

基于扇翼机翼升推力机理的吹气机翼研究

杜思亮^{1,2}, 唐正飞²

(1. 淮阴工学院 机械与材料工程学院, 江苏 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: 基于对扇翼飞行器升推力产生机理的数值计算与分析,提出了一种扇翼飞行器机翼的替代方案——吹气机翼。分析了扇翼机翼升推力的产生机理并在扇翼机翼翼型的基础上构建了吹气机翼翼型。建立了两种机翼翼型的数值计算方法,通过对比相对静压分布曲线、速度云图和压力云图,证明了吹气机翼具有与扇翼机翼一样的升推力产生方式,即涡致升推力的形成机制。通过将横流风扇加速后气流流速定义为吹气机翼吹气速度,对比了两种机翼升推力随来流速度和迎角的变化关系。结果表明:两种机翼的升推力变化趋势基本一致,仅在迎角大于 20° 时,吹气机翼推力值相较扇翼机翼损失了近5倍。总体而言,在常规飞行状态下,吹气机翼能够替代扇翼机翼,为相关飞行器的增升和优化设计提供了一种思路。

关 键 词: 扇翼飞行器; 吹气机翼; 扇翼机翼; 增升; 计算流体力学(CFD)

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Research on blowing wing based on lift and thrust mechanism of fanwing wing

DU Siliang^{1,2}, TANG Zhengfei²

(1. Faculty of Mechanical and Material Engineering,

Huaiyin Institute of Technology, Huai'an Jiangsu 223003, China;

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

Abstract: Based on the numerical calculation and analysis of the mechanism of the lift and thrust force of the fan wing aircraft, a scheme for the wing of fanwing aircraft—blowing wing was presented. The mechanism of the lift force of the wing was analyzed and the blowing wing model was established. The numerical calculation method of the wing was established and a numerical example was verified. It was proved that the blowing wing had the same vortex induced lift and thrust mode as that of the fanwing by comparing the relative static pressure distribution curve, velocity nephogram and pressure nephogram. The blow up speed of a blowing wing was defined and the relationship between lift and thrust of two wings with flow speed and angle of attack was compared. The result indicated that when the angle of attack was greater than 20° , the thrust of the blowing wing was nearly 5 times less than that of the fan wing. Under normal flight conditions, the lift and thrust force of the blowing wing is similar to the fan wing, which can be replaced. It provides an idea for

收稿日期: 2016-04-26

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 杜思亮(1988—),男,讲师,博士,主要从事飞行器空气动力学、飞行力学与控制研究。

引用格式: 杜思亮,唐正飞. 基于扇翼机翼升推力机理的吹气机翼研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2743-2751. DU Siliang, TANG Zhengfei. Research on blowing wing based on lift and thrust mechanism of fanwing wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2743-2751.

the optimizing design and lift enhancement of aircraft.

Key words: fanwing aircraft; blowing wing; fanwing wing; lift enhancement; computational fluid dynamics (CFD)

扇翼飞行器^[1-2]是一种低速大载荷的飞行器,其独特之处在于其具有独特空气动力学原理的机翼。与普通固定翼飞机的机翼相比,扇翼飞行器的机翼的相对厚度要大得多,并且在翼型的前缘位置还有一个由发动机驱动的无极变速横流风扇^[3]。横流风扇的旋转使得流经扇翼机翼的气流在风扇内部产生了低压涡,使得扇翼机翼的升力系数远高于普通机翼,同时在机翼上产生了向前的推进力。扇翼机翼的这种分布式升推力产生的效率也高于目前燃气涡轮发动机通过提高旁通比获得的推进效率,其功率载荷高于 30 kg/kW,此外这种主动产生升推力的扇翼飞行器还具有短距起降和大迎角(大于 60°)飞行不失速等优点。

英国发明家 Peebles^[3]、Mortier^[4]、伊朗科学技术大学 Askari 等^[5-7]、英国帝国理工学院 Foreshaw^[8]、Kummer 等^[9]、Seyfang^[10-11]、Duddempudi 等^[12],通过风洞试验和数值计算的方法研究了扇翼机翼的空气动力学特性:①获得了扇翼机翼几何尺寸参数对升推力的影响;②横流风扇转速、来流风速、扇翼机翼迎角对翼型上下表面压差以及横流风扇内部偏心涡形成的影响;③分析了横流风扇叶片形状、叶片数量和安装角对扇翼机翼后缘经横流风扇加速后气流的影响。近来,欧盟已把扇翼的分布式推力和升力技术列入了其第七科研框架计划中的交通类——新概念飞行器的重点开发项目。

