

## 桨尖间隙对涵道共轴双旋翼悬停性能的影响与改进研究

杨永刚<sup>a</sup>, 司金帆<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:** 本文基于雷诺平均纳维-斯托克斯(RANS, Reynolds-averaged Navier-Stokes)方程和多重参考坐标系(MRF, multiple reference frame), 研究大桨尖间隙下涵道共轴双旋翼悬停性能改进的方法。首先, 开展无沟槽涵道在不同桨尖间隙下的气动性能分析, 研究结果表明, 桨尖间隙增加会导致悬停性能下降。其次, 设计方形、圆形、V形、梯形及逆梯形5种沟槽构型并分析其对悬停效率的影响, 结果表明, 桨尖位置及沟槽构型是影响悬停效率的关键因素, 当桨尖深入沟槽内部、桨尖间隙扩大至5倍初始值时, 悬停效率基本保持稳定; 圆形沟槽构型表现更优, 在桨尖间隙为2倍初始值时, 其悬停效率可提升11.1%。本文可为涵道共轴双旋翼在放宽装配公差条件下实现气动性能优化提供有效路径。

**关键词:** 涵道共轴双旋翼; 沟槽构型; 桨尖间隙; 悬停效率; 数值模拟

中图分类号: V211.5

文献标志码: A

文章编号: 1674-5590(2026)02-0073-08

### Investigation of the effect and improvement of blade tip clearance on the hovering performance of ducted coaxial twin rotors

YANG Yonggang<sup>a</sup>, SI Jinfan<sup>b</sup>

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

**Abstract:** This article studied the methods for improving the hovering performance of ducted coaxial rotors under conditions of large blade tip clearance, based on the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations and multiple reference frame (MRF). Firstly, an aerodynamic performance analysis was conducted on the non-grooved duct under different blade tip clearances. The research results show that an increase in blade tip clearance leads to a decrease in hovering performance. Secondly, five types of groove configurations including square, circular, V-shaped, trapezoidal, and inverse trapezoidal were designed to analyse their effect on hovering efficiency. The results show that the tip position and the groove configuration are the key factors affecting hovering efficiency. When the tip penetrates deeply into the groove and the blade tip clearance is increased to five times the initial value, the hovering efficiency remained basically stable. The circular groove configuration delivers the best performance, with its hovering efficiency improved by 11.1% when the blade tip clearance is twice its initial value. This study can provide an effective approach for optimizing the aerodynamic performance of ducted coaxial twin rotors under loose assembly tolerance conditions.

**Key words:** ducted coaxial twin rotors; groove configuration; blade tip clearance; hover efficiency; numerical simulation

近年来, 小型旋翼飞行器凭借其操控灵活性、垂直起降及悬停能力, 被广泛应用于农业作业、侦察救援和空中测绘等领域。与传统旋翼布局相比, 涵道旋翼是以圆环形涵道包裹旋翼的新型旋翼, 涵道结构不仅能提高推进效率、提供额外升力、减少桨尖涡引起的能量损失, 还具有降低噪声、提升安全性的作用<sup>[1]</sup>。涵道共轴双旋翼在涵道旋翼基础上, 采用无需尾桨的

双旋翼反向旋转结构, 有效抵消了单旋翼产生的反扭矩, 提升了涵道旋翼构型的紧凑性与推进效率, 使其具有较大的应用和研究价值<sup>[2-4]</sup>。

国内外学者针对涵道旋翼开展了广泛研究, 文献[5-6]通过试验的方法研究了涵道唇口形状、扩张角和涵道长度等涵道外形参数变量对涵道旋翼推力及悬停效率的影响。文献[7]采用稳态和非稳态的数值模拟

收稿日期: 2025-09-26; 修回日期: 2026-01-06 基金项目: 国家自然科学基金项目(62403471); 中央高校基本科研业务费专项(3122023QD18); 天津市城市空中交通系统技术与装备重点实验室开放基金项目(TJKL-UAM-202402)

作者简介: 杨永刚(1978—), 男, 吉林四平人, 教授, 博士, 研究方向为无人机技术等。

方法对圆形涵道和方形涵道的气动特性分别进行了研究,发现方形涵道拐角区域易发生流动分离,导致其系统效率低于圆形涵道。文献[8]通过稳态数值模拟方法研究涵道双旋翼系统中旋翼间距和涵道扩散角对拉力和悬停效率的影响,发现扩散角是影响悬停效率和拉力的主要因素,且扩散角为 $0^\circ$ 时气动性能有较大的提升。文献[9]对涵道单旋翼系统的升阻特性进行了试验研究,结果表明较小的涵道高度可以减弱来流对旋翼的影响,并适用于低速和悬停状态的飞行器。文献[10]提出基于叶素动量理论与计算流体力学(CFD, computational fluid dynamics)逆向动态耦合的桨叶设计方法。文献[11]采用CFD方法对涵道旋翼的流动机理展开研究,探讨了旋翼旋转速度、来流速度以及涵道径弦比等参数对其产生的影响。

在涵道旋翼的桨尖间隙研究中,文献[12]通过实验研究,强调桨尖间隙对拉力的影响。文献[13]利用数值模拟方法,研究桨尖间隙对悬停状态下涵道旋翼气动性能的影响,发现随着桨尖间隙增大到1.1%,涵道拉力在总拉力中的比值下降10%。文献[14]研究了悬停状态下桨尖间隙对涵道旋翼流场与气动性能的影响规律,发现间隙增大对桨尖涡的约束作用减弱、扰动增强,导致涵道旋翼系统的拉力下降和性能恶化。文献[15]通过沟槽涵道构型解决了涵道单旋翼大桨尖间隙下悬停效率下降的问题。

