

文章编号: 1674-8190(2021)04-044-08

应用协同射流原理的旋翼翼型增升减阻试验研究

张顺磊, 杨旭东, 宋笔锋, 王博, 李卓远

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 协同射流技术作为一种新型主动流动控制技术, 是突破旋翼翼型高增升减阻设计的最有潜力的发展方向之一。以OA312旋翼翼型作为基准翼型, 研制微型涵道风扇组为驱动的旋翼翼型CFJ风洞测力模型, 开展基于前缘高压零质量内循环协同射流原理的旋翼翼型高增升减阻低速风洞试验, 研究吹气口大小、吸气口大小和上翼面下沉量等基础参数对增升减阻的影响规律, 探讨CFJ旋翼翼型关键参数最佳取值。结果表明: 与OA312基准翼型相比, 小攻角状态时, CFJ旋翼翼型可显著降低阻力系数, 甚至出现“负阻力”现象, 实现了零升俯仰力矩基本不变; 大攻角状态时, CFJ旋翼翼型可显著提升最大升力系数和失速迎角, 其中, 最大升力系数可提升约67.5%, 失速迎角推迟了近14.8°。

关键词: 协同射流; 增升减阻; 主动流动控制; 旋翼翼型; 低速风洞试验

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.04.05

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Experimental Investigation of Lift Enhancement and Drag Reduction of Rotor Airfoil Using Co-flow Jet Concept

ZHANG Shunlei, YANG Xudong, SONG Bifeng, WANG Bo, LI Zhuoyuan

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

Abstract: As the novel active flow control technology, Co-flow Jet concept (CFJ) is one of the most potential methods to achieve the high lift enhancement and drag reduction of rotor airfoil. Based on the OA312 rotor airfoil, the CFJ rotor airfoil dynamometric model driven by the micro ducted fan group is designed. The low-speed wind tunnel test of high lift enhancement and drag reduction of rotor airfoil using Co-flow Jet concept with zero mass and high negative pressure at the leading edge is conducted. The influence of basic parameters such as the injection size, suction size and suction surface translation on lift enhancement and drag reduction is studied. The optimal values of key parameters of CFJ rotor airfoil are given. Results show that compared with the OA312 baseline airfoil, the CFJ rotor airfoil can significantly reduce drag coefficients at low angle of attack, and even achieve “negative drag” while the zero-lift pitch moment is basically unchanged. The CFJ rotor airfoil can significantly increase the maximum lift coefficient and the stall angle of attack at high angle of attack. The maximum lift coefficient can be increased by about 67.5%, and the stall angle of attack is significantly delayed by nearly 14.8°.

Key words: co-flow jet; lift enhancement and drag reduction; active flow control; rotor airfoil; low-speed wind tunnel test

收稿日期: 2021-04-30; 修回日期: 2021-07-02

基金项目: 国家自然科学基金(11672243); 装备预研领域基金(61402060203)

通信作者: 杨旭东, xdyang@nwpu.edu.cn

引用格式: 张顺磊, 杨旭东, 宋笔锋, 等. 应用协同射流原理的旋翼翼型增升减阻试验研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(4): 44-51, 67.

ZHANG Shunlei, YANG Xudong, SONG Bifeng, et al. Experimental investigation of lift enhancement and drag reduction of rotor airfoil using co-flow jet concept[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(4): 44-51, 67. (in Chinese)

0 引言

直升机具有垂直起降、空中悬停、小速度前飞等独有的飞行特点,在军/民用领域具有固定翼飞机无法替代的重要作用^[1]。旋翼作为直升机升力和操纵力的主要产生部件,其升/阻力特性和力矩特性等性能的优劣直接影响着直升机的飞行性能和飞行品质,对作为旋翼叶片基本组成要素的旋翼翼型,提出了高的最大升力系数、高升阻比、大失速迎角和低力矩等关键气动性能要求。如何提升旋翼翼型的关键气动性能,对改善旋翼气动特性、扩展直升机飞行包线具有至关重要的作用。

主动流动控制技术的快速发展,为旋翼翼型气动特性的提升提供了一种新的研究思路及途径。美国迈阿密大学的Zha G C等^[2-4]提出的协同射流技术(Co-flow Jet,简称CFJ)是一种新型主动流动控制技术,通过射流与主流的掺混效应将能量注入到主流中,增加翼型环量,既能在小迎角下实现增升减阻效果,又能在大迎角下达到很高的升力系数、延迟失速,是突破旋翼翼型高增升减阻设计的最有潜力的发展方向之一。