国内对扇翼飞行器的研究单位主要有中国航空工业空气动力研究院^[13-16]和南京航空航天大学^[17-20]。前者对扇翼机翼的翼型结构型式进行了初步的探究,后者对扇翼机翼的气动特性、结构优化和飞行控制策略进行了深入系统的研究并且取得了一定的研究成果。2011 年南京航空航天大学制作了小型扇翼遥控模型并成功试飞,基本熟悉了扇翼飞行器的操控原理;2016 年 4 月由本课题组研制的大型扇翼无人飞行器试验样机在国内某机场成功首飞,奠定了我国在扇翼飞行器领域的国际地位。

综上所述,国外目前主要在理论和试验研究方面取得了很多实用的成果;国内虽起步较晚,但是已经在某些领域获得了赶超,为扇翼飞行器的应用提供了基础。但是对于载人扇翼飞行器来

说,随着飞行器的最大起飞质量的增加,其横流风扇的直径也要随着增大,而且横流风扇是外露在机翼的上表面,占据了相对机翼弦长一半以上的位置,如果没有必要的保护措施,砂石以及飞鸟等物体对风扇叶片及旋转机构将产生破坏作用。除此之外,沿机翼展长方向的叶片以及风轮端板在旋转时产生的结构和气动振动,对横流风扇的动平衡要求相对一般旋翼或者涡轮要难做的多。此外还得考虑雨雪等天气因素,这些问题如果不处理好,扇翼飞行器将在军民领域要受到很多的限制。

1 原理分析

图 1 为扇翼飞行器飞行渲染图,图 2 为扇翼机翼升推力的产生示意图。图 3 和图 4 分别为扇翼机翼通过数值计算得到的速度云图和压力云图,可以很明显的看到在横流风扇内部有气流速度为 0 m/s 以及低压类椭圆形区域,而且内部的速度流线为一个椭圆形的封闭式流动。图 5 为扇翼机翼上下表面的静压分布曲线,X=0 mm 处为



图 1 扇翼飞行器
Fig.1 Fanwing aircraft

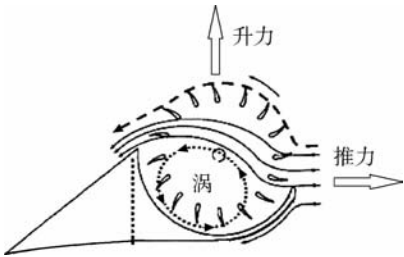


图 2 扇翼机翼截面升推力示意图
Fig.2 Sketch map of lift and thrust force of fanwing wing section

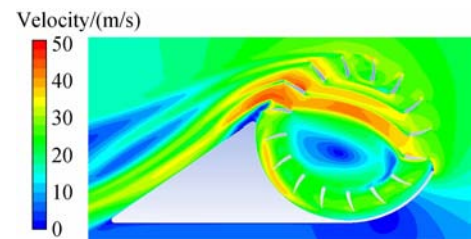


图 3 速度云图
Fig. 3 Velocity contour

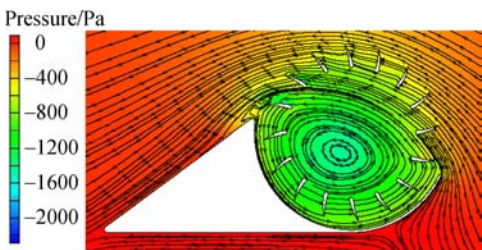


图 4 压力云图与速度流线图
Fig. 4 Pressure contour and velocity flow chart

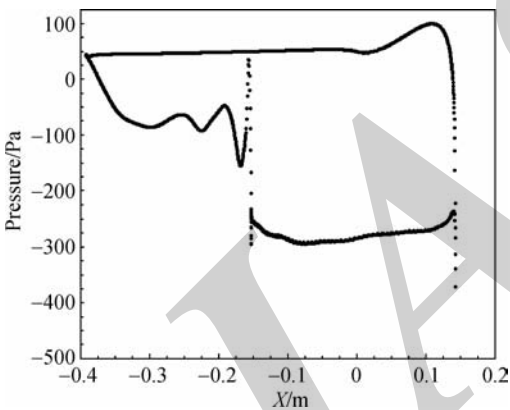


图 5 扇翼机翼上下表面相对静压分布曲线
Fig. 5 Upper and lower surfaces relative static pressure distribution curve of the fanwing wing

