



高原山谷对直升机悬停旋翼的气动干扰

张伟 李国强 高钟谱 邢苗苗

Study on aerodynamic interference between helicopter hovering rotor and plateau complex terrain

Zhang Wei, Li Guoqiang, Gao Zhongpu, Xing Miaomiao

引用本文:

张伟, 李国强, 高钟谱, 等. 高原山谷对直升机悬停旋翼的气动干扰[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(2): 148–158. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0178

Zhang Wei, Li Guoqiang, Gao Zhongpu, et al. Study on aerodynamic interference between helicopter hovering rotor and plateau complex terrain[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2026, 44(2): 148–158. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0178

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0178>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

直升机旋翼涡环状态的气动噪声特性

Investigation of helicopter rotor aeroacoustic characteristics in vortex ring state

空气动力学学报. 2022, 40(6): 83–91 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0113>

直升机旋翼翼型需求分析及技术发展展望

Requirement analyses and technical prospects of helicopter rotor airfoils

空气动力学学报. 2021, 39(6): 61–69 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0276>

基于X2TD高速直升机的前行桨叶概念旋翼翼型指标设计方法

An indicator design method of advancing blade concept rotor airfoil based on X2TD aircraft

空气动力学学报. 2022, 40(6): 73–82 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0170>

旋翼风洞试验洞壁干扰参数影响及敏感性分析

Analysis of impact and sensitivity of wall interference parameters in wind tunnel test of rotors

空气动力学学报. 2025, 43(3): 78–86 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0157>

直升机与舰船耦合流场的旋涡与分离特性

Vortex and separation of coupled flow field between helicopter and ship

空气动力学学报. 2020, 38(5): 971–979 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0002>

旋翼翼型气动设计与验证方法

Aerodynamic design and verification methods of rotor airfoils

空气动力学学报. 2021, 39(6): 136–148 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0315>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com



关注微信公众号

获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2026)02-0148-11

高原山谷对直升机悬停旋翼的气动干扰

张伟^{1,*}, 李国强², 高钟谱³, 邢苗苗¹

(1. 西南科技大学 航空航天学院, 绵阳 621010;

2. 中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力研究所, 绵阳 621000;

3. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 山谷地形诱发的扰流对直升机旋翼的气动干扰明显, 对直升机的气动特性及飞行安全具有重要影响。为研究高原山谷地形的扰流特性和扰流对悬停旋翼的气动干扰, 首先以典型高原山谷三维模型为研究对象, 引入了适用于压力驱动大气边界层的入口条件, 采用CFD方法基于标准 $k-\omega$ 湍流模型模拟了高原山谷复杂地形下的大气边界层; 并在高原山谷扰流研究的基础上, 基于嵌套网格方法模拟了高原山谷地形与悬停旋翼的耦合流场。结果表明, 山谷中具有明显的气流加速和减速现象, 湍动能随海拔高度增加逐渐削弱; 山谷存在顺风向来流、涡流和下降气流等扰流特征。山谷间顺风向来流存在上偏现象, 上偏气流对旋翼的拉力系数和悬停效率有增益作用, 但是会增加旋翼的俯仰力矩并伴随振荡; 涡流区内气流流动紊乱, 流向变化强烈, 相近位置的悬停旋翼气动力变化较大, 可能存在风切变现象; 下降气流会降低旋翼的拉力系数和悬停效率, 其中的湍动能较高区域容易引起旋翼的俯仰力矩振荡。研究结果可为直升机复杂地形环境飞行策略和飞行安全控制提供技术支撑。

关键词: 山谷地形; 大气扰流; 旋翼; 气动干扰; 嵌套网格; CFD

中图分类号: V275.1; V211.44; O355 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0178

Study on aerodynamic interference between helicopter hovering rotor and plateau complex terrain

Zhang Wei^{1,*}, Li Guoqiang², Gao Zhongpu³, Xing Miaomiao¹

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621010, China;

