

无轴涵道旋翼气动特性数值研究

申遂愿, 朱清华, 曾嘉楠, 王 坤, 陈建炜
(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: 采用基于非结构网格的滑移网格技术对无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼的气动特性进行了非定常 Euler 方程数值模拟。分别考察了无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼气动特性差异, 中心孔径、涵道扩散角、涵道翼型对无轴涵道旋翼气动特性的影响。涵道扩散角变化范围为 $-6^{\circ}\sim 10^{\circ}$, 涵道翼型选择 NACA66、NACA0018 及 NACA4415 三种翼型进行研究。研究发现: 涵道翼型类型对无轴涵道旋翼的拉力分配影响较大, 对称翼型能减弱旋翼上方低压涡从而涵道能产生更大的拉力; 无轴涵道旋翼比传统涵道旋翼具有更优的拉力性能, 转速为 18 000 r/min 时其总拉力是后者的 1.185 倍; 减小无轴涵道旋翼的中心孔径能提高总拉力值, 但整体耗能也将随之提高; 涵道拉力占比越高的翼型, 其最佳涵道扩散角越大, 该状态下涵道拉力占比最高。

关 键 词: 滑移网格; 无轴涵道旋翼; 涵道旋翼; Euler 方程; 中心孔径; 涵道扩散角; 涵道翼型
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Numerical research on aerodynamic characteristics of shaftless ducted rotor

SHEN Suiyuan, ZHU Qinghua, ZENG Jianan,
WANG Kun, CHEN Jianwei

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

Abstract: The unsteady Euler equations for the aerodynamic characteristics of shaftless and traditional ducted rotors were numerically simulated by using the sliding mesh technique based on unstructured meshes. The difference of aerodynamic characteristics between shaftless ducted rotor and traditional ducted rotor was investigated. The effects of center aperture, ducted diffusion angle and ducted airfoil on the aerodynamic characteristics of ducted shaftless rotor were studied. The divergence angle of the ducted rotor ranged from -6° — 10° . The ducted airfoils were NACA66, NACA0018 and NACA4415. It was found that the type of ducted airfoil had a great influence on the tension distribution of the shaftless ducted rotor, and the symmetrical airfoil can weaken the low-pressure vortices above the rotor so that the ducted rotor can produce greater tension; the shaftless ducted rotor had better tension performance than the traditional ducted rotor, and its total tension was 1.185 times of the latter when the rotational speed was 18 000 r/min; reducing the central aperture of the

收稿日期: 2019-04-03
基金项目: 国防科技重点实验室基金(6142220180511); 江苏高校优势学科建设工程基金
作者简介: 申遂愿(1995—), 男, 硕士生, 主要从事旋翼飞行器总体设计。E-mail: 819801696@qq.com
通信作者: 朱清华(1975—), 男, 副教授, 博士, 主要从事旋翼飞行器总体设计。E-mail: zhuqinghua@nuaa.edu.cn

引用格式: 申遂愿, 朱清华, 曾嘉楠, 等. 无轴涵道旋翼气动特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(9): 2071-2080. SHEN Suiyuan, ZHU Qinghua, ZENG Jianan, et al. Numerical research on aerodynamic characteristics of shaftless ducted rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(9): 2071-2080.

shaftless ducted rotor can improve the total tension value, however, the overall energy consumption also increased; the higher proportion of ducted tension means the larger optimal ducted diffusion angle, and the highest proportion of ducted tension in this state.

Key words: sliding mesh; shaftless ducted rotor; ducted rotor; Euler equations; center aperture; ducted diffusion angle; ducted airfoil

涵道旋翼是一种涵道包围旋翼的动力装置，二战时期德国已开始对涵道旋翼进行研究，目前，国内外已有大量针对涵道旋翼的研究及应用^[1-8]。涵道能够有效抑制旋翼桨尖涡的形成，提高旋翼的有效直径及通过涵道的气流量，同时涵道唇口的前缘绕流能够产生附加拉力，因此相较于孤立旋翼，涵道旋翼具有更优的气动性能^[9]。

桨尖间隙对涵道旋翼气动性能影响较大，较大的桨尖间隙会降低涵道旋翼的气动性能^[10-13]，而较小的桨尖间隙则会给涵道加工工艺及系统运行的安全性带来挑战。涵道旋翼的中心体结构占用了涵道内部空间，限制了旋翼有效直径大小，同时对涵道旋翼流场造成干扰。

针对上述传统涵道旋翼存在的问题，提出一种无轴涵道旋翼，其结构借鉴船舶领域的无轴轮缘推进器^[14-16]，无轴涵道旋翼去除了旋翼支撑轴系及中心体，电动机安装在涵道内部，旋翼与涵道无间隙，其与电动机转子一同旋转，以径向连接代替传统涵道旋翼的轴向连接。无轴涵道旋翼采用电动机-涵道-旋翼一体化设计，使升力体结构更加紧凑，无轴涵道旋翼去除了支撑旋翼轴系及中心体，从而增加涵道流通面积，减小流阻，没有传统涵道旋翼涵道与旋翼之间的间隙，旋翼与涵道的气动干扰更小。无轴涵道旋翼的径向连接方式使其桨叶弦长分布与传统涵道旋翼弦长分布相反，无轴涵道旋翼靠近涵道壁面处的桨叶剖面弦长更长，而此处转速更高，因此无轴涵道旋翼相较于传统涵道旋翼能产生更大的升力，同时由于无轴涵道旋翼无中心体，其旋翼有效直径可以更长，这将进一步提升其气动性能。

当前，计算流体力学(CFD)方法被广泛应用于旋转机械数值模拟，针对涵道旋翼数值计算主要有动量源方法及滑移网格技术。谈炜荣^[17]使用动量源方法对涵道尾桨气动特性进行了分析，动量源方法网格数量较少，计算速度快，但无轴涵道旋翼的旋翼与电动机为一整体，动量源方法不能有效模拟旋翼真实特征。滑移网格包括至少两个计算区域，相邻计算区域关于区域之间形成的网格分界面进行运动，滑移网格计算精确，且