横流风扇的旋转中心。可以看出横流风扇的安装区域产生的升力占到对整个机翼的 70% 左右,这就表明扇翼机翼高升力的产生是由于低压涡引起的,而涡的产生是由于横流风扇的旋转改变了来流方向和加速来流的结果,而且风扇在不停的旋转起到了维持涡的存在的作用,这和一般翼型后缘的旋涡不一样。本文将从扇翼低压涡形成的机理出发,通过在扇翼机翼的适当位置布置吹气槽^[21]来模拟横流风扇对气流的加速效果,研究可否通过此种方式产生与扇翼机翼相似的气动特性。

2 计算模型

本文数值计算所使用的扇翼飞行器基本机翼

模型如图 6 所示,机翼展长为 500 mm。图 7 所示为机翼截面的基本几何尺寸。影响翼型的主要几何参数有弦长 C 、前缘开口角 Ψ 、叶片安装角 Φ 、后缘夹角 θ 以及弧形槽半径 R ,参数值见表 1 所示。

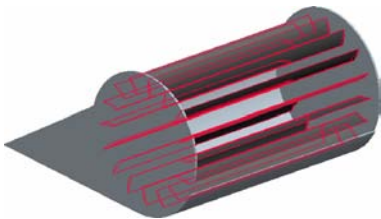


图 6 扇翼飞行器机翼模型
Fig. 6 Model of fanwing aircraft wing

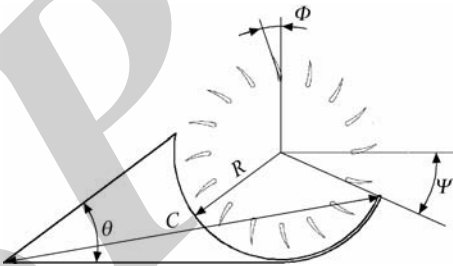


图 7 基本翼型尺寸
Fig. 7 Geometry of the basic airfoil

表 1 基本翼型的几何参数
Table 1 Basic airfoil's geometric parameters

参数	数值
弦长/mm	561
半径/mm	154
前缘开口角/(°)	24
后缘夹角/(°)	18
叶片安装角/(°)	36.5

为了模拟扇翼机翼和布置吹气槽的吹气机翼的流场特性及主要的气动参数,需要建立合适的几何模型。图 8 和图 9 为在扇翼机翼翼型的基础上修改而来的吹气机翼的三维结构模型和截面形状,与扇翼机翼翼型相比,其主要区别是在弧形槽底部和顶部位置加装吹气槽机构,吹气方向见图 9 中箭头指向,分别平行于翼型后缘上表面和圆弧切线。3 个吹气槽出气口的横截面均为长方形,槽高为 5 mm,槽长为 500 mm,与文献[21]水陆两栖大型飞机的内吹式襟翼设计的吹气口相近,故本方案具有很强的可实现性。

本文数值计算方法与文献[2]一致,模型的边界条件和计算域定义如图 10 所示,图中 v 为速度

入口边界条件, p 为压力出口边界条件。图 11 和图 12 分别为通过 ANSYS ICEM CFD 软件生成的扇翼机翼和吹气机翼网格图。

3 算例验证

文献[22]为扇翼机翼在不同工况下气动力的风洞测量试验结果,由于受限于当时的试验条件,横流风扇转速变化范围仅为 400~1 200 r/min,而且横流风扇直径和叶片翼型,与本文扇翼机翼横流风扇直径(30 cm)和优化为水滴形截面叶片的计算模型有较大区别,为了验证本文所采用数值方法的有效性,依托南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室的低速开口回流式风洞,测得了本文扇翼机翼的升推力,试验模型见图 13。本文通过选取来流速度为 12 m/s,迎角为 10° ,横流风扇转速为 750~2 000 r/min 范围变化时扇翼机翼的升力和推力的试验值与本文的数值计算结果进行了对比。图 14 和图 15 分别为来流速度为 12 m/s 时不同转速下扇翼机翼升力和推力试验结果与数值计算结果的对比图,从图中可以看出随转速增加,升力和推力均逐渐增加,且计算结果与试验结果趋势吻合较好。为了获得横流风扇不同转速下对机翼后缘表面的加速情况,通