上述研究表明,涵道旋翼的气动性能受到涵道外形参数、旋翼参数及二者相对位置的影响,其中桨尖间隙是影响其气动效率的关键因素之一,桨尖间隙的增大会降低涵道拉力在涵道共轴双旋翼系统(简称系统)总拉力中的占比,导致系统悬停效率下降。涵道共轴双旋翼结构紧凑,对旋翼加工与装配精度提出更高要求,较小的桨尖间隙将显著增加系统的制造复杂性与成本。现有研究只观察到涵道共轴双旋翼的悬停效率因桨尖间隙增加而下降的现象,但针对该问题的改进方法相对缺乏。

为此,本文提出在涵道共轴双旋翼内壁引入特定几何构型的沟槽结构,旨在改善桨尖区域的流动特性,降低大桨尖间隙对悬停效率的不利影响,并通过数值模拟,深入研究不同沟槽构型参数对涵道共轴双旋翼悬停效率的影响。

## 1 数值模拟方法及验证

### 1.1 数值模拟方法

本文基于雷诺平均纳维-斯托克斯(RANS, Rey-

nolds-averaged Navier-Stokes)方程和多重参考坐标系(MRF, multiple reference frame),利用ANSYS Fluent仿真软件对系统开展数值模拟。MRF方法收敛性较好、适用于准稳态旋转问题,相比于非定常模拟方法,该方法在有效保留主要流动特征的基础上,显著提升了计算效率,被广泛应用于旋翼、螺旋桨和涡轮机械等典型旋转机械领域的数值模拟研究中,且在共轴旋翼结构的相关研究中也取得了良好的效果<sup>[6]</sup>。将MRF方法应用于涵道共轴旋翼模型时,其核心思想是将计算域分成2个子域,分别包含涵道静止部件的静止域和旋翼的旋转域<sup>[7]</sup>。旋转坐标系在旋转域内求解流体控制方程,静态坐标系在静止域中求解流体控制方程。2个相邻的移动区域之间没有相对运动,用于计算的网格仍然是固定的。本文初始模型采用非结构化网格进行离散处理,如图1所示,以更好地适应复杂几何边界,并可在关键区域(如桨尖、涵道壁面附近)进行局部加密,提升计算精度。

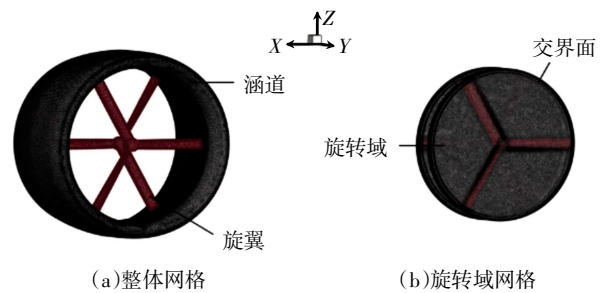


图1 涵道共轴双旋翼网格

Fig.1 Mesh of ducted coaxial twin rotors

本文湍流模型采用重整化群(RNG, renormalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型以增强对旋转流动的适应性,同时启用旋流主导流(swirl dominated flow)选项以提高低雷诺数条件下的预测精度。近壁区处理采用标准壁面函数方法,以平衡计算精度与效率。静止域圆柱长度和直径分别为涵道外径的12倍和8倍,进出口边界条件分别设置为速度入口与压力出口,壁面满足无滑移条件,边界条件设置如图2所示,其中D为涵道外径。

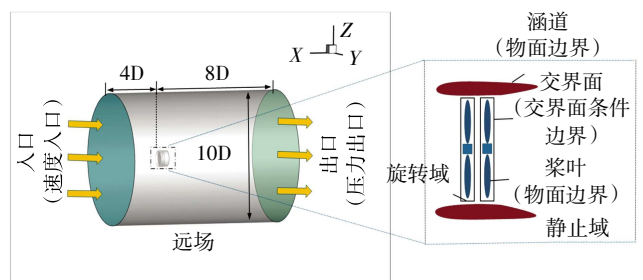


图2 边界条件设置

Fig.2 Boundary condition setup

## 1.2 数值模拟方法验证

为验证本文数值模拟方法的可靠性,并为后续研究奠定基础,本节选取美国国家航空航天局涵道单螺旋桨风洞试验模型进行 CFD 计算<sup>[18-19]</sup>,并将计算结果与试验数据进行对比。选取转速 8 000 r/min、入口流速 30.226 m/s、迎角  $\alpha = 0^\circ$  和前进比  $J = 0.595$  的工况,边界条件设置与图 2 所示一致,模型网格划分方法与图 1 所示一致。相关参数的试验值及计算值如表 1 所示,旋翼拉力与扭矩的相对误差均小于 7%,表明所采用的 MRF 数值模拟方法具有可接受精度。

表 1 试验值和计算值对比

Tab.1 Comparison between experimental values and calculated values

参数	试验值	计算值	相对误差/%
旋翼拉力/N	64.70	62.45	3.48
旋翼扭矩/(N·m)	4.581	4.868	6.27
旋翼拉力占比/%	73	82.28	12.71