能较好地模拟无轴涵道旋翼的结构特征。

本文将采用基于非结构网格的滑移网格技术对无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼的气动特性进行非定常 Euler 方程数值模拟。首先分析不同类型的涵道翼型对无轴涵道旋翼气动性能的影响，然后对比研究无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼的气动特性差异，最后分析中心孔径、涵道扩散角对无轴涵道旋翼气动特性的影响，为无轴涵道旋翼的气动优化及结构设计提供参考。

1 无轴涵道旋翼结构组成

图 1 为无轴涵道旋翼结构图，其主要由转子、多磁极定子、固定轴承、旋转环、涵道、旋翼等组成。无轴涵道旋翼的固定轴承安装在旋转环两侧以保证旋转环的轴向位置，并传递旋翼产生的推力。电动机位于两个固定轴承之间，旋转环连接旋翼与电动机转子，使得旋翼和电动机成为整体，以径向连接代替传统涵道旋翼的轴向连接，装置工作过程中，转子带动旋翼相对多磁极定子转动。

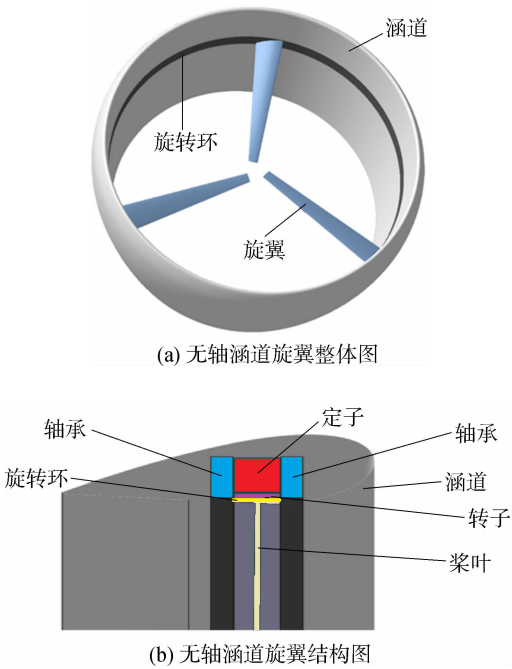


图 1 无轴涵道旋翼示意图

Fig. 1 Schema of shaftless ducted rotor

2 数值计算方法

2.1 控制方程

本文采用的控制方程为考虑守恒形式的三维欧拉方程组

$$\frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \boldsymbol{M}}{\partial x} + \frac{\partial \boldsymbol{P}}{\partial y} + \frac{\partial \boldsymbol{H}}{\partial z} = \boldsymbol{J}$$
 (1)

式中 $\boldsymbol{Q}$ 为守恒变量; $\boldsymbol{M}$ 、 $\boldsymbol{P}$ 、 $\boldsymbol{H}$ 分别为坐标系中 x 、 y 、 z 三个坐标轴的通量。

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho l_x \\ \rho l_y \\ \rho l_z \\ \rho(u l_x + v l_y + w l_z) \rho k \end{bmatrix}$$
 (2)

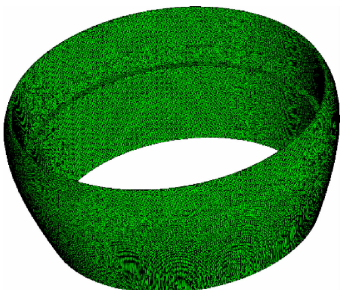
式中 l_x 、 l_y 、 l_z 分别为控制体的单位质量力及瞬时热流量; u 、 v 、 w 分别为 x 、 y 、 z 三个方向的速度分量; ρ 为密度。湍流模型采用 $k-\epsilon$ RNG (renormalization group) 模型。

2.2 模型及网格划分

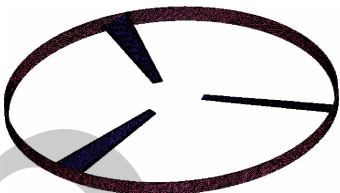
本文无轴涵道旋翼计算模型具体参数如表 1 所示。对无轴涵道旋翼计算模型进行滑移网格划分时,需将模型分为静止域与旋转域两部分。涵道为静止域,旋翼为旋转域,两者分界面之间通过滑移网格技术进行通量传递。如图 2 所示为涵道与旋翼的非结构网格,其中对涵道进行了简化,忽略了涵道旋翼槽道中电动机定子与转子等结构,旋翼与旋转环连为一体,同时对涵道唇口、桨叶前缘与后缘等曲率变化较大部分进行了网格加密。

表 1 无轴涵道旋翼计算模型参数
Table 1 Parameters of shaftless ducted rotor

参数	数值及详情
旋翼半径/mm	155
桨盘实度	0.079
旋翼翼型	NACA2412
涵道翼型	NACA66
桨叶片数	3
桨叶负扭度/(°)	−27
涵道扩散角/(°)	10
涵道半径/mm	168
桨盘高度/mm	100
中心孔径/mm	30
涵道高度/mm	150



(a) 涵道网格



(b) 旋翼网格

图 2 无轴涵道旋翼网格

Fig.2 Mesh of shaftless ducted rotor

3 计算方法验证

对文献[18]中的 TsAGI 涵道尾桨进行算例验证,TsAGI 涵道尾桨模型具体参数^[18]如表 2 所示。

将数值计算结果与试验结果[18]进行对比,图 3 和图 4 分别为计算桨盘处轴向速度与周向速度数值计算值与试验值^[18]对比图。可以看出两个方向的诱导速度计算值与试验值相差不大且变化趋势相似。本文桨盘拉力数值计算结果为 85.6 N,文献[18]中试验结果为 90 N,相对偏差为 4.89%,与试验值基本接近。以上分析说明本文

表 2 TsAGI 涵道尾桨模型参数^[18]
Table 2 Parameters of TsAGI ducted tail rotor^[18]