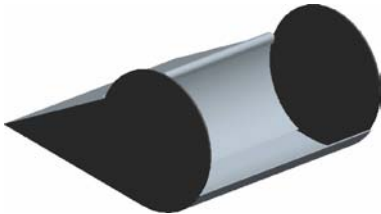


图 8 吹气机翼模型
Fig. 8 Blowing wing model

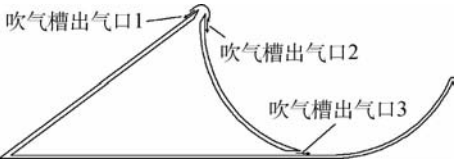


图 9 吹气机翼翼型截面图
Fig. 9 Blowing wing airfoil section

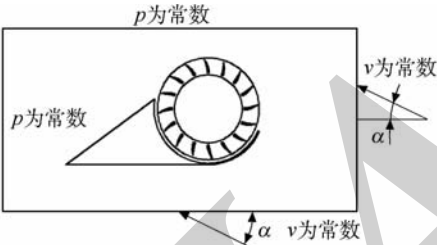


图 10 计算域和边界条件
Fig. 10 Computational domain and boundary conditions

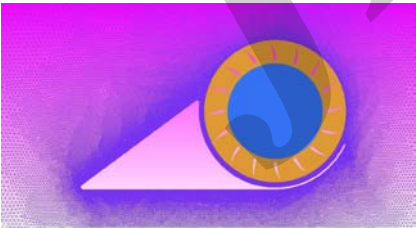


图 11 扇翼机翼网格图
Fig. 11 Mesh of fanwing

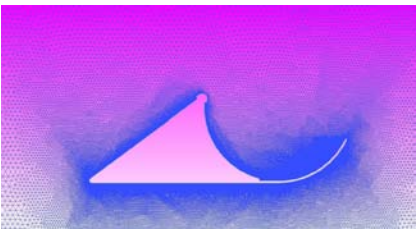


图 12 吹气机翼网格图
Fig. 12 Mesh of blowing wing



图 13 扇翼机翼试验
Fig. 13 Experiment of fanwing wing

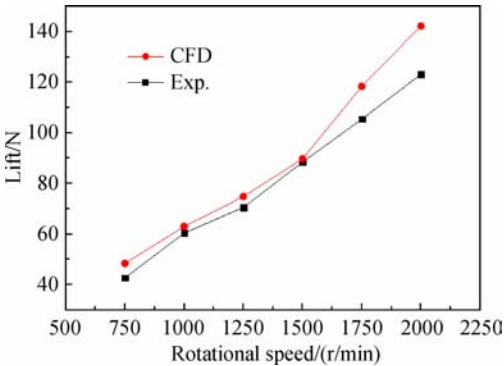


图 14 升力试验值和数值计算值的对比图
Fig. 14 Comparison chart of experimental and numerical calculation value of lift

过 PIV (particle image velocimetry) 试验 (图 16) 测得了扇翼机翼后缘上表面的平均气流速度, 与 CFD 计算结果对比见图 17, 从图中可知, 计算结果是可信的。

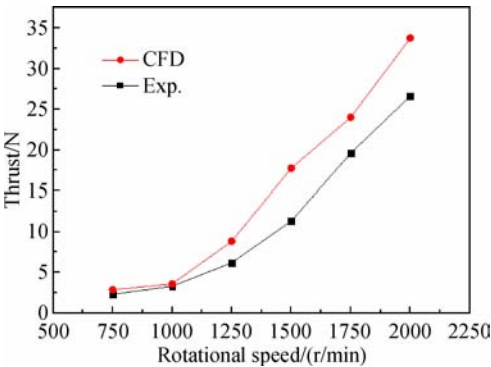


图 15 推力试验值和数值计算值的对比图
Fig. 15 Comparison chart of experimental and numerical calculation value of thrust



图 16 PIV 测速试验照片
Fig. 16 PIV velocity measurement experiment photo

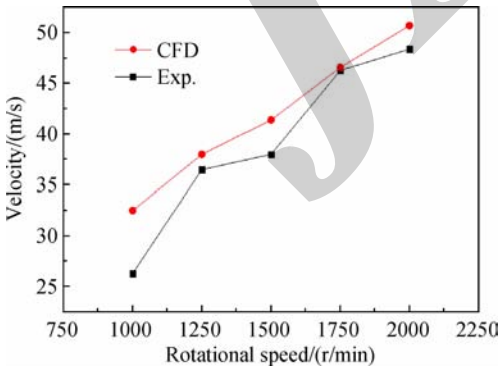


图 17 气流速度试验值和数值计算值的对比图
Fig. 17 Comparison chart of experimental and numerical calculation value of airflow velocity

