

不同形状涵道风扇推进特性数值分析

孙蓬勃, 周 洲, 郭佳豪
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 以分布式涵道风扇推进为背景, 使用多重参考系(MRF)和给定力分布的动量源方法(MSM)求解雷诺平均 N-S(RANS)方程, 对不同形状涵道风扇推进特性进行了数值模拟分析。对桨盘与不同形状涵道壁面之间的相互作用原理进行了研究, 进而对不同外形分布式涵道风扇进行了分析。结果表明: 纯圆形机匣推进特性最佳, 纯方形最差, 由方转圆的机匣推进特性居中; 非圆机匣圆角的存在会诱使机匣内壁出现分离, 产生干扰阻力, 且圆角半径越小, 影响越显著; 非圆机匣影响风扇进口面积和桨尖涡的大小, 从而从桨盘效率和唇口吸力两方面影响涵道推进效率。

关 键 词: 分布式涵道风扇推进; 多重参考系; 动量源; 涵道风扇外形; 推进特性
中图分类号: V211 **文献标志码:** A

Numerical analysis for propulsion characteristics of ducted fans in different shapes

SUN Pengbo, ZHOU Zhou, GUO Jiahao

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

Abstract: With distributed ducted fans propulsion as the background, the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equation was solved by using multiple reference frame (MRF) and momentum source method (MSM) with given force distribution, and numerical simulation analysis of ducted fans with different shapes was carried out. The interaction between the fan panel and the duct wall with different shapes was analyzed and compared. Then numerical calculation of distributed ducted fans with different shapes was carried out. It showed that the circle ducted fan had the best propulsion characteristics, while the square ducted fan had the worst. The propulsion characteristics of the rectangular to circular ducted fan was between them. The existence of corners in non-circular ducted fan could induce separation of the inner flow and generate interference resistance, and the smaller radius of the corner indicated the more significant influence. The non-circular duct wall affected the fan inlet area and the size of the blade tip vortex. Therefore, the ducted fan propulsion efficiency was affected via the fan panel efficiency and lip suction.

Keywords: distributed ducted fans propulsion; multiple reference frame; momentum source; shape of the ducted fans; propulsion characteristics

近年来, 随着环保要求和运输效率需求的提升, 飞行器节能减排技术受到了关注。传统发动机依靠增大尺寸提高推进效率的途径(如大涵道比涡扇发动机)受到了装机条件尤其是离地高度

的约束, 因此可考虑将单一尺寸推进装置分解为多个中小尺寸推进装置; 而将发动机尾流注入机翼尾迹, 可以使整个系统的推进效率得到提升。由此分布式推进系统逐渐成为航空研究的热点,

收稿日期: 2021-07-07

基金项目: 陕西省自然科学基金(2019JM-044); 民机专项(MJ-2015-F-009); 陕西省重点研发项目(2021ZDLGY09-08)

作者简介: 孙蓬勃(1996—), 男, 博士生, 主要研究方向为分布式推进飞行器气动设计。

引用格式: 孙蓬勃, 周洲, 郭佳豪. 不同形状涵道风扇推进特性数值分析[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2736-2748. SUN Pengbo, ZHOU Zhou, GUO Jiahao. Numerical analysis for propulsion characteristics of ducted fans in different shapes[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2736-2748.

在提升飞机气动效率、载运能力、环保性和鲁棒性等方面蕴藏着可供人们挖掘和利用的巨大潜能,被广泛认为是一种航空领域的颠覆性技术^[1]。

相比于单独螺旋桨的流动,涵道风扇通常在低飞行速度下具有较高的推进效率。其原因在于涵道对螺旋桨的包裹作用使两者形成了优势互补,涵道壁本身也能够提供一定的拉力^[2],且涵道壁的存在使得其与机翼的融合更加深入。然而现阶段对于应用于分布式推进的涵道外形的研究较少。虽然对于单独涵道推进而言,圆涵道由于其旋转对称性,一般拥有最大的推进效率;但考虑到分布式推进中,方形涵道的浸湿面积较小,且与机翼表面更容易结合,从而有效利用边界层吸收(BLI)等效应,可能拥有一定优势;但方形涵道在折角处会形成较大的角流,且此处扇叶与涵道壁的间隙较大,从而影响到整体的推进效率;因而在已有的分布式涵道推进构型设计中,常采用将两者相结合的方式,即采用方转圆的涵道外形,如极光飞行科学 AFS(Aurora Flight Sciences)公司的 XV-24 飞机^[3],法国国家宇航研究局(ONERA)的“龙”分布式推进飞机^[4]等,在针对分布式涵道推进构型特性的研究中,也常常将方转圆的涵道外形直接作为研究对象^[5-6]。但是对于涵道形状对其推进效率的影响机理受到的关注较少。针对这一问题,Bento 等^[7]采用多重参考系(MRF)方法,动量源方法和滑移网格方法对不同壁面形状的涵道风扇进行了分析,研究了方形壁面与圆形壁面对涵道螺旋桨的影响。但是其研究仅详细分析了单速度下圆形和方形涵道外形对单涵道推进特性的影响差异。在国内,许和勇等^[8]对涵道螺旋桨与孤立螺旋桨的气动特性进行了对比研究和分析,论证了涵道壁的存在对涵道螺旋桨整体推进效率的改善原因。其他对于涵道推进特性影响因素的研究,则更多集中于桨尖壁面间隙、唇口外形、桨盘位置等方面^[9-12]。

然而对于不同速度下方转圆等其他涵道外形对推进特性的影响机理,以及分布式推进多涵道耦合下的外形影响等缺乏深入研究。本文针对以上问题,研究不同涵道外形下转子与涵道壁的相互影响,探究涵道外形对推进特性的影响机理。进行了涵道风扇气动特性数值计算,并与实验结果对比,从而对使用的数值计算方法进行验证。开展了静、动来流下不同角半径(极限为方形和圆形)的涵道外形,以及方转圆涵道及单独转子的推力与效率对比。进行了不同外形分布式涵道推进特性对比。从而明确不同涵道壁面外形对涵

道推进特性的影响机理,为分布式涵道推进动力外形选择提供参考。

1 涵道风扇数值计算方法验证

本文主要使用 MRF 方法和动量源方法(MSM)开展涵道风扇数值计算。采用网格拼接方法对旋转域和远场流域进行结合,旋转域为扇叶附近内流区域,其余为远场流域。基于 $k-\omega$ 剪切应力输运(SST)湍流模型,使用准定常方法求解 RANS 方程。采用 2 阶迎风 MUSCL(monotonic upwind scheme for conservation laws)插值的 Roe 格式进行空间离散,时间离散和推进采用隐式 AF(approximate factorization)方法。采用压力远场边界条件。

1.1 MRF 方法

MRF 方法利用相对运动原理,将坐标系固定在旋转部件上,将旋转运动的非定常过程转化为准定常问题,极大降低求解难度。相比于非定常求解方法,MRF 方法在计算代价和计算精度方面都具有一定优势。

采用上述数值计算方法,对一型内壁直径为 150 mm 的涵道风扇(图 1)进行静来流条件下的数值计算。同时与在测试实验室,采用五孔探针对其尾迹进行测量,采用六分量天平对静推力进行测量^[13]的结果进行比对(图 2(a))。取涵道出口 20 mm 处尾迹测量结果与天平测力数据,对比数值计算结果。在测试过程中,测量了涵道出口 20 mm 处下半区域(图 2(b)),为保证探针移动不受阻挡,对桨毂后锥进行了拆除,涵道转速为 11 000 r/min。CFD(computational fluid dynamics)计算外形与大气环境、转速等状态参数与上述实验情况相一致。

表 1 给出了数值计算结果与实验值的对比,图 3 给出了同一位置处的尾迹计算结果与测量结果(测量结果箭头表示测量平面内速度矢量,云图右侧缺口为电动机电线遮蔽干扰;X、Y 为测量区