## 2 初始模型、工况和坐标系及定义

涵道共轴双旋翼初始模型如图 3 所示。为研究其桨尖间隙对悬停效率的影响,本文将桨尖间隙  $\Delta$  定义为涵道内半径  $d_{\text{duct}}/2$  与旋翼半径  $R$  之差,即  $\Delta = \frac{d_{\text{duct}} - 2R}{2}$ 。初始模型的基本参数如表 2 和表 3 所示。为统一后续仿真分析,在上旋翼桨毂中心建立坐标系,上旋翼桨毂中心定义为原点; $X$  轴正向指向模型叶片所在方位, $Y$  轴正向沿模型纵向自涵道扩压器指向涵道唇口(与来流方向相反), $Z$  轴依据右手定则自  $XY$  平面垂直向上。

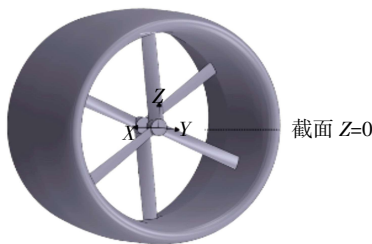


图 3 涵道共轴双旋翼初始模型

Fig.3 Initial model of ducted coaxial twin rotors

表 2 旋翼参数

Tab.2 Rotor parameters

参数	设置
翼型	NACA6412
桨盘半径/mm	190.5
平均弦长/mm	25.1
桨叶数量/片	3
负扭角/ $^\circ$	25

表 3 涵道参数

Tab.3 Duct parameters

参数	设置
翼型	Original
涵道高度/mm	262
涵道内径/mm	385
涵道外径/mm	466
桨尖间隙/mm	2

本文采用悬停工况,在海拔高度为 0 km、转速为 6 000 r/min 与  $0^\circ$  攻角下,围绕桨尖与涵道内壁间隙的变化,研究其对涵道旋翼气动性能的影响。

为评估不同涵道结构对共轴双旋翼悬停气动性能的影响,本文采用悬停效率这一常见的性能指标来表征系统在拉力输出与功率消耗之间的能量利用特性<sup>[20]</sup>。广义悬停效率  $H_{\text{FM}}$  的计算公式可表示为

$$H_{\text{FM}} = \frac{P_i}{P} \quad (1)$$

$$P_i = \frac{T_{\text{total}}^{3/2}}{\sqrt{4\rho A}} \quad (2)$$

$$C_T = T_{\text{total}}/\rho A \Omega^2 R^2 \quad (3)$$

$$C_P = P/\rho A \Omega^3 R^3 \quad (4)$$

式中: $P_i$  为理想状态下维持悬停所需的最小功率; $P$  为实际功率; $T_{\text{total}}$  为涵道共轴双旋翼总拉力; $\rho$  为空气密度; $A$  为桨盘面积; $\Omega$  为旋翼角速度; $C_T$  为总拉力系数; $C_P$  为旋翼功率系数。

为评估网格密度对仿真结果收敛性与可靠性的影响,基于初始模型和 MRF 方法,对比分析了低、中、高 3 种密度网格,计算结果如表 4 所示。结果表明:低密度网格误差较大;中、高密度网格的总拉力与扭矩差异较小,但高密度网格计算耗时显著增加。综合考虑精度与效率,本文选用中等密度网格进行计算。

表 4 网格无关性验证

Tab.4 Mesh independence verification

网格密度	网格数量/( $10^4$ 个)	总拉力/N	总扭矩/(N·m)
低密度	606	58.92	0.159
中等密度	1 011	61.51	0.101
高密度	1 395	61.52	0.103

## 3 无沟槽涵道的桨尖间隙敏感性及其气动性能

为明确涵道共轴双旋翼在不同桨尖间隙下的气动特性变化规律,并为后续研究提供量化基准,为沟槽改进设计提供针对性依据,首先基于初始模型,计算分析无沟槽涵道在 2、3、4、5、6 mm 桨尖间隙下悬停

状态的气动性能,并且对桨尖间隙影响悬停效率的规律进行分析。

图4展示了系统各部件的拉力系数和悬停效率随桨尖间隙的变化。由图4可知,在桨尖间隙从2 mm增大到6 mm的过程中,系统的总拉力系数和悬停效率均出现显著下降。在桨尖间隙较小时(2 mm),涵道内壁与旋翼间的诱导作用较强,系统的悬停效率较高;而随着桨尖间隙增大,尤其在达到6 mm时,悬停效率下降约13.18%。这表明较小的桨尖间隙有利于提升气动效率。

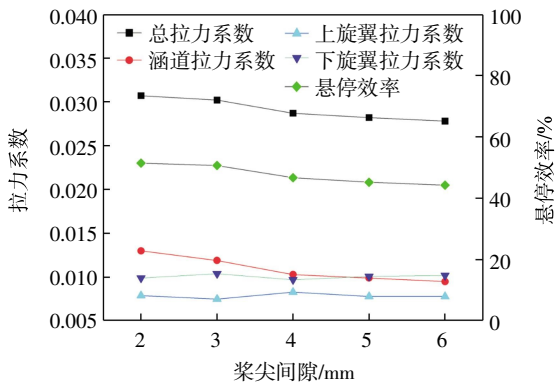


图4 拉力系数和悬停效率随桨尖间隙变化

Fig.4 Variation of thrust coefficient and hovering efficiency with blade tip clearance

图5呈现了不同桨尖间隙下,涵道 Z = 0 时截面的压力云图。由图5可知,在桨尖间隙较小时,涵道内壁上游至扩散段形成明显的负压区,而在唇口前缘区域,诱导吸力显著;随着桨尖间隙增大,该区域的负压范围明显缩小,压力梯度减弱,涵道对旋翼的诱导作用逐步减弱。当桨尖间隙为6 mm时,涵道拉力明显下