4 计算结果及分析对比

4.1 吹气机翼数值模拟计算

定义来流速度为 12 m/s, 迎角 $\alpha=10^\circ$, 使用本

文所建立的数值计算方法, 算得扇翼机翼横流风扇转速由 1000~2000 r/min 时, 机翼上下表面最大气流速度在 30~50 m/s 之间, 故设定吹气机翼的 3 个吹气槽的出口气流速度为 30~50 m/s 之间。数值计算得到吹气机翼吹气槽出口气流速度 $V=50$ m/s 时的速度云图 (图 18) 和压力云图 (图 19)。与图 3 和图 4 为扇翼机翼横流风扇转速为 2000 r/min 时的速度与压力云图进行对比可发现, 吹气机翼也产生了椭圆形的低压涡, 且气流的流线也与扇翼机翼的气流流动方式相似, 产生的低压涡流的椭圆形状也要好于扇翼机翼。图 20 和图 21 分别为吹气机翼的 3 个吹气槽的出口气流速度为零时和扇翼机翼横流风扇转速为零时的压力云图和速度流线图。可见吹气机翼在吹气槽没有吹气的情况下, 依然能够通过来流在弧形槽中产生低压涡, 而扇翼机翼因为横流风扇叶片等结构的阻挡在弧形槽内部产生乱流, 因此吹气机翼的滑翔性能要远远优于扇翼机翼。图 22 为吹气机翼上下表面的相对静压分布曲线, 对比图 5 可知, 吹气机翼的静压分布曲线也与扇翼机翼的相似, 而且吹气机翼在弧形槽的顶部位置 ($X=-0.15$ m) 的压力突变区要小于扇翼机翼。因此, 本文所提出的吹气机翼的方案, 利用了扇翼机翼升推力产生的机理, 将加速气流的横流风扇改为了吹气的方式, 实现了与扇翼机翼相似的低压涡的形成方式。

4.2 气动特性对比

图 23 为扇翼机翼和吹气机翼在来流速度为 12 m/s 时, 迎角为 10° 时, 升力分别随横流风扇转速和吹气槽吹气速度变化的关系曲线。可以看出两种机翼产生升力的大小分别随着转速和吹气速度的增大而增大, 吹气机翼的增大速率由快变慢, 而扇翼机翼低转速时增加速率较小, 高转速时增加速率较大, 这是由于横流风扇加速气流不均匀造成的。

图 24 为扇翼机翼和吹气机翼在来流速度为 12 m/s, 迎角为 10° 时, 推力分别随横流风扇转速和吹气槽吹气速度变化的关系曲线。可以看出两种机翼产生推力的大小分别随着转速和吹气速度的增大而增大, 吹气机翼的增大速率比较一致, 而扇翼机翼则有波动, 总体上两者的趋势是一致的。

图 25 为扇翼机翼横流风扇转速为 2000 r/min 和吹气机翼吹气速度为 50 m/s, 在来流速度为 12 m/s 时, 升力随迎角 α 变化的关系曲线。可以看出吹气机翼在迎角为 $20^\circ\sim30^\circ$ 之间时, 升力

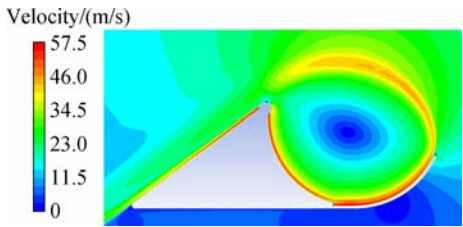


图 18 吹气机翼速度云图($\alpha=10^\circ$)

Fig. 18 Velocity contour of blowing wing ($\alpha=10^\circ$)

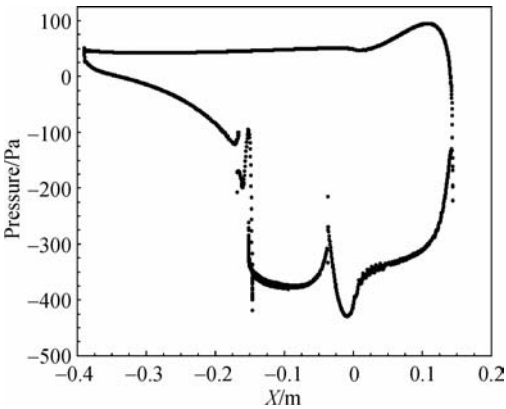


图 22 吹气机翼上下表面相对静压分布曲线

Fig. 22 Upper and lower surfaces relative static pressure distribution curve of the blowing wing