国内外针对CFJ技术在翼型、螺旋桨和飞行器等方面的应用开展了大量的数值模拟研究,验证了CFJ技术在低速翼型^[5-7]、超临界翼型^[8-10]和风力机翼型^[11-12]上的增升减阻效果;A. Lefebvre等^[13-14]、Xu H Y等^[15]、杨慧强等^[16]和Yang X D等^[17]分别验证了CFJ技术能有效抑制翼型动态失速;朱敏等^[18]将CFJ技术应用在临近空间螺旋桨上,将螺旋桨效率提高了5%以上;张明昊等^[19]分析了协同射流技术的发展现状,总结了其在飞行器设计上的应用;史子颀等^[20]将CFJ技术应用在飞机垂尾上,研究了CFJ技术的参数影响规律。但国内外针对CFJ技术的风洞试验研究较少,且现有试验研究的对象主要集中于传统翼型^[21-23]和大厚度螺旋桨翼型^[24],未见CFJ旋翼翼型的风洞试验研究。Zha G C等^[25]在NACA6421翼型内部安装小型压气机,开展了CFJ翼型性能的风洞试验研究,验证了CFJ技术的超升力现象,但试验中存在压气机设计状态与CFJ翼型试验状态不匹配的问题。本文采用内置涵道风扇组的方法来实现CFJ技术,涵道风扇的分布性更好,与模型试验状态匹配度高。

为了探索CFJ技术在旋翼翼型高增升减阻设

计上的潜力,本文采用风洞试验方法,开展CFJ关键基础参数对旋翼翼型气动特性的影响规律研究,验证CFJ技术对实现旋翼翼型关键性能显著提升的技术可行性,以为未来高性能旋翼桨叶设计提供一种新的、可行的解决途径和思路。

1 CFJ模型设计

CFJ技术的基本思路是在翼型吸力面前缘高压区设置吹气口、后缘高压区设置吸气口,在翼型内部布置风机或气泵,驱动气流由吸气口吸入、吹气口吹出,保证吹气口和吸气口的质量流量相等,是一种低能耗、“零质量”射流技术。基于前缘高压零质量内循环CFJ原理,在OA312旋翼翼型的基础上,设计加工CFJ旋翼翼型,记为CFJ312,如图1所示。CFJ312翼型在翼型内部设计低阻管道,并将涵道风扇布置在梁上以驱动气流循环,构成CFJ技术的“内循环”系统。

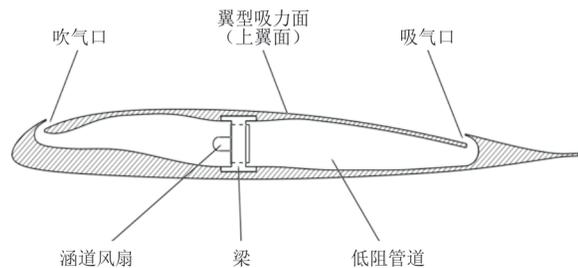


图1 CFJ312翼型剖视图

Fig. 1 Cross-sectional view of CFJ312 airfoil

模型弦长为0.8 m,展长为1.6 m;吹气口位于距前缘5%弦长处,吸气口位于距前缘80%弦长处。翼型内部设置5个独立通道,在每个通道的梁上安装4个涵道风扇。OA312和CFJ312翼型模型分别如图2~图3所示,CFJ312翼型模型内部如图4所示。上翼面单独加工,使用沉头螺钉与梁固连;通过在梁上加装特定厚度的垫片,控制上翼面下沉量(上翼面下沉量定义为:以原始翼型上翼面位置为基准,CFJ翼型上翼面向下翼面移动的距离);通过调节吹/吸气口与肋连接处的沉头螺钉,控制吹/吸气口大小。



图2 OA312翼型模型

Fig. 2 OA312 airfoil model



图 3 CFJ312翼型模型
Fig. 3 CFJ312 airfoil model



图 4 CFJ312翼型模型内部
Fig. 4 Interior of CFJ312 airfoil model

2 试验设备

试验在西北工业大学翼型叶栅空气动力学国家级重点实验室 NF-3 低速风洞(如图 5 所示)完成,采用 TP0904 六分量盒式应变天平进行模型测力。采用直径 53 mm 的 4S 4 300 kV 涵道风扇,每个涵道风扇由 1 台 MW S-600-15 开关电源驱动,并通过 50 A HOBBYWING 电调和 G. T. POWER RC 130 A 功率仪进行调节和控制,如图 6 所示。