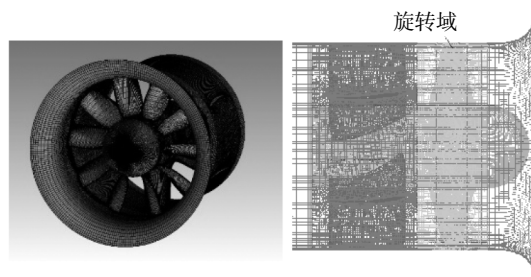
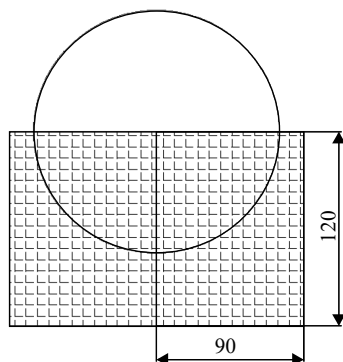


图 1 计算涵道风扇

Fig. 1 Computational ducted fan



(a) 涵道测量装置照片



(b) 尾迹测量区域 (单位: mm)

图 2 涵道测量装置与尾迹测量区域示意

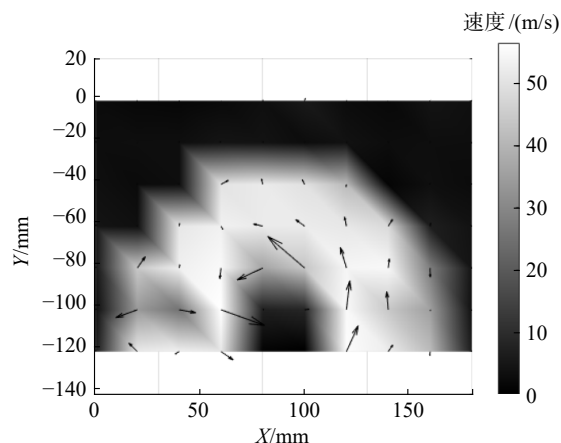
Fig. 2 Duct measuring equipment and wake measurement area

域坐标)。可以看到采用上述数值计算方法得到的涵道拉力与测量结果接近,得到的尾迹轴向诱导速度基本一致,从而证明了上述数值计算方法的合理性。

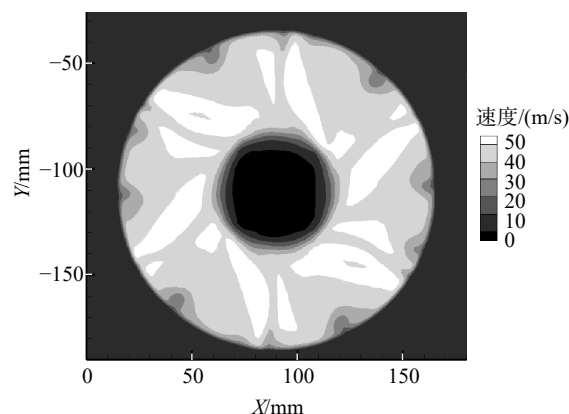
表 1 涵道风扇静拉力 CFD 计算与实验测量结果

Table 1 CFD calculation and experimental measurement results of static tension of ducted fan

参数	CFD	天平测力实验
拉力/N	34.8	33.6
误差/%		3.6



(a) 尾迹测量结果



(b) CFD尾迹计算结果

图 3 尾迹实验结果与数值计算结果对比

Fig. 3 Comparison of wake measurement results and those of numerical calculation

1.2 MSM 方法

考虑到本文研究对象内流形状不均匀,为研究扇叶在一个运行周期内对涵道内壁流动的时均影响,同时避免采用非定常滑移网格方法等求解时均流动带来的计算时间代价过大的问题,本文使用了一种给定力分布的动量源方法,通过将不同相位处扇叶的气动力分布给定在薄盘上,模拟真实桨盘对内流的时均诱导效果,从而将非定常流动时均求解转化为准定常流场计算,在保障结果合理性的基础上能够体现出非均匀进口流动对桨盘力分布的影响,降低计算所需资源。具体流程如下:

首先使用 MRF 方法计算得到真实桨盘拉力和扭矩分布,将不同相位处的扇叶气动力分布沿环向和径向进行插值,从而得到桨叶旋转到任意相位时的载荷分布。对于桨盘上的每一点网格,考虑一个桨间周期(一片桨叶离开至后一片桨叶到达同一位置所经过的时间)内此点受到的桨叶平均作用作为该点的源项。对一个桨间周期内一点网格上的平均源项的处理,参考 Kim 等的方法说明^[14-18],采用如下方式:对桨叶的作用范围进行扇形划分,如图 4 深色扇形部分所示。在某一时刻,当一点处于某片桨叶影响范围之内,则将桨叶在此时相位下,此点所在径向位置处的载荷,按范围内周向网格数量进行平均,将之视为该时刻桨叶对该处网格的作用力;进一步将一个桨间周期按其经过的周向网格数量进行划分,桨叶在此周期内对该点网格的作用大小不断变化,从而

将一个桨间周期内不同时刻下该点网格受到的桨叶影响进行平均,得到一个桨间周期内一点网格上的平均源项。

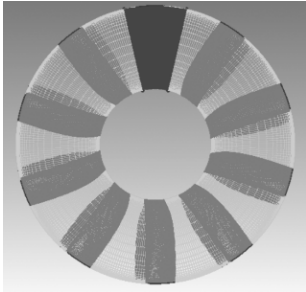


图 4 桨叶影响范围划分
Fig. 4 Division of blade influence area

为验证该方法的合理性,以一非圆外形涵道为计算对象(图 5),将本文动量源方法(MSM)计算结果与非定常滑移网格方法时均(UNST)结果进行对比。计算采用 16 线程,3.1GHz 中央处理器(CPU)进行,MRF 方法与滑移网格方法计算网格量为 800 万,MSM 方法计算网格量为 560 万。计算结果见表 2。

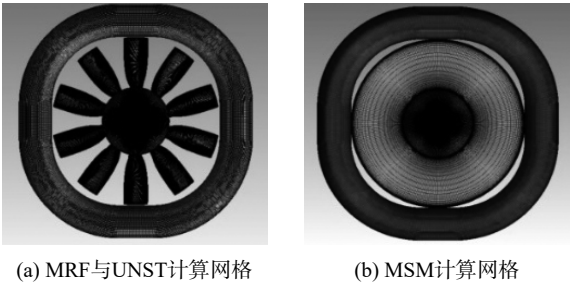


图 5 非圆涵道外形与网格示意
Fig. 5 Mesh and shape of non-circular ducted fan

表 2 MRF、MSM、UNST 方法计算结果
Table 2 Calculation results of MRF, MSM, UNST methods

参数	MRF	MSM	UNST
总拉力/N	16.438	14.152	15.592
桨盘拉力/N	13.753	15.011	15.861
计算时长/h	16	12	96

取出桨盘后 5 mm 处轴向流场截面进行对比(图 6),可以看到本文使用的给定力分布的 MSM 方法得到的诱导速度分布与非定常滑移网格方法时均结果的形状基本一致。上述结果表明了本文使用的 MSM 方法计算结果的有效性。

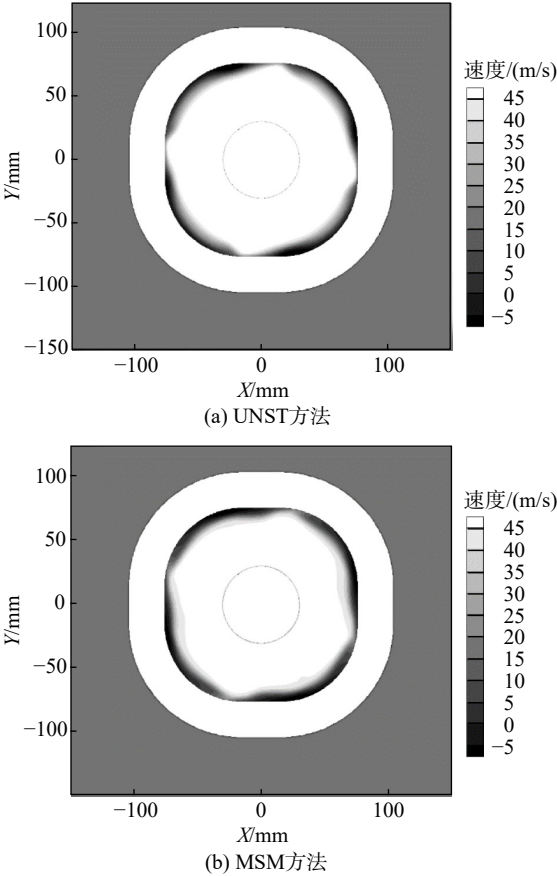


图 6 桨盘后 5 mm 处轴向流场截面
Fig. 6 Axial flow field section at 5 mm behind the propeller panel