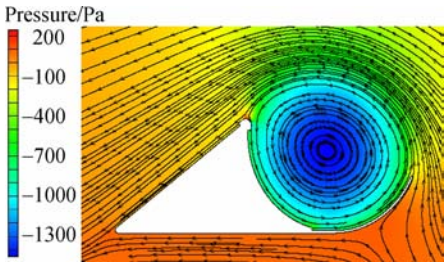


图 19 吹气机翼压力云图和速度流线图($V=50\text{ m/s}$)

Fig. 19 Pressure contour and velocity flow chart of blowing wing ($V=50\text{ m/s}$)

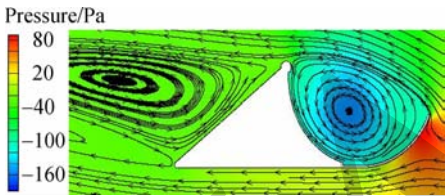


图 20 吹气机翼压力云图和速度流线图($V=0\text{ m/s}$)

Fig. 20 Pressure contour and velocity flow chart of blowing wing ($V=0\text{ m/s}$)

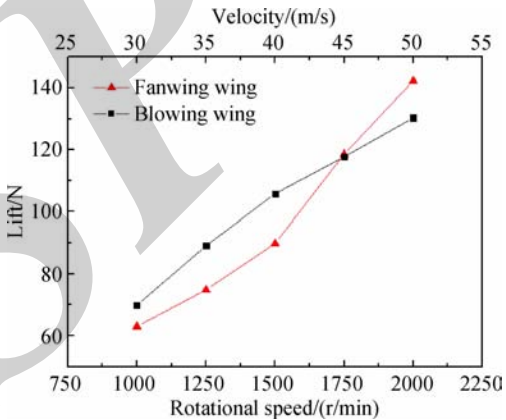


图 23 升力分别随转速和气流速度的变化关系曲线

Fig. 23 Lift curve changes with the rotational speed and airflow velocity

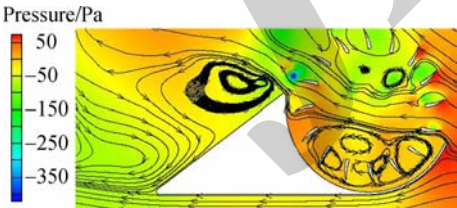


图 21 扇翼机翼的压力云图和速度流线图

Fig. 21 Pressure contour and velocity flow chart of fanwing wing

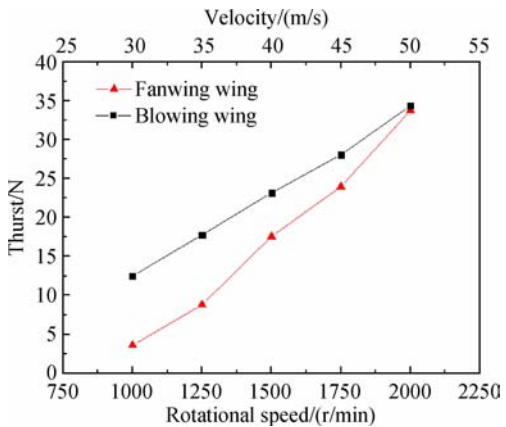


图 24 推力分别随转速和气流速度的变化关系曲线

Fig. 24 Thrust curve changes with the rotational speed and airflow velocity

急降,参考图 26 的吹气机翼迎角为 30° 的速度云图,说明吹气机翼弧形槽内不能够产生低压涡以及机翼后缘产生了气流分离,造成升力的损失。扇翼机翼在大迎角时升力的损失没有吹气机翼那么大,参看图 27 扇翼机翼迎角为 30° 时的速度云图,其低压涡还保持在横流风扇内部靠近叶片处,但是涡的大小较小,横流风扇对机翼上表面斜面段的气流加速效果也不好。但升力下降比吹气机

