

涵道风扇外形参数对气动特性的影响*

李晓华, 郭正, 柳兆伟, 陈清阳

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:以某涵道风扇为原型,从理论上分析涵道扩张角对涵道风扇气动特性的影响。运用滑移网格模型,采用三维不可压黏性 Navier-Stokes 控制方程,利用 SST $k-\omega$ 湍流模型,计算两叶桨气动特性,并与试验结果对比,验证该方法的可行性。分别计算涵道风扇在悬停状态下,3000~8500 r/min 转速范围内,涵道唇口外形、扩张角和涵道高度对气动特性的影响,并对流场进行分析。椭圆形唇口的涵道风扇总拉力系数小,气动效率低;当涵道扩张角在 8.2° 附近时,功率系数相对最小,随着扩张角增大,在桨盘下方靠近涵道壁面附近出现气流分离;涵道拉力系数对涵道风扇高度的变化敏感度低,随着高度增加功率系数略有下降。

关键词:涵道风扇;外形参数;气动特性;唇口外形;扩张角;涵道高度

中图分类号:V221.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2016)04-028-06

Influence of ducted fan profile parameters on aerodynamic characteristics

LI Xiaohua, GUO Zheng, LIU Zhaowei, CHEN Qingyang

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The influence of ducted fan profile parameters to aerodynamic characteristics was investigated. The three-dimensional incompressible viscous Navier-Stokes equations and SST $k-\omega$ turbulence model were used to simulate the complex flow of a 2-blade propeller, which was based on the sliding mesh method. To demonstrate the feasibility of the method, the result was compared with the experimental data. The influences of the lip shape, diffuser angle, the height of duct on aerodynamic characteristics and the flow field were analyzed under the condition of hovering and within the limits of 3000 r/min to 8500 r/min. The thrust coefficient was produced by the ducted fan under the condition that the elliptical lip is smaller than the others, and its aerodynamic efficiency is very low. The power coefficient is the smallest when the diffuser angle is 8.2° . The flow separation emerges nearer to the duct under the propeller disk, with the increase of diffuser angle. The sensitivity of thrust coefficient to the change of ducted fan height is low. The power coefficient descends slightly with the increase of height.

Key words: ducted fan; profile parameter; aerodynamic characteristics; lip shape; diffuser angle; height of duct

涵道风扇由于其优越的性能(结构紧凑、气动效率高、安全性好、噪音低等),已经成为小型旋翼飞行器动力装置的热门之选^[1]。涵道风扇的两个重要部件就是涵道和螺旋桨。涵道一般可以分为三个部分,入口段(唇口)、中间段和扩张段,涵道的外形参数直接影响着涵道风扇的气动特性^[2]。

从20世纪50年代至今,国内外学者对涵道风扇气动特性做了大量研究,主要包括试验方法研究和数值计算方法研究。Ali等^[3-4]将试验与数值计算方法相结合,研究了涵道风扇桨尖间隙对飞行器气动特性的影响,结果表明:当桨尖间隙为螺旋桨直径的3.08%时,在悬停状态下,相对

孤立螺旋桨,效率能够提高38%。Pereira^[1]采用风洞试验,详细研究了桨尖间隙、唇口外形、扩张角和涵道长度对飞行器气动特性的影响,同时与孤立螺旋桨进行了对比分析,在相同功率下,涵道风扇推力最高可以提升94%;增加唇口曲率半径或者减小桨尖间隙,能够提升飞行器性能。张刘等^[5]和李建波等^[6-7]采用风洞试验,分析了涵道风扇高度对飞行器升阻特性的影响,发现适当的涵道风扇高度可以减小来流对风扇的影响;高度过大,会导致阻力增加,而升力变化却不明显。但所采用的试验方法无法深入分析流场特性,对于影响气动特性的具体原因还需要进一步分析,而且试验成本高昂。苏运德等^[8]基于非结构网格,

* 收稿日期:2015-06-22

基金项目:航空科学基金资助项目(20145788006)

作者简介:李晓华(1990—),男,四川眉山人,博士研究生,E-mail:lixiaohua@nudt.edu.cn;