2 不同形状单涵道气动特性对比

为研究圆形、方形和方转圆等不同形状涵道壁对涵道风扇推进特性的影响机理,针对不同内壁圆角半径下的涵道壁形状进行了分析,角半径从零(方形)依次增大,直到圆形,如图 7 所示,角半径无量纲化为其与涵道半径的比值 r 。图 8 为计算涵道风扇剖面形状示意,采用 NASA(美国国家航空航天局)涵道螺旋桨风洞试验机匣剖面外形^[19-20]。

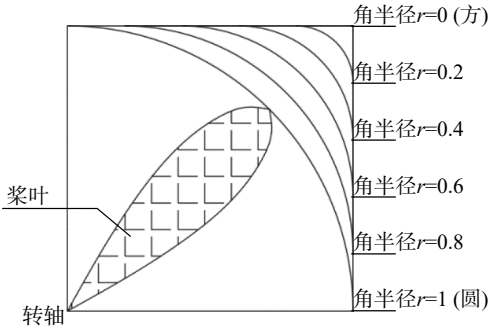


图 7 不同内壁圆角半径下的涵道壁形状
Fig. 7 Shape of duct wall under different inner rounded radius

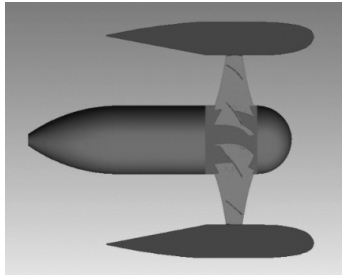


图 8 涵道风扇剖面形状示意

Fig. 8 Profile of the ducted fan

2.1 网格无关性验证

考虑到本文计算对象流场相对复杂, 为保证计算结果的可靠性, 以后文中的圆角半径 $r=0.2$ 的非圆涵道为对象, 对不同网格数量下轴向来流速度 $V=15\text{ m/s}$ 状态的计算结果进行了对比分析, 结果见表 3, 可见网格数量在 850 万左右时, 计算

表 3 不同数量网格计算结果

Table 3 Results of different numbers of mesh

参数	网格量/万				
	660	720	790	850	930
总拉力/N	13.54	13.71	13.53	13.93	14.05
桨盘拉力/N	17.27	17.44	17.08	17.39	17.41
总扭矩/(N·m)	0.876	0.861	0.863	0.859	0.861

结果已基本趋稳, 后文使用这一数量级网格进行计算分析。

2.2 涵道通流模型流场计算

首先对不同形状下不带转子的单独涵道壁进行了气动计算比对, 涵道壁外形如图 9 所示。计算条件为海平面高度大气, 轴向来流速度 $V=15\text{ m/s}$, 迎角 $\alpha=0^\circ$ 。计算得到的各形状涵道壁阻力见表 4。

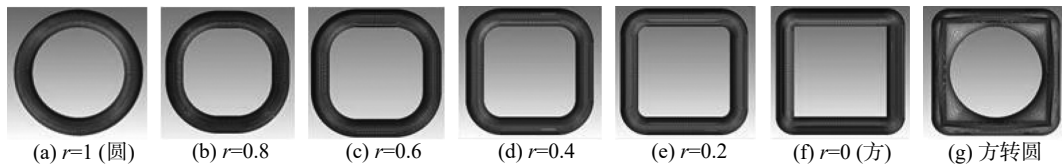


图 9 各涵道壁外形

Fig. 9 Shape of different duct walls

表 4 不同形状涵道壁阻力计算结果

Table 4 Calculation results of drag of duct walls in different shapes

外形	阻力/N
$r=0$ (方)	0.57
$r=0.2$	0.50
$r=0.4$	0.46
$r=0.6$	0.39
$r=0.8$	0.39
$r=1$ (圆)	0.36
方转圆	0.85

可见随着圆角半径的逐渐增加, 涵道壁阻力逐渐降低。这一方面是由于浸湿面积的降低, 另一方面是由于圆角处的干扰阻力随着圆角半径增加逐渐较小。同时, 方转圆外形的涵道壁阻力最大, 一方面是因为浸湿面积较大, 迎风面积也较大, 另一方面是圆角半径从进口到出口变化, 圆角处同样存在较大的干扰阻力。

进一步地, 给出各个外形在图 10 所示观察方向的表面压强 p 分布及极限流线, 见图 11。

不同圆角半径下涵道壁内壁面的后部流动均

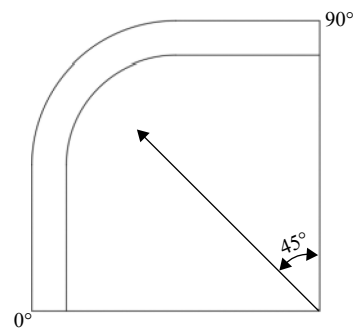


图 10 涵道壁表面流动观察方向示意

Fig. 10 Observation direction of flow on the surface of duct walls

存在一定的分离, 这主要是涵道壁剖面形状存在较大扩张角, 以及圆角处的干扰导致。但总体而言, 随着圆角半径的增加, 流动分离的程度逐渐降低, 除分离产生点沿弦向逐渐向后移动, 分离区域也逐渐向折角处集中; 内流表面低压区范围逐渐增大, 内表面流速逐渐增加。同时方转圆形状的涵道壁, 其前缘高压区面积较大, 且后部流动分离最为严重。

可见涵道内壁圆角的存在不利于内流的流动附着, 会带来较大的阻力代价。在涵道风扇中,

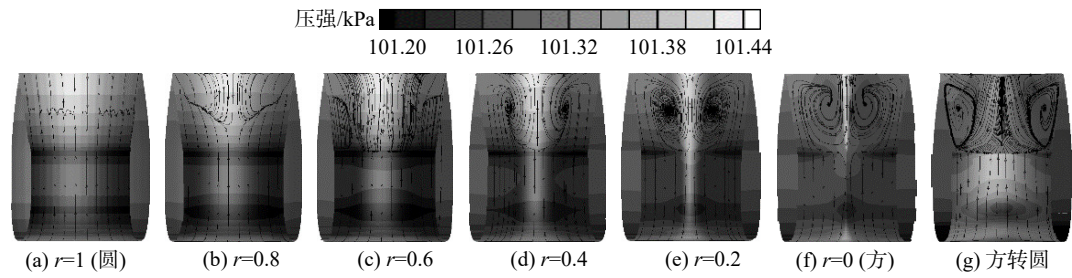


图 11 不同形状涵道壁表面压强分布与极限流线

Fig. 11 Pressure distribution and limit streamline on the surface of duct wall with different shapes

转子的存在同样会对内流产生极大影响。因而在本节基础上,针对带动力的各形状涵道进行计算分析,研究动力与涵道内壁特别是角流间的相互影响。

2.3 带动力下不同外形涵道气动数值分析

针对文中第 2.2 节中展示的不同外壁形状的涵道,采用 MRF 方法进行静来流和有来流下的涵

道风扇数值模拟,同时与无涵道壁的孤立转子进行对比。计算条件为海平面大气环境,转子转速均为 11 000 r/min,有来流时正前方来流速度 $V=15\text{ m/s}$ 、 $V=30\text{ m/s}$,迎角 $\alpha=0^\circ$ 。计算结果见图 12 (图中 T 为总拉力, T_p 为转子拉力, T_s 为涵道壁拉力)和表 5。