2. Low Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

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

Abstract: The interference of turbulence induced by valley terrain on helicopter rotors has a profound impact on aerodynamic characteristics and flight safety. In this study, CFD simulations based on the standard $k-\omega$ turbulence model were conducted for the pressure-driven atmospheric boundary layer over a plateau valley model with appropriate inlet conditions. The flow fields were coupled with a hovering rotor using the overset mesh method to investigate the aerodynamic interference. Significant acceleration and deceleration phenomena were observed in the valley, and the turbulent kinetic energy diminished gradually with increasing altitude. Typical turbulence characteristics, such as downwind motions, vorticities, and downdrafts, were prevalent in the valley. The upward velocity component of the downwind flow enhanced the rotor's thrust coefficient and hovering efficiency, albeit at the expense of increasing its pitching moment and inducing oscillations. The airflow in the vortex region was disordered, with continuous changes in flow direction, and the aerodynamic forces of hovering rotors at nearby positions varied considerably, indicating potential wind shear. Downdrafts reduced the

收稿日期: 2024-11-13; 修订日期: 2024-12-16; 录用日期: 2024-12-25; 网络出版时间: 2025-04-16

基金项目: 国家自然科学基金(11902278); 跨域飞行交叉技术实验室开放课题(2024-KF01003)

作者简介: 张伟^{*}(1984—), 男, 四川阆中人, 副教授, 研究方向: 空气动力学. E-mail: zwell@mail.ustc.edu.cn

引用格式: 张伟, 李国强, 高钟谱, 等. 高原山谷对直升机悬停旋翼的气动干扰[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(2): 148–158.

Zhang Wei, Li Guoqiang, Gao Zhongpu, et al. Study on aerodynamic interference between helicopter hovering rotor and plateau complex terrain[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2026, 44(2): 148–158(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0178

rotor's thrust coefficient and hovering efficiency, and the high turbulent kinetic energy regions within the downdrafts tended to cause pitching moment oscillations. The research results provide technical support for helicopter flight strategy and safety control in complex terrain environments.

Keywords: valley; atmospheric disturbance flow; rotor; aerodynamic interference; overset meshes; CFD

0 引言

直升机因其独特的垂直起降和悬停性能被广泛用于各种救援和运输等近地飞行任务中。执行近地任务时,往往需要直升机穿越山谷、林区、建筑群等复杂地形。当气流流过复杂地形时,近地面大气边界层流动的风场特性,如风速、风向及湍流结构等将会发生显著变化。贴近障碍物低速飞行时,直升机本身动能较低,操纵性也相对较差,复杂地形诱发的扰流与直升机之间的非定常气动干扰增加了飞行员的操纵负荷,直升机进入危险状态的几率增加,甚至有引发坠机的风险。国际直升机安全工作组(international helicopter safety team, IHST)统计了2000年初美国发生的523起直升机事故数据,分析表明有61.4%的事故与直升机和复杂地形障碍物的干扰相关,其主要原因是经障碍物作用后,大气边界层湍流强度大大增加,并且与直升机旋翼相互作用后其强度会进一步增加^[1]。

众多学者针对复杂地形扰流特性开展了大量研究。Mattuella等^[2]回顾了风洞中模拟复杂地形大气边界层的试验技术。2022年邹云峰等^[3]通过CFD方法确定了高原深切峡谷的地形模拟范围,然后开展了地形模型的风洞试验,研究了深切峡谷不同来流方向下的平均气流与脉动气流特性。Kim等^[4]通过雷诺平均Navier-Stokes方程(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)模拟了4个不同丘陵地形的风量和风向剖面,并与实测数据进行对比,结果表明RANS方法适用于预测丘陵地形上的局部尺度气流。Prospathopoulos等^[5]使用基于RANS方程的CRES-flow N-S求解器预测了博隆德山4种不同工况的流场。孙朋朋等^[6]采用Fluent求解器基于RANS方程计算了典型城区建筑模型附近的流场,分析了不同风速条件和建筑尺寸对建筑附近流场以及直升机城区起降的影响。2022年郑德乾等^[7]为研究坡度对山丘地形风场特性的影响,采用基于空间平均的大涡模拟方法(large eddy simulation, LES)进行了非定常扰流数值模拟研究。Zhou等^[8]采用LES方法对不同坡度的孤立二维山脊和三维山丘上的湍流尾流场进行了预测,并采用正交分解(proper orthogonal decomposition, POD)技术提取流场模态,发现丘陵地形的湍流统计量和尾流中的非