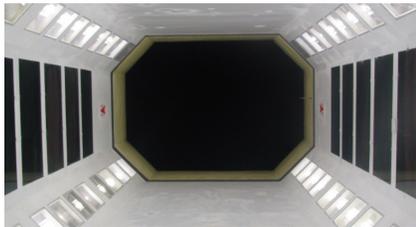


图 5 NF-3 风洞
Fig. 5 NF-3 wind tunnel



(a) 涵道风扇



(b) 开关电源



(c) 电调



(d) 功率仪

图 6 试验设备

Fig. 6 Experimental equipment

3 结果分析与讨论

3.1 吹气口大小影响

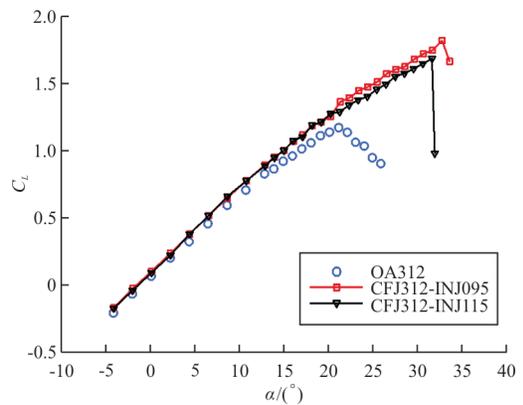
保持上翼面下沉量和吸气口大小不变,研究吹气口大小对 CFJ 旋翼翼型性能的影响。试验风速为 10 m/s,取 2 种吹气口大小,分别记为 CFJ312-INJ095 和 CFJ312-INJ115,如表 1 所示。

表 1 不同吹气口大小的 CFJ312 翼型参数
Table 1 Parameters of CFJ312 airfoil with different injection sizes

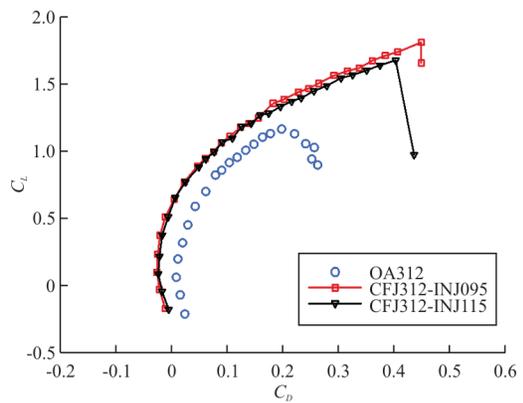
翼型	尺寸/mm		
	INJ	SUC	SST
CFJ312-INJ095	9.5	13.5	8.5
CFJ312-INJ115	11.5	13.5	8.5

注:INJ 表示吹气口大小;SUC 表示吸气口大小;SST 表示上翼面下沉量。

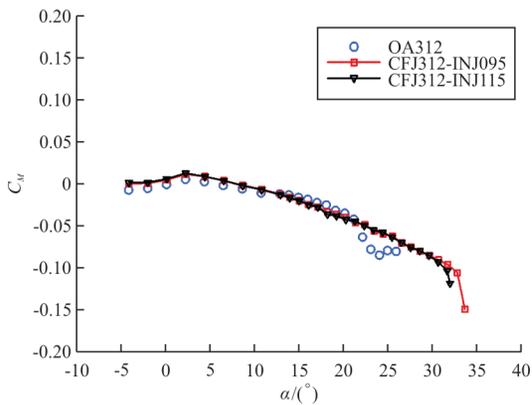
不同吹气口大小 CFJ312 翼型的气动特性对比(俯仰力矩参考点取在 1/4 弦线处)如图 7 所示,最大升力系数和失速迎角对比如表 2 所示。



(a) 升力系数曲线



(b) 极曲线



(c) 俯仰力矩系数曲线

图 7 不同吹气口大小 CFJ312 翼型的气动特性对比
Fig. 7 Aerodynamic coefficients comparisons between CFJ312 airfoils with different injection sizes

表 2 不同吹气口大小 CFJ312 翼型的最大升力系数和失速迎角

Table 2 Maximum lift coefficients and stall angles of CFJ312 airfoils with different injection sizes

翼型	C_{Lmax}	$\Delta C_{Lmax}/\%$	$\alpha_{stall}/(^{\circ})$	$\Delta\alpha_{stall}/(^{\circ})$
OA312	1.17	—	21.1	—
CFJ312-INJ095	1.81	54.7	32.8	11.7
CFJ312-INJ115	1.68	43.6	31.6	10.5

从图 7(a)和表 2 可以看出:在当前试验取值下,小吹气口尺寸的 CFJ312 翼型失速特性较好;CFJ312-INJ095 翼型最大升力系数较 OA312 翼型提升 54.7%,比 CFJ312-INJ115 翼型最大升力系数增量增加了 11.1%;CFJ312-INJ095 翼型失速迎角较 OA312 翼型提高 11.7°,较 CFJ312-INJ115 翼型失速迎角增加了 1.2°。

迎角 5°和 22°时不同吹气口尺寸 CFJ312 翼型的升力系数对比如表 3 所示。

表 3 典型迎角下不同吹气口大小 CFJ312 翼型的升力系数
Table 3 Lift coefficients of CFJ312 airfoils with different injection sizes at typical AoAs