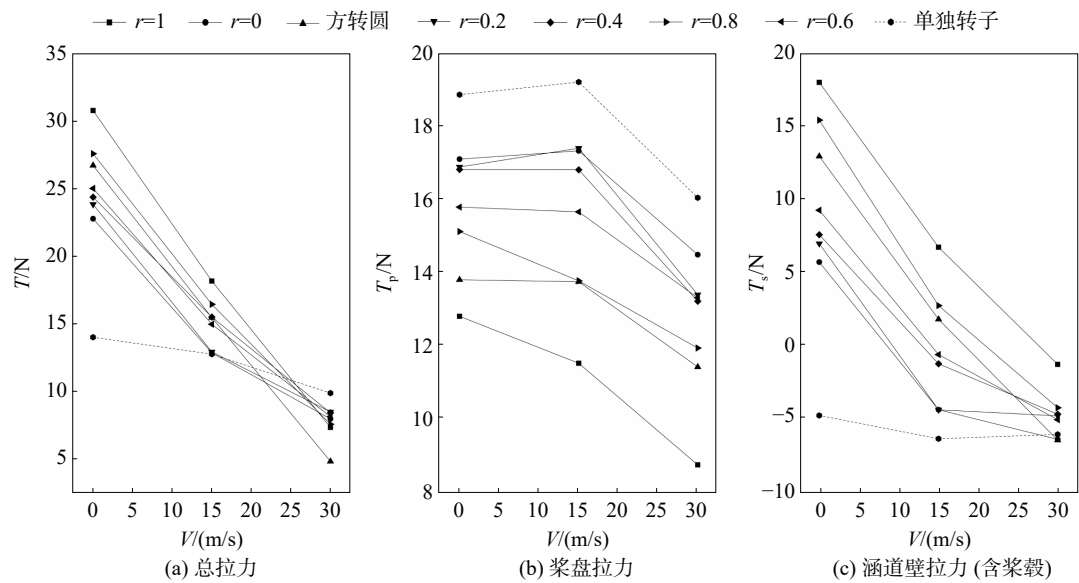


图 12 不同速度下各形状涵道风扇拉力

Fig. 12 Tension of ducted fans with different shapes and different speeds

表 5 不同速度下各形状涵道风扇效率

Table 5 Efficiency of ducted fans with different shapes and different speeds

外形	$\eta_0(V=0\text{ m/s})$	η	
		$V=15\text{ m/s}$	$V=30\text{ m/s}$
$r=0$ (方)	0.565	0.174	0.236
$r=0.2$	0.594	0.175	0.265
$r=0.4$	0.612	0.215	0.264
$r=0.6$	0.659	0.214	0.254
$r=0.8$	0.743	0.254	0.251
$r=1$ (圆)	0.880	0.300	0.281
方转圆	0.738	0.232	0.160
单独转子	0.400	0.198	0.290

有来流时的涵道推进效率计算公式为

$$\eta = \frac{TV_0}{M_p \cdot 2\pi n} \tag{1}$$

式中 η 为推进效率, T 为涵道风扇总推力, V_0 为来流速度, M_p 为转子扭矩, n 为转速(单位为 r/s)。

无来流时 $V_0=0\text{ m/s}$, 此时采用式(1)表述效率不合理, 采用下式表述推进效率:

$$\eta_0 = \frac{C_t}{C_{M_p}} = \frac{TD}{2\pi M_p} \tag{2}$$

式中 C_t 为推力系数, C_{M_p} 为扭矩系数, D 为转子直径。

通过比对计算结果,可以看到随着来流速度增加,涵道总拉力、桨盘拉力、涵道壁拉力均逐步下降。其中桨盘拉力下降是由于来流速度增加,桨叶迎角降低;以圆涵道为例,给出不同来流速度下唇口处的局部流场(图13,图中 Z 为截面流场坐标,后文流场截面图中 Z 含义相同),可以看到涵道壁拉力下降是由于桨盘拉力的降低使得来流

收缩加速程度下降,壁面受到的影响降低从而降低了唇口吸力,阻力随来流速度增加而增大。与单独转子相比,各涵道拉力和推进效率在中低速下较高,但在 $V=30\text{ m/s}$ 时涵道的优势已经难以体现,因在较高的速度下,涵道桨盘拉力偏低,但涵道壁阻力的迅速增加和唇口吸力的减少使得涵道壁对拉力的贡献下降。

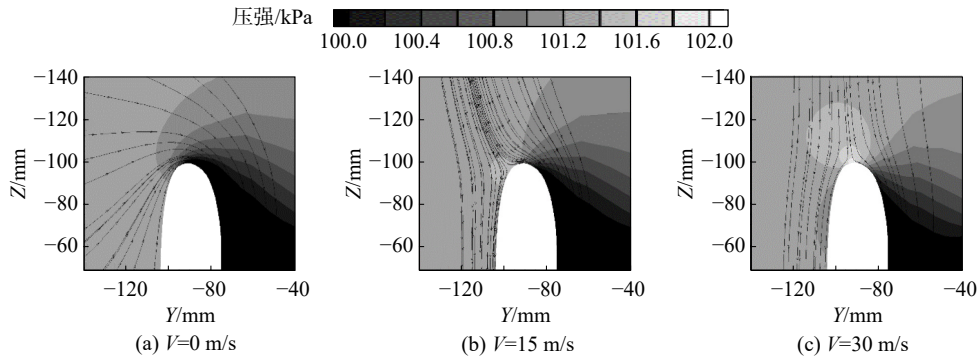


图13 不同速度下圆涵道唇口流场

Fig. 13 Flow field of circle duct's lip at different speeds

不同形状涵道推进特性随速度变化的趋势基本一致,而方转圆涵道推进效率在较高速度下的损失较大,因其涵道壁拉力的下降幅度较高所致,说明其在较高速度下唇口受到来流收缩加速效应的影响已经很小,阻力因迎风面较大以及后部分离迅速增加(图14)。以上情况说明,涵道壁面形状与进口面积的设计应与来流速度相协调,使壁面唇口能充分利用桨盘对来流的收缩加速效应。

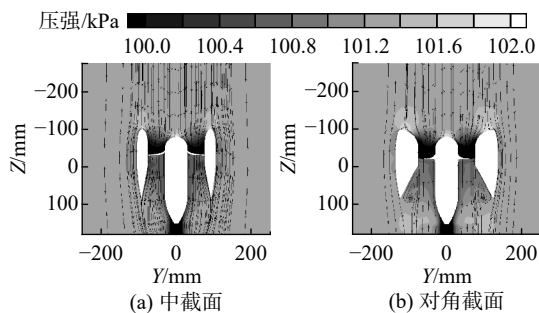


图14 $V=30\text{ m/s}$ 下方转圆涵道流场

Fig. 14 Flow field of square-to-circle duct at $V=30\text{ m/s}$

除此之外,给出 $V=15\text{ m/s}$ 状态下不同形状涵道圆角唇口处流场(图15)。结合前文计算结果可以看到,同一速度下,随着圆角半径的增加,涵道总拉力逐渐增加,桨盘拉力和扭矩逐渐下降,涵道壁拉力逐步增加,动力推进效率逐渐提升。这是由于随着圆角半径增加,涵道入流面积逐渐

收缩,流速加快,使得桨盘叶素迎角降低,桨盘载荷下降;桨尖与内壁间距减小使得桨尖涡减少,

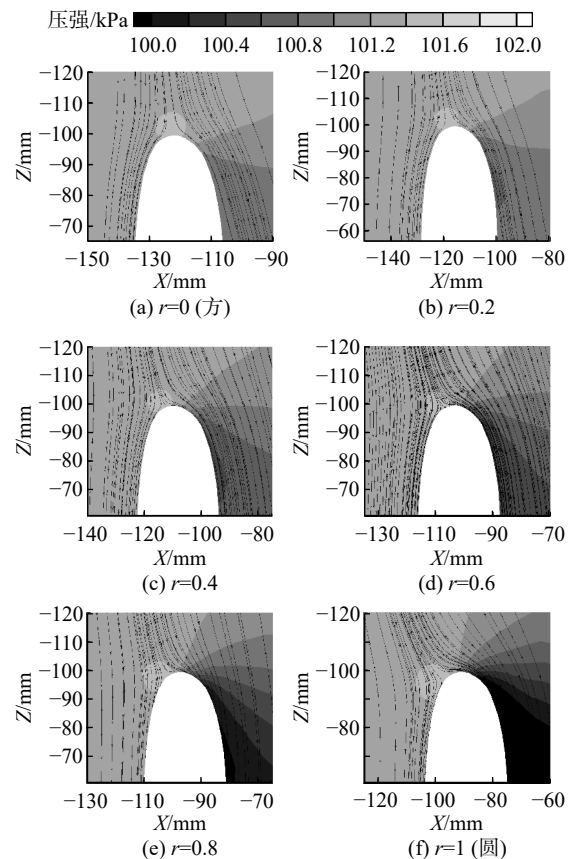


图15 $V=15\text{ m/s}$ 下不同形状涵道唇口流场

Fig. 15 Flow field of different shapes of duct lip at $V=15\text{ m/s}$

提高了桨叶效率; 入流收缩效应增加, 且能够影响更多部分的唇口(圆角处唇口向中心接近), 使得外壁前缘吸力加大; 孤立转子的桨盘拉力最大, 因其无涵道壁约束, 相当于入流面积最大, 入流速度最低, 桨盘叶素迎角最大。而方转圆外形涵道的总拉力, 桨盘拉力占比, 桨盘扭矩, 推进效率在中低速下均处于中等。

