半转扇翼双翼布局对气动特性的影响

王孝义[1,2*] 王 康[1] 伏昭东[1] 陈 航[3] 汪 晟[1] 汪辉兴[1] 邱支振[1]
1.安徽工业大学机械工程学院,马鞍山,243002
2.安徽科技学院智能制造学院,滁州,233100
3.合肥工业大学电气与自动化工程学院,合肥,230009

摘要:半转扇翼是一种新型活动叶轮扇翼,通过半转扇翼双翼的合理布局可有效提高半转扇翼飞行器的气动性能。采用数值分析方法寻找不同翼型组合的气动变化规律,探索了翼间距和高度差对前后翼气动特性的影响。研究结果表明:不同翼型组合形成的气动耦合作用影响后翼偏心涡的形成与稳定,改变双翼升推力的分布;翼间距和高度差的变化对升力改变不明显,但对推力提升的效果显著;与J型单翼和C型单翼的气动力之和相比,J-C型双翼升力减小7.8%,推力增大20.6%。

关键词:扇翼飞行器;半转扇翼;双翼布局;翼型组合;气动特性;数值模拟
中图分类号:V221.3
DOI:10.3969/j.issn.1004-132X.2026.07.015 **开放科学(资源服务)标识码(OSID)**:

Effect of Half-rotating Fan Wing Biplane Configuration on Aerodynamic Characteristics

WANG Xiaoyi[1,2*] WANG Kang[1] FU Zhaodong[1] CHEN Hang[3] WANG Sheng[1]
WANG Huixing[1] QIU Zhizhen[1]
1.School of Mechanical Engineering, Anhui University of Technology, Ma′anshan, Anhui, 243002
2.College of Intelligent Manufacturing, Anhui Science and Technology University, Chuzhou, Anhui, 233100
3.School of Electrical Engineering and Automation, Hefei University of Technology, Hefei, 230009

Abstract: To achieve improved aerodynamic performance of the half-rotating fan-wing (HRFW), a novel active impeller fan-wing, this paper investigates the effects of bi-wing layout optimization through numerical analysis. The aerodynamic variation patterns among different airfoil combinations are identified, and the influences of wing spacing and height difference on the aerodynamic characteristics of the front and rear wings are examined. The results indicate that the aerodynamic coupling effect formed by different airfoil combinations affects the formation and stability of the eccentric vortex behind the rear wing, and consequently alters the lift-thrust distribution of the bi-wing system. Variations in wing spacing and height difference show negligible influence on lift but significantly enhance thrust. Compared with the sum of the aerodynamic forces of the J-type and C-type single wings, the J-C bi-wing configuration yields a 7.8% reduction in lift and a 20.6% increase in thrust.

Key words: fan-wing aircraft; half-rotating fan-wing; bi-wing layout; airfoil combination; aerodynamic characteristics; numerical simulation

0 引言

扇翼飞行器[1]是一种利用横流风扇旋转将来流吸入风扇、加速并形成偏心涡,从而产生推力和升力的飞行装置,具有短距起飞和低速大载荷的优点[2]。近年来,扇翼飞行器在飞行器研究领域受到越来越多的关注。目前,学者大多围绕固定叶轮的单个扇翼单元研究气动性能,通过试验研究扇翼飞行器的高升力系数[3-4]、高功率载荷[5]、大迎角不失速[6-7]等特性,并进行了初步理论分析。另一方面,随着数值计算方法的日益成熟,部分学者开展了单扇翼飞行器气动性能的数值分析。DUDDEMPUDI等[8]通过计算流体动力学(CFD)方法验证了扇翼飞行器内部偏心涡的存在。ASKARI等[9-10]通过改变襟翼偏角提高了扇翼升力。牛中国等[11-12]通过优化翼型来提高扇翼的气动力性能。杜思亮等[13-14]通过改变扇翼底槽结构来控制附面层气流流动,从而改善扇翼气动性能。王孝义等[15]设计出一种结合半转机构与扇翼飞行器的半转扇翼,研究了底槽结构对扇翼气动特性的影响,发现半转扇翼升力和推力受底槽结构影

收稿日期:2025-06-13

响较大。

目前，扇翼飞行器的研究聚焦于固定式叶轮、单个扇翼的气动性能提升，多扇翼气动布局的研究较少。史振海等[16]分析扇翼前后间距、高度差和排数对气动力的影响，发现在适当间距下，双排扇翼布局可获得较高的升力。杜思亮等[17]针对纵列式双扇翼气动布局开展了风洞试验研究，发现在一定的前后扇翼间距、高度和安装角下，纵列式双扇翼气动力比单个扇翼更具优势。当前有限的多扇翼布局研究中，鲜见通过前后翼型的合理组合实现气动增益的方案。因此，在半转扇翼的基础上，开展不同双翼组合布局及其气动性能研究，通过前后翼气动耦合有效提高升力与(或)推力，对扇翼飞行器优化设计具有重要意义。

1　半转扇翼工作原理和前后翼组合分类

1.1　半转扇翼工作原理

半转叶轮的基本单元为半转翼对，如图1所示，半转翼对由转臂MN和半转叶片1、2构成。当转臂MN绕主轴中心O以角速度ω转动时，半转叶片1、2沿相同方向以角速度$\omega/2$转动[18]。