郭正(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:guozheng@nudt.edu.cn

采用 Euler 方程数值模拟,研究了桨尖间隙和双桨间距对气动特性的影响,随着桨尖间隙增大,涵道螺旋桨产生的拉力减小,功率载荷降低;增大双桨间距可以提高共轴涵道风扇的气动效率。采用 Euler 方程数组计算,虽然运算速度快,但忽略了黏性作用,得到的数据结果仍然具有一定偏差。

由于风洞试验成本高昂,不能满足工程中大量使用的需求。分析涵道风扇气动特性的计算方法主要有滑流理论、叶素理论、涡流理论^[9]和计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)数值模拟^[10]。前三种方法采用理论估算,是建立在很多假设的基础上,能够反映变化趋势,但并不能准确反映流场特征。

1 理论计算

涵道由唇口、中间段和扩张段3部分组成。以某涵道风扇为原型,桨叶数为5,二维剖面如图1所示,其几何参数见表1,螺旋桨顺时针旋转。涵道风扇数值模拟采用1:1模型,实际过程中,中心体和涵道之间应该有连接件等,这里进行忽略。

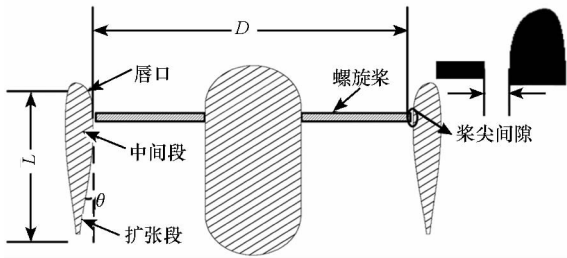


图1 涵道风扇二维剖面图

Fig. 1 Two-dimensional profile diagram of ducted fan

表1 涵道风扇几何参数

Tab. 1 Geometric parameters of ducted fan

名称	尺寸
涵道高度(L)	0.2 m
涵道扩张角(θ)	8.2°
桨叶直径(D)	0.346 m
中心体半径	0.052 5 m
桨尖间隙	1% · D

通过动量理论和伯努利方程可得到涵道风扇各部分产生的拉力,如式(1)~(3)所示,其中σ表示涵道出口面积与桨盘面积之比。涵道高度固定时,其主要受扩张角影响,T_{inlet}, T_{diff}和 T_{rotor}分别表示涵道唇口、扩张段和螺旋桨产生的拉力, T_{total}表示总拉力。图2展示了涵道风扇各组分产生的

拉力系数随σ系数变化情况。

$$\frac{T_{inlet}}{T_{total}} = \frac{\sigma}{2} \tag{1}$$

$$\frac{T_{diff}}{T_{total}} = -\frac{(\sigma - 1)^2}{2\sigma} \tag{2}$$

$$\frac{T_{rotor}}{T_{total}} = \frac{1}{2\sigma} \tag{3}$$

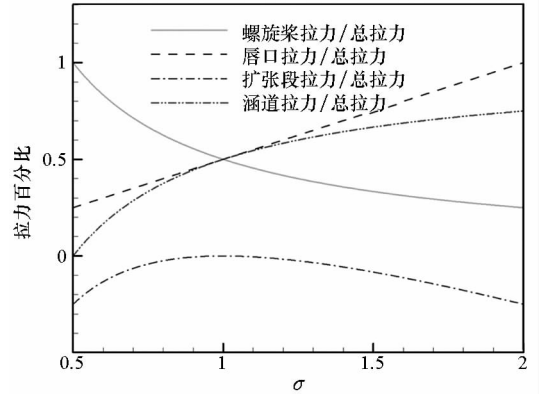


图2 涵道风扇各部分产生的拉力

Fig. 2 Thrust produced by each part of duct fan

图2展示了涵道风扇各部分产生的拉力占总拉力的比重。根据滑流理论^[11],悬停状态下,桨盘处的流动速度是尾流处流动速度的1/2,又每个截面质量流率相等,可以得出桨盘面积是尾流面积的2倍。即σ为0.5时,此时表示悬停状态下,孤立螺旋桨的流动状态。随着σ增大,螺旋桨被卸载,产生的拉力减小,涵道产生的拉力增加。