定常流态是由坡度、山形和来流条件共同决定的。

2014年起,欧盟联合多国航天航空局、高校等机构,发起了GARTEUR AG22项目,旨在从基础研究、应用研究、工业研究、工业设计多个角度,掌握复杂地形与直升机尾流的干扰特性及其对直升机气动载荷的影响^[9]。为此,GARTEUR AG22小组建立了多个实验数据库,分析了小型直升机模型与不同障碍物的相互作用以及直升机对障碍物表面载荷的影响^[10-11]。2021年,Taymourtash等^[12]对简化的直升机模型和船舶模型之间的气动干扰进行了实验研究,在有无旋翼、有无来流等条件下对舰船模型开展了多组实验,丰富了实验数据库。在GARTEUR AG22项目的支持下,Tan等^[13-15]采用黏性涡粒子法(vortex particle method, VPM)准确模拟了旋翼尾迹结构,建立了建筑物黏性边界气动模型,初步构建了建筑物与直升机旋翼气动干扰分析模型,并与英国格拉斯哥大学Green试验测量结果^[16]对比。虽然基于自由尾迹等模型可用于研究城区建筑体对直升机旋翼气动特性的影响,但模型并未考虑旋翼尾迹和建筑物的黏性效应,这对计算结果有一定影响。2017年,苏大成等^[17]基于RANS方程将直升机旋翼等旋转部件的模拟用动量源模型代替,研究了典型护卫舰与直升机的耦合流场,发现旋翼会和舰船尾部回流区发生较强的“涡-涡干扰”,旋翼的拉力系数出现显著振荡。2019年,陈建炜等^[18]采用基于动量源模型的CFD方法分析方形建筑物对旋翼气动性能的影响,结果表明建筑体尾流干扰导致旋翼性能显著下降。2020年,苏冀等^[19]采用嵌套网格法和动量源法对比模拟了旋翼和舰船的耦合流场,研究发现嵌套网格法能够更真实地还原旋翼高速旋转的动态过程,且可以捕捉到起降区流场的细节。2022年,Linton等^[20]利用致动面方法(actuator surface method, ASM)模拟了旋翼和舰船的耦合流场,结果表明ASM方法可以预测旋翼的时变载荷,并得到非定常旋翼尾迹。Merabet等^[21]采用致动线方法(actuator line method, ALM)模拟了悬停旋翼,通过与S-76旋翼实验数据对比,证实了ALM方法可以捕捉悬停旋翼的主要流场特征,并能有效计算旋翼的性能参数。Merabet等^[22]利用嵌套网格法和ALM方法模拟了狭窄区域对旋翼的气动干扰,通过与实验数据库对比发

现,两种方法均能有效预测旋翼的拉力、俯仰力矩和滚转力矩等气动特性。

目前国内外针对直升机与建筑物、舰船的扰流相互作用研究较多,也有不同领域的学者研究了复杂地形的扰流特性,但关于因自然复杂地形如高原山谷、山丘等诱发的扰流对直升机的气动干扰探索较为少见。鉴于此,本文采用 CFD 方法,在满足平衡大气边界层要求下,基于 RANS 方程研究了高原山谷扰流特性;结合扰流特性,基于嵌套网格方法研究了扰流对悬停旋翼的气动干扰,以期提出直升机复杂地形环境飞行策略提供参考数据。