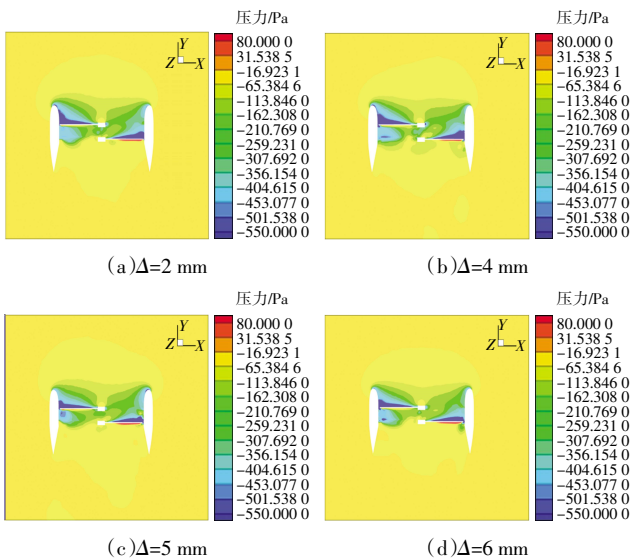


图5 不同桨尖间隙下的轴向压力云图

Fig.5 Axial pressure contour plots under different blade tip clearances

降,悬停效率大幅降低,表明减小桨尖间隙有助于提升气动效率,但会增加制造和装配的难度,尤其在微小间隙条件下,容易出现旋翼叶尖与涵道内壁的干涉现象。此外,随着桨尖间隙不断增加,涵道外壁的压力分布云图几乎相同。

图6为无沟槽涵道的涡量分布图。从图6可以看出,初始桨尖间隙下,叶尖泄漏涡沿涵道内壁向下发展并保持集中,尾迹紧凑,下旋翼入流较均匀;而在3倍桨尖间隙下,泄漏涡提前脱离内壁并部分外溢,下旋翼入流紊乱,涵道收缩作用减弱,此时下旋翼叶尖涡与上旋翼尾迹在出口处干扰加剧,导致整体气动性能受损。

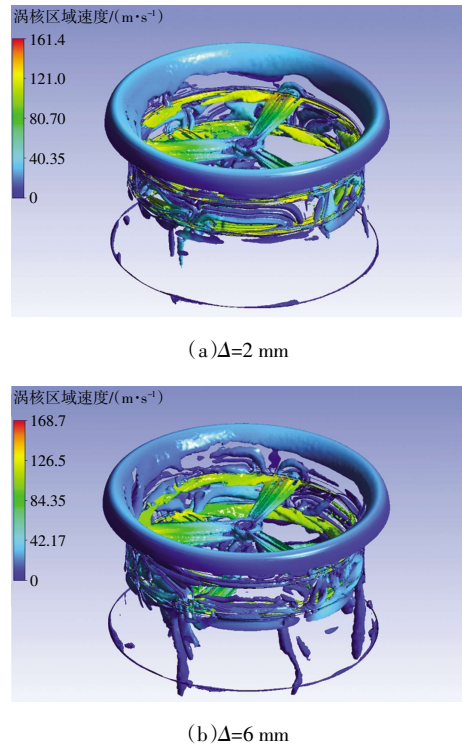


图6 涡量分布图(无沟槽涵道)

Fig.6 Vorticity distribution map (non-grooved duct)

综上所述,桨尖间隙对涵道共轴双旋翼的气动性能具有显著影响,是关键影响因素之一,随着桨尖间隙的增大,上下旋翼之间的相互干扰加剧,导致流场的不稳定性增加,从而影响悬停效率。因此,需要针对较大桨尖间隙下的系统气动效率改进方法进行探究。

### 4 沟槽涵道构型对悬停效率的影响

沟槽构型在初始模型基础上进行修改,在旋翼桨尖对应位置的涵道内壁面设置沟槽,沟槽几何参数包

括高度和深度,桨尖在沟槽内的位置决定了实际桨尖间隙。沟槽构型的网格划分方法与初始模型一致。本文设计了 5 种沟槽构型进行对比研究,如图 7 所示,分别为方形、圆形、V 形、梯形和逆梯形。

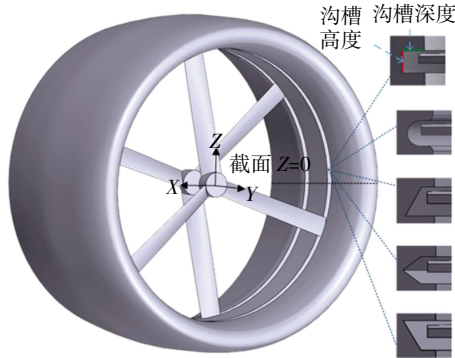


图 7 有沟槽涵道共轴双旋翼模型

Fig.7 Grooved ducted coaxial twin rotors model

不同沟槽构型参数如表 5 所示,对于方形和圆形这 2 类沟槽构型,分别设置了多组沟槽高度、沟槽深度和桨尖间隙组合参数(深度变化时,桨尖位置不变将导致桨尖间隙改变),并在不同桨尖间隙下进行仿真对比,以评估其结构参数对悬停效率的影响规律。

表 5 不同沟槽构型参数

Tab.5 Parameters of different groove configurations

形状	沟槽构型 编号	沟槽尺寸/mm		
		深度	高度	桨尖间隙
方形	G1	10	10	2
	G2	10	10	7
	G3	10	10	10
	G4	5	10	2
	G5	13	10	10
	G6	10	14	7
圆形	G7	10	10	7
	G8	10	10	10
	G9	5	10	4
	G10	13	10	10
	G11	10	14	7
V 形	G12	10	10	7
梯形	G13	10	10	7
逆梯形	G14	10	10	7

