

## 翼型几何参数对涵道共轴双旋翼气动特性影响研究

杨永刚<sup>a</sup>, 郑 炜<sup>b</sup>

(中国民航大学 a. 交通科学与工程学院; b. 航空工程学院, 天津 300300)

**摘要:** 翼型几何参数对旋翼的气动特性影响较大。本文针对涵道共轴双旋翼模型进行数值模拟计算, 研究不同几何参数对旋翼气动特性的影响规律, 以提高涵道共轴双旋翼的气动效率。结果表明, 翼型弯度和桨根安装角的增加均可以显著提高涵道共轴双旋翼的总拉力。当拉力系数小于 0.04 时, 小弯度翼型的气动性能参数高于大弯度翼型; 随着拉力系数继续增大, 在涵道唇口绕流与上旋翼翼尖涡之间以及双旋翼尾迹之间出现气动干扰和涡流轨迹紊乱; 涵道出口内壁面发生局部流动分离成为小弯度翼型气动性能参数迅速下降的主要原因。大弯度翼型的气动性能参数变化平稳, 拉力系数较大时的气动效率优于小弯度翼型, NACA6412 的桨根安装角在 20°~40° 之间进行旋翼设计是更好的选择。

**关键词:** 旋翼几何参数; 涵道共轴双旋翼; 数值模拟; 气动特性

**中图分类号:** V211.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5590(2025)01-0041-06

## Research on influence of geometric parameters of airfoil on aerodynamic characteristics of ducted coaxial double rotors

YANG Yonggang<sup>a</sup>, ZHENG Wei<sup>b</sup>

(a. College of Transportation Science and Engineering; b. College of Aeronautical Engineering, CAUC, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** The geometric parameters of the airfoil have a great influence on the aerodynamic characteristics of the rotor. This article focuses on numerical simulation calculations of the ducted coaxial double rotors model, studying the influence of different geometric parameters on the aerodynamic characteristics of the rotor, in order to improve the aerodynamic efficiency of the ducted coaxial double rotors. The results indicate that increasing the airfoil camber and the installation angle of the blade root can significantly improve the total thrust of the ducted coaxial double rotors. When the thrust coefficient is less than 0.04, the aerodynamic performance parameters of the small camber airfoil were higher than those of the large camber airfoil. As the thrust coefficient continues to increase, aerodynamic interference and vortex trajectory disorder occurred between the lip airflow of the duct and the tip vortex of the upper rotor, as well as between the wakes of the double rotors. Local flow separation occurred on the inner wall surface of the duct outlet. These are the main reasons for the rapid decline of aerodynamic performance parameters of small camber airfoil. The aerodynamic performance parameters of the large camber airfoil change smoothly, and the aerodynamic efficiency is better than that of the small camber airfoil when the thrust coefficient is large. It is a better choice to design the rotor with a blade root installation angle for NACA6412 between 20° to 40°.

**Key words:** geometric parameters of rotor; ducted coaxial double rotors; numerical simulation; aerodynamic characteristics

涵道旋翼是一种结构紧凑、气动效率高、安全性较好的旋翼构型。在相同直径下, 其提供了比无涵道的孤立旋翼更高的静态拉力, 闭合的涵道结构为高速旋转的桨叶提供了冲击保护, 也提高了人身安全水平。涵道共轴双旋翼在此基础上大幅度提升了总升力, 同时赋予无人机垂直起降的功能。通过对上、下旋