翼型	C_L		$\Delta C_L/\%$	
	$\alpha=5^{\circ}$	$\alpha=22^{\circ}$	$\alpha=5^{\circ}$	$\alpha=22^{\circ}$
OA312	0.37	1.14	—	—
CFJ312-INJ095	0.42	1.38	13.5	21.1
CFJ312-INJ115	0.42	1.32	13.5	15.8

从图 7(a)和表 3 可以看出:迎角小于 20°时,相同迎角下 2 种 CFJ312 翼型升力系数基本相同;迎角大于 20°时,相同迎角下 CFJ312-INJ095 翼型升

力系数高于 CFJ312-INJ115 翼型,说明小吹气口尺寸的 CFJ312 翼型能更有效地克服逆压梯度、延迟失速;典型迎角 22°时,CFJ312-INJ095 翼型升力系数较 OA312 翼型的增量比 CFJ312-INJ115 翼型增加了 5.3%。

迎角 22°时不同吹气口尺寸 CFJ312 翼型的升阻比和俯仰力矩系数如表 4 所示。

表 4 迎角 22°时不同吹气口大小 CFJ312 翼型的升阻比和俯仰力矩系数

Table 4 Lift-to-drag ratios and pitching moment coefficients of CFJ312 airfoils with different injection sizes at $\alpha=22^{\circ}$

翼型	L/D	$(\Delta L/D)/\%$	C_M	$\Delta C_M/\%$
OA312	5.22	—	-0.0603	—
CFJ312-INJ095	7.07	35.4	-0.0472	-21.7
CFJ312-INJ115	6.98	33.6	-0.0475	-21.2

从图 7(b)、图 7(c)和表 4 可以看出:2 种 CFJ312 翼型阻力系数较 OA312 翼型均明显降低,且在小迎角范围内存在“负阻力”现象;相同迎角下 CFJ312-INJ095 翼型升阻比大于 CFJ312-INJ115 翼型;吹气口尺寸对 CFJ312 翼型的俯仰力矩系数影响不大,相同迎角下 2 种 CFJ312 翼型的俯仰力矩系数基本一致;CFJ312 翼型的俯仰力矩系数与 OA312 翼型基本持平,在 OA312 翼型失速后,CFJ312 翼型仍能够保持较低的俯仰力矩;典型迎角 22°时,与 OA312 翼型相比,CFJ312-INJ095 翼型俯仰力矩系数降低 21.7%,升阻比提升 35.4%。

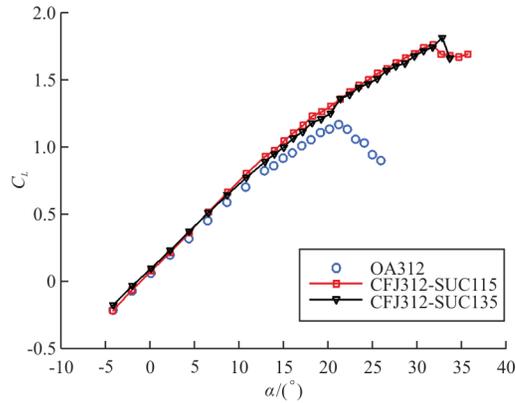
3.2 吸气口大小影响

保持上翼面下沉量和吹气口大小不变,研究吸气口大小对 CFJ 旋翼翼型性能的影响。试验风速为 10 m/s,取 2 种吸气口大小,分别记为 CFJ312-SUC115 和 CFJ312-SUC135,如表 5 所示。

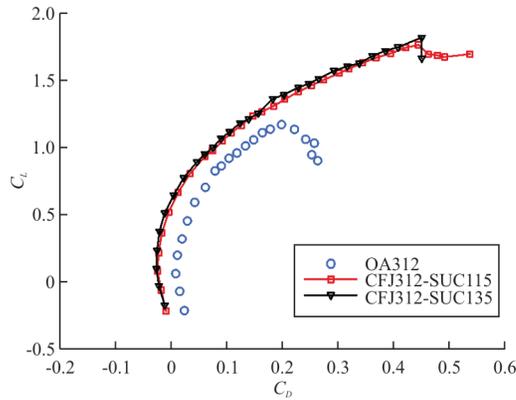
表 5 不同吸气口大小的 CFJ312 翼型参数
Table 5 Parameters of CFJ312 airfoils with different suction sizes