下面针对来流速度 $V=15\text{ m/s}$ 状态下涵道风扇流场特性开展具体分析。

图 16 给出了来流速度 $V=15\text{ m/s}$ 各涵道外形下桨叶在一个旋转周期内的平均拉力分布, 与孤立转子相比, 各个涵道的桨叶拉力均有所下降, 且随着圆角半径的增加(进口面积的减小), 桨叶拉力逐步下降; 与圆涵道相比, 其他外形的桨尖载荷均有突然性的增长, 且增长程度随圆角半径增加逐渐降低。方转圆外形涵道的桨叶平均拉力分布处于中等位置, 其桨盘处圆角半径 $r=1$, 虽然其桨盘来流受进口形状变化影响会有一定的畸变, 但未出现明显的桨尖载荷突变现象。为理解本状态计算结果出现的桨尖载荷突变现象, 给出单独转子和圆涵道桨叶压力分布和前表面极限流线(图 17), 可以看出, 与圆涵道相比, 单独转子因入流速度降低, 桨叶前表面靠近后缘处的流速明显下降, 横流显著, 反而在桨尖处, 由于设计扭转角的减小, 以及桨尖涡的存在使后缘流动附着部分相对增加, 载荷相对增加。其余涵道外形下的桨尖载荷突变原理与之相似。

进一步给出来流速度 $V=15\text{ m/s}$ 各个外形下各相位桨叶拉力分布变化情况, 由于桨盘旋转的周期性, 取桨盘半侧的 5 个相位的桨叶进行研究, 另半侧过程与之相同, 结果见图 18。

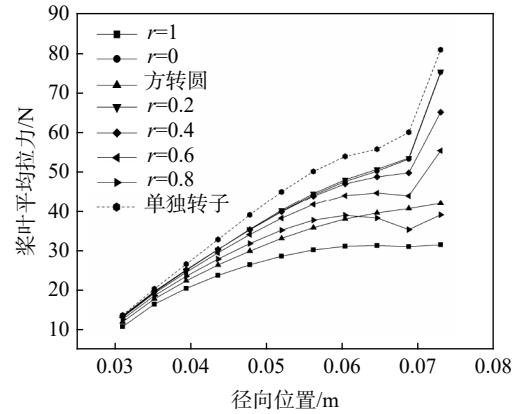


图 16 $V=15\text{ m/s}$ 下桨叶拉力在一个周期内平均分布

Fig. 16 Loads average distribution of blades in one period at $V=15\text{ m/s}$

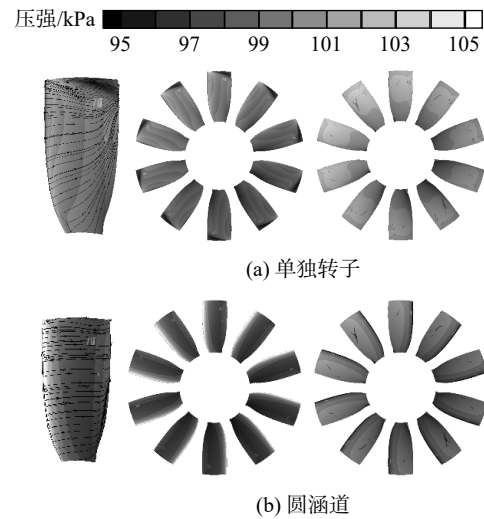
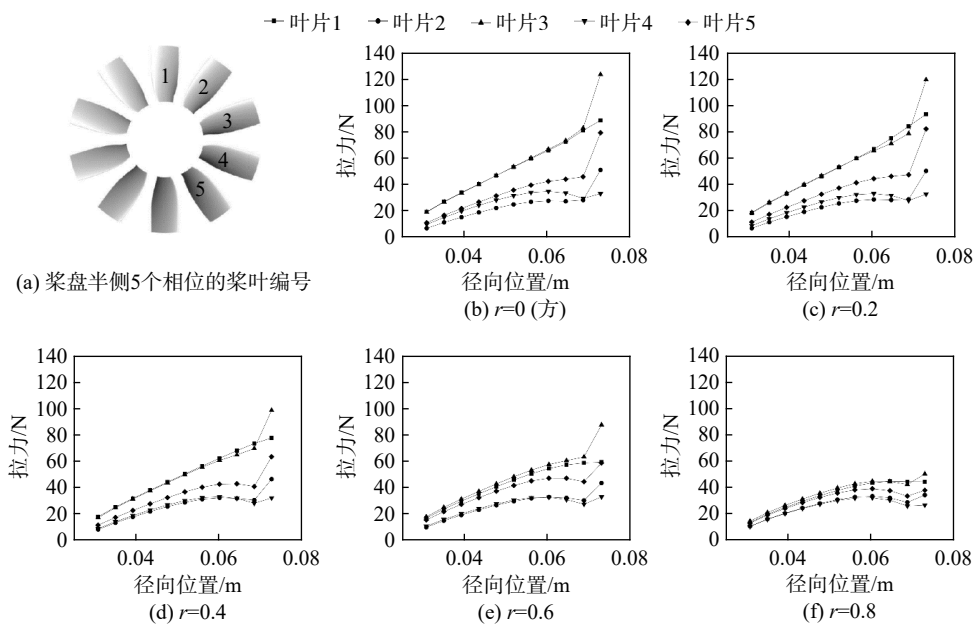


图 17 单独转子和圆涵道桨叶前表面极限流线及前后面压强分布

Fig. 17 Limit streamlines in front surface with pressure distributions of isolate rotor and circular ducted fan



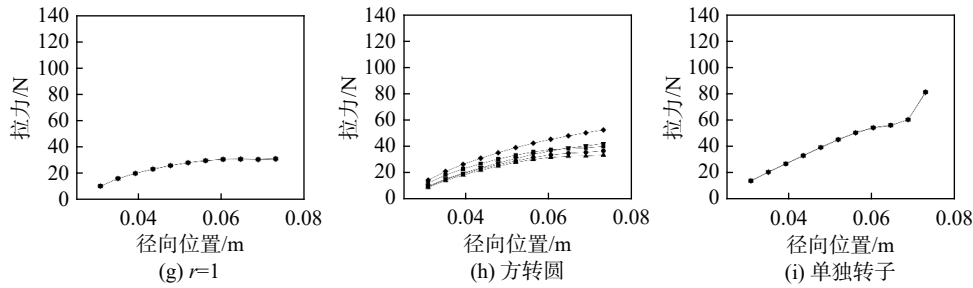


图 18 不同相位处桨叶载荷分布

Fig. 18 Blade load distribution at different phases

可以看到桨叶载荷在整个旋转周期内存在波动,圆角半径越小,波动越严重;圆涵道和单独转子的桨叶在整个旋转周期内载荷无波动。以圆角半径 $r=0$ (方)情况为例,总桨叶数为 10,桨叶间相位差为 36° ;在经历一个 90° 范围圆角域的历程中,桨叶按其相对圆角域的相位增加程度,叶片编号顺序依次为 1-4-2-5-3(相对圆角域的相位增加程度依次为 0° - 18° - 36° - 54° - 72°);桨叶载荷依次出现急剧降低-逐步增加的过程。其余圆角半径下桨叶载荷变化特征类似,只是程度不同;方转圆外形的载荷波动规律与其他不同,呈现先高后低的特点。桨叶载荷的变化主要与桨尖涡和圆角处的干扰的影响有关,当桨叶距离内壁面较远,桨尖涡的显著增强使得桨叶的迎角降低,同时圆角处的干扰增大了桨叶阻力,使得桨叶载荷在经过圆角时下降;图 19 给出了圆角半径 $r=0$ (方)叶片压