翼要略平缓,总体变化趋势与吹气机翼较为一致,都是先增大后减小。

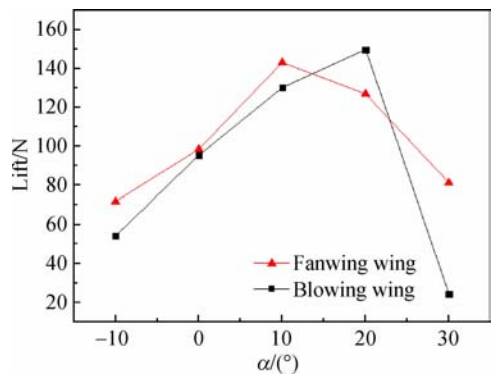


图 25 升力随迎角的变化关系曲线

Fig. 25 Lift curve changes with the angle of attack

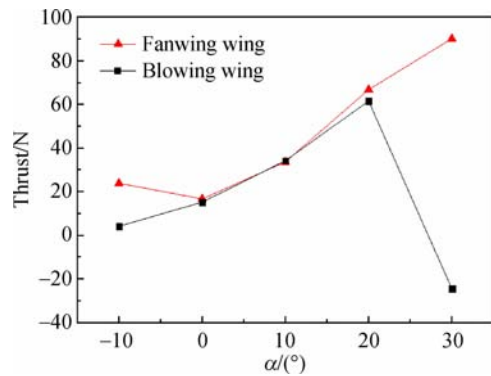


图 28 推力随迎角的变化关系曲线

Fig. 28 Thrust curve changes with the angle of attack

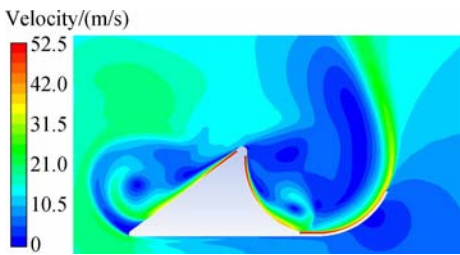


图 26 吹气机翼速度云图($\alpha=30^{\circ}$)

Fig. 26 Velocity contour of blowing wing ($\alpha=30^{\circ}$)

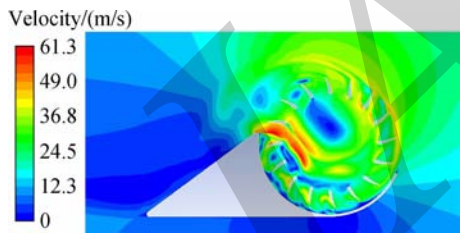


图 27 扇翼机翼速度云图

Fig. 27 Velocity contour of fanwing wing

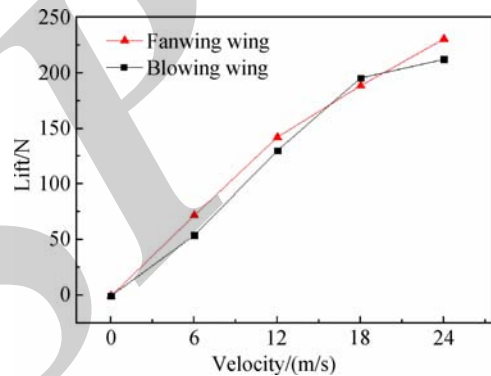


图 29 升力随气流速度的变化关系曲线

Fig. 29 Lift curve changes with the airflow velocity

吹气机翼和扇翼机翼的升力都随着来流速度的变大而增加,两者变化较为一致。

图 30 为扇翼机翼横流风扇转速为 2 000 r/min,吹气机翼吹气速度为 50 m/s,迎角为 20° 时,推力随来流速度变化的关系曲线。可以看出吹气机翼的推力先增大后减小,增加量和减少量相对升力来说不是特别大,扇翼机翼也与吹气机

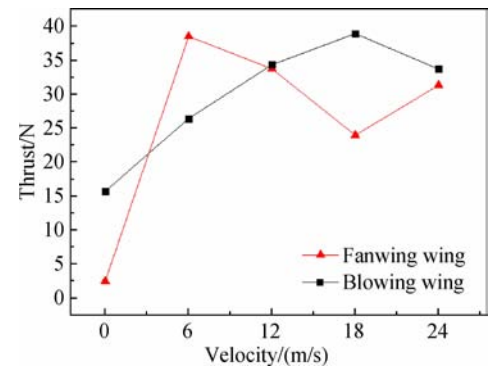


图 30 推力随气流速度的变化关系曲线

Fig. 30 Thrust curve changes with the airflow velocity

图 28 为扇翼机翼横流风扇转速为 2 000 r/min和吹气机翼吹气速度为 50 m/s,在来流速度为 12 m/s 时,推力随迎角变化的关系曲线。可以看出吹气机翼在迎角为 $20^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 之间时,推力急降,并且还产生阻力,虽然有吹气槽 1 的反作用力,但是对产生推力的效果较弱,说明吹气机翼弧形槽内低压涡对推力的贡献很大。扇翼机翼在大迎角时推力损失得较小,一部分是由于横流风扇旋转时的反作用力,另一部分是弧形槽内有低压涡的存在。