2 数值计算方法及网格

2.1 计算方法

对涵道风扇进行数值模拟,采用非定常不可压黏性流动三维 Navier-Stokes 控制方程,其积分形式如式(4)所示。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} U dV + \iint_{\partial\Omega} F(U) \cdot n dS = \iint_{\partial\Omega} G(U) \cdot n dS \tag{4}$$

其中,湍流模型选用 SST k-ω 模型,如式(5)所示,其中各项定义分别参考文献[12-13]。

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{D\rho\omega}{Dt} &= \frac{\gamma}{v_i} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_{\omega} \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ & 2\rho(1 - F_1) \sigma_{\omega} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \\ \frac{D\rho k}{Dt} &= \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \right. \tag{5}$$

计算涵道风扇在悬停状态下,3000~8500 r/min 转速范围内,不同外形参数的涵道风扇气动特性。在分析某个外形参数对气动特性影响时,只改变该涵道外形参数(唇口外形、扩张角或者涵道高度),其他外形参数保持不变。没有比较不同参数之间相互组合的气动特性,各个外形参数变化情况见表 2。

表 2 三类涵道外形参数变化情况

Tab.2 Changes of three kinds of ducted fan geometric parameters

名称	变化情况
唇口外形	原型,椭圆形,圆形
扩张角	0°,5°,8.2°,12°
涵道高度	0.087 5 m,0.2 m,0.26 m,0.35 m

注:唇口外形的选取参照的文献[14]。

2.2 网格生成

由于螺旋桨与涵道之间有相互运动,需要将计算域划分为一个包含螺旋桨的旋转区域,和另一个剩下的包含涵道的静止区域,如图 3 所示。采用结构网格划分旋转区域和静止区域,在两个区域交界处定义一对交界面。进行数值模拟时,采用滑移网格模型,两个区域之间通过交界面互换信息,有效地解决了螺旋桨旋转与涵道等静止的问题。

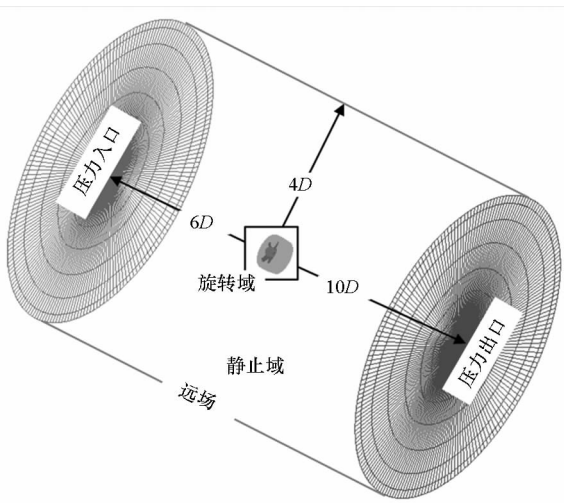


图 3 计算流域及边界条件示意图

Fig.3 Diagram of computational domain and boundary conditions

螺旋桨高速旋转时,桨叶附近物理量变化剧烈,在壁面附近、桨尖附近和桨叶前缘,对网格进行了适当加密处理,在桨叶表面做一套 O 网格,保证壁面第一层网格厚度,如图 4 所示。