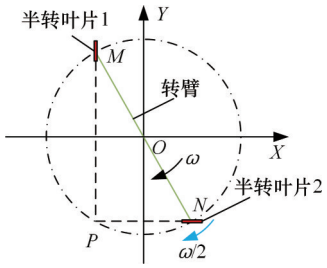
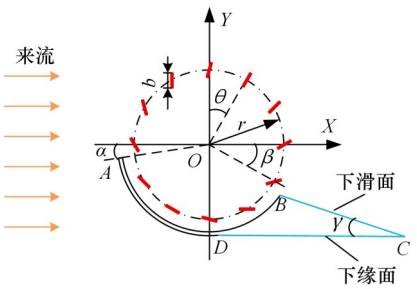


图1　半转翼对工作原理

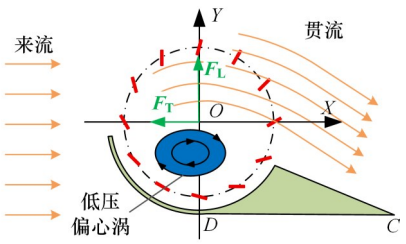
Fig.1　Working principle of half-rotating wing pair

半转扇翼主要由半转叶轮和底槽构成，如图2a所示。底槽结构参数主要包括叶轮偏角、前缘开口角、后缘开口角。以主轴中心O为原点，将叶轮对称轴(不动点与其轴对称点连线的延长线)与Y轴夹角θ作为叶轮偏角(顺时针旋转为正)。底槽的前缘点A和原点O的连线与X轴的夹角α为前缘开口角，底槽的后缘点B和原点O的连线与X轴的夹角β为后缘开口角。如图2b所示，叶轮旋转形成的低压偏心涡诱导底槽周围产生非对称压力分布，同时贯流从后缘高速排出对叶轮产生反作用力。半转扇翼升力F_L主要由垂直方向上的压力差形成，推力F_T则主要由水平方向上的压力差及贯流反作用力共同形成。偏心涡的形成和变化与底槽结构类型密切相关[19]。

根据不同的前缘开口角α和后缘开口角β，半转扇翼单元体分为C型($\alpha<\beta$)和J型($\alpha>\beta$)，如



(a)半转扇翼结构参数

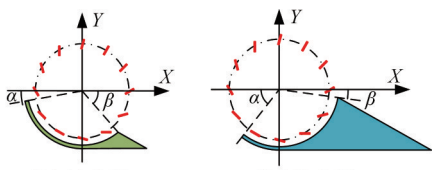


(b)半转扇翼气动原理

图2　半转扇翼结构参数与气动原理

Fig.2　Parametric configuration and aerodynamic principles of the half-rotating fan-wing

图3所示。C型半转扇翼具有升力大、推力小的特点，称为升力型扇翼；J型半转扇翼具有升力小、推力大特点，称为推力型扇翼。半转扇翼从C型向J型演变即α增大、β减小时，半转扇翼单元呈现升力减小、推力增大的趋势。



(a)C型半转扇翼($\alpha<\beta$)　(b)J型半转扇翼($\alpha>\beta$)

图3　半转扇翼单元翼型分类

Fig.3　Classification of airfoils for half-rotating fan-wing units

1.2　半转扇翼前后翼组合分类

前后翼气流的相互作用直接影响半转扇翼的气动特性，因此首先确定合适的前后翼类型组合，再通过调控翼型参数(前缘开口角α、后缘开口角β)和位置参数(前后翼的间距d、高度差h)来满足大升力和大推力的需求。

C型半转扇翼升力大、推力小，因此将前C后C组合(C-C型)作为半转扇翼基础型布局，如图4所示，扇翼模型参数如表1所示。根据前后扇翼类型，双翼布局类型分为C-J型、C-C型、J-J型和J-C型，如图5所示。

1.3　数值方法及验证

采用流体仿真软件XFlow，设定风洞环境、边界条件、半转扇翼模型、运动规律等，开展气动力仿真。为验证本文方法的准确性，利用文献[20]的实验数据，计算迎角0°，来流速度5 m/s，叶轮转

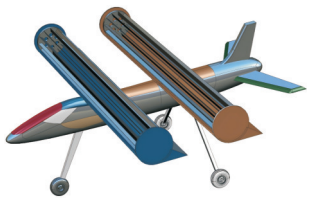


图4 C-C型双翼布局概念模型

Fig.4 Concept model of type C-C bi-wing layout

表1 C型半转扇翼结构参数

Table 1 Structural parameters of type-C half-rotating fan-wing

结构参数	数值	结构参数	数值
前缘开口角 α/(°)	25	叶轮偏角 θ/(°)	30
后缘开口角 β/(°)	35	展长 /m	0.5
叶轮半径 r/m	0.14		