#### 4.1 方形沟槽构型对悬停效率的影响

由表 5 可知,方形沟槽构型的不同参数组合中,G1、G2、G3 仅改变桨尖间隙;G4 和 G5 在 G2 的基础上不改变桨尖位置和沟槽高度,仅改变沟槽深度;G6 在 G2 的基础上仅改变沟槽高度。

图 8 展示了方形沟槽构型中不同参数组合对拉力系数和悬停效率的影响。当旋翼深入沟槽时,随着

桨尖间隙从 2 mm 增加到 10 mm,涵道拉力系数、总拉力系数和悬停效率呈现先增后减的趋势。当桨尖间隙小于 7 mm 时,总拉力系数增长幅度小于涵道拉力系数和悬停效率的增长幅度,这是由于上下两旋翼的拉力系数分别呈现出快速下降的趋势,涵道拉力系数显著增加,其在总拉力系数中占比上升,抵消了上下旋翼拉力的下降,导致悬停效率提升。随着桨尖间隙进一步增大,旋翼的拉力增加,但不能抵消涵道拉力下降的影响,导致悬停效率下降。当沟槽深度变化时,上下旋翼的拉力系数波动较小,悬停效率基本保持不变。但当沟槽高度增大时,总拉力系数和涵道拉力系数下降,悬停效率随之下降。

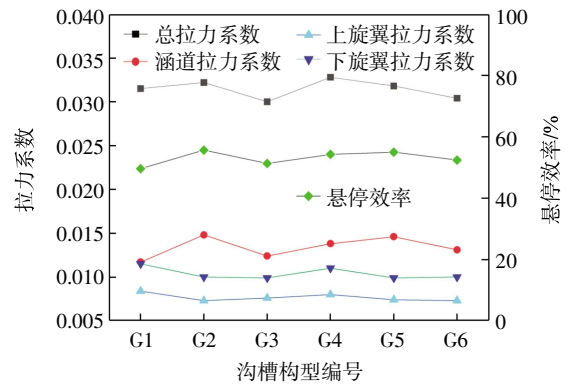


图 8 方形沟槽构型的拉力系数和悬停效率

Fig.8 Thrust coefficient and hovering efficiency of square groove configuration

图 9 展示了方形沟槽构型中不同参数组合下的轴向速度流线与桨尖流动情况。由图 9 可知,方形沟槽槽口锐边引发内壁过渡的突变与局部分离涡,使涵道吸力区在下游退化;泄漏流在锐边偏折,削弱下旋翼入流的均匀性。旋翼深入沟槽且桨尖间隙过小时,桨尖涡受壁面干扰、诱导能力下降并产生局部紊流,悬停效率降低;桨尖间隙过大时,桨尖涡外移,沟槽内的抑制作用衰减,能量耗散增大、总拉力下降,规律与无沟槽时相近。当沟槽深度减小时,桨尖尾迹向外偏移,但仍可与涵道吸力区形成有效耦合,悬停效率降低较少。随着沟槽深度的增加,桨尖间隙有所增加,但桨尖所处位置相对于涵道唇口诱导区并未发生改变,仍在主导诱导区路径上,所以悬停效率也基本不变。当沟槽高度增加时,沟槽抑制桨尖涡的能力降低,部分旋涡结构向外泄散,涵道拉力贡献明显下降,从而造成整个系统悬停效率下降。由此可见,方形沟槽的效率提升受限,根源在于锐边诱发的附面层分离与高涡量集中破坏了泄漏流的稳定运输,仅靠调整沟槽深度或高度难以实现对桨尖泄漏流的有效控制。