参数	数值及详情
尾桨半径/m	0.297
桨盘实度	0.495 1
尾桨翼型	NACA23012
桨叶片数	11
负扭度/(°)	−12
扩散角/(°)	8
唇口半径/m	0.059 4
桨尖间隙/m	0.002 97
排气段长度/m	0.207 9
桨尖速度/(m/s)	74.6

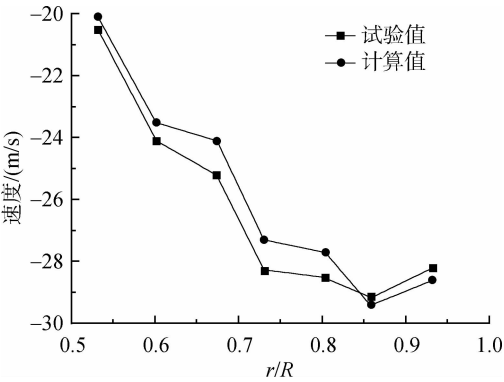


图 3 桨盘处轴向诱导速度计算值与试验值对比图
Fig. 3 Comparisons between calculated and experimental values of axial induced velocity at propeller disc

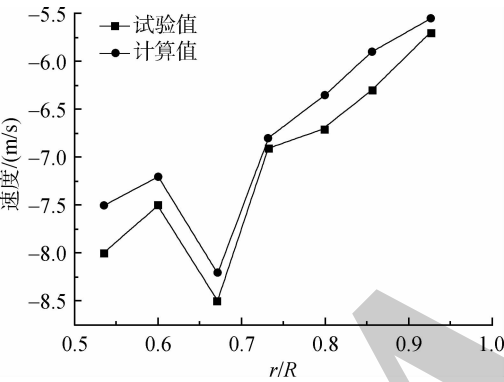


图 4 桨盘处周向诱导速度计算值与试验值对比图
Fig. 4 Comparisons between calculated and experimental values of circumferential induced velocity at propeller disc

数值计算方法可靠,适用于本文无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼的数值计算。

4 计算结果及分析

4.1 涵道翼型对无轴涵道旋翼气动特性影响

为研究涵道翼型对无轴涵道旋翼气动特性影响,选取 NACA66、NACA0018 及 NACA4415 分别代表三种不同类型的翼型作为涵道翼型进行对比计算,其中 NACA66 为弓背形翼型,其翼面平整,NACA0018 为对称翼型,NACA4415 为非对称翼型。除翼型不同外,三种无轴涵道旋翼参数均选取表 1 数据。

图 5 表现了不同涵道翼型整体及各部件气动性能的变化。可以看出,三种涵道翼型总升力均随旋翼转速的增加而增大,当旋翼转速低于 12000 r/min 时,三者总拉力大小相差不大,当旋翼转速超过 12000 r/min 后,涵道翼型为 NACA

4415 的总拉力增速大于其他两者,当转速为 18000 r/min 时,涵道翼型为 NACA4415 的总拉力大小为总拉力最小的 NACA66 的 1.105 倍。涵道翼型为 NACA0018 的旋翼拉力系数明显小于其他两种涵道翼型,其涵道拉力占总拉力的比值最高,比值在 0.34~0.36 之间,变化幅度较小,涵道翼型为 NACA66 的涵道拉力占比最小,在低

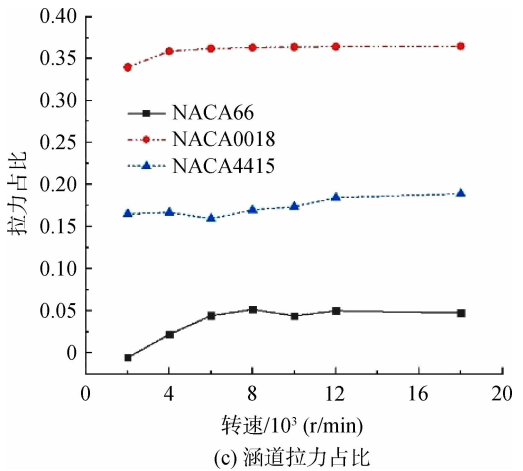
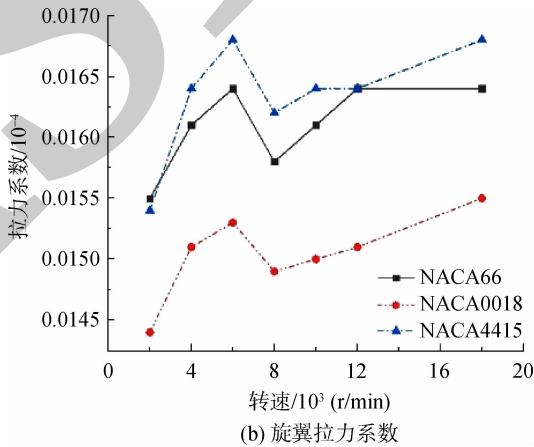
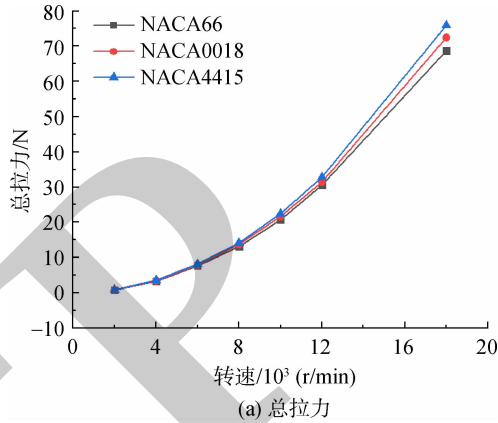


图 5 不同涵道翼型整体气动性能对比图
Fig. 5 Comparison diagram of integral aerodynamic performance of ducted with different airfoils

转速时,涵道甚至产生负拉力,旋翼转速为 18000 r/min 时,涵道翼型为 NACA0018 的涵道拉力占比是 NACA66 的 7.658 倍,这是因为 NACA66 为弓背形翼型,在涵道半径固定的情况下,其涵道内部空间较大,旋翼有效直径较其他两种涵道翼型大,因此旋翼能够产生更大的拉力,而 NACA0018 为对称翼型,其涵道内部空间较小,旋翼有效直径较小,NACA4415 翼型涵道内部空间大小处于两者之间。