翼各自转速的调节, 产生的旋翼总距差可以改变无人机的航向, 起到普通直升机尾桨的作用。因此, 涵道共轴双旋翼在军事、民用、科研等诸多领域都具有较大的应用价值。

国内外学者们在试验与仿真两方面都对涵道共轴双旋翼开展了一定的研究, 文献[1-2]分别采用试验

和数值模拟方法测量了涵道旋翼进出口区域的轴向和径向速度分量,发现涵道旋翼的主要气动损失来源于桨尖泄露损失、旋翼尾迹损失和桨毂区域损失; Martin 等<sup>[3]</sup>测量了涵道旋翼无人机在不同攻角和不同侧风速度下的空气动力载荷,强调桨尖间隙对拉力的影响,阐述了涵道前缘唇口半径对飞行器失速性能和稳定性的影响;李建波等<sup>[4]</sup>对涵道单旋翼系统进行了吹风试验研究,结果表明较小的涵道高度可以减弱来流对旋翼的影响;Mi<sup>[5]</sup>研究了地面、静水面、波浪面对涵道单旋翼的影响,发现水面效应弱于地面效应,周期波浪会对旋翼系统产生不可预测的周期变化;Kim 等<sup>[6]</sup>分析了涵道双旋翼系统中旋翼间距和涵道扩散角的效果,发现推力和悬停效率(FM, figure of merit)随着旋翼间距的增大呈现先略微增大再减小的趋势,0°扩散角与6°扩散角相比产生了明显的气动性能参数的提升;许和勇等<sup>[7]</sup>采用非结构动态嵌套网格进行了非定常数值模拟计算,研究表明涵道的存在显著减少了旋翼桨尖损失,使涵道旋翼比孤立旋翼具备更高的气动效率;杨加明等<sup>[8]</sup>分析了涵道唇口尺寸变化对共轴双旋翼气动特性的影响,发现随着唇口半径的增加,上旋翼拉力增加,下旋翼拉力减少;杜雄春等<sup>[9]</sup>通过改变双旋翼间距与位置,研究双旋翼在涵道中的布局方式对气动特性的影响,结果表明双旋翼间距过大或过小都会导致气动性能降低,固定间距下,双旋翼同时向出口移动,升力呈现先增大后减小的趋势。上述研究成果主要集中在涵道几何参数、桨叶涵道耦合关系与双桨布局耦合关系对总体气动特性的影响,而针对桨叶本身几何参数的研究相对较少。

一般而言,翼型的相对弯度、相对弯度所在弦向位置和相对厚度这3个几何参数对翼型气动特性影响较大<sup>[10]</sup>,通常标注在翼型的编号中,其中相对弯度的确定是保证翼型在正常巡航飞行时处于设计升力系数状态的基础<sup>[11]</sup>。本文以桨叶几何参数中的相对弯度为研究重点,分析在不同相对弯度与桨根安装角下涵道共轴双旋翼气动特性的变化规律。

## 1 数值模拟方法

### 1.1 几何模型建立

本文所研究对象为涵道共轴双旋翼模型,如图1所示,采用CATIA软件建立三维几何模型。涵道模型选择NACA0014翼型作为剖面形状旋转一周生成,翼型的最大厚度值为翼型弦长的14.0%,位于翼弦的

29.7%处,涵道参数如表1所示。双旋翼翼型选择厚度相同、相对弯度所在弦向位置相同但相对弯度不同的NACA0012、NACA2412、NACA4412、NACA6412翼型,相对弯度值分别为弦长的0%、2%、4%、6%,位于弦长的40%处,旋翼参数如表2所示,翼型最大厚度值均为弦长的12%,双旋翼间距 $H$ 与桨盘半径 $R$ 之比为25%,旋翼位于涵道最大厚度处。



图1 涵道共轴双旋翼模型

Fig.1 Ducted coaxial double rotors model

表1 涵道参数

Tab.1 Parameters of duct

参数	数值
翼型	NACA0014
涵道高度/mm	200
涵道内径/mm	146
涵道外径/mm	174
桨尖间隙/mm	1

表2 旋翼参数

Tab.2 Parameters of rotor

参数	数值
桨盘半径/mm	145
弦长/mm	20
双旋翼间距/mm	36
桨叶数量	4
负扭角/(°)	15

### 1.2 边界条件与求解器设置

本文以ANSYS Fluent作为有限元仿真平台,使用基于多参考系模型(MRF, multiple reference frame)的滑移网格技术进行数值模拟计算。外部计算域高度设置为模型的10倍,直径为模型直径的6倍,将总体区域划分为内、外部空气计算域和上、下旋翼计算域共4个子域,对上、下旋翼计算域进行网格加密以提高模拟精度,模型周围非结构网格划分情况如图2所示。外部计算域与2个旋翼计算域之间的界面设置为interface边界,使用多参考系模型为旋翼计算域设置旋转速度<sup>[12]</sup>,以旋转域参考系的旋转运动模拟旋翼的旋转运动,将2个区域因静止和转动而引发的瞬态非