翼型	尺寸/mm		
	INJ	SUC	SST
CFJ312-SUC115	9.5	11.5	8.5
CFJ312-SUC135	9.5	13.5	8.5

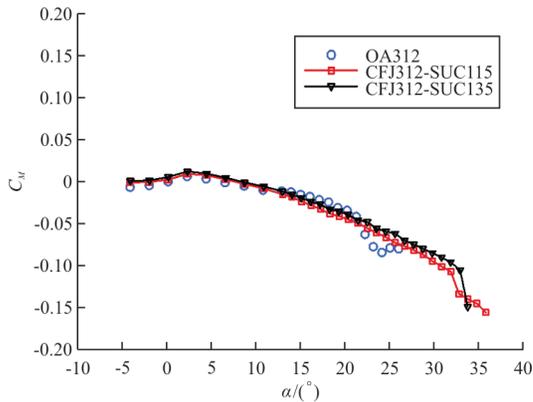
不同吸气口大小CFJ312翼型的气动特性对比如图8所示,最大升力系数和失速迎角对比如表6所示。



(a) 升力系数曲线



(b) 极曲线



(c) 俯仰力矩系数曲线

图8 不同吸气口大小CFJ312翼型的气动特性对比
Fig. 8 Aerodynamic coefficients comparisons between CFJ312 airfoils with different suction sizes

表6 不同吸气口大小CFJ312翼型的最大升力系数和失速迎角

Table 6 Maximum lift coefficients and stall angles of CFJ312 airfoils with different suction sizes

翼型	C_{Lmax}	$\Delta C_{Lmax}/\%$	$\alpha_{stall}/(^{\circ})$	$\Delta\alpha_{stall}/(^{\circ})$
OA312	1.17	—	21.1	—
CFJ312-SUC115	1.76	50.4	31.7	10.6
CFJ312-SUC135	1.81	54.7	32.8	11.7

从图8(a)和表6可以看出:在当前试验取值下,大吸气口尺寸的CFJ312翼型的最大升力系数和失速迎角较大,对流动分离的抑制效果更好,但小吸气口尺寸的CFJ312翼型失速后升力系数变化更平缓;CFJ312-SUC135翼型最大升力系数较OA312翼型的增量比CFJ312-SUC115翼型增加了4.3%;CFJ312-SUC135翼型失速迎角提升量比CFJ312-SUC115翼型的提升量增加了1.1°。

迎角5°和22°时不同吸气口尺寸CFJ312翼型的升力系数对比如表7所示,迎角22°时不同吸气口尺寸CFJ312翼型的升阻比和俯仰力矩系数如表8所示。

表7 典型迎角下不同吸气口大小CFJ312翼型的升力系数
Table 7 Lift coefficients of CFJ312 airfoils with different suction sizes at typical AoAs

翼型	C_L		$\Delta C_L/\%$	
	$\alpha=5^{\circ}$	$\alpha=22^{\circ}$	$\alpha=5^{\circ}$	$\alpha=22^{\circ}$
OA312	0.37	1.14	—	—
CFJ312-SUC115	0.41	1.39	10.8	21.9
CFJ312-SUC135	0.42	1.38	13.5	21.1

表8 迎角22°时不同吸气口大小CFJ312翼型的升阻比和俯仰力矩系数

Table 8 Lift-to-drag ratios and pitching moment coefficients of CFJ312 airfoils with different suction sizes at $\alpha=22^{\circ}$

翼型	L/D	$(\Delta L/D)/\%$	C_M	$\Delta C_M/\%$
OA312	5.22	—	-0.060 3	—
CFJ312-SUC115	6.35	21.5	-0.053 1	-11.9
CFJ312-SUC135	7.07	35.4	-0.047 2	-21.7

从图8(a)、图8(b)、表7和表8可以看出:迎角小于5°时,相同迎角下CFJ312-SUC135翼型升力

系数高于 CFJ312-SUC115 翼型;迎角大于 5°时, CFJ312-SUC115 翼型的升力系数更大;而在整个迎角范围内,CFJ312-SUC135 翼型有更小的阻力系数和更高的升阻比。因而大吸气口尺寸的 CFJ312 翼型升阻特性更好。

由于吸气口位置与力矩参考点的距离大,吸气口大小对 CFJ312 翼型的俯仰力矩影响较大。从图 8(c)和表 8 可以看出:在当前试验取值下,大吸气口尺寸的 CFJ312 翼型的俯仰力矩系数较小,特别是迎角大于 12°时,吸气口大小对 CFJ312 翼型俯仰力矩系数的影响更明显;典型迎角 22°时,CFJ312-SUC115 翼型俯仰力矩系数较 OA312 翼型的降低量比 CFJ312-SUC135 翼型减小了 9.8%。