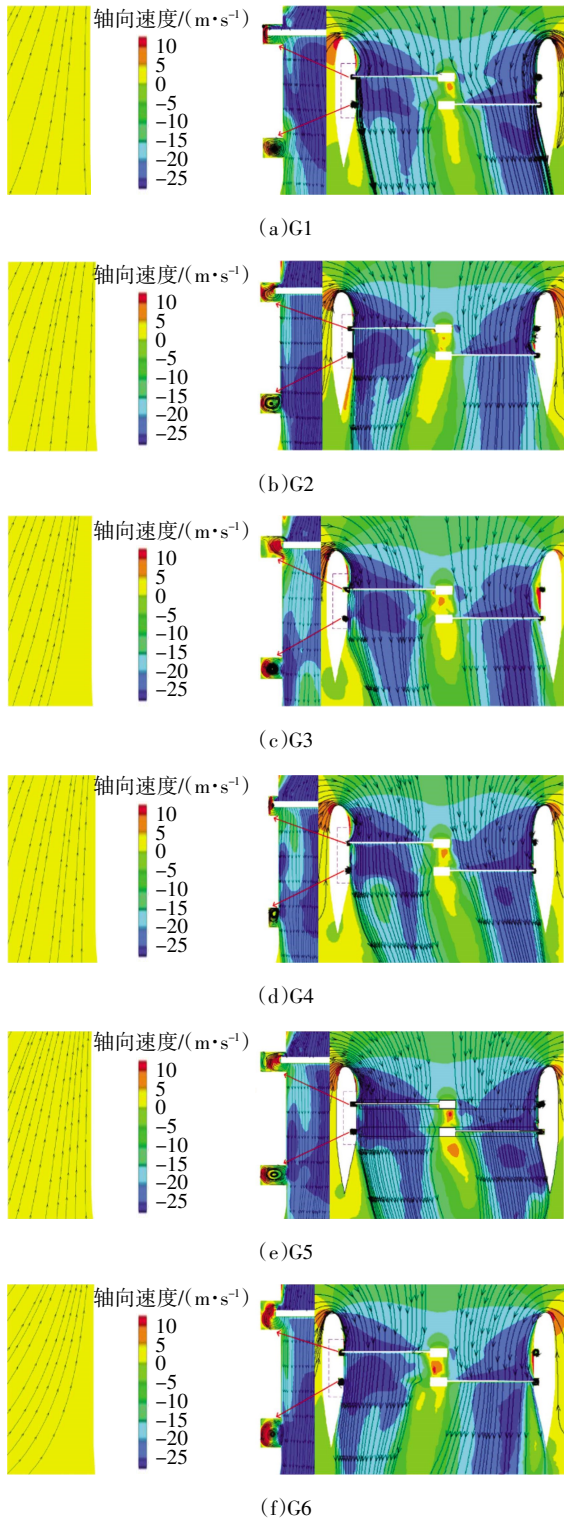


图9 方形沟槽构型的轴向速度流线与桨尖流动

Fig.9 Axial velocity streamlines and blade tip flow of square groove configuration

### 4.2 圆形沟槽构型对悬停效率的影响

圆形沟槽构型的不同参数组合包括 G7~G11, 具体参数如表 5 所示, 构型 G7 与 G2、G8 与 G3、G10 与 G5、G11 与 G6 都是从方形改为圆形, 构型 G9 在 G7 的

基础上减小了桨尖间隙和沟槽深度。

圆形沟槽构型中不同参数组合对拉力系数和悬停效率的影响如图 10 所示, 圆形沟槽在深度、高度、桨尖间隙变化后, 其气动变化规律与方形沟槽中气动变化规律趋势一致, 且 G9 的悬停效率高于 G7 的悬停效率。

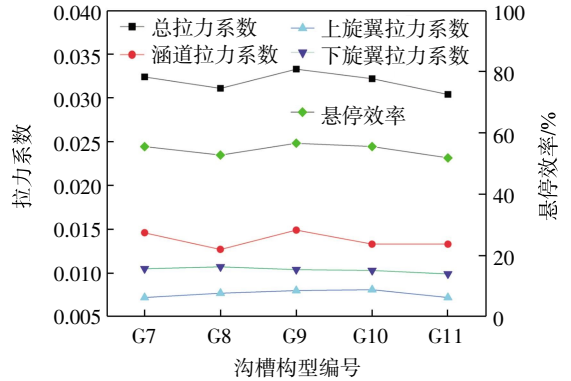


图 10 圆形沟槽构型的拉力系数和悬停效率

Fig.10 Thrust coefficient and hovering efficiency of circular groove configuration

图 11 进一步揭示了圆形沟槽构型的流动特性, 该构型在唇口与内壁间形成平滑过渡曲面, 使桨尖泄漏流的径向动量得到渐进释放, 从而减弱了泄漏流对涵道吸力区的侵蚀。涵道内壁低压区保持连续稳定, 尾迹在扩散段内收束性良好, 下旋翼入流剪切显著减弱。

因此, 圆形沟槽的优势是通过动量缓释和涡流稳定实现了对桨尖泄漏流的有效控制。这一机理保证了在大桨尖间隙条件下涵道吸力区的完整性, 从而维持了较高的悬停效率。

图 12 为圆形沟槽桨尖间隙为初始间隙的 2 倍时的涡量分布图, 与图 6(a)对比分析可以发现, 其叶尖泄漏涡沿涵道内壁向下发展仍保持集中, 上下两旋翼之间的干扰减少, 下旋翼入流较均匀, 说明圆形沟槽的设计在更大的间隙下能够有效改善气流分布, 减少涡量造成的损失。

### 4.3 多种沟槽构型对悬停效率的影响对比

在 G2 的基础上, 改变沟槽构型, 其中 G12 为 V 形沟槽, G13 为梯形沟槽, G14 为逆梯形沟槽。对 V 形、梯形、逆梯形等其他沟槽构型进行仿真分析, 其轴向速度流线与桨尖流动情况如图 13 所示。由图 13 可知, V 形沟槽呈现出“前高后低, 逐渐收缩”的几何特征, 更有利于在涵道唇口形成较为稳定的负压区, 可有效引导桨尖涡在涵道内壁运动, 因而悬停效率增加; 梯形沟槽为“上窄下宽”结构, 导致桨尖尾迹在进入涵