力分布及叶片 1 与叶片 2 在径向 45 mm 截面处的叶素流场,可以看出桨尖涡的增强与截面叶素迎角的降低。

为进一步研究桨盘对涵道内流的影响效果,以及不同外形涵道的入流差异,采用文中第 1.2 节使用的给定力分布的动量源方法对本节所研究的涵道风扇进行计算分析。首先取出各外形下涵道桨盘前后 5 mm 处轴向速度分布,如图 20~图 21 所示。

随着圆角半径的增加,涵道进口轴向速度也逐渐增加,这主要是由于进口面积的减小所致;除此之外,内壁圆角的存在使得此处的轴向速度偏低,桨盘离壁面越远的相位轴向速度越低;随着圆角半径的增加,桨盘前平面内的轴向速度分

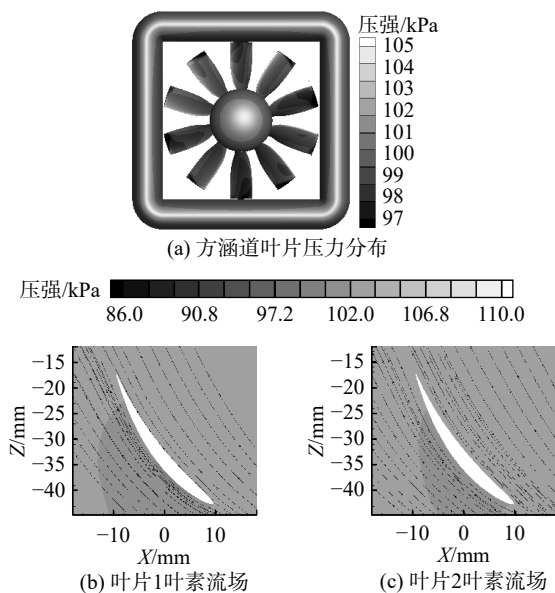
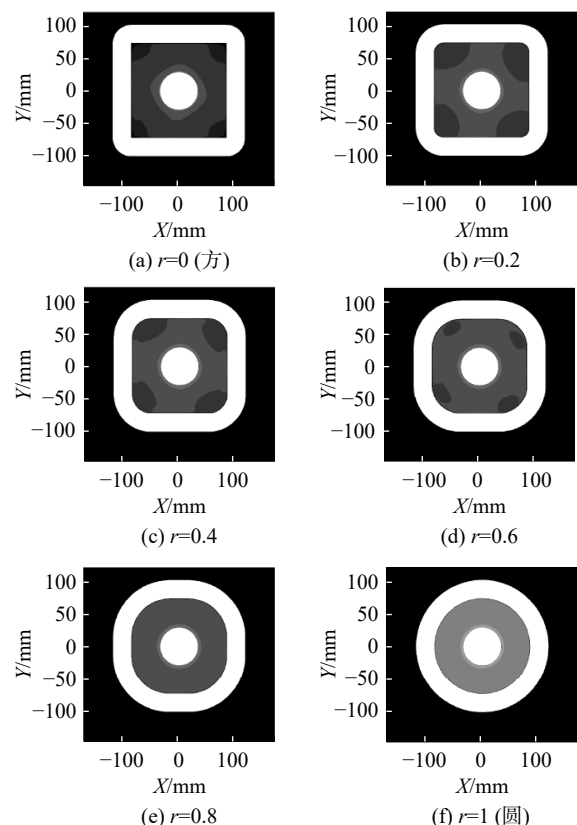


图 19 方涵道叶片前表面压力分布及叶片 1 与叶片 2 在径向 45 mm 截面处的叶素流场

Fig. 19 Pressure distribution on front surface of square ducted fan blade and flow field of airfoil at the radial 45 mm section of blade 1 and blade 2



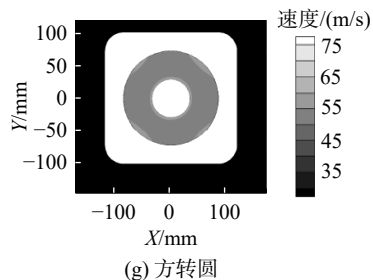


图 20 各外形涵道风扇桨盘前 5 mm 处轴向速度分布
Fig. 20 Axial velocity distribution at 5 mm in front of fan panel of ducted fans in different shapes

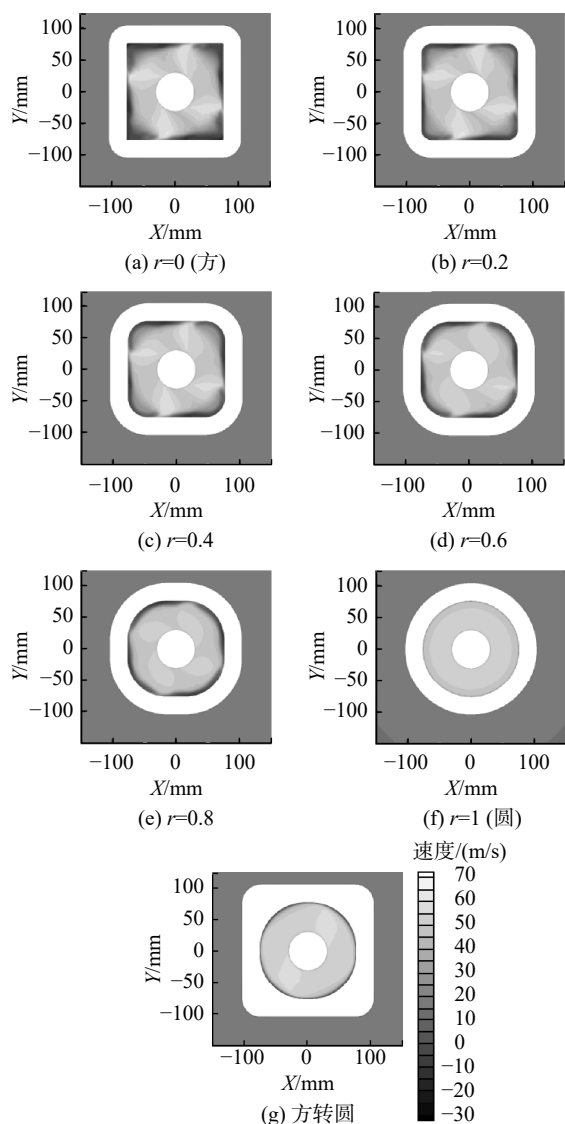


图 21 各外形涵道风扇桨盘后 5 mm 处轴向速度分布
Fig. 21 Axial velocity distribution at 5 mm behind fan panel of ducted fans in different shapes

布变化逐渐缓和。通过对桨盘后轴向诱导速度分布的分析,可见桨盘对来流的轴向速度诱导范围基本集中在桨盘半径之内;随着桨盘载荷的下降,

轴向诱导速度也逐步降低;在圆角半径较小的外形下,内壁附近的流动轴向速度显著降低,甚至会出现部分回流现象,从而增大了干扰阻力,说明通流条件分析结果中存在的圆角对内流的不利扰动,在有桨盘的情况下依然存在。