3.3 上翼面下沉量影响

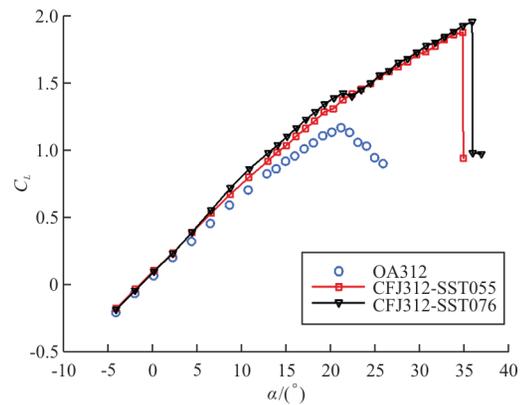
保持吹/吸气口大小不变,研究上翼面下沉量对 CFJ 旋翼翼型性能的影响,试验风速为 10 m/s。为了保证 CFJ312 与 OA312 翼型上翼面的一致性和吹/吸气口处上翼面的光顺性,受限于风洞试验模型上翼面刚度,CFJ312 翼型吹/吸气口大小与上翼面下沉量是互相耦合的,即上翼面下沉量变大/变小时,吹/吸气口大小随之变大/变小。而为了拓宽上翼面下沉量的取值范围,并研究其与吹/吸气口大小的耦合作用,开展上翼面下沉量影响研究时,采用比 3.1 节和 3.2 节更小的 2 种上翼面下沉量,分别记为 CFJ312-SST055 和 CFJ312-SST076 翼型,采用的吹/吸气口大小小于 3.1 节和 3.2 节得到的最佳吹/吸气口大小,具体参数如表 9 所示。

表 9 不同上翼面下沉量的 CFJ312 翼型参数

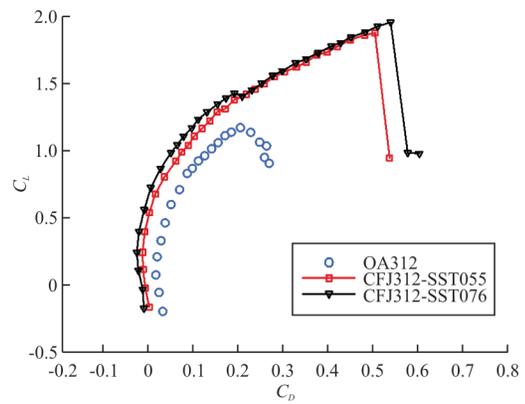
Table 9 Parameters of CFJ312 airfoil with different suction surface translations

翼型	尺寸/mm		
	INJ	SUC	SST
CFJ312-SST055	5.0	10.0	5.5
CFJ312-SST076	5.0	10.0	7.6

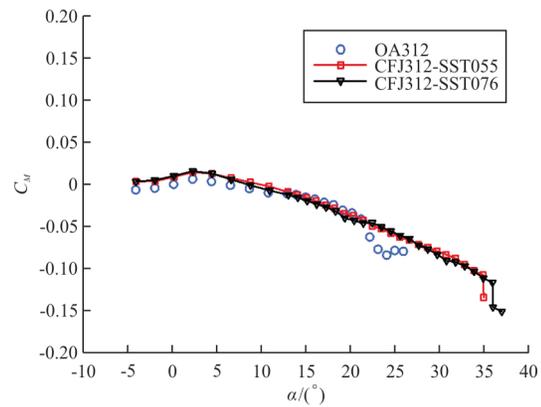
不同上翼面下沉量 CFJ312 翼型的气动特性对比如图 9 所示,最大升力系数和失速迎角对比如表 10 所示。



(a) 升力系数曲线



(b) 极曲线



(c) 俯仰力矩系数曲线

图 9 不同上翼面下沉量 CFJ312 翼型的气动特性对比
Fig. 9 Aerodynamic coefficients comparisons between CFJ312 airfoils with different suction surface translations

表 10 不同上翼面下沉量 CFJ312 翼型的最大升力系数和失速迎角

Table 10 Maximum lift coefficients and stall angles of CFJ312 airfoils with different suction surface translations

翼型	C_{Lmax}	$\Delta C_{Lmax}/\%$	$\alpha_{stall}/(^{\circ})$	$\Delta\alpha_{stall}/(^{\circ})$
OA312	1.17	—	21.1	—
CFJ312-SST055	1.88	60.7	34.8	13.7
CFJ312-SST076	1.96	67.5	35.9	14.8

从图 9(a)和表 10 可以看出:在某一给定的吹/吸气口大小组合下,大上翼面下沉量 CFJ312 翼型的最大升力系数和失速攻角较大;CFJ312-SST076 翼型最大升力系数较 OA312 翼型的增量比 CFJ312-SST055 翼型增加了 6.8%;CFJ312-SST076 翼型失速迎角提升量比 CFJ312-SST055 翼型增加了 1.1°。

迎角 5°和 22°时不同上翼面下沉量 CFJ312 翼型的升力系数对比如表 11 所示。

表 11 典型迎角下不同上翼面下沉量 CFJ312 翼型的升力系数
Table 11 Lift coefficients of CFJ312 airfoils with different suction surface translations at typical AoAs