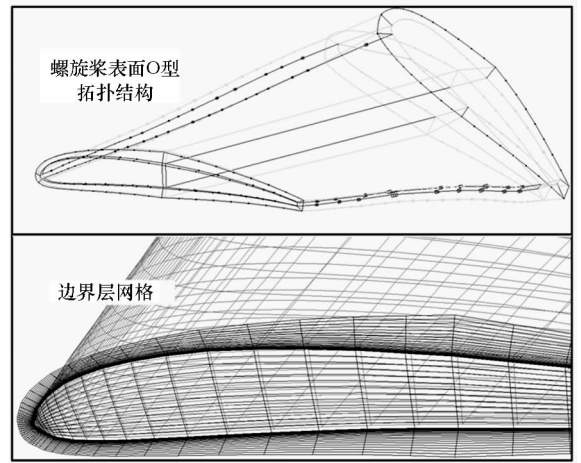


图 4 螺旋桨网格拓扑结构和边界层网格

Fig.4 Topological structure and boundary mesh of rotor

3 不同外形参数的涵道风扇数值模拟

3.1 方法可行性验证

为了验证计算方法及网格划分的合理性,选用两叶桨,进行数值模拟,得到不同转速下的拉力系数和功率系数,计算公式如式(6)~(7)所示。变量定义参照文献[1],其中 T 和 P 表示螺旋桨产生的拉力和需用功率, ρ , n 和 D 分别表示为空气密度、螺旋桨转速和螺旋桨直径。在数值模拟悬停状态下的涵道风扇气动特性时,采用 C_T/C_P 的比值作为评判螺旋桨效率优劣的标准^[2],比值越大,效率越高,性能越好。

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (6)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (7)$$

将螺旋桨数值计算结果与试验值进行对比,电机驱动螺旋桨旋转,通过传感器可以测得悬停状态下螺旋桨产生的拉力和消耗的功率,以及电机的转速。图 5 对比展示了试验结果与数值计算结果,两者误差范围在 0~4.76%,可以发现采用本方法得到的计算结果与试验值吻合良好,说明该计算方法能够较好地模拟旋转运动问题。

3.2 外形参数对气动特性影响分析

图 6~8 展示了不同涵道外形参数对拉力系数和功率系数的影响,图中拉力系数由两部分构成,浅灰色部分为涵道产生的拉力系数和深色部分为螺旋桨产生的拉力系数。可以发现,唇口外形曲率半径越大,过渡越平缓,拉力系数越大,原型唇口的涵道风扇拉力系数最大,接近 0.6,同时

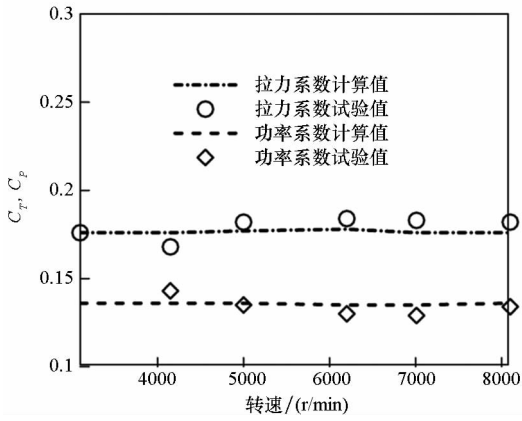


图 5 拉力系数和功率系数的计算值与试验结果对比
Fig. 5 Comparison between calculation results and experiment data of C_T and C_P

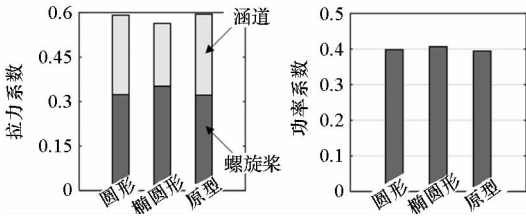


图 6 不同唇口外形的涵道风扇拉力系数和功率系数
Fig. 6 Thrust and power coefficient of duct fan with different lip shapes

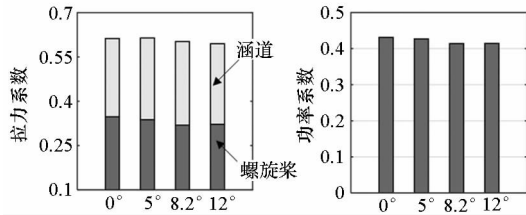


图 7 不同扩张角的涵道风扇拉力系数和功率系数
Fig. 7 Thrust and power coefficient of duct fan with different diffuser angles

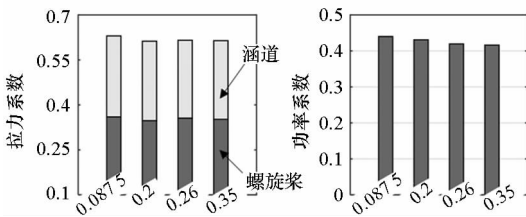


图 8 不同涵道高度的涵道风扇拉力系数和功率系数
Fig. 8 Thrust and power coefficient of duct fan with different heights