定常问题模拟为稳态问题,在交界面上,动域和静域通过插值实现两侧节点之间的通量传递。

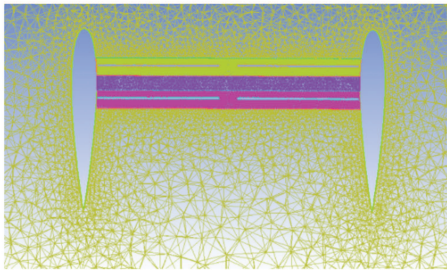


图 2 涵道共轴双旋翼网格切片图

Fig.2 Grid slice diagram of ducted coaxial double rotors

本文旋翼的转速为 6 000 r/min,此时桨尖速度接近  $0.3 Ma$ ,模型气体可近似视为低速不可压流体。将进出口边界条件分别设置为压力入口与压力出口,壁面满足无滑移条件。选择 RNG  $k-\varepsilon$  湍流模型对旋转流动进行模拟,选中 Swirl Dominated Flow 来更好地处理气流处于低雷诺数的情况,使用标准壁面函数。压力速度耦合方案中选择标准 SIMPLE 算法,能够利用初始速度和压力求解方程获得压力修正项,进而修正压力和速度直到收敛。梯度插值选择基于节点的格林-高斯(Green-Gauss node based)法,压力插值选用Presto格式,其他离散方案选用二阶迎风格式,与一阶迎风格式相比包含更多节点的数值信息,有利于减小数值耗散对解的影响,在转动计算中得到更高的精度。

## 2 计算结果和分析

### 2.1 拉力系数分析

桨根与桨尖之间的负扭角定为  $15^\circ$ ,旋翼转速设置为 6 000 r/min,分别对不同桨根安装角的 4 种翼型进行数值模拟计算。首先考察拉力变化,拉力是最直观体现系统性能的指标,涵道共轴双旋翼总拉力系数与桨根安装角的关系如图 3 所示。从图 3 可以看出,在总体趋势上,随着翼型弯度的增加,系统总拉力系数均增大;随着桨根安装角增大,系统总拉力系数同样呈上升趋势。弯度更大的翼型 NACA4412 和 NACA6412 在大角度下气动性能优势更加明显,对流场的调节效果较好,拉力增加幅度比弯度更小的 NACA0012 和 NACA2412 翼型更大。NACA0012 和 NACA2412 在  $50^\circ$  安装角时,双旋翼之间干扰剧烈,涵道出口处气流出现流动分离,导致总拉力增幅骤降。

图 4 是涵道共轴双旋翼在不同桨根安装角下,各部分对总拉力的分配关系。在桨根安装角小于  $30^\circ$  时,

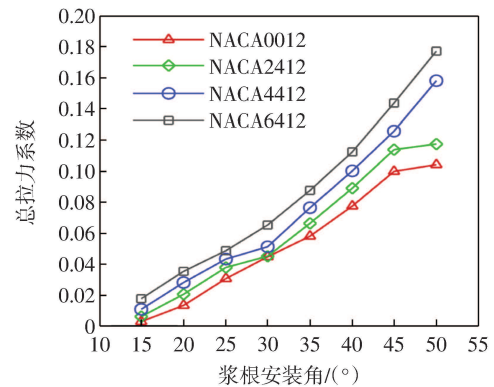


图 3 总拉力系数与桨根安装角关系图

Fig.3 Relationship between total thrust coefficient and blade root installation angle

上、下旋翼与涵道的拉力系数大小接近,均对总拉力具有贡献,下旋翼与涵道的拉力系数略高于上旋翼;伴随着桨根安装角的增加,上、下旋翼拉力系数增大的程度逐渐超过涵道拉力;大弯度翼型的拉力系数增幅更加平稳,小弯度翼型的拉力系数分配波动较大。这表明上、下旋翼与涵道间的气动干扰对涵道拉力的影响更大,其次对上旋翼拉力的影响较大,且大弯度翼型对气流的调节能力比小弯度翼型更强。