1 计算模型及方法

1.1 计算模型

选取高原山谷作为典型复杂地形代表,归纳出典型高原山谷的主要特征,提取山谷大尺度地貌,忽略山体表面小尺度的凹凸特征和植被冠层的影响,构建高原山谷三维数字模型,如图 1 所示。高原山谷的计算域为 15000 m(长)×8000 m(宽)×6000 m(高),两座山脉海拔均达到 2300 m 左右。旋翼翼型选用 NACA23012,4 片桨叶,弦长为 0.27 m,展长为 4.428 m,桨盘直径为 9.84 m,扭度为 -8° ,悬停转速为 420 r/min,桨尖马赫数为 0.64。

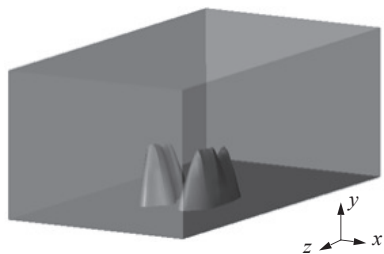


图 1 高原山谷三维模型

Fig. 1 Three-dimensional plateau valley model

1.2 计算方法

N-S 方程的守恒型积分方程统一形式如式(1)所示:

$$\int_V \frac{\partial(\rho\varphi)}{\partial t} dV + \oint \rho\varphi \mathbf{v} \cdot d\mathbf{A} = \oint \Gamma_\varphi \nabla\varphi \cdot d\mathbf{A} + \int_V S_\varphi dV \quad (1)$$

其中: ρ 为流体密度; V 为单元体积; $\mathbf{v}$ 为单元面流速; $\mathbf{A}$ 为单元面面积; φ 为输运量,连续方程中 φ 为 1,动量方程中 φ 为速度分量,能量方程中 φ 为温度; $\nabla\varphi$ 为单元面的输运量 φ 的梯度; Γ_φ 为 φ 的扩散系数; S_φ 为单位控制体体积内 φ 的源项。本文 CFD 计算采用有限体积法,式(1)在计算域某一单元的离散形式如式(2)所示:

$$\frac{\partial(\rho\varphi)}{\partial t} V + \sum_f \rho_f \mathbf{v}_f \varphi_f \cdot \mathbf{A}_f = \sum_f \Gamma_\varphi \nabla\varphi_f \cdot \mathbf{A}_f + S_\varphi V \quad (2)$$

其中, $\rho_f \mathbf{v}_f \cdot \mathbf{A}_f$ 为单元各个面的质量通量, N_f 为单元格的面总数。本文将二阶迎风格式用于单元界面输运量 φ_f 的重构,如式(3)所示:

$$\varphi_f = \varphi_{\text{upstream}} + \nabla\varphi_{\text{upstream}} \cdot \mathbf{r} \quad (3)$$

其中: $\varphi_{\text{upstream}}$ 和 $\nabla\varphi_{\text{upstream}}$ 分别为上游单元的输运量和输运量梯度, $\mathbf{r}$ 为上游单元质心到单元界面 f 质心的位移矢量。

采用时间平均方法对式(1)进行处理,得到时均化的 N-S 方程,即 RANS 方程。RANS 方程引入了和湍流脉动值相关的 Reynolds 应力项,因此需要对其建立湍流模型以保证方程组的封闭。不同湍流模型模拟复杂地形的大气边界层具有差异性。文献[23]通过对比风洞实验的平均风速剖面 and 风攻角确定了最优湍流模型,结果表明:离地 750 m 以下时,标准 $k-\varepsilon$ 模型、标准 $k-\omega$ 模型和 SST 模型的风速剖面与风洞实验基本吻合,但离地 1000 m 以上时,标准 $k-\varepsilon$ 模型的风速明显偏大,而标准 $k-\omega$ 模型结果与实验数据更为接近。标准 $k-\omega$ 模型不仅适合大气边界层数值模拟,而且在模拟旋翼旋转时的涡特性等直升机流场特征方面也表现出良好的适应性,因此本文选择标准 $k-\omega$ 湍流模型。标准 $k-\omega$ 模型的张量表达形式如式(4、5)所示:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k + G_b \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega + G_{\omega b} \quad (5)$$

