋甲利, 刘捷, 等. 扇翼飞行器机翼设计与研究[J]. 气动研究与试验, 2009, 27(3): 6-11.  
NIU Zhongguo, JIANG Jiali, LIU Jie, et al. Design and research of fan-wing airfoil[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2009, 27(3): 6-11.
- [13] 吴浩东. 风扇翼内部偏心涡特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
WU Haodong. Research on the characteristic of the eccentric vortex in the fanwing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [14] 王仁华, 张海黎, 黄同高, 等. 扇翼飞行器绕翼型流动数值研究[J]. 应用科技, 2012, 38(12): 5-8.  
WANG Renhua, ZHANG Haili, HUANG Tonggao, et al. Numerical study of flow over fan-wing Airfoil [J]. Applied Science and Technology, 2012, 38(12): 5-8.
- [15] 黄同高, 杨忠, 王仁华, 等. 扇翼飞行器纵向运动建模与控制方法[J]. 应用科技, 2011, 38(11): 5-8.  
HUANG Tonggao, YANG Zhong, WANG Renhua, et al. Longitudinal mathematical modeling and flight control of fan-wing aircraft[J]. Applied Science and Technology, 2011, 38(11): 5-8.
- [16] 陈滔. 扇翼飞行器飞行控制系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.  
CHEN Tao. Research on flight control system of fan-wing aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.