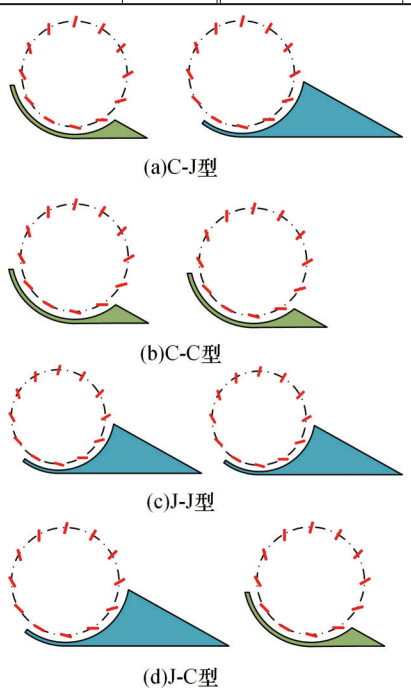


图5 前后翼型不同组合

Fig.5 Classification of front and rear wing airfoil combinations

速1000、1250、1500、1750、2000 r/min下的扇翼升力 F_L 和推力 F_T，并对比 F_L 和 F_T 的计算值与实验值，如图6所示。计算值与实验值变化趋势相同且相对误差在10%以内，表明了本文数值计算方法的有效性。需要指出的是，与文献[20]类似，转速1750 r/min的推力实验值与计算值也出现较大差异，这可能源于风洞实验环境条件变动或数据采集误差导致的实验值漂移。

2 前后翼的翼型不同组合及其对气动特性的影响

2.1 基础型组合位置参数初定

如图7所示，后翼高于前翼时，高度差 $h>0$，反之则 $h<0$。选取翼间距 d 为 $3r$～$7r$（r 为页轮半径），h 为 $-0.5r$～$0.5r$，以使气动性能优良、整体布局结构紧凑。在服役条件（来流速度4 m/s、半转扇翼转速1200 r/min）下，分析双翼基础型布局的整体升力和推力变化规律。

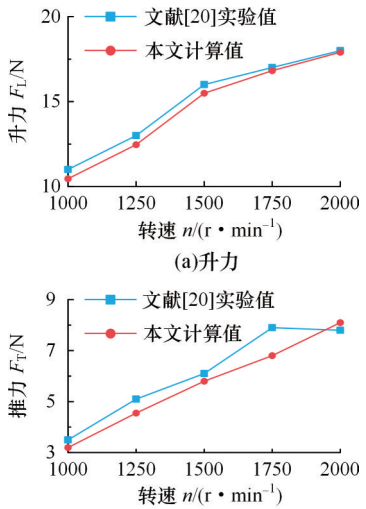


图6 实验数据与数值计算结果比较

Fig.6 Comparison between experimental data and numerical calculation results

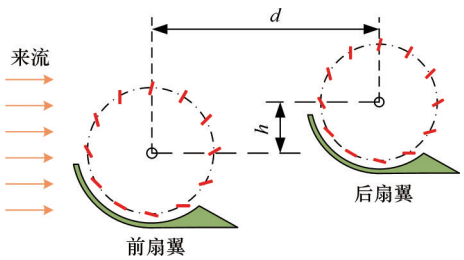


图7 C-C基础型布局位置参数

Fig.7 Position parameters diagram of type C-C combination

C-C型双翼布局的气动力随位置参数的变化如图8所示。翼间距 $d=6r$，高度差 $h=0.5r$ 为C-C型扇翼推力最优的布局参数。如表2所示，C-C型双翼布局的前翼几乎不受气动耦合影响，气动力与单翼相差无几，但后翼气动力变化大。与两个单翼气动力之和相比，C-C型组合的整体升力减小9.5%，推力几乎不变。

为进一步探究图8中升推力随高度差 h、翼间距 d 变化的机理，以 h 为 $0.5r$、d 为 $3r$～$7r$ 为例进行流场分析，结果如图9所示。

(1)升力的流场分析。低压偏心涡使底槽的上下表面产生较大压力差，进而产生升力。$d=3r$ 时，双翼耦合程度较高，前翼排出气流冲击后翼，使其偏心涡强度降低，低压区呈破碎状，因此升力较小。翼间距 d 增大时，后翼偏心涡趋于稳定，涡强度增大，低压区逐渐扩大，升力逐步增大。

(2)推力的流场分析。叶轮内部偏心涡在水

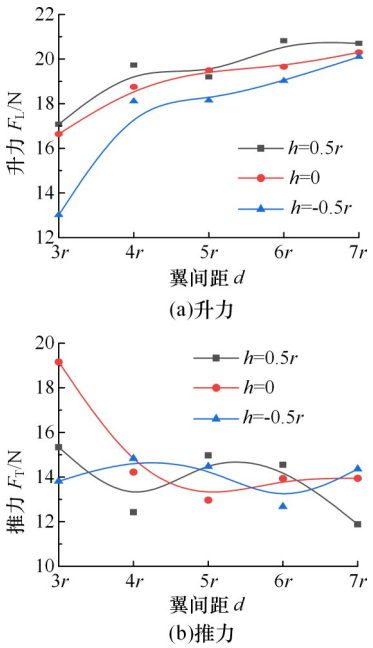


图 8　C-C 型布局气动力随翼间距的变化

Fig.8　Aerodynamic force of C-C layout varies with wing spacing

表 2　C-C 型扇翼前后翼及其对应单翼的气动力

Table 2　Type C-C fan-wing front and rear wings and their corresponding single wing aerodynamic force　N

	升力 F_L	推力 F_T
C-C 型前翼	11.64	7.21
C-C 型后翼	9.17	7.31
C 型单翼	11.50	7.21

平方向形成的前后压差与底槽后缘排出的高速尾流是推力的主要来源。由图 9c、图 9i 可得，翼间距 d 变化时，后翼偏心涡位置变化较大，d 从 $4r$ 增大到 $7r$ 时，后翼偏心涡明显左移（位于叶轮中心左侧），偏心涡受贯流冲击较大，导致偏心涡在水平方向上提供的推力显著减小。翼间距 d 的增大使后翼尾流速度降低，故推力随翼间距变化存在较大波动。