其中: k 和 ω 分别为湍动能和比耗散率, Γ_k 和 Γ_ω 分别为 k 和 ω 的扩散系数, G_k 和 G_ω 为生成项, Y_k 和 Y_ω 为耗散项, S_k 和 S_ω 为源项, G_b 和 $G_{\omega b}$ 为与浮力湍流流动有关的项。

计算采用基于压力的瞬态隐式算法求解器,采用 SIMPLEC 算法实现压力与速度的解耦,湍动能和比耗散率的离散均采用二阶迎风格式。采用运动嵌套网格方法处理边界运动问题。非定常求解的时间步长为 9.5×10^{-4} s。

1.3 边界条件

大气边界层内流动发展充分,在平地范围内同一高度处的流场沿流动方向稳定,顺风向风速、湍动能等物理量的梯度为 0 或接近于 0,该现象被称为平衡

大气边界层条件。Richards 和 Hoxey^[24] 于 1993 年提出了适用于剪切力驱动边界层的入口条件, 其中湍动能在边界层高度内为常数。然而, 无论是自然界中的风场还是风洞实验, 利用压力驱动模型来解释比剪切力驱动模型更为合理; 且实测结果表明大气边界层的湍动能随高度衰减^[25]。因此 Richards 和 Norris^[26] 于 2015 年提出了适用于压力驱动边界层的入口条件, 对平衡压力驱动边界层采用半解析半数值分析方法, 得到的标准 $k-\varepsilon$ 模型、标准 $k-\omega$ 模型以及 SST 模型适用于压力驱动边界层的入口条件。梯度风高度 h 按式(6)估计:

$$h = \frac{u_\tau}{6f_c} \quad (6)$$

式中: u_τ 为与剪切应力相关的量, 即摩擦速度; f_c 为科里奥利参数, 定义为:

$$f_c = 2\Omega \sin \phi \quad (7)$$

其中: Ω 为地球自转角速度, 取值为 7.29×10^{-5} rad/s; ϕ 为地区纬度, 参考帕米尔高原环境, 地区纬度 ϕ 取 38°N 。入口边界的风速剖面、湍动能剖面和比耗散率剖面分别如式(8~9)所示:

$$U(y) = \frac{u_\tau}{\kappa} \left[\ln \left(\frac{y}{z_0} \right) + C_{U1} \left(\frac{y}{H} \right) + C_{U2} \left(\frac{y}{H} \right)^2 + C_{U3} \left(\frac{y}{H} \right)^3 + C_{U4} \left(\frac{y}{H} \right)^4 \right] \quad (8)$$

$$k(y) = u_\tau^2 \left[C_{k1} + C_{k2} \left(1 - \frac{y}{H} \right)^2 + C_{k3} \left(1 - \frac{y}{H} \right)^4 + C_{k4} \left(1 - \frac{y}{H} \right)^6 \right] \quad (9)$$

$$\omega(y) = \frac{k(y)}{\kappa u_\tau y} \left[(1 + C_{U1} + 2C_{U2}) \left(\frac{y}{H} \right)^2 + 1 + (1 + C_{U1}) \cdot \left(\frac{y}{H} \right) + (1 + C_{U1} + 2C_{U2} + 3C_{U3}) \left(\frac{y}{H} \right)^3 \right] \quad (10)$$

湍流黏度 μ_t 定义如式(11)所示:

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (11)$$

式(8~10)中: 梯度风高度 h 取值 1500 m, $H = h/2$; y 为离地高度; z_0 为粗糙长度; κ 为卡门常数, 取值为 0.4。其余多项式系数在标准 $k-\omega$ 湍流模型中的取值如表 1 所示。

表 1 标准 $k-\omega$ 模型的多项式系数^[25]

Table 1 Coefficients of the standard $k-\omega$ model^[25]

C_{U1}	C_{U2}	C_{U3}	C_{U4}	C_{k1}	C_{k2}	C_{k3}	C_{k4}
0.333	-0.666	0.465	-0.349	0.810	4.046	-2.623	1.100