功率系数也是最少的;而椭圆形唇口,曲率变化剧烈,涵道对“桨盘卸载”能力减弱,自身产生拉力减少,唇口绕流消耗能量增加,所以椭圆形唇口的功率系数最大。由上文理论分析得到,涵道扩张角越大,涵道拉力系数的增加,但实际中并不是越大越好,因为扩张角过大,会导致扩张段出现气流

分离,从图 7 中可以发现,扩张角大于 8.2° 以后,涵道产生拉力所占比重没有增加,反而略有下降。拉力系数对涵道风扇高度的变化敏感度低,随着高度增加功率系数略有下降,但是涵道风扇实际设计中,高度过大既增加结构重量又增加废阻,该结论与文献[1]一致。

图 9 ~ 11 展示了悬停状态下,不同外形参数的涵道风扇 C_T/C_P 比值随转速的变化情况。比值基本不随转速的变化而变化;对于不同唇口外形,原型唇口比值最高,将近 1.5;椭圆形唇口最低,只有 1.36,由于椭圆形唇口曲率变化剧烈,气体绕过涵道唇口进入涵道内部,发生分离,流动不稳定,导致在不同转速下得到的 C_T/C_P 出现振荡,随着扩张角的增大,效率增加, 8.2° 时达到最大值 1.46,随着扩张角继续增大,效率降低;当涵道高度变大时, C_T/C_P 变大,但是变化很小,高度为 0.26 m 和 0.35 m 的涵道风扇 C_T/C_P 比值接近约为 1.45,比 0.0875 m 的涵道风扇高出 3.57%。

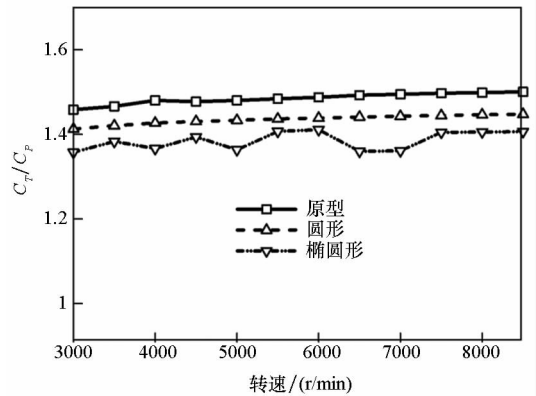


图 9 不同唇口外形的涵道风扇 C_T/C_P 比值随转速变化情况
Fig. 9 C_T/C_P value of duct fan with different lip shapes changed with rotate speed

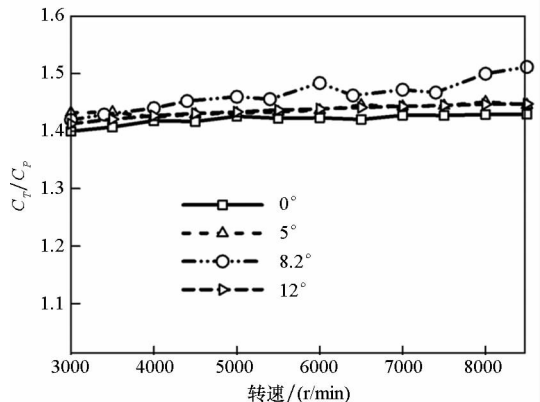


图 10 不同扩张角的涵道风扇 C_T/C_P 比值随转速变化情况
Fig. 10 C_T/C_P value of duct fan with different diffuser angles changed with rotate speed

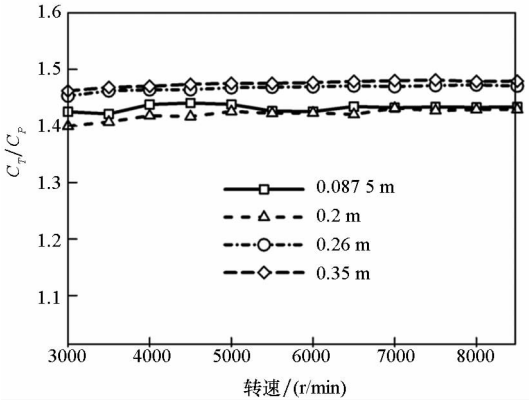


图 11 不同涵道高度的涵道风扇 C_T/C_p 比值随转速变化情况

Fig. 11 C_T/C_p value of ducted fan with different heights changed with rotate speed