扭矩系数能够表征部件耗能大小,如图 6 所示为不同涵道翼型旋翼扭矩系数随转速变化曲线图。可以看出,三种涵道翼型旋翼扭矩系数随转速变化规律相似,转速低于 8000 r/min 时,扭矩系数呈下降趋势,当转速超过 10000 r/min 后,扭矩系数开始上升。采用 NACA0018 翼型扭矩系数最小,在相同转速下其旋翼消耗的功率将小于其他两种涵道翼型。

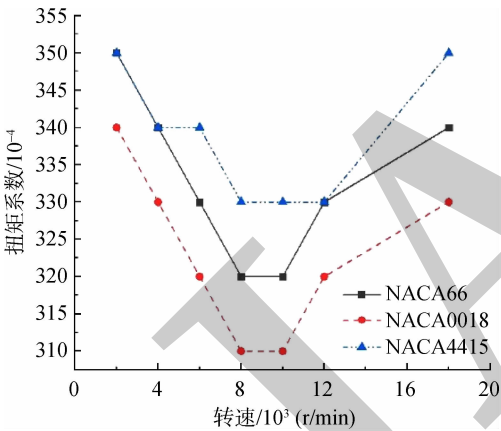


图 6 旋翼扭矩系数随转速变化曲线图
Fig. 6 Curve diagram of rotor torque coefficient with speed

进一步对三者整体流场进行分析,图 7 为三种涵道翼型旋翼转速为 12000 r/min 时整体速度矢量图。可以看出,涵道翼型为 NACA66 和 NACA4415 时,旋翼上部出现低压涡,涵道内部气流受到阻塞,导致涵道产生的拉力较小,而涵道翼型为 NACA0018 时,旋翼上方未出现低压涡,涵道内部流动顺畅,因此其涵道拉力占比较其他两种翼型大。

以上分析说明,三种不同类型的涵道翼型对拉力分配影响较大,旋翼低转速时三者总拉力相差不大,旋翼高转速时,旋翼根部气流速度较快,受空气压缩效应,旋翼拉力很难提高,此时总拉力的增量主要由涵道提供,而 NACA66 弓背型翼型

的涵道拉力占比较小,总拉力在旋翼高转速时难以得到提高,因此弓背型翼型不适合于旋翼转速较快的无轴涵道旋翼的涵道翼型。图 8 为三者在转速为 18000 r/min 时旋翼表面压力分布云图。可以看出,涵道采用弓背形翼型时,旋翼所负担的拉力较大,桨叶表面压力分布较其他两种涵道翼型大。涵道翼型采用 NACA0018 对称翼型时,涵道能够承受较大部分拉力,这能保证旋翼不会承受过大气动载荷。

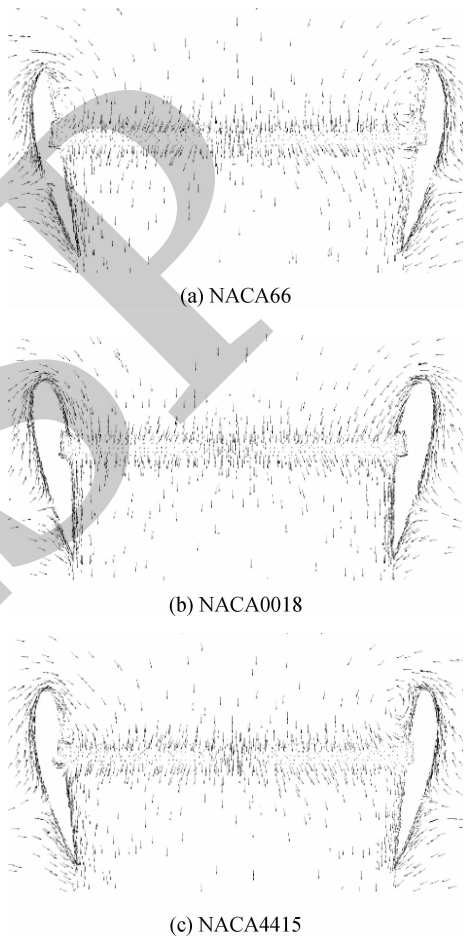


图 7 不同涵道翼型整体速度矢量对比图
Fig. 7 Comparison of velocity vectors of ducted with different airfoils

4.2 无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼气动特性对比

为了研究无轴涵道旋翼气动性能的独特性,需将其与传统涵道旋翼气动特性进行对比研究。无轴涵道旋翼计算模型选用表 1 数据所述模型,传统涵道旋翼计算模型主要参数与无轴涵道旋翼相同,其桨尖间隙为 1.55 mm,中心体半径为 30 mm,与无轴涵道旋翼中心孔径相同。

图 9 表现了无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼气动特性差异。可以看出,旋翼转速低于 6000 r/min