计算域入口条件采用式(8~10)定义的剖面函数, 出口边界设为零压力出口, 山体表面粗糙长度 z_0 取值为 0.1, 计算时使用等效粗糙系数 K_S , K_S 与 z_0 的转换关系^[27] 如式(12)所示:

$$K_S = \frac{9.793z_0}{C_S} \quad (12)$$

式中 C_S 为粗糙系数, 取值为 0.5。设置高原山谷与旋翼的表面为无滑移壁面。

1.4 网格划分

嵌套网格包含背景网格和部件网格, 以高原山谷为背景网格, 旋翼为部件网格, 两者重叠区域的单元进行插值, 从而实现不同单元的数据连接。通过改变部件网格和背景网格的相对位置可以完成不同工况的计算, 嵌套网格方法很大程度上减少了网格生成的工作量。

首先对背景网格进行划分, 高原山谷周围的核心区域采用四面体网格, 加密山体表面边界层网格, 外围大气区域采用六面体网格, 生成网格如图 2 所示。利用圆盘几何外形将旋翼包裹并划分部件网格, 如图 3 所示。由于背景网格和部件网格的几何尺度相差过大, 为保证网格重叠区域能够有效插值, 还需对山谷网格中悬停位置处进行网格加密, 如图 4 所示。背景网格和部件网格总数约 1732 万。

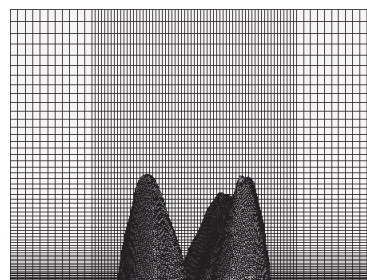


图 2 高原山谷计算域网格

Fig. 2 Computational mesh for plateau valley

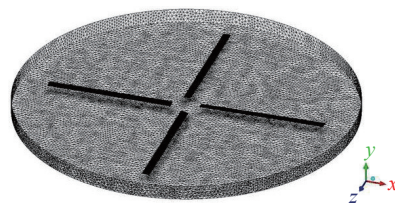


图 3 部件网格

Fig. 3 Component mesh

2 数值验证

2.1 空域水平一致性检验

为检验上述数值模拟方法是否满足平衡大气边

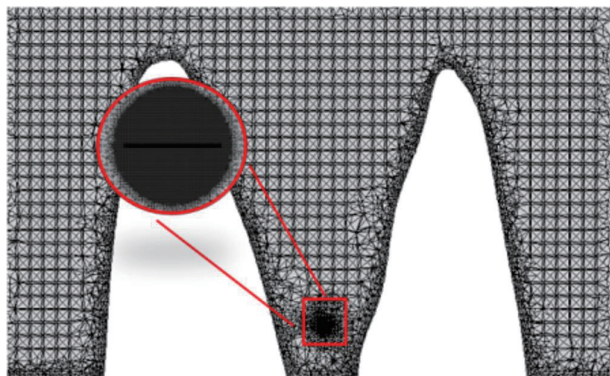


图4 高原山谷网格加密区域

Fig. 4 Plateau valley mesh refinement

边界条件, 去除计算域山谷地形得到空域, 进行水平一致性检验。从图5可以看出, 梯度风高度一半(0~750 m)范围内, 入口、中游和出口的风速剖面 and 湍流特性剖面基本吻合, 入口风速和湍动能沿顺风方向略微衰减, 但是剖面整体仍然具有自保特性, 结果表明上述数值模拟方法满足平衡大气边界层条件。