图 29 为扇翼机翼横流风扇转速为 2 000 r/min和吹气机翼吹气速度为 50 m/s,迎角为 20° 时,升力随来流速度变化的关系曲线。可以看出

翼类似,说明来流对两种机翼推力的影响不是特别大。

5 结 论

本文基于对扇翼飞行器升推力产生机理的数值计算与分析,提出了一种扇翼飞行器机翼的替代方案——吹气机翼。通过数值模拟的方法与扇翼机翼的气动特性进行对比分析,得到了如下的结论:

1) 在升力产生上,吹气机翼能在弧形槽内形成低压涡,其中涡升力是整个机翼升力的主要来源,与扇翼机翼升力的产生方式一致。

2) 在推力产生上,大迎角对吹气机翼的推力影响较大,弧形槽内低压涡是吹气机翼推力的主要来源。在常规迎角范围内,与扇翼机翼推力的产生方式一致。

3) 吹气机翼产生升推力的效果与扇翼机翼接近,可以替代扇翼机翼。

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 Nan. Research progress and application prospects of fan-wing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2651-2661. (in Chinese)
- [2] 杜思亮,芦志明,唐正飞. 扇翼飞行器翼型附面层控制数值模拟[J]. 航空学报,2016,37(6):1783-1791.
DU Siliang, LU Zhiming, TANG Zhengfei. Numerical simulation research on the boundary control method of the fanwing's airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1783-1791. (in Chinese)
- [3] PEEBLES P. Aerodynamic lift generating device; US 527229[P]. 2003-02-07.
- [4] MORTIER P. Fan or blowing apparatus; US507445[P]. 1893-04-05.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] ASKARI S, SHOJAEEFARD M H, GOUDARZI K. Experimental study of stall in an airfoil with forced airflow provided by an integrated cross-flow fan[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(1): 97-104.
- [8] FORESHAW S. Wind tunnel investigation of the new fan-wing design[D]. London: Imperial College, 1999.
- [9] KUMMER J D, DANG T Q. Hight-lift propulsive with integrated cross flow fan[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 1059-1068.
- [10] SEYFANG G R. Fanwing-developments and applications [R]. Brisbane; The 28th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 2012.
- [11] SEYFANG G R. Recent developments of the fan-wing aircraft [R]. Brussels; The international Conference of the European Aerospace Societies, 2011.
- [12] DUDDEMPUDI 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.
- [13] 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学术年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2007: 1-5.
- [14] 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]. 气动研究与实验, 2008, 26(2): 6-10.
NIU Zhongguo, JIANG Jiali, LI Zhoufu. Numerical analysis of fanwing fan blades angle[J]. Aerodynamic Research and Experiment, 2008, 26(2): 6-10. (in Chinese)
- [15] 牛中国, 蒋甲利, 刘捷, 等. 扇翼飞行器机翼设计与研究[J]. 气动研究与实验, 2009, 27(3): 6-11.
NIU Zhongguo, JIANG Jiali, LIU Jie, et al. Design and research of fan-wing airfoil[J]. Aerodynamic Research and Experiment, 2009, 27(3): 6-11. (in Chinese)
- [16] 蒋甲利, 牛中国, 刘捷, 等. 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. (in Chinese)
- [17] 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. (in Chinese)
- [18] 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. (in Chinese)
- [19] 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. (in Chinese)
- [20] 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. (in Chinese)
- [21] 王妙香, 孙卫平, 秦何军. 水陆两栖飞机内吹式襟翼优化设

计[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 300-309.

WANG Miaoxiang, SUN Weiping, QIN Hejun. Optimization design of an internal blown flap used in large amphibian[J]. Acta aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 300-309. (in Chinese)

[22] 唐荣培. 扇翼气动特性的试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

TANG Rongpei. Aerodynamic experimental research on fan-wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)