随转速变化趋势相反,传统涵道旋翼呈整体下降趋势,而无轴涵道旋翼呈整体上升趋势,这说明无轴涵道旋翼的电动机-涵道-旋翼一体化设计对整体流场影响较大。

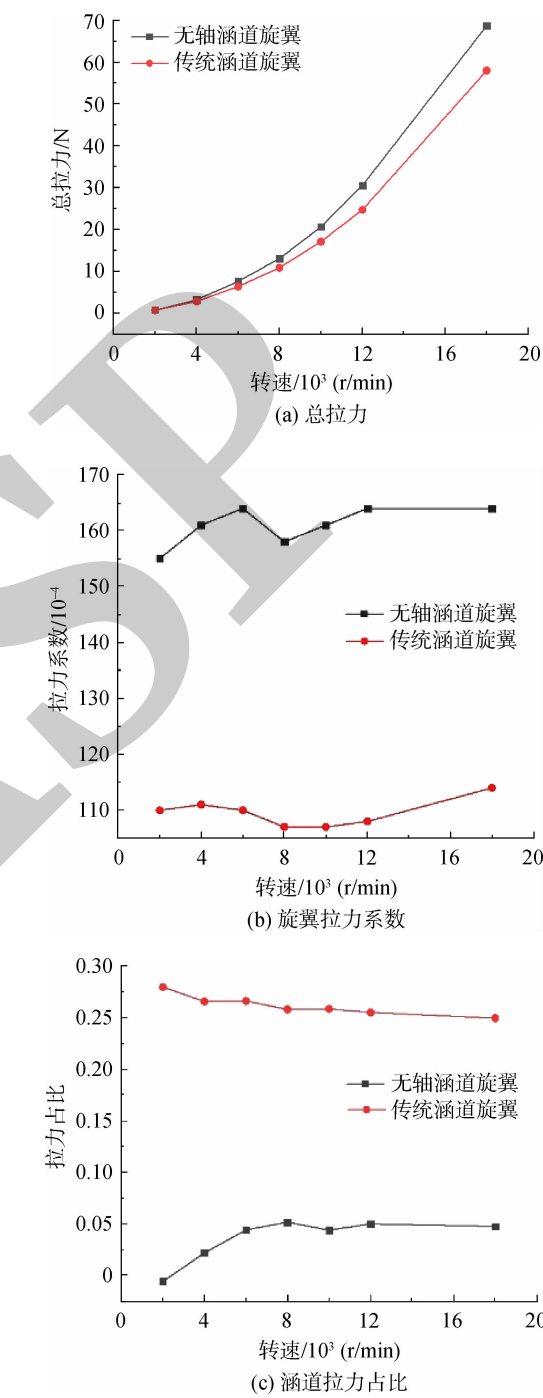


图 9 无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼气动特性对比图
Fig. 9 Aerodynamic characteristics charts of shaftless ducted rotor and traditional ducted rotor

对无轴涵道旋翼和传统涵道旋翼流场做进一步分析。图 10 给出了无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼在不同转速下整体流场对比图。可以看出,

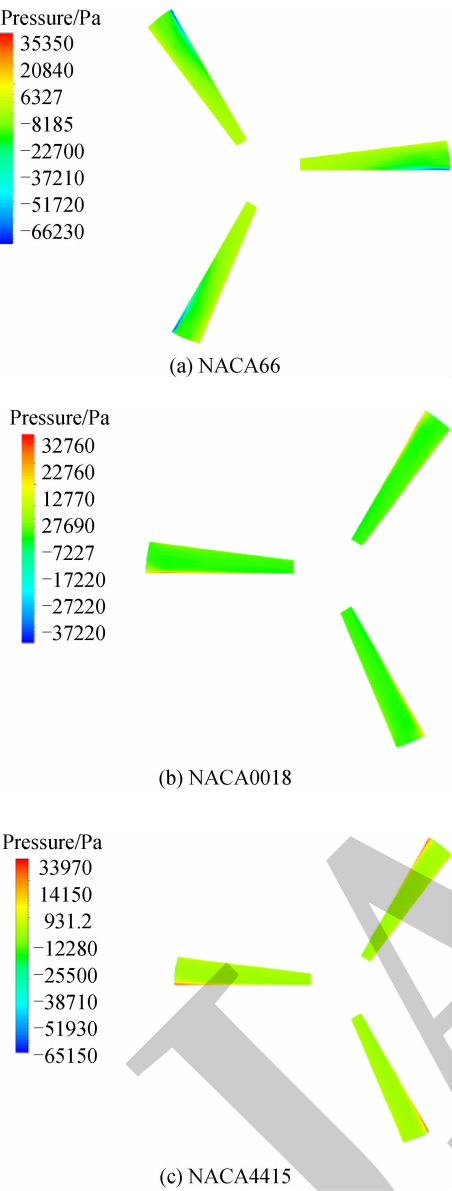


图 8 不同涵道翼型旋翼表面压力分布云图
Fig. 8 Pressure contour of rotor with different ducted airfoils

时,两者总拉力大小相差较小,当转速高于 6000 r/min 时,无轴涵道旋翼总拉力上升速度较传统涵道旋翼快,当转速为 18 000 r/min 时,无轴涵道旋翼总拉力为传统涵道旋翼总拉力的 1.185 倍。从图 7(b)和图 7(c)可以看出,无轴涵道旋翼的拉力分配与传统涵道旋翼拉力分配不同,无轴涵道旋翼的旋翼拉力系数高于传统涵道旋翼,这是因为无轴涵道旋翼的径向连接方式使其桨叶弦长分布与传统涵道旋翼弦长分布相反,无轴涵道旋翼靠近涵道壁面处的桨叶剖面弦长更长,而此处转速更高,产生的拉力更大,传统涵道旋翼的涵道拉力占比远高于无轴涵道旋翼,两者涵道拉力占比

无轴涵道旋翼的旋翼下方流动顺畅,而传统涵道旋翼由于中心体的干扰,其旋翼下方出现反流区,降低了整体的拉力。随着转速的增加,无轴涵道旋翼的旋翼上方低压涡逐渐减小,因此无轴涵道旋翼的涵道拉力占比随转速增加而逐渐升高。

道旋翼的中心体部件,因此可以减小其中心孔径来增大旋翼有效直径。为研究中心孔径对无轴涵道旋翼气动特性的影响,选取表 1 数据模型作为基准模型,将中心孔径减小至 10 mm。图 11 表现了两种中心孔径大小下无轴涵道旋翼气动特性。可以看出,中心孔径越小,总拉力随转速增加而上升越快,当旋翼转速为 18 000 r/min 时,中心孔径为 10 mm 的总拉力是中心孔径为 30 mm 的 1.166 倍,且前者旋翼拉力系数与扭矩系数在不同旋翼转速情况下均高于后者,说明减小中心孔径增加了旋翼的有效直径以提高整体拉力,但整体耗能也将随之提高。从图 9(c)可以看出,减小中心孔径能够提高涵道拉力占比,当旋翼转速为 8 000