进一步地,取出涵道壁中间处和折角处剖面压力系数 C_p 分布(图 22, Z' 为顺来流方向坐标)。

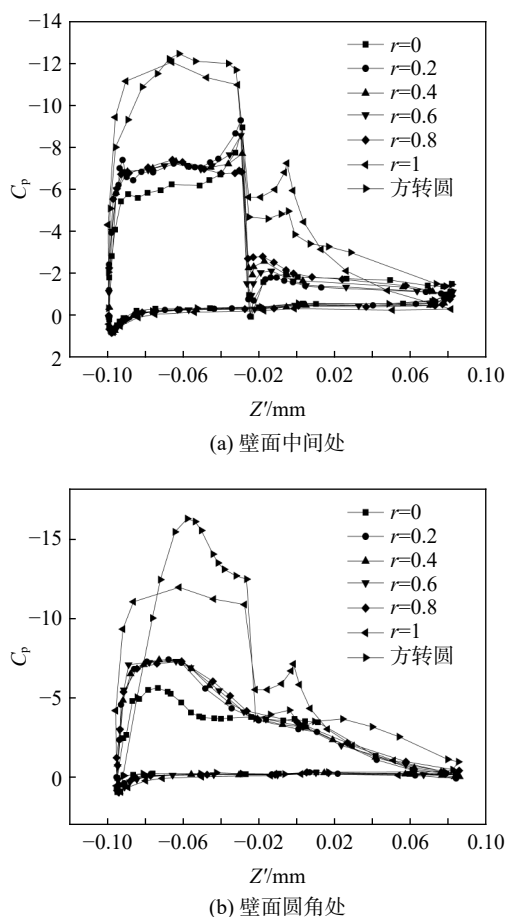


图 22 涵道壁圆角处和中间处剖面压力分布
Fig. 22 Pressure distribution at the corner and the middle section of the ducted fans

从图 22 可以看到桨盘对来流的收缩加速效应对折角处唇口的作用效果有限,同时较低的人流速度使得唇口拉力进一步下降,这是圆角半径越小,涵道壁产生拉力越低的主要原因;除此之外,涵道壁压力分布的变化随圆角半径的改变并不线性, $r=1$ (圆)与 $r=0.8$ 情况下的差距较大,而圆角半径 r 从 0.8 变化到 0.2 的过程中,涵道壁面压力分布的变化并不显著,说明桨叶与内壁面间的距离一旦偏大,即会显著影响到涵道内壁流动。将圆涵道与方转圆涵道对比,压力分布差异主要来源于圆角处唇口形状的差异以及入流速度的差异,因而通过合理设计方转圆折角处的唇口外形,

可以有望得到与圆涵道相近的推进特性。

3 不同形状多涵道耦合推进气动特性对比

在上述单涵道分析的基础上,分析不同形状的分布式涵道推进特性。计算对比圆形、方形、方转圆 3 种涵道外形如图 23 所示。

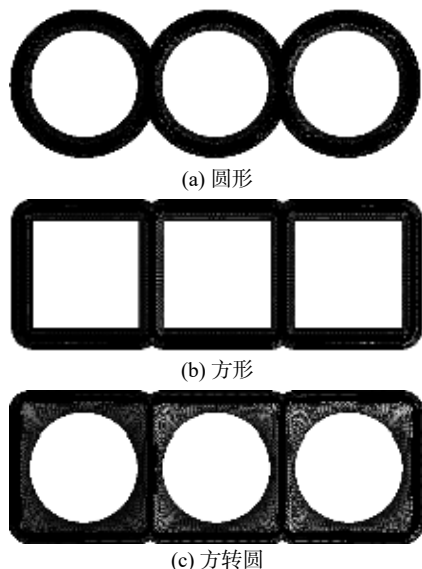


图 23 不同形状涵道阵列

Fig. 23 Array of duct in different shapes

3.1 分布式涵道通流模型流场计算

首先对不同形状下不带转子的涵道壁进行了气动计算对比。计算条件为海平面大气数据,正前方来流速度 $V=15$ m/s,迎角 $\alpha=0^\circ$ 。

计算得到的各形状涵道壁阻力见表 6。

表 6 各形状涵道阵列壁面阻力计算结果
Table 6 Calculation results of drag of duct arrays in different shapes

外形	阻力/N
方涵道	1.735
圆涵道	1.877
方转圆涵道	2.659

给出 3 种外形的表面极限流线和压力分布(图 24)。可以看到,圆涵道之间的外槽较大,带来了较大的流动分离,与之相比,方涵道与方转圆涵道的外壁槽角较小,流动分离相对轻微。与单个涵道相比,内部流动发展过程基本一致;除此之外,内壁圆角带来的分离扰动依然存在。方转圆涵道因内壁迎风面积较大,阻力显著增加。

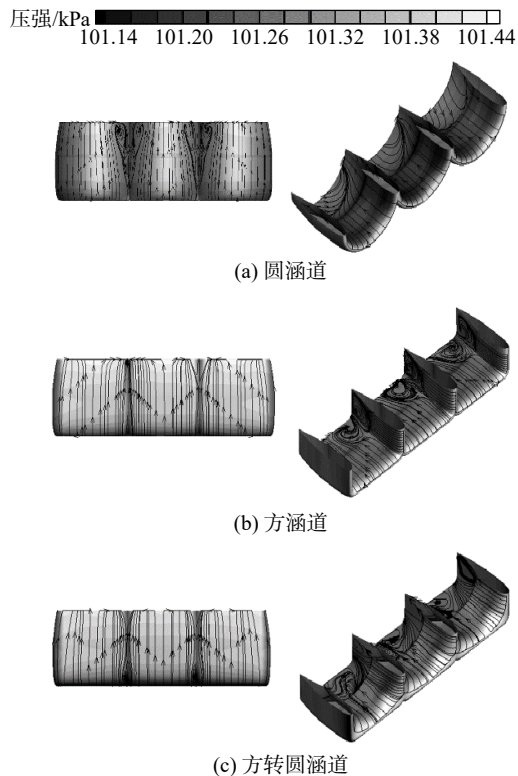


图 24 3 种外形涵道阵列壁面的极限流线和压力分布

Fig. 24 Surface limit streamline and pressure distribution of the duct arrays in three shapes

3.2 不同外形分布式涵道推进气动数值分析

针对文中第 3.1 节展示的不同外壁形状的分布式涵道,采用 MRF 方法进行静来流和动来流下的涵道风扇数值模拟。计算条件为海平面高度大气数据,转子转速均为 11 000 r/min,有来流时正前方来流速度 $V=15$ m/s,迎角 $\alpha=0^\circ$ 。计算结果见表 7~表 8, T_{p1} 、 T_{p2} 、 T_{p3} 分别为左、中、右 3 个风扇桨盘拉力, M 为涵道阵列总扭矩, η_0 为涵道阵列总效率。

计算结果表明,在计算速度下圆涵道阵列拉力及推进效率仍然最大,方转圆涵道阵列拉力及

表 7 $V=0$ m/s 各外形涵道风扇阵列推进特性计算结果

Table 7 Calculation results of the propulsion characteristic of ducted fan arrays with various shapes at $V=0$ m/s

参数	方涵道	圆涵道	方转圆涵道
T/N	68.634	90.596	82.935
T_{p1}/N	17.312	13.155	14.941
T_{p2}/N	17.245	13.116	15.066
T_{p3}/N	16.801	13.149	14.877
T_g/N	17.272	51.289	38.049
$M/(N \cdot m)$	2.927	2.566	2.712
η_0	0.560	0.843	0.730

表 8 $V=15\text{ m/s}$ 各外形涵道风扇阵列推进特性计算结果Table 8 Calculation results of the propulsion characteristic of ducted fan arrays with various shapes at $V=15\text{ m/s}$

参数	方涵道	圆涵道	方转圆涵道
T/N	40.071	55.694	46.795
T_{p1}/N	17.451	11.882	13.968
T_{p2}/N	17.064	11.965	14.024
T_{p3}/N	17.423	11.972	13.949
T_s/N	-11.867	19.874	4.853
$M/(N\cdot m)$	2.892	2.492	2.652
η	0.180	0.291	0.229

效率次之,与文中第 3.1 节涵道阵列通流情况计算结果对比,外壁面角槽的分离显著降低(图 25),从而减少了外壁面间的干扰阻力。除此之外,在本文计算速度范围内,涵道阵列中各桨盘拉力未出现明显差异,两侧动力对中间动力的影响尚不明显。与单独涵道相比,涵道阵列单元推进性能未发生明显变化。因而在一定速度范围内,单涵道的分析结果可以指导分布式涵道设计。圆涵道在紧耦合分布阵列的情况下依然保持了较好的推进特性,仍可作为分布式涵道推进涵道外形的备选方案之一;与之相比,方转圆涵道的推进特性虽然有所下降,但考虑到其折角处形状仍有优化设计空间,且方形外廓形阻较低,分离特性较好,且更利于与机翼表面的紧耦合,因而采用方转圆的涵道外形可作为有一定优化空间的折中方案。