综上所述，双翼气动耦合主要影响后翼偏心涡的形成与稳定，而对前翼偏心涡无影响，故在前后翼组合选型中，先选定前翼类型，再探究不同类型后翼的整体气动力变化，为后翼选型提供依据。

2.2　X-C 型组合气动特性分析

半转扇翼的底槽结构影响扇翼的气动力分布。将前翼类型待定、后翼为 C 型的扇翼组合记为 X-C 型，前翼的前缘开口角、后缘开口角分别为 α_F 和 β_F，后翼的前缘开口角、后缘开口角分别为 α_R 和 β_R。为探究双翼布半转扇翼局中不同类型扇翼的气动影响，在初始布局下调整双翼底槽的结构参数，研究双翼整体气动力的变化规律，得到近优的半转扇翼双翼布局。

如图 10 所示，β_F 不变、α_F 增大时，双翼升力整体变化幅度不大；$\beta_F \geqslant 40°$ 时，双翼升力在 $\alpha_F=70°$ 处达到峰值。双翼推力随 α_F 增大呈现出先增大、后减小的趋势，并在 $\alpha_F=70°$ 后保持稳定。α_F 不变、β_F 增大时，双翼升力增大，推力减小。前翼为 C 型时，双翼升力增大但推力减小过多；前翼为 J 型时，双翼升力小幅增大、推力增大。

单个扇翼偏心涡随前缘开口角 α 的变化如图 11a 所示，α 增大时，底槽对叶轮的包裹范围变小，贯流对叶轮的冲击变强，进入叶轮内部的贯流逐渐增加，扇翼向后排出气流的通量和速度增大，半转叶轮受到的反作用力增大、推力增大。α 过大会导致进入叶轮内部的贯流增加，贯流冲击叶轮内部流场，高速气流碰撞产生高压，极大减小扇翼推力。图 11b 为偏心涡随扇翼后缘开口角 β 变化示意图，β 增大意味后缘点降低，底槽下滑面行程缩短，对气流的引导作用减弱，改变排出气流方向。气流对叶片的反作用力方向发生变化，使部分推力转为升力。由 2.1 节可知双翼布局中的前翼气动力与单翼相同，故对单个半转扇翼而言，前缘开口角 α 对推力影响显著，后缘开口角 β 对升力影响显著，因此 J 型半转扇翼具备较优的推力特性，C 型半转扇翼具备较优的升力特性。结合图 10 和上述流动机理分析得出，J 型前翼（$\alpha_F=50°$，$\beta_F=40°$）在提供升力的同时具备较大推力，且向后排出气流的通量大、流速高，为充分利用前翼排出气流，选择 J 型扇翼（$\alpha_F=50°$，$\beta_F=40°$）作为前翼。

在半转扇翼中，底槽结构参数对叶轮内部偏心涡的形成与稳定起主导作用，前缘开口角过大或后缘开口角过大会导致底槽体积减小、对叶轮的覆盖面积减少、底槽承压面积减小，使得作用在底槽的力减小、叶轮受力增大，叶片更易发生形变。由上述分析得到底槽开口角不宜过大，即 $\alpha+\beta \leqslant 120°$，且 $\alpha<70°$，$\beta<70°$。

2.3　J-X 型组合气动特性分析

J-X 型双翼气动力随 α_R 增大的变化情况如图 12 所示，升力变化不明显，推力变化幅度大；β_R 增大时，双翼升力增大，推力减小。来流速度 4 m/s、半转扇翼转速 1200 r/min 下，J-X 型组合的整体升力始终增大且在 $\beta_R<50°$ 的推力大于 C-C 型组合的推力，因此合理搭配前后翼型有利于提高扇翼升力或推力。

$\alpha_F=50°$，$\beta_F=40°$ 时，J-X 型双翼的整体气动力变化主要由后翼翼型改变引起，且 α_R 和 β_R 引起的气动变化趋势与 2.2 节相同。后翼为 C 型时，$\beta_R=70°$ 的整体升力最大，且 $\alpha_R=30°$ 的推力与 C-C 型