3.3 流场分析

图 12 展示了扩张角为 12° 的涵道风扇, 桨盘下方速度矢量分布情况, 气流经桨盘进入扩张段, 在靠近涵道壁面出现气流分离。一定范围的涵道扩张角可以改变尾流状态, 提高气动效率, 但是扩张角大于 8.2° 以后, 效率降低, 主要是由于扩张段壁面附近出现气流分离。图 13 给出了三种唇口外形的涵道风扇表面压力云图, 原型涵道唇口附近压力变化是三个涵道中最小的; 椭圆形唇口前行桨叶与后行桨叶之间的压差最大, 唇口附近颜色差别最明显; 圆形唇口桨叶后缘处压力最小。

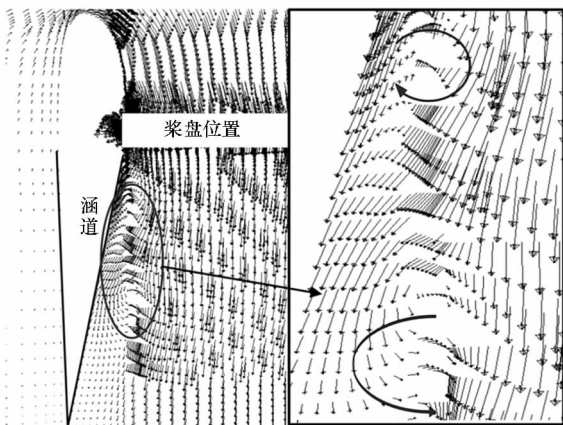
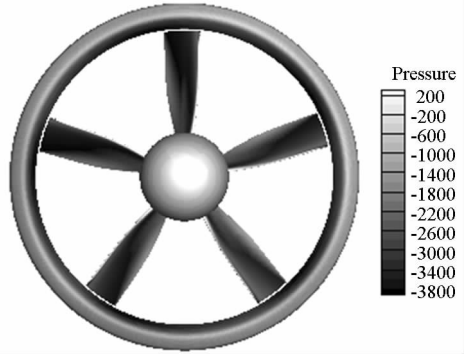


图 12 扩张角为 12° 的涵道风扇桨盘下方速度矢量分布
Fig. 12 Velocity vector distribution of ducted fan with 12° diffuser under rotor disk

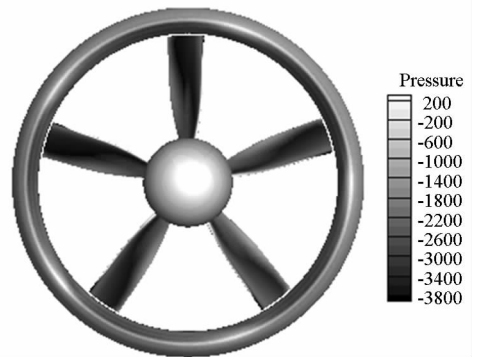
图 14 展示了三种不同唇口外形的涵道纵向截面压力系数分布, 三者的截面位置均相同, 所在位置如图 13(c) 所示, 横坐标为 0 时表示涵道唇

口处, 横坐标为 0.2 m 时表示涵道出口处。压力系数由式(8)所得, v 表示桨尖线速度。椭圆形唇口曲率半径变化大, 所以相对于其他两个外形, 在唇口处的压力系数变化剧烈。

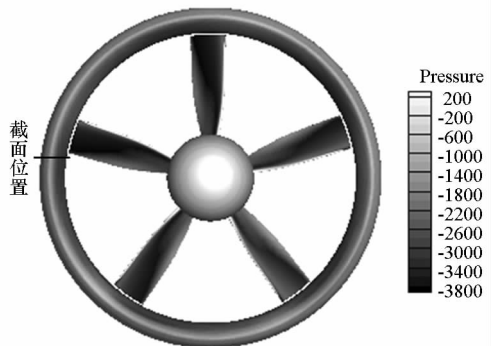
$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho v^2} \quad (8)$$