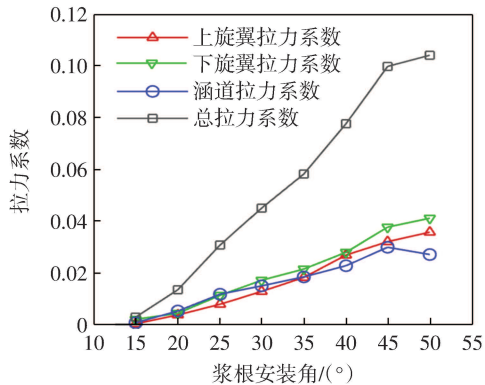
### 2.2 涡量分布分析

涡量识别法采用 Q 准则方法<sup>[13]</sup>。NACA0012 与 NACA6412 翼型在  $15^\circ$  和  $50^\circ$  桨根安装角的涡量分布如图 5 所示。从图 5 可以看出,当桨根安装角为  $15^\circ$  时,大弯度翼型和小弯度翼型的涡流流动都比较平滑,涡流分布均匀整齐,双旋翼翼尖涡的干扰比较微弱;当桨根安装角为  $50^\circ$  时,上、下旋翼之间的扰动剧烈。上旋翼翼尖涡扩散后,向上卷的气流与靠近涵道唇口处向内进入的气流相互干扰,同时减弱了上旋翼和涵道的拉力。随着桨根安装角的增大,涵道入口的吸流效果同样增大,气流流速加快,上旋翼翼尾迹和下旋翼翼尾迹在涵道内出口处冲突,涡流变形,流动轨迹发生混乱,再次减弱涵道的拉力。

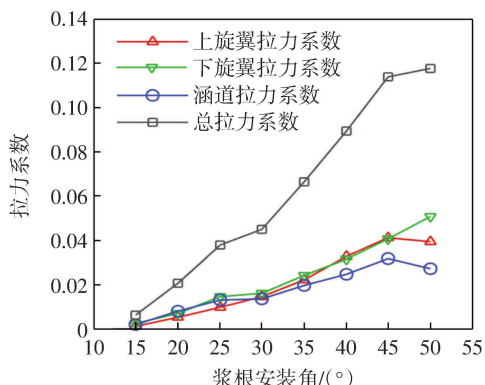
对比桨根安装角  $50^\circ$  时 NACA0012 和 NACA6412 翼型的涡流分布图,NACA0012 翼型比 NACA6412 翼型的气流干扰更严重,包括上旋翼和唇口处、双旋翼之间以及出口尾流。NACA0012 翼型旋翼间涡流变形程度更大,且由于气流流速增大,受出口处涡流诱导速度的影响,随着涵道出口的扩张,气流流动的稳定性的减弱,在涵道内壁面上形成与主流方向相反的回流,局部流动与内壁面分离,产生涵道流动分离损失。