翼型	C_L		$\Delta C_L/\%$	
	$\alpha=5^\circ$	$\alpha=22^\circ$	$\alpha=5^\circ$	$\alpha=22^\circ$
OA312	0.37	1.14	—	—
CFJ312-SST055	0.43	1.40	16.2	22.8
CFJ312-SST076	0.44	1.41	18.9	23.7

从图 9(a)和表 11 可以看出:在当前试验取值下,相同迎角时,大上翼面下沉量的 CFJ312 翼型升力系数较大;在 OA312 翼型的失速迎角附近,CFJ312-SST076 翼型升力系数突然降低,在之后的迎角范围内,相同迎角下 2 种上翼面下沉量的 CFJ312 翼型升力系数基本持平,说明上翼面下沉量对 CFJ312 翼型在大迎角下克服逆压梯度能力的影响变小,主要受吹/吸气口大小的影响。

迎角 22°时不同上翼面下沉量 CFJ312 翼型的升阻比和俯仰力矩系数如表 12 所示。

表 12 迎角 22°时不同上翼面下沉量 CFJ312 翼型的升阻比和俯仰力矩系数

Table 12 Lift-to-drag ratios and pitching moment coefficients of CFJ312 airfoils with different suction surface translations at AoA=22°

翼型	L/D	$(\Delta L/D)/\%$	C_M	$\Delta C_M/\%$
OA312	5.22	—	-0.060 3	—
CFJ312-SST055	6.96	33.2	-0.046 9	-22.2
CFJ312-SST076	7.22	38.3	-0.045 9	-23.9

从图 9(b)、图 9(c)和表 12 可以看出:在当前试验取值下,相同迎角时,大上翼面下沉量的 CFJ312 翼型的阻力系数和升阻比越大;在 OA312 翼型失速迎角附近,CFJ312 翼型的升阻比同样突然降低,之后的迎角范围内,相同迎角下 2 种 CFJ312 翼型的升阻比基本持平;上翼面下沉量对 CFJ312 翼型

的俯仰力矩系数影响不大,相同迎角下 2 种 CFJ312 翼型的俯仰力矩系数基本一致。

3.4 CFJ 参数影响综合对比

如前所述,吹/吸气口大小受到上翼面下沉量的影响和制约,但吹气口大小对旋翼翼型性能的影响规律与吸气口大小和上翼面下沉量的影响规律是相互矛盾的,即在其他两个参数不变时,吹气口越小、吸气口和上翼面下沉量越大,CFJ312 翼型的失速特性和升阻特性越好,因而进行 CFJ 参数选取时,需考虑吹/吸气口大小和上翼面下沉量的耦合作用和综合影响。

综合对比上述 CFJ312 翼型试验结果可知:CFJ312 翼型最佳方案为 CFJ312-SST076 翼型,吹气口大小为 0.63% 弦长,吸气口大小为 1.25% 弦长,上翼面下沉量为 0.95% 弦长(具体参数如表 13 所示)。与 OA312 翼型相比,CFJ312-SST076 翼型的最大升力系数较 OA312 翼型提升 67.5%,失速迎角推迟 14.8°;阻力系数在低迎角范围内出现“负阻力”现象;俯仰力矩系数与 OA312 翼型基本持平,在 OA312 翼型失速后,CFJ312 翼型仍能够保持较低的俯仰力矩;典型迎角 22°时,CFJ312-SST076 翼型俯仰力矩系数降低 23.9%,升阻比提升 38.3%。

表 13 CFJ312 翼型最佳参数
Table 13 Optimal parameters of CFJ312 airfoil

翼型	尺寸/mm		
	INJ	SUC	SST
CFJ312-SST076	5.0	10.0	7.6

4 结 论

(1) 与 OA312 基准翼型相比,小攻角状态时,CFJ 旋翼翼型可显著降低阻力系数,甚至出现“负阻力”现象,实现了零升俯仰力矩基本不变。

(2) 大攻角状态时,CFJ 旋翼翼型可显著提升最大升力系数和失速迎角,其中,最大升力系数可提升约 67.5%,失速迎角显著推迟了近 14.8°。

(3) 其他两个参数不变时,吹气口越小、吸气口越大、上翼面下沉量越大,CFJ312 翼型的失速特

性和升阻特性越好;吸气口越大,CFJ312翼型俯仰力矩越小,吹气口大小和上翼面下沉量对CFJ312翼型俯仰力矩的影响不大。

(4) CFJ旋翼翼型的吹/吸气口大小、上翼面下沉量等关键参数的取值相互影响,最佳取值建议为:吹/吸气口大小、上翼面下沉量分别取0.63%弦长、1.25%弦长和0.95%弦长。