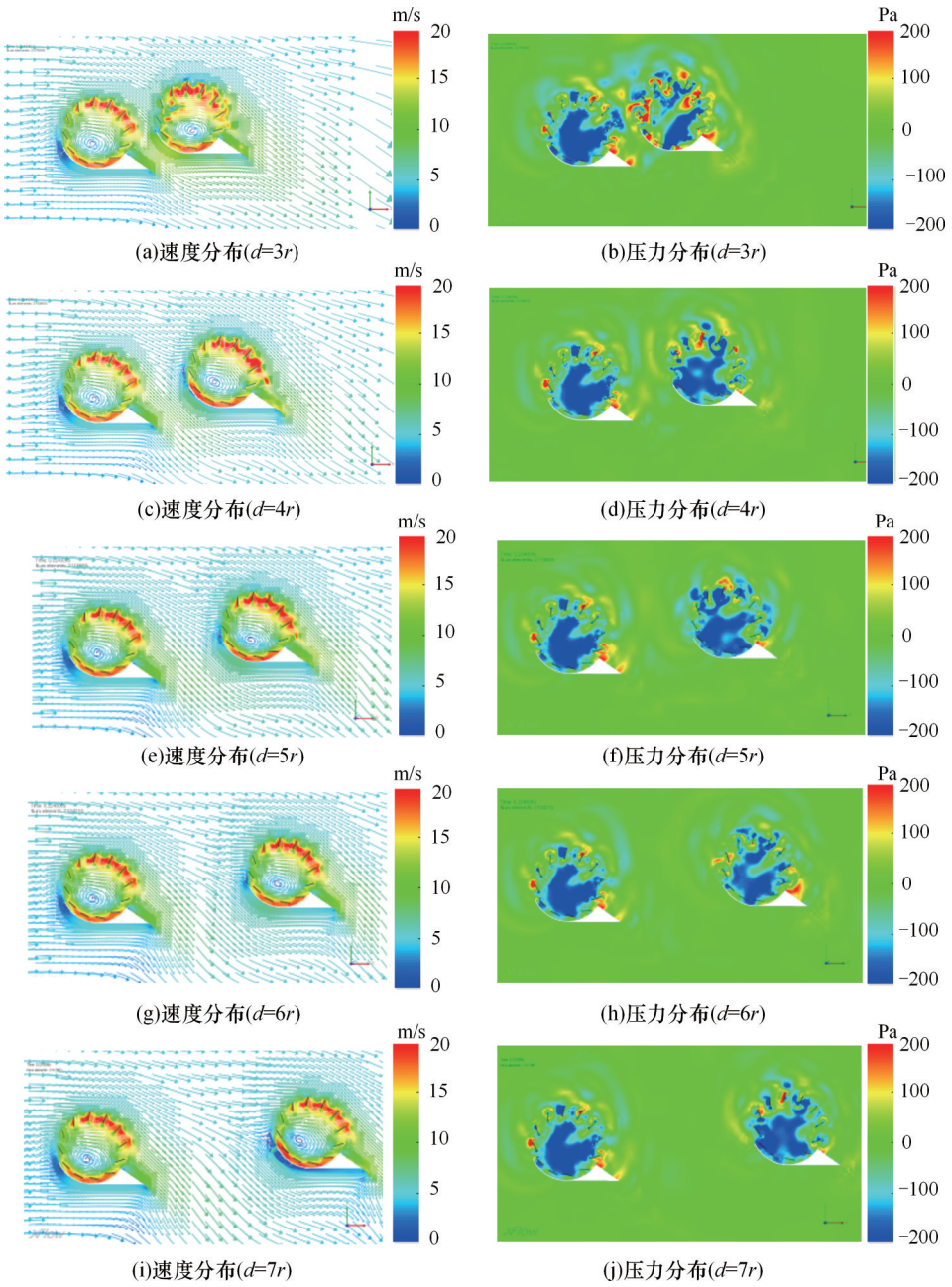


图9 C-C型组合在不同间距时的流场分布(h=0.5r)

Fig.9 Distribution of flow fields of type C-C combination at different wing spacings(h=0.5r)

相近。后翼为J型时,升力提升幅度小,但推力皆大于C-C型,且$\alpha_R=70°$,$\beta_R=30°$的推力最大。由此可见J-C型双翼布局适用于低速高载荷,J-J型双翼布局适合于高速低载荷。翼间距$d=6r$、高度差$h=0.5r$时,与C-C型组合相比,J-C复合型布局($\alpha_F=50°$,$\beta_F=40°$,$\alpha_R=30°$,$\beta_R=70°$)的推力不变、升力增大33.6%。由于本文研究旨在增大升力,故将J-C型组合($\alpha_F=50°$,$\beta_F=40°$,$\alpha_R=30°$,$\beta_R=70°$)作为气动特性研究对象。

3 J-C型双翼布局对气动特性的影响

3.1 位置参数对J-C型前后翼气动特性的影响

如图13所示,h不变、d增大时,J-C型双翼的前翼气动力基本不变,后翼升力增大、推力减小。如表3所示,前翼气动力几乎不变,后翼气动力变化较大,说明后翼受气动耦合影响大。与单翼气动力之和相比,J-C型组合整体升力减小7.8%,整体推力增大20.6%,推力耦合增益明显。

不同位置参数的双翼速度流场如图14所示,前翼内部流场几乎一致,后翼流场各不相同。对比图14a、图14b可知,$d=3r$时后翼流场状态受耦合气流影响最大。在前翼排出高速气流的冲击下,后翼内部流场紊乱,叶轮上方高速气流的方向杂乱无序,无法有效形成偏心涡,偏心涡强度严重削弱,导致升力减小。旋转叶轮带动下,大量气流从底槽后缘开口倾泻而出,气流通量和速度大大