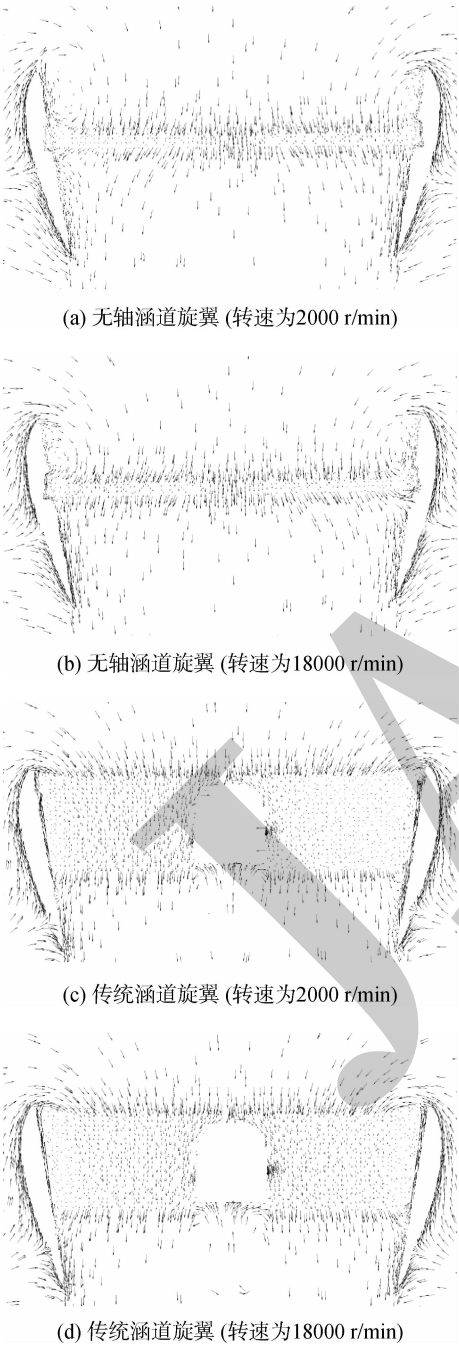
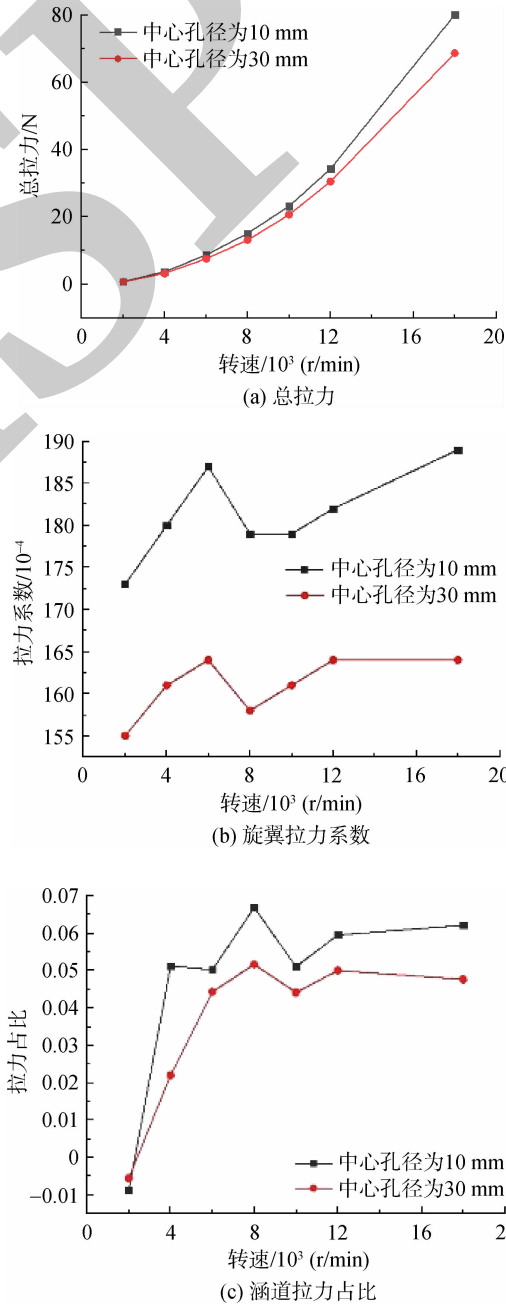


图 10 无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼整体速度矢量对比图

Fig. 10 Comparison of velocity vectors of shaftless ducted rotor and traditional ducted rotor

4.3 中心孔径对无轴涵道旋翼气动特性影响

无轴涵道旋翼在结构设计方面去除了传统涵



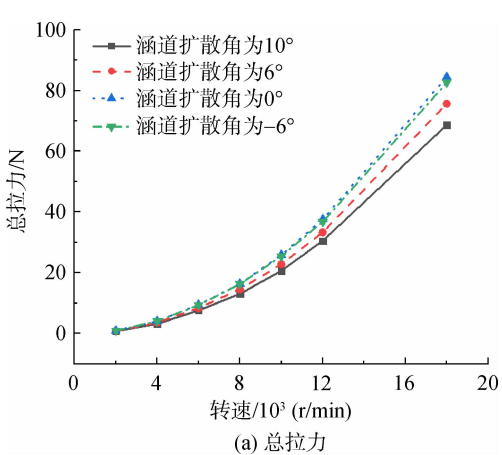
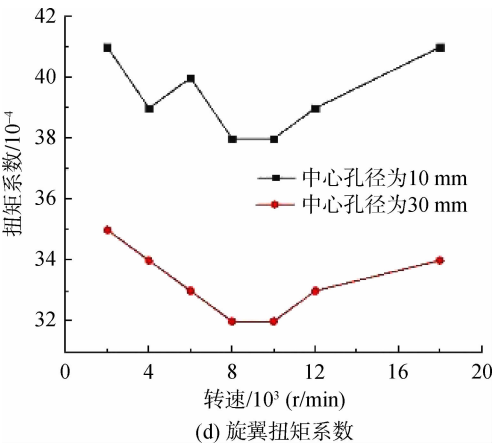