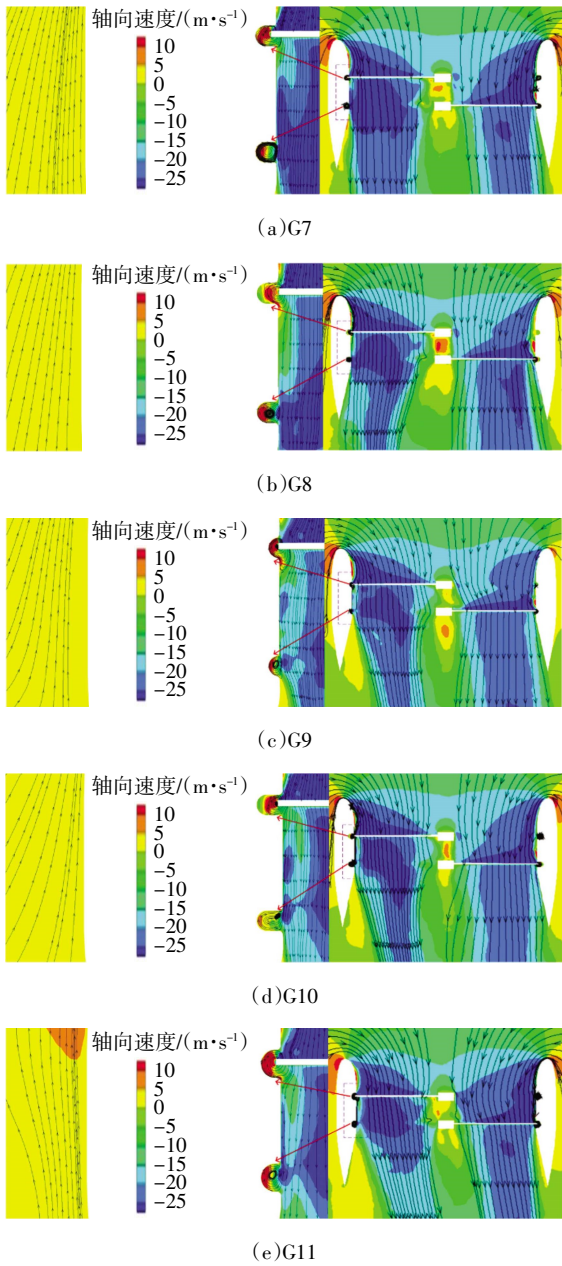


图 11 圆形沟槽构型的轴向速度流线与桨尖流动

Fig.11 Axial velocity streamlines and blade tip flow of circular groove configuration

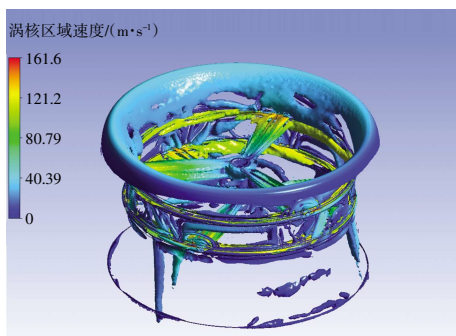


图 12 圆形沟槽构型的涡量分布图

Fig.12 Vorticity distribution plot of circular groove configuration

道初段时受阻于收缩的沟槽内壁斜面,造成尾迹逸散,涵道唇口负压增大,旋翼对于涵道内壁的诱导作用降低导致悬停效率下降;逆梯形与梯形形状相反,桨尖涡在经过桨尖后能较早进入涵道吸力区,所以其悬停效率接近于 V 形。

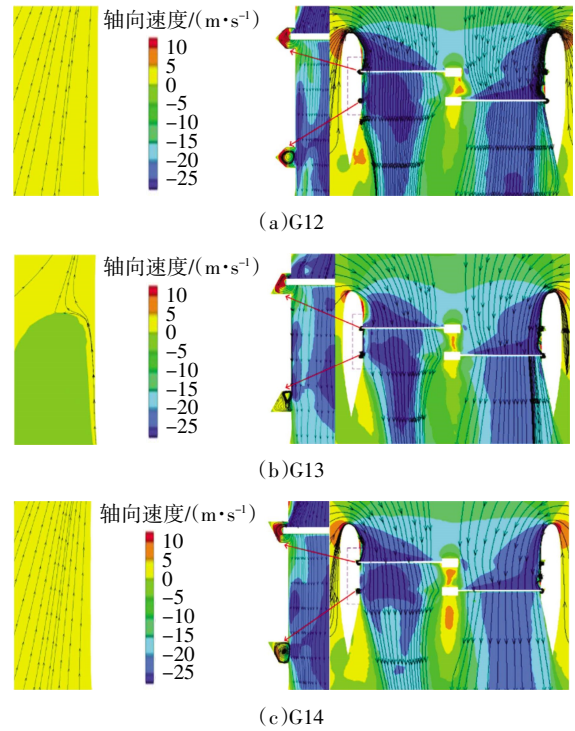


图 13 其他沟槽构型的轴向速度流线与桨尖流动

Fig.13 Axial velocity streamlines and blade tip flow of other groove configurations

不同沟槽构型的拉力系数和悬停效率如图 14 所示。由图 14 可知, V 形和逆梯形的悬停效率比方型悬停效率略高或略低,而梯形悬停效率明显低于方形沟槽。G9 的悬停效率相比无沟槽涵道共轴双旋翼提升了 11.1%,而其桨尖间隙(4 mm)为无沟槽桨尖间隙(2 mm)的 2 倍。

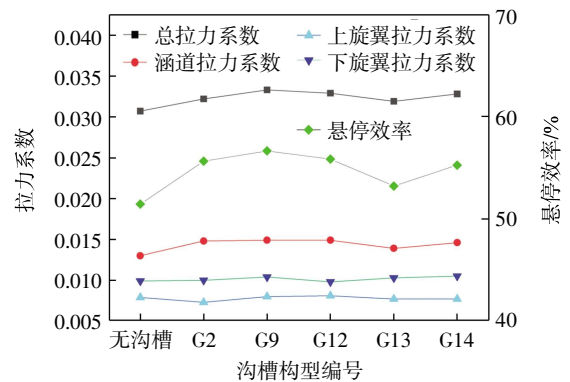


图 14 多种沟槽构型的拉力系数和悬停效率

Fig.14 Thrust coefficient and hovering efficiency of various groove configurations