### 2.3 气动性能参数分析

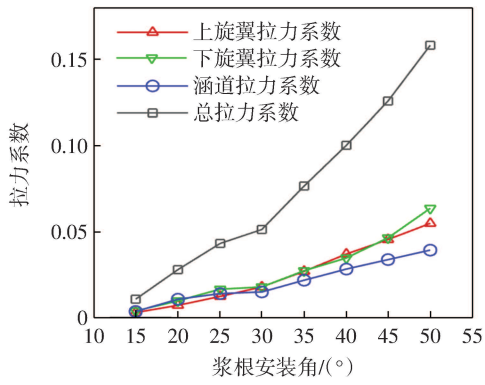
功率载荷与悬停效率都是常用于判断旋翼气动



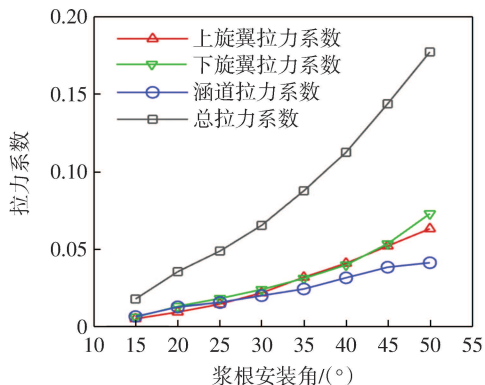
(a) NACA0012



(b) NACA2412



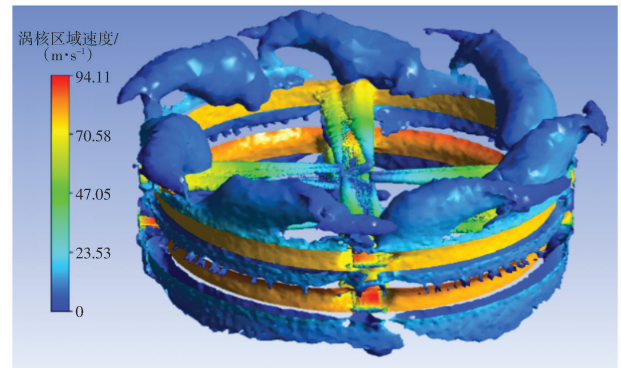
(c) NACA4412



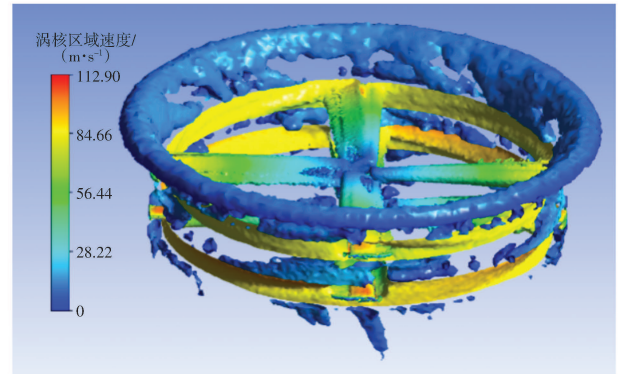
(d) NACA6412

图4 涵道共轴双旋翼拉力分配关系图

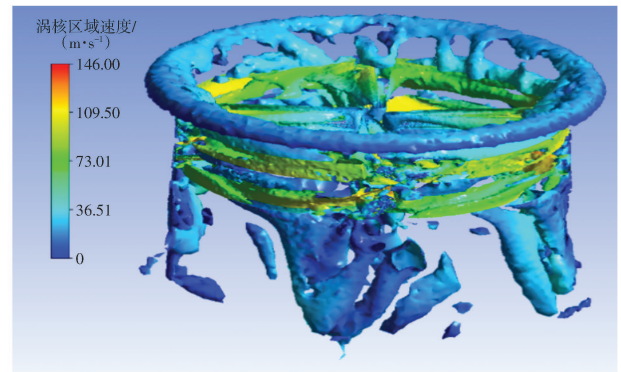
Fig.4 Thrust distribution relationship of ducted coaxial double rotors



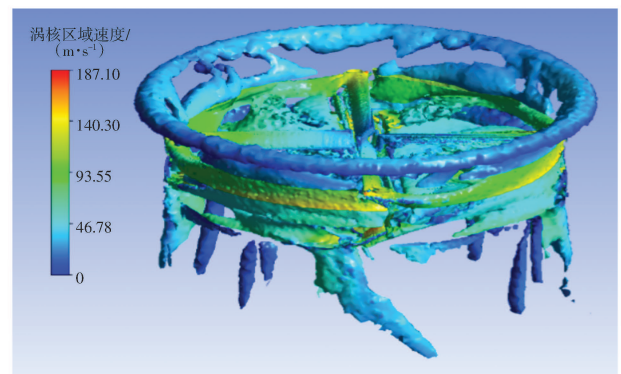
(a) NACA0012 翼型桨根安装角 15°



(b) NACA6412 翼型桨根安装角 15°



(c) NACA0012 翼型桨根安装角 50°



(d) NACA6412 翼型桨根安装角 50°

图5 15°和50°桨根安装角下NACA0012与NACA6412翼型的涡量分布图

Fig.5 Vorticity distribution maps of NACA0012 and NACA6412 airfoil at 15° and 50° blade root installation angles

效率的气动性能参数。功率载荷  $q$  是指总重量与需用功率之比,在悬停状态时,功率载荷转化为拉力与实际功率的比值<sup>[14]</sup>,可以表示为

$$q = \frac{T}{P_{\text{real}}} = \frac{1}{\Omega R} \frac{C_T}{m_k} \quad (1)$$

式中: $T$  为涵道双旋翼系统总拉力; $P_{\text{real}}$  为旋翼实际功率; $\Omega$  为旋翼旋转角速度; $C_T$  为涵道双旋翼总拉力系数; $m_k$  为旋翼功率系数。