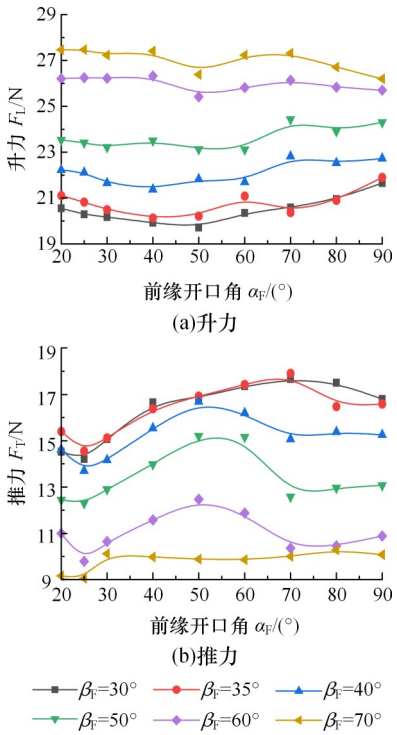
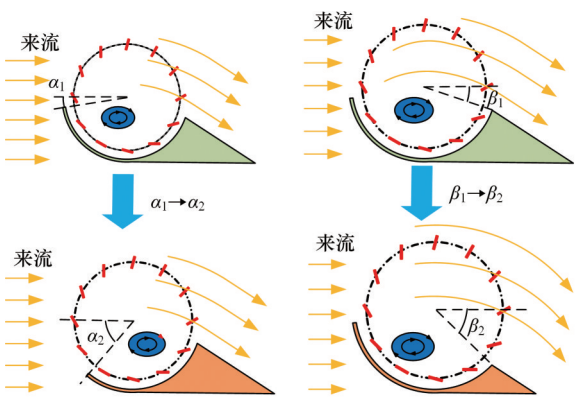


图 10　X-C 型组合的 α_F 对气动力的影响

Fig.10　The effect of α_F in the X-C configuration on aerodynamic forces



(a)前缘开口角α对偏心涡影响　(b)后缘开口角β对偏心涡影响

图 11　底槽结构对偏心涡形成与变化示意图

Fig.11　Schematic diagram of the formation and change of eccentric vortex caused by bottom groove structure

提高。从后翼排出气流方向看，下滑面的导流作用没有充分发挥，大量气流倾向于水平流出，这种水平方向的气流对叶轮产生向前的反作用力。随着 d 增大，双翼耦合作用减弱，如图 14b 所示，d=$5r$ 时，后翼叶轮的内部流场趋于稳定，内部高速紊流减少，环流稳定，偏心涡靠近左下方，排出气流速度降低，推力减小；前翼对后翼的气流冲击减弱，后翼下缘气流速度逐渐降低，上下流速差增大，升力增大。

对比图 14a、图 14c、图 14e 可知，前翼排出的高速气流沿下滑面排出，高度差 h=－$0.5r$ 时，后翼受到严重干扰，难以形成偏心涡，随着 h 的增

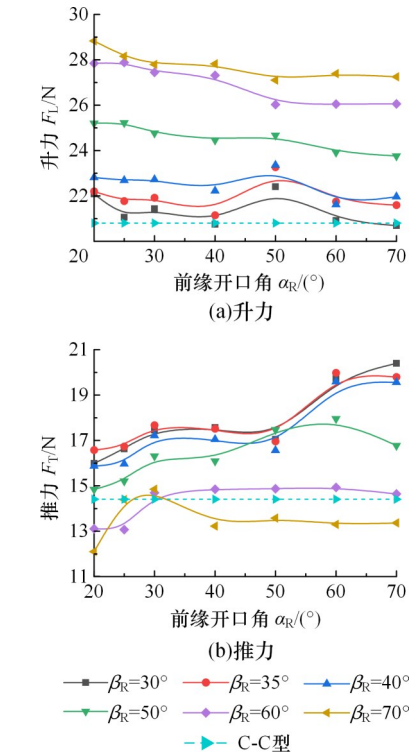


图 12　J-X 型组合 α_R 对气动力的影响

Fig.12　Effect of type J-X combined α_R on aerodynamic force

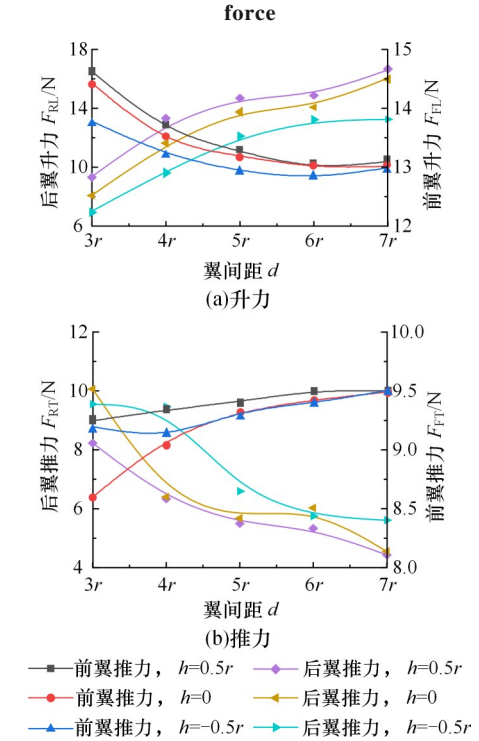


图 13　J-C 型组合翼间距对气动力的影响

Fig.13　Effect of type J-C wing spacing on the aerodynamic force of front and rear wings

大，偏心涡逐渐形成并稳定；h=$0.5r$ 时，后翼内部形成稳定环流，叶轮上方气流分离，靠近外周的气流被叶片驱动向后缘排出，靠近中心的气流则围绕偏心涡循环流动，且偏心涡清晰可见，故随着 h 的增大，扇翼升力增大。对比图 14b、图 14d、图

表3 J-C型扇翼前后翼与对应单翼的气动力($d=5r$, $h=0.5r$)