综上所述,桨尖间隙、沟槽构型及沟槽高度是影响涵道共轴双旋翼悬停性能的关键因素。研究发现,桨尖间隙对悬停效率存在临界效应:即桨尖间隙过小易诱导桨尖涡耗散;桨尖间隙过大则使涵道吸力区缩小,导致悬停效率下降,可通过沟槽设计缓解上述问题,在大间隙条件下依然保持较高悬停效率。与单旋翼不同,共轴双旋翼的下旋翼对尾迹更敏感,沟槽不仅削弱了桨尖泄漏流,还改善了下旋翼入流环境,因而展现出更强的性能改善潜力。该结果可为涵道的设计制造与工程应用提供重要参考。

### 5 结语

本文针对涵道共轴双旋翼系统在桨尖间隙增大下悬停效率显著下降的问题,引入并研究了一种通过改进涵道沟槽构型提升其气动性能的方法。通过对比分析无沟槽与多种沟槽构型的气动性能,得出以下结论。

(1)桨尖间隙是影响涵道共轴双旋翼悬停效率的敏感几何参数。在无沟槽基准构型下,桨尖间隙增大将削弱涵道对桨尖涡的约束,桨尖涡更易脱离内壁并外溢,导致涵道内壁近壁负压吸力区减弱,同时增强了上下旋翼尾迹耦合干扰,从而引起悬停效率降低。计算结果表明,当桨尖间隙增至初始值的3倍时,悬停效率下降13.18%。

(2)沟槽构型可在较大桨尖间隙条件下有效抑制悬停效率衰减。其作用机理在于沟槽可改变桨尖附近的近壁压力梯度,对桨尖涡的演化产生约束与引导作用,减弱桨尖涡外溢及其与下旋翼端区流动的耦合干扰,从而改善下旋翼入流环境并提升系统悬停效率,因此,沟槽设计在共轴双旋翼系统中具有更高的应用潜力和针对性。

(3)沟槽构型与关键几何参数对系统悬停效率存在较大影响。在多种沟槽构型对比中,圆形沟槽在2倍初始间隙时,系统悬停效率提升了11.1%,表明通过优化沟槽构型的几何参数,可在提高结构制造容差的同时实现悬停效率提升。但是沟槽改进效果对沟槽构型与关键几何参数具有显著敏感性,存在“抑制泄漏外溢”和“维持涵道吸力区”之间的平衡关系,后续需结合更多工况进行参数优化,并辅以非定常高保真计算或试验验证,以找到最优沟槽构型。

### 参考文献:

- [1] 韩竞择,陈中原,蒋炳炎,等. 涵道风扇式无人机发展现状与关键技术分析[J]. 飞航导弹, 2013(9): 45-49.
- [2] 朱王清,曹宸恺,招启军,等. 涵道风扇气动与噪声特性分析研究进展[J]. 飞行力学, 2025, 43(4): 1-6.
- [3] ZHANG T, BARAKOS G N. Review on ducted fans for compound rotorcraft[J]. The Aeronautical Journal, 2020, 124(1277): 941-974.
- [4] 李卓远,杨旭东,孙 恺,等. 分布式涵道风扇气动布局复杂强干扰效应及性能影响[J]. 航空学报, 2025, 46(3): 225-244.
- [5] ZHAO L F, SHKARAYEV S. Characterization of ducted contra-rotating propeller propulsions[J]. International Journal of Micro Air Vehicles, 2019, 11: 1756829319837661.
- [6] GRAF W E. Effects of duct lip shaping and various control devices on the hover and forward flight performance of ducted fan UAVs[D]. Virginia, United States of America: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- [7] BENTO H F, DE VRIES R, VELDHOUIS L L. Aerodynamic performance and interaction effects of circular and square ducted propellers[C]//AIAA Scitech 2020 Forum, January 6-10 2020, Orlando, FL, Reston, Virginia: AIAA, 2020: 1029.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 郭佳豪,周 洲,李 旭. 一种涵道螺旋桨叶高效设计方法[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 82-92.
- [11] 韩 凯,白俊强,邱亚松,等. 涵道螺旋桨设计变量的影响及其流动机理[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 160-176.
- [12] 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, June 7-10, 2004, Baltimore, USA.
- [13] 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.
- [14] 胡 瑞,曹宸恺,赵国庆,等. 涵道风扇布局参数对其气动特性的影响研究[J]. 飞行力学, 2023, 41(3): 7-12.
- [15] 胡 峪,张学鹏,王 强,等. 基于沟槽涵道的大桨涵间隙涵道螺旋桨悬停效率改进设计[J]. 航空动力学报, 2025, 40(3): 20220650.
- [16] 赵荣泽,王 博,曹德松,等. 基于贝叶斯优化方法的高速共轴对转螺旋桨桨叶气动外形优化设计[J]. 空气动力学学报, 2025, 43(3): 67-77.
- [17] 张师帅. 计算流体力学及其应用: CFD 软件的原理与应用[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2011.
- [18] GOODSON K W, GRUNWALD K J. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angles of attack from 10 degrees to 110 degrees: NASA Technical Note[R]. Washington DC: NASA, 1962.
- [19] 常心悦,王 豪,曹 凡,等. 大涵道比发动机高空舱排气流场数值模拟研究[J]. 燃气轮机试验与研究, 2023, 36(3): 17-24.
- [20] PEREIRA J L. Hover and wind-tunnel testing of shrouded rotors for improved micro air vehicle design[D]. College Park: University of Maryland, 2008.

(责任编辑:刘雅婷)