2.2 嵌套网格有效性验证

采用 Caradonna-Tung 旋翼模型算例^[28]验证嵌套网格方法模拟悬停旋翼的有效性。旋翼翼型为 NACA0012, 桨叶弦长 c 为 0.1905 m, 桨盘半径 R 为 1.143 m, 悬停转速为 1250 r/min, 桨叶总距角为 8° 。分别对最后两个周期的旋翼压力系数计算结果进行平均, 得到旋翼时均压力系数分布。图6为桨叶根部沿径向 0.5R 和 0.8R 截面处的压力系数对比图, 从图中可以发现, 基于嵌套网格方法得到的结果与实验数据^[28]较为吻合, 能够真实反映桨叶表面压力系数随位置的变化趋势。表2比较了嵌套网格方法与风洞实验的旋翼拉力系数, 结果表明两者的相对误差为 3.49%。从以上结论可以得知, 本文采用的嵌套网格方法具有良好的精度。

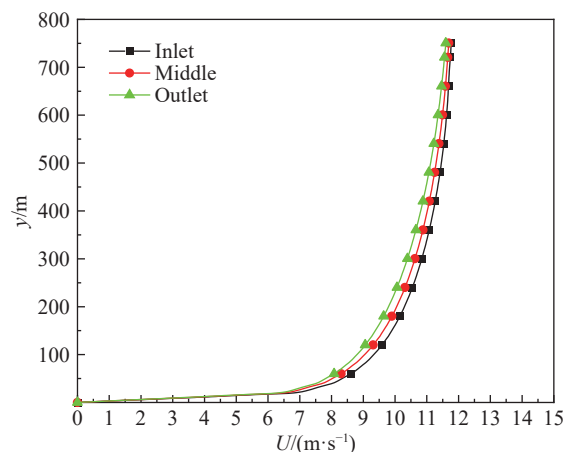
3 结果分析

3.1 高原山谷的抗流特性

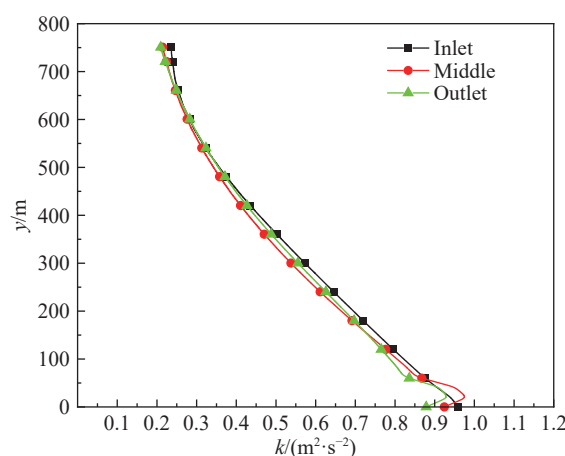
本文首先计算孤立高原山谷的流场, 在梯度风高度平均风速约为 11 m/s 条件下, 研究不同海拔高度水平面的风速特性和湍流特性, 并结合山谷的三维流线图总结抗流特征。

3.1.1 风速特性

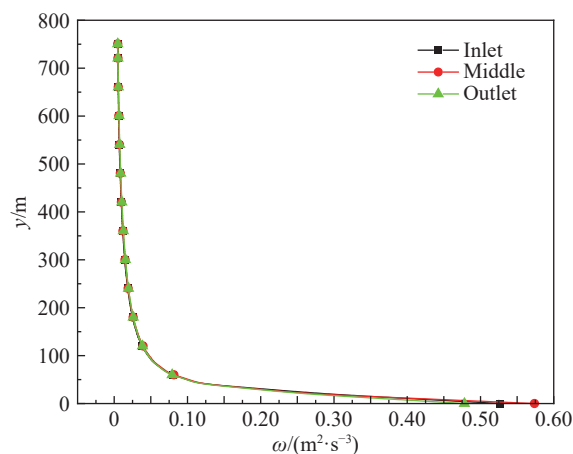
图7为不同海拔高度 y 的水平面速度云图, 从图中可知, 不同海拔高度平面内的风速均因山谷地形的影响而显著变化。观察图7(a)海拔高度 400 m 处山谷内的风速云图可以发现, 山谷的入口位置出现了明



(a) 风速剖面对比



(b) 湍动能剖面对比



(c) 比耗散率剖