参考文献

- [1] 万俊明. 基于N-S方程的旋翼翼型设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
WAN Junming. Research on design method for rotor airfoils based on Navier-Stokes equations [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [2] ZHA G C, PAXTON C. A novel airfoil circulation augment flow control method using co-flow jet[C]// Proceeding of the 2nd AIAA Flow Control Conference. Portland, Oregon, USA: AIAA, 2004: 1-13.
- [3] ZHA G C, GAO W, PAXTON C. Numerical simulation of co-flow jet airfoil flows[C]// Proceeding of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA: AIAA, 2006: 1-11.
- [4] ZHA G C, GAO W, PAXTON C. Jet effects on coflow jet airfoil performance[J]. AIAA Journal, 2007, 45(6): 1222-1231.
- [5] 许建华, 李凯, 宋文萍, 等. 低雷诺数下协同射流关键参数对翼型气动性能的影响[J]. 航空学报, 2018, 39(8): 122018.
XU Jianhua, LI Kai, SONG Wenping, et al. Influence of co-flow jet key parameters on airfoil aerodynamic performance at low Reynolds number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(8): 122018. (in Chinese)
- [6] LEFEBVRE A, DANO B, BARTOW W B, et al. Performance and energy expenditure of coflow jet airfoil with variation of Mach number[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1757-1767.
- [7] YANG Y C, ZHA G C. Super-lift coefficient of active flow control airfoil: what is the limit?[C]// Proceeding of 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Grapevine, Texas, USA: AIAA, 2017: 1-35.
- [8] 刘沛清, 旷建敏, 屈秋林. 联合射流控制技术的增升效果和机理[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 737-740.
LIU Peiqing, KUANG Jianmin, QU Qiulin. Effect and mechanism of lift enhancement of the co-flow jet technology [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 737-740. (in Chinese)
- [9] BOLING J, DHAKAL S, YANG Y C, et al. Numerical investigation of low speed performance of transonic coflow jet supercritical airfoil[C]// Proceeding of the 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Denver, Colorado, USA: AIAA, 2017: 1-32.
- [10] FERNANDEZ M G, HOFFMANN J N, ZHA G C. Transonic super-critical airfoil enhancement by coflow jet downstream of normal shock[C]// Proceeding of the 2018 Flow Control Conference. Atlanta, Georgia, USA: AIAA, 2018: 1-16.
- [11] XU H Y, XING S L, YE Z Y. Numerical study of the S809 airfoil aerodynamic performance using a co-flow jet active control concept[J]. Journal of Renewable and Sustainable Energy, 2015, 7: 1-20.
- [12] XU H Y, QIAO C L, YE Z Y. Dynamic stall control on the wind turbine airfoil via a co-flow jet [J]. Energies, 2016, 9: 1-25.
- [13] LEFEBVRE A, ZHA G C. Numerical simulation of pitching airfoil performance enhancement using co-flow jet flow control[C]// Proceeding of 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. San Diego, CA, USA: AIAA, 2013: 1-21.
- [14] LEFEBVRE A, ZHA G C. Pitching airfoil performance enhancement using co-flow jet flow control at high Mach number[C]// Proceeding of 52nd Aerospace Sciences Meeting. National Harbor, Maryland, USA: AIAA, 2014: 1-16.
- [15] XU H Y, XING S L, YE Z Y. Numerical study of the S809 airfoil aerodynamic performance using a co-flow jet active control concept[J]. Journal of Renewable and Sustainable Energy, 2015, 7(2): 1-20.
- [16] 杨慧强, 许和勇, 叶正寅. 基于联合射流的翼型动态失速流动控制研究[J]. 航空工程进展, 2018, 9(4): 566-576.
YANG Huiqiang, XU Heyong, YE Zhengyin. Study on the flow control of the airfoil dynamic stall using the co-flow jet [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(4): 566-576. (in Chinese)
- [17] YANG X D, JIANG W R, ZHANG S L. Analysis of co-flow jet effect on dynamic stall characteristics applying to rotor airfoils[C]// IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. [S. l.]: IOP Publishing, 2019: 1-8.
- [18] 朱敏, 杨旭东, 宋超, 等. 应用协同射流控制的临近空间螺旋桨高增效方法[J]. 航空学报, 2014, 35(6): 1549-1559.
ZHU Min, YANG Xudong, SONG Chao, et al. High synergy method for near space propeller using co-flow jet control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(6): 1549-1559. (in Chinese)
- [19] 张明昊, 袁昌盛, 田振东, 等. 共流吹气技术发展与应用研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(2): 147-153, 186.
ZHANG Minghao, YUAN Changsheng, TIAN Zhendong, et al. Research on development and application of the coflow jet technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(2): 147-153, 186. (in Chinese)