图 11 不同中心孔径气动特性对比图
Fig. 11 Contrast charts of aerodynamic characteristics of different center apertures

r/min时,中心孔径为 10 mm 的涵道拉力占比是 30 mm 的 1.295 倍。

4.4 涵道扩散角对无轴涵道旋翼气动特性影响

涵道扩散角是传统涵道旋翼设计中的一个重要参数,对涵道旋翼的气动性能有较大影响^[19]。为研究涵道扩散角对无轴涵道旋翼的影响,选取表 1 数据为基准模型,对 10°、6°、0°及 -6°四种涵道扩散角进行计算,得到如图 12 所示气动性能对比图。可以看出,随着涵道扩散角的减小,总拉力在逐渐上升,0°与 -6°涵道扩散角下总拉力随旋翼转速变化趋势大致相同,说明涵道扩散角减小到一定值后其总拉力不会一直上升。从图 12(b)可以看出,涵道扩散角为 10°时其旋翼拉力系数最大,说明减小涵道扩散角导致总拉力升高的原因在于增加了旋翼的有效直径,从图 12(c)可以看出涵道扩散角为 6°与 0°时的涵道拉力占比随转速变化趋势大致相同且高于 10°涵道扩散角,当涵道扩散角为 -6°时,其涵道产生负升力,说明较小的涵道扩散角能够提高涵道的气动性能,但小于一定值后会对涵道的气动性能产生不利影响。

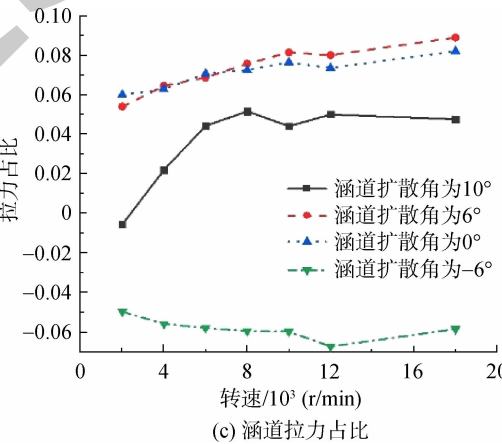
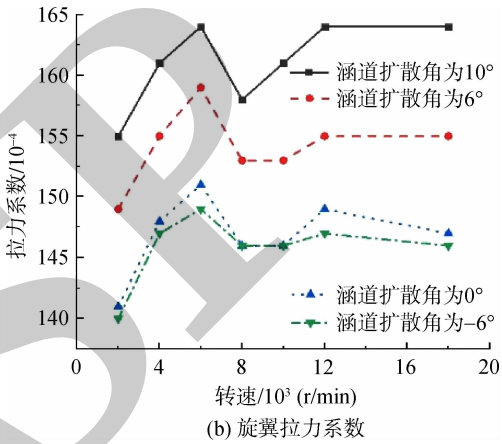


图 12 NACA66 涵道翼型不同涵道扩散角气动特性对比图

Fig. 12 Contrast charts of aerodynamic characteristics of NACA66 ducted airfoil with different ducted diffusion angles

由于涵道采用 NACA66 翼型时,涵道拉力占比较小,改变涵道扩散角后涵道拉力变化对总拉力影响不大,为此在基准模型基础上,选取涵道拉力占比较大的 NACA0018 翼型作为涵道翼型,对 10°、6°及 0°涵道扩散角进行计算,得出如图 13 所示气动性能对比图。可以看出,随着涵道扩散角的减小,总拉力不断上升,与采用 NACA66 翼型不同之处在于涵道扩散角为 0°时的涵道拉力占比最小而 6°时最大,说明由于涵道翼型为 NA-

CA0018 时涵道拉力占比较大,涵道扩散角减小较小时,旋翼拉力增速小于涵道拉力增速,当扩散角减小较大时,旋翼拉力增速大于涵道拉力增速。

以上分析说明,减小无轴涵道旋翼的涵道扩散角能够提高总拉力值,旋翼拉力系数降低。同时涵道采用不同翼型,涵道扩散角对其拉力变化

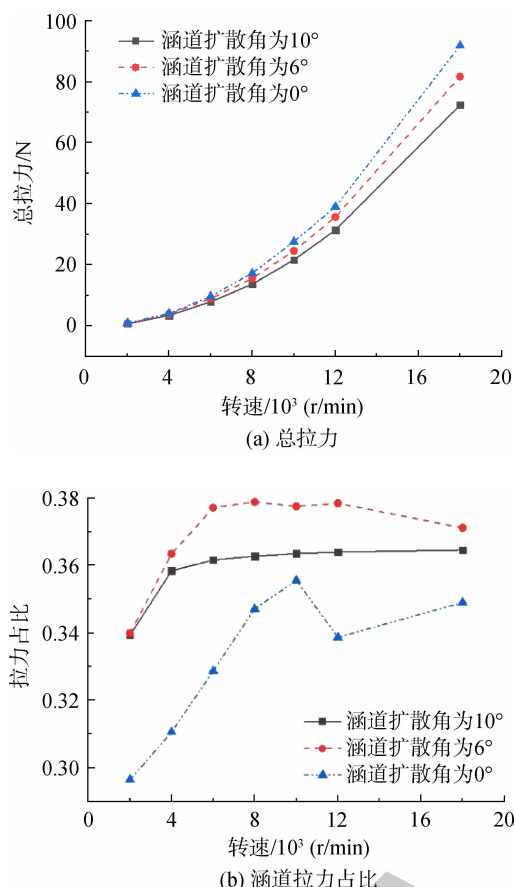


图 13 NACA0018 涵道翼型不同涵道扩散角
拉力特性对比图

Fig. 13 Contrast diagram of tensile force characteristic
of NACA0018 ducted airfoil with different
ducted diffusion angles

影响不同,涵道拉力占比越高的翼型,其最佳涵道扩散角越大,在最佳涵道扩散角状态下其涵道拉力占比最大。

5 结 论

本文采用基于非结构网格的滑移网格计算对无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼的气动特性进行了非定常 Euler 方程数值模拟。分别考察了无轴涵道旋翼与传统涵道旋翼气动特性差异,中心孔径、涵道扩散角、涵道翼型对无轴涵道旋翼气动特性的影响,得到以下结论:

1) 不同类型的涵道翼型对无轴涵道旋翼的气动性能有较大影响,主要体现在拉力分配上,涵道采用对称翼型一般能够获得更大的涵道拉力,因为对称翼型能够有效减小旋翼上方低压涡的产生。

2) 无轴涵道旋翼基于其特殊的弦长分布、无中心体和桨尖间隙的特点,比传统涵道旋翼拥有更优的拉力性能。

3) 减小无轴涵道旋翼的中心孔径大小能够提高总拉力值,但整体耗能也将随之提高。

4) 减小无轴涵道旋翼的涵道扩散角能够提高总拉力值,同时涵道采用不同翼型,涵道扩散角对其拉力变化影响不同,涵道拉力占比越高的翼型,其最佳涵道扩散角越大,在最佳涵道扩散角状态下其涵道拉力占比最高。

无轴涵道旋翼是一种改进型的涵道旋翼推力系统,通过上述研究发现其与传统涵道旋翼相比在气动性能上具有一定优势,同时无轴涵道旋翼的各主要参数对整体气动性能有较大影响。

下一步的研究可进行无轴涵道旋翼结构及气动优化设计,在结构上需要减轻涵道体内部电动机的质量,在气动方面需要考虑各参数之间的相互影响以求出最优参数组合。

参考文献:

- [1] 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)
- [2] PEREIRA J L. Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design[D]. City of College Park, MD: University of Maryland, 2008.
- [3] PEREIRA J L, CHOPRA I. Hover test of micro aerial vehicle-scale shrouded rotors: Part I performance characteristics[J]. Journal of American Helicopter Society, 2009, 54(1):012001.1-012001.28.
- [4] 蔡红明,昂海松,段文博.一种新型涵道飞行器的设计与气动特性研究[J].兵工学报,2012,33(7):857-863.
CAI Hongming, ANG Haisong, DUAN Wenbo. Design of a new ducted fan aircraft and its aerodynamic characteristic research[J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(7):857-863. (in Chinese)
- [5] 范瑶,朱清华.新型涵道四旋翼飞行器总体/飞控一体化设计[J].南京航空航天大学学报,2017,49(2):231-238.
FAN Yao, ZHU Qinghua. General layout/flight control integrated design for novel ducted quadrotor aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(2):231-238. (in Chinese)
- [6] 姜悦宁.涵道共轴双旋翼无人机气动外形关键技术研究[D].长春:中国科学院大学(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所),2017.
JIANG Yueying. Key technology research on aerodynamic shape of ducted co-axial rotor UAV [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics Chinese Academy of Sciences, 2017. (in Chinese)
- [7] 许和勇,叶正寅.基于非结构嵌套网格的涵道螺旋桨数值

模拟[J]. 空气动力学报, 2013, 31(3): 306-309.

XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of ducted-propeller system using unstructured overset grids[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(3): 306-309. (in Chinese)

[8] 徐嘉, 范宁军, 赵澍. 涵道飞行器涵道本体气动特性研究[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(4): 174-178.

XU Jia, FAN Ningjun, ZHAO Shu. The study on aerodynamic characteristics of duct body of ducted fan aircraft[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(4): 174-178. (in Chinese)

[9] 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): 1828-1835.

YE Kun, YE Zhengyin, QU Zhan. Aerodynamic optimization method for duct design[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1828-1835. (in Chinese)

[10] 苏运德, 叶正寅, 许和勇. 桨尖间隙和双桨间距对涵道螺旋桨气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1468-1475.

SU Yunde, YE Zhengyin, XU Heyong. Influence of tip clearance and propeller separation space on aerodynamic performance of ducted propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1468-1475. (in Chinese)

[11] MARTIN P, TUNG C. Performance and flofield measurements on a 10-inch ducted rotor VTOL UAV[C]// Proceedings of the 60th Annual Forum of the American Helicopter Society. Baltimore: American Helicopter Society, 2004: 88-107.

[12] 武楚利, 刘前智, 胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009.

[13] WU Yanhui, CHU Wuli, ZHANG Yanfeng, et al. The influence of tip clearance size on axial compressor rotor aerodynamics[R]. AIAA-2008-0085, 2008.

[14] 谈微中, 严新平, 刘正林, 等. 无轴轮缘推进系统的研究现状与展望[J]. 武汉理工大学学报(交通科学与工程版), 2015, 39(3): 601-605.

TAN Weizhong, YAN Xinping, LIU Zhenglin, et al. Technology development and prospect of shaftless rim-driven propulsion system[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science & Engineering), 2015, 39(3): 601-605. (in Chinese)

[15] 汪勇, 李庆. 新型集成电机推进器设计研究[J]. 中国舰船研究, 2011, 6(1): 82-85.

WANG Yong, LI Qing. Design of a new integrated motor propulsion system[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2011, 6(1): 82-85. (in Chinese)

[16] 于志民, 王仁忠, 孟相全. 基于无动力推进与无轴轮缘推进联合的水下探测器设计[J]. 舰船科学技术, 2017, 39(23): 26-29.

YU Zhimin, WANG Renzhong, MENG Xiangquan. Design of underwater detector based on unpowered propulsion and shaftless rim-driven propulsion[J]. Ship Science and Technology, 2017, 39(23): 26-29. (in Chinese)

[17] 谈炜荣. 直升机涵道尾桨气动特性的 CFD 分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.

TAN Weirong. Analysis on aerodynamic characteristics of helicopter ducted tail rotor using CFD[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[18] BOURTSEV B N, SELEMENEV S V. Fan-in-Fin performance at hover computational method[R]. Hague: the 26th European Rotorcraft Forum, 2000.

[19] 李彬. 高速型无人涵道旋翼飞行器总体设计技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

LI Bin. Research on technologies of high-speed ducted-rotor UAV preliminary design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)