(a) 圆形唇口的涵道风扇压力分布
(a) Pressure distribution of ducted fan with circle lip shape



(b) 椭圆形唇口的涵道风扇压力分布
(b) Pressure distribution of ducted fan with ellipse lip shape



(c) 原型唇口的涵道风扇压力分布
(c) Pressure distribution of original ducted fan

图 13 三种涵道风扇唇口压力分布
Fig. 13 Pressure distribution of three ducted fan

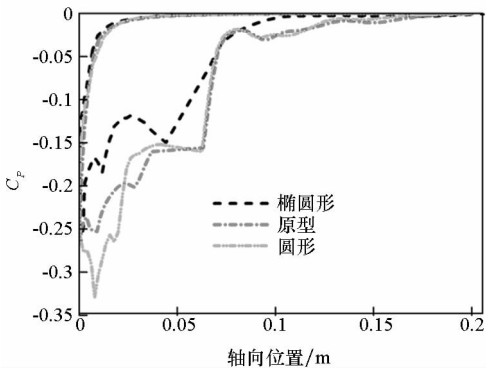


图14 涵道纵向截面压力系数分布

Fig. 14 Pressure coefficient distribution of duct longitudinal cross-section

4 结论

1) 涵道唇口曲率半径过小,涵道的“桨盘”卸载能力降低,产生的拉力减小,同时消耗功率增加,气动效率降低;

2) 扩张角在 8.2° 附近时,气动效率最高,随着扩张角增大,桨盘下方靠近涵道壁面附近会出现气流分离,使性能下降;

3) 拉力系数对涵道风扇高度的敏感度低,随着涵道高度增加,性能提升缓慢,但在飞行器设计时,高度增加将会导致废阻和结构重量增加,所以需要综合考虑。

参考文献 (References)

- [1] Pereira J L. Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design [D]. USA: University of Maryland, 2008.
- [2] De Polenc F M, Jr., Wright G E. Ducted fan design: Vol. 1 [M]. USA: Mass Flow, 2001.
- [3] Ali A, Cengiz C. Tip clearance investigation of a ducted fan used in VTOL UAVs: part 1—baseline experiments and computational validation [Z]. Vancouver, Canada, 2011.
- [4] Ali A, Cengiz C. Tip clearance investigation of a ducted fan used in VTOL UAVs: part 2—novel treatments via computational design and their experimental vertical verification [Z]. Vancouver, Canada, 2011.
- [5] 张刘, 刘李涛, 章荣平, 等. 螺旋桨黏性流场非定常数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 2648–2654.

- ZHANG Liu, LIU Litao, ZHANG Rongping, et al. Unsteady numerical simulation of the viscous flow field of the propeller [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12): 2648–2654. (in Chinese)
- [6] 李建波, 高正. 涵道风扇空气动力学特性分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 680–684.
LI Jianbo, GAO Zheng. Aerodynamic characteristics analysis of ducted fan [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2005, 37(6): 680–684. (in Chinese)
- [7] 李建波, 高正, 唐正飞, 等. 涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 164–168.
LI Jianbo, GAO Zheng, TANG Zhengfei, et al. Experiment investigation of lift and drag of ducted fan system [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(2): 164–168. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 157.
LIU Peiqing. The propeller theory and application [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006: 157. (in Chinese)
- [10] 李晓华, 郭正, 陈清阳. 涵道螺旋桨气动特性数值模拟 [J]. 国防科技大学学报, 2015, 37(4): 31–35.
LI Xiaohua, GUO Zheng, CHEN Qingyang. Numerical simulation of ducted rotor's aerodynamic characteristics [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(4): 31–35. (in Chinese)
- [11] 王适存. 直升机空气动力学 [M]. 南京: 南京航空航天大学出版社, 1991.
WANG Shicun. The helicopter aerodynamics [M]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1991. (in Chinese)
- [12] 张德良. 计算流体力学教程 [M]. 2版. 北京: 高等教育出版社, 2011.
ZHANG Deliang. A course in computational fluid dynamics [M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2011. (in Chinese)
- [13] Wilcox D C. Turbulence modeling for CFD [M]. 3rd ed. USA: DCW Industried, 2006.
- [14] Graf W E. Effects of duct lip shaping and various control devices on the hover and forward flight performance of ducted fan UAVs [D]. USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.