Tab.3 Aerodynamics of the front and rear wings of the J-C-type fan blade and the corresponding single wing ($d=5r$, $h=0.5r$) N

	升力F_L	推力F_T
J-C型组合的前翼	13.27	9.41
J-C型组合的后翼	14.73	5.50
J型单翼	12.78	9.53
C型单翼	17.61	2.83

14f可知，$d=5r$时，所有后翼都能形成偏心涡，但受前翼排出气流影响，偏心涡位置不同；耦合作用下，后翼叶轮内部高速气流压迫偏心涡向左下方运动。$h=-0.5r$时，后翼叶轮内部的低压偏心涡贴近底槽，这是由于双翼的相对位置使前翼沿下滑面斜向下流出的高速气流对后翼产生的冲击更大，导致后翼升力减小。

综上所述，与C-C型相比，J-C型后翼升力减小的主要原因是前翼气流对后翼的下洗效应，以及后翼下缘气流速度提高导致的上下流速差减小；推力增大的主要原因是耦合气流作用下的后翼排出气流通量增大和气流速度提高。

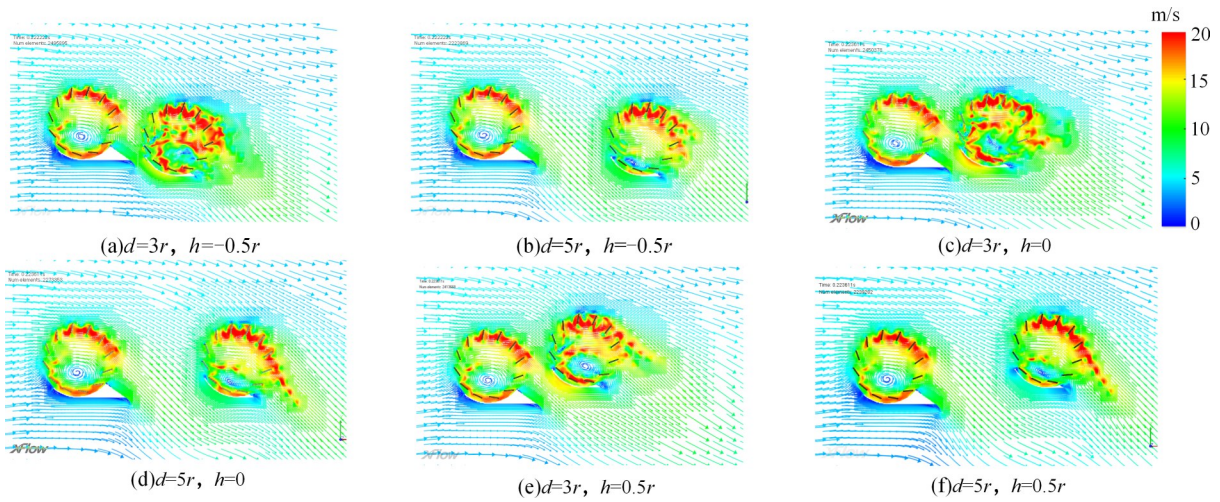


图14 J-C型双翼在不同位置参数下的速度

Fig.14 Speed of J-C type wings under different position parameters

3.2 位置参数对J-C型整体气动特性影响

J-C型双翼的整体气动力变化如图15所示，d增大时，整体升力不断增大，推力不断减小；h增大时，升力增大，推力减小；J-C型的升力始终大于C-C型，J-C型推力的在$d<6r$时大于C-C型。与C-C型相比，J-C型在$d=5r$、$h=0.5r$的升力增大36%、推力增大4%，故J-C型是双翼布局的较佳综合气动力方案。

双翼气流耦合对前翼流场影响较小，整体气动力的变化主要体现在后翼流场上。如图15所示，J-C型双翼的整体气动力由前后翼气流耦合作用形成，翼间距和高度差共同影响双翼的耦合效果，双翼气动耦合引起流场变化，偏心涡的运动是流场变化的直接体现。偏心涡位于叶轮下方时，上下压力差增大，升力效果好；偏心涡位于叶轮后(右)方时，前后压力差增大，推力效果好。分析位置参数对偏心涡运动的具体影响可发现，翼间距d较小、高度差$h<0$时，后翼受耦合气流影响的面积较大，进入后翼的贯流较多，偏心涡向后方运动的同时受贯流挤压作用向上运动，贯流冲击使偏心涡稳定性降低甚至呈现破碎状，如图14a所示，故双翼升力较小、推力较大。随着翼间距d与高度差h的增大，后翼受耦合气流冲击的影响减小，内部速度流场趋于平稳，偏心涡向右上方的偏移量减小，最终稳定于叶轮中心偏下位