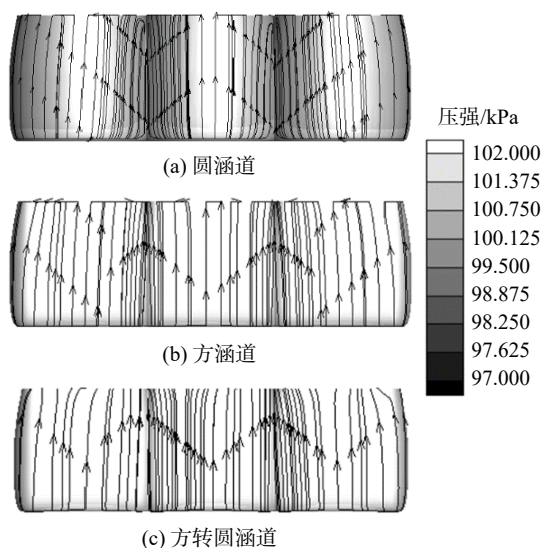


图 25 3 种外形涵道风扇阵列的外表面极限流线和压力分布

Fig. 25 Outside surface limit streamline and pressure distribution of the ducted fan arrays in three shapes

4 结 论

本文使用 MRF 方法和动量源方法,对不同外壁形状的单独/分布式涵道风扇进行了计算分析,得到了以下结论:

1) 本文使用的给定力分布的动量源准定常方法能够获得具有一定精度的非均匀入流涵道风扇的时均流场,从而避免非定常时均求解方法过长的时间代价。

2) 非圆涵道内壁的圆角的存在会诱使内壁流动的分离,带来较大的干扰阻力,且随着圆角半径的降低,影响越加显著。

3) 涵道壁面形状与进口面积的设计应与来流速度相协调,使壁面唇口能充分利用桨盘对来流的收缩加速效应。同转速下来流超过设计点较高速度时桨盘拉力下降,涵道壁唇口拉力下降,阻力上升,使得涵道风扇拉力和效率均下降。

4) 非圆涵道圆角半径的变化主要关联到涵道进口面积和桨尖涡的大小。圆角半径越大,涵道进口面积越小,涵道壁受入流收缩加速的影响越显著,使得唇口拉力增加;另外较小的进口面积使涵道入流速度加快,从而在以上两方面降低了桨盘拉力占比。圆角半径越大,涵道内壁与桨盘的平均距离越近,桨尖涡越小,从而使桨盘效率上升。综合以上原因,使得本文涵道风扇推进效率随圆角半径增加而上升,圆涵道在中低速范围内的拉力和效率最高,方转圆外形的涵道风扇推进特性与之相比处于中等水平。另外桨尖涡同样影响到桨叶载荷在整个旋转周期内的变化。当桨叶运行到桨尖距离内壁较远,较强的桨尖涡有效降低了桨叶迎角,使得桨叶拉力下降。

5) 桨盘对内流的影响范围基本局限在桨盘半径以内。因而桨叶与内壁面间的距离一旦偏大,涵道内壁流动即显著改变。

6) 本文研究的分布式涵道单元推进特性与同形状的单涵道差异不大,因而单涵道推进特性分析与设计可以指导分布式涵道的设计。

以上涵道外形对涵道推进特性的影响分析能够为分布式涵道推进飞行器动力设计提供参考。

参考文献:

- [1] 黄俊. 分布式电推进飞机设计技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 1-17.
HUANG Jun. Survey on design technology of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 1-17. (in Chinese)

- [2] 李晓华. 涵道风扇外形参数对气动特性的影响分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
LI Xiaohua. The impact analysis of the aerodynamic characteristic on ducted fan profile parameters[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [3] REEL J L, BALTADJIEV N D. Using computational fluid dynamics to generate complex aerodynamic database for VTOL aircraft[R]. Atlanta, US: AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2018.
- [4] SCHMOLLGRUBER P, DOLL C, HERMETZ J, et al. Multidisciplinary exploration of DRAGON: an ONERA hybrid electric distributed propulsion concept[R]. Reston, US: AIAA SciTech Forum, 2019.
- [5] PERRY A T, ANSELL P J, KERHO M F. Aero-propulsive and propulsor cross-coupling effects on a distributed propulsion system[J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55(6): 2414-2426.
- [6] YU D, ANSELL P J, HRISTOV G. Aero-propulsive integration effects of an over wing distributed electric propulsion system[R]. AIAA 2021-0604, 2021.
- [7] BENTO H F, VRIES R D, Veldhuis L L. Aerodynamic performance and interaction effects of circular and square ducted propellers[R]. Orlando, US: AIAA SciTech Forum, 2020.
- [8] 许和勇, 叶正寅. 涵道螺旋桨与孤立螺旋桨气动特性的数值模拟对比[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(12): 2820-2825.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation and comparison of aerodynamic characteristics between ducted and isolated propellers[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(12): 2820-2825. (in Chinese)
- [9] 邓阳平, 米百刚, 张言. 涵道风扇气动特性影响因素数值计算研究[J]. *西北工业大学学报*, 2018, 36(6): 1045-1051.
DENG Yangping, MI Baigang, ZHANG Yan. Research on numerical calculation for aerodynamic characteristics analysis of ducted fan[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2018, 36(6): 1045-1051. (in Chinese)
- [10] 王海鹏. 涵道螺旋桨在轴流状态的气动特性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
WANG Haipeng. Analysis on aerodynamic characteristics of ducted propeller in axis-symmetrical flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [11] 苏雷. 涵道风扇气动性能研究及涵道外形参数优化分析[D]. 北京: 清华大学, 2019.
SU Lei. Aerodynamic performance calculation of ducted fan and optimization of duct profile parameters[D]. Beijing: Tsinghua University, 2019. (in Chinese)
- [12] 叶坤, 叶正寅, 屈展. 涵道气动优化设计方法[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(8): 153-160.
YE Kun, YE Zhengyin, QU Zhan. Aerodynamic optimization method for ducted design[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(8): 153-160. (in Chinese)
- [13] 张阳, 周洲, 郭佳豪. 分布式涵道风扇喷流对后置机翼的气动性能影响研究[J]. *航空学报*, 2021, 42(9): 224977.1-224977.14.
ZHANG Yang, ZHOU Zhou, GUO Jiahao. Distributed electric propulsion jet effects on aerodynamic performance of wing[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(9): 224977.1-224977.14. (in Chinese)
- [14] KIM Y H, PARK S O. Navier-Stokes simulation of unsteady rotor-airframe interaction with momentum source method[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2009, 10(2): 125-133.
- [15] KIM Y H, PARK S O. Unsteady momentum source method for efficient simulation of rotor aerodynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(1): 324-327.
- [16] 郭佳豪, 周洲, 李旭. 一种非定常动量源法及在旋翼悬停模拟中的应用[J]. *西北工业大学学报*, 2020, 38(3): 571-579.
GUO Jiahao, ZHOU Zhou, LI Xu. An unsteady momentum source method and its application in simulation of hovering rotor[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2020, 38(3): 571-579. (in Chinese)
- [17] GUNTUPALLI K, RAJAGOPALAN R G. Development of discrete blade momentum source method for rotors in an unstructured solver[R]. Nashville, US: AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.
- [18] GUNTUPALLI K. Development, validation and verification of the momentum source model for discrete rotor blades[D]. Ames, US: Iowa State University, 2011.
- [19] GRUNWALD K J, GOODSON K W. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angles of attack from -10° to 110° [R]. NASA TN D-995, 1962.
- [20] GOODSON K W, GRUNWALD K J. Aerodynamic characteristics of a powered semi-span tilting-shrouded-propeller VTOL model in hovering and transition flight[R]. NASA TN D-981, 1962.

(编辑: 王碧琚)