悬停效率 FM 是旋翼设计的重要指标,指悬停状态下旋翼理想诱导功率与实际功率的比值,可以表示为

$$\text{FM} = \frac{P_{\text{ideal}}}{P_{\text{real}}} = \frac{P_{\text{ideal}}}{P_i + P_0} \quad (2)$$

式中: $P_{\text{ideal}}$  是旋翼理想诱导功率; $P_i$  是实际诱导功率; $P_0$  是型阻功率。

根据旋翼滑流理论和叶素理论可得出理想诱导功率、实际诱导功率和型阻功率的公式分别为

$$P_{\text{ideal}} = \frac{1}{2} \rho A (\Omega R)^3 \left( \frac{C_T}{2} \right)^{3/2} \quad (3)$$

$$P_i = \frac{1}{2} \rho A (\Omega R)^3 \left( \frac{C_T}{2\sqrt{\kappa}} \right)^{3/2} \quad (4)$$

$$P_0 = \frac{1}{2} \rho A (\Omega R)^3 \left( \frac{1}{4} K_p \sigma C_d \right) \quad (5)$$

式中: $\rho$  为空气密度; $A$  为旋翼桨盘面积; $\kappa$  为叶端损失系数; $K_p$  为阻力修正系数; $\sigma$  为旋翼实度; $C_d$  为旋翼阻力系数。于是可以将悬停效率 FM 用旋翼参数形式表示为

$$\text{FM} = \frac{\frac{C_T^{3/2}}{2}}{\frac{C_T^{3/2}}{2\sqrt{\kappa}} + K_p \sigma \frac{C_d}{4}} \quad (6)$$

4 种翼型的功率载荷与涵道双旋翼拉力系数的关系对比如图 6 所示,从图 6 可以看出,4 种翼型的功率载荷变化趋势均为先增大后减小的趋势。在拉力系数较低时,小弯度翼型 NACA0012 和 NACA2412 的功率载荷高于大弯度翼型;拉力系数增大后,转变为大弯度翼型 NACA4412 和 NACA6412 的功率载荷更高。4 种翼型旋翼的功率载荷最大值都位于拉力系数 0.03~0.04 之间,NACA0012 和 NACA2412 翼型的功率载荷最大值位于桨根安装角 25°,NACA4412 和 NACA6412 的功率载荷最大值位于桨根安装角 20°。越过最大值后,在理想状态下,功率载荷与桨盘载荷的平方根成反比,随着拉力的增大,桨盘载荷增大,功率载荷减小。从图 6 中还可以看出,随着拉力系数的继续增大,

小弯度翼型 NACA0012 和 NACA2412 的功率载荷下降曲线比大弯度翼型更陡峭。这是由于小弯度翼型的大桨根安装角气动特性偏弱,功率载荷更快地减小到可能的失速区。

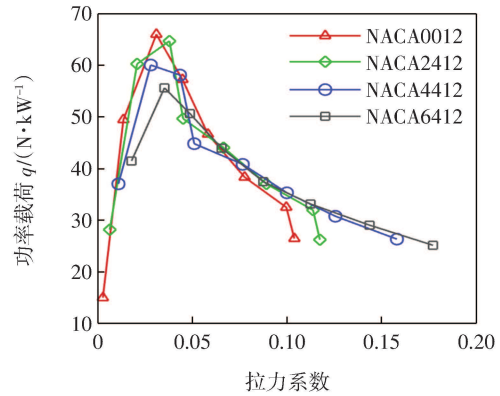


图 6 4 种翼型功率载荷与拉力系数关系

Fig.6 Relationship between power load and thrust coefficient of four airfoils

4 种翼型悬停效率与系统拉力系数的关系对比如图 7 所示,从图 7 可以看出,拉力系数在 0.04 之前,小弯度翼型 NACA0012 和 NACA2412 的悬停效率比大弯度翼型更有优势。随着桨根安装角的增大,拉力系数持续增加,翼型的弯度越大,其悬停效率曲线越平稳,NACA4412 和 NACA6412 在大拉力系数下继续保持稳定的悬停效率,开始凸显大桨根安装角气动特性的优势。NACA0012 和 NACA2412 的悬停效率变化剧烈,桨根安装角的改变在增加小弯度翼型拉力系数的同时,大大提高了旋翼的阻力,引起扭矩系数的大幅上升,使型阻功率的增幅超过了诱导功率,导致悬停效率快速下滑。

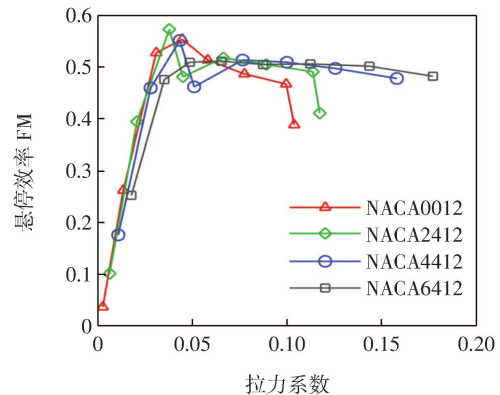


图 7 4 种翼型悬停效率与拉力系数关系

Fig.7 Relationship between FM and thrust coefficient of four airfoils

在进行旋翼设计的过程中,为保证较大的桨盘载荷与功率载荷,可以在功率载荷过最大值后略微下降

的区域开展设计,同时考虑悬停效率变化的平稳性,NACA6412翼型桨根安装角在 $20^{\circ}\sim 40^{\circ}$ 之间的综合气动效率在4种翼型中相对更优,可为后续开展旋翼优化设计提供一定参考。

### 3 结语

本文对涵道共轴双旋翼模型进行了数值模拟计算,通过分析拉力系数、涡量分布、功率载荷和悬停效率,研究了其在不同旋翼弯度与不同桨根安装角时的气动特性,得到以下结论。

(1)旋翼弯度或桨根安装角的增加,都会引起总拉力的增加,大弯度翼型拉力上升幅度大于小弯度翼型,增加旋翼弯度可以有效提高涵道共轴双旋翼的拉力。在桨根安装角小于 $30^{\circ}$ 时,下旋翼与涵道拉力系数高于上旋翼;随着桨根安装角增大,上、下旋翼拉力在总拉力分配中占据更重要的位置。

(2)在桨根安装角较小且拉力系数小于0.04时,旋翼间气流耦合情况较好,涡流分布整齐,小弯度翼型的功率载荷与悬停效率高于大弯度翼型;在大桨根安装角下,部件之间的严重气动干扰使涡流轨迹混乱,对小弯度翼型的影响更大,降低了上旋翼与涵道的拉力增幅,是气动性能迅速下降的主要原因。

(3)大弯度翼型NACA4412和NACA6412在拉力系数不断增大的过程中,气动性能参数变化平稳,气动效率优于小弯度翼型。对于NACA6412翼型,桨根安装角在 $20^{\circ}\sim 40^{\circ}$ 之间是旋翼优化设计中更好的选择。

#### 参考文献:

[1] AKTURK A, SHAVALIKUL A, CAMCI C. PIV measurements and com-

putational study of a 5-inch ducted fan for V/STOL UAV applications [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 5-8, 2009, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2009: 332.

[2] AKTURK A, CAMCI C. A computational and experimental analysis of a ducted fan used in VTOL UAV systems[C]//9th European Conference on Turbomachinery: Fluid Dynamics and Thermodynamics, Istanbul, 2011: 95-105.

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

[4] 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.

[5] MI B G. Numerical investigation on aerodynamic performance of a ducted fan under interferences from the ground, static water and dynamic waves[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 100: 105821.

[6] KIM W Y, SENGUTTUVAN S, KIM S M. Effect of rotor spacing and duct diffusion angle on the aerodynamic performances of a counter-rotating ducted fan in hover mode[J]. Processes, 2020, 8(11): 1338.

[7] 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.

[8] 杨加明, 戴良忠, 冯立华, 等. 涵道唇口对共轴双旋翼气动特性的影响[J]. 系统仿真学报, 2014, 26(4): 744-748.

[9] 杜雄春, 蒋炳炎, 阳衡, 等. 共轴式涵道无人机双桨布局气动特性研究[J]. 计算机仿真, 2017, 34(1): 300-304.

[10] 陆志良. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.

[11] 刘虎. 飞机总体设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2019.

[12] 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.

[13] JEONG J, HUSSAIN F. On the identification of a vortex[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 285: 69-94.

[14] 招启军, 赵国庆, 王清, 等. 先进旋翼设计空气动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2020.

(责任编辑:刘智勇)