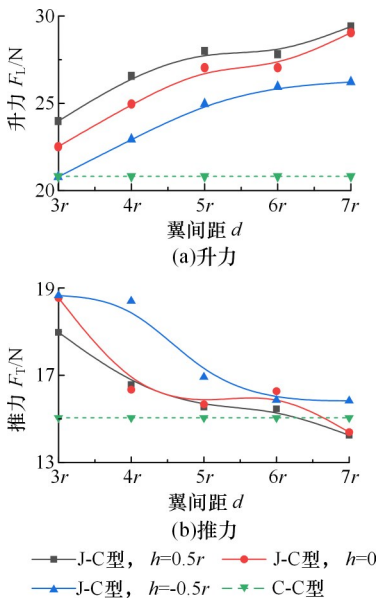


图15 J-C型组合翼间距对前后翼气动力的影响

Fig.15 Effect of type J-C combined wing spacing on aerodynamic force

置。如图14e、图14f所示，后翼有稳定偏心涡形成且偏心涡相对叶轮中心逐渐下移，因此，J-C型双翼整体升力不断增大、推力不断减小。

4　结论

1)对单个半转扇翼而言，前缘开口角对推力影响显著，故J型半转扇翼推力明显较大；后缘开口角对升力影响显著，故C型半转扇翼升力明显较大。因此，通过前后翼不同翼型单元的合理搭配可有效改善双翼布局的整体升推力分布。

2)双翼气动耦合主要影响后翼偏心涡的形成与稳定，而前翼气动特性几乎不受耦合作用影响。双翼位置参数(翼间距和高度差)的改变难以增大双翼整体升力，但对双翼整体推力增大效果明显。

3)与相对应的单个扇翼气动力之和相比，J-C型双翼($\alpha_F=50°$，$\beta_F=40°$，$\alpha_R=30°$，$\beta_R=70°$)在翼间距$5r$、高度差$0.5r$时，整体升力减小7.8%，整体推力增大20.6%，故J-C型是双翼布局中改善综合气动力的较佳方案。J-C型双翼布局中，耦合气流对后翼流场的影响使得后翼升力减小，但推力获得极大提升。

参考文献：

[1] SEYFANG G R. Fanwing--Developments and Applications[C]//28th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences. Brisbane: ICAS, 2012: 1-9.

[2] 孟琳，叶永强. 扇翼飞行器短距起飞性能[J]. 哈尔滨工业大学学报，2017，49(4)：95-100.
MENG Lin, YE Yongqiang. Short Take-off Performance of Fan-wing Aircraft[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(4): 95-100.

[3] KOMAROV B, ZINCHENKO D. Influence of Wing Shape on Characteristics of Fan-wing Aircraft Power Plant[J]. Aerospace Technic and Technology, 2023(4): 10-27.

[4] 李仁凤，乐贵高，马大为，等. 扇翼飞行器气动特性优化设计[J]. 空气动力学学报，2017，35(6)：879-882.
LI Renfeng, LE Guigao, MA Dawei, et al. Optimization Design for Aerodynamic Performance of Fan-wing Aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 879-882.

[5] BENFERHAT S, YAHIAOUI T, IMINE B, et al. Experimental and Numerical Study of Turbulent Flow around a Fanwings Profile[J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2019, 13(1): 698-712.

[6] COSKUNSES C E, TUNCER O. Experimental and Numerical Study of the Aerodynamics of a Cross Flow Fan Embedded Wing Configuration[J]. Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 2023, 38(1): 1-14.

[7] 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.

[8] DUDDEMPUDI D, YAO Yufeng, 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] 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): 59-64.

[10] 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.

[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]. 气动研究与实验，2008，26(2)：6-10.
NIU Zhongguo, JIANG Jiali, LI Zhoufu. Numerical Analysis of the Effect of Fan Blade Deflection Angle on Fanwing Aircraft[J]. Aerodynamic Research and Experiment, 2008, 26(2): 6-10.

[12] 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，2009，20(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, 20(3): 30-35.

[13] 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)：1781-1789.
DU Siliang, LU Zhiming, TANG Zhengfei. Numerical Simulation on Boundary Layer Control Method of Fanwing Aircraft Airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1781-1789.

[14] 杜思亮，冯衬，唐正飞. 带前缘小翼的扇翼翼型气动特性数值模拟分析[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(5)：870-882.
DU Siliang, FENG Chen, TANG Zhengfei. Numerical Simulation and Analysis of Aerodynamic Characteristics of Fan-wing Airfoil with Leading Edge Winglet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 870-882.

[15] 王孝义，陈航，汪晟，等. 一种新型半转扇翼气动特性的数值分析[J]. 推进技术，2023，44(1)：125-136.
WANG Xiaoyi, CHEN Hang, WANG Sheng, et al. Numerical Analysis of Aerodynamic Characteristics of a New Type of Half-rotating Fanwing[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(1): 125-136.

[16] 史振海，杨未柱，路秀儒，等. 串列式扇翼布局流动特性数值研究[J]. 航空学报，2016，37(10)：2922-2931.
SHI Zhenhai, YANG Weizhu, LU Xiuru, et al. Numerical Investigation into Flow Characteristics of Tandem Fanwing Configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(10): 2922-2931.

[17] 杜思亮，唐正飞，赵文静，等. 纵列式双扇翼气动特性数值模拟与试验[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(6)：1164-1175.
DU Siliang, TANG Zhengfei, ZHAO Wenjing, et al. Numerical Simulation and Test on Aerodynamic Characteristics of Tandem Fan Wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(6): 1164-1175.

[18] 邱晗，王孝义. 半转机构--一种运动仿生机构的构成及其基本运动特性[J]. 机械科学与技术，2011，30(4)：600-604.
QIU Han, WANG Xiaoyi. Half-rotating Mechanism: a Biomimetic Mechanism of Animal Motion and Its Basic Motion Characteristics[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(4): 600-604.

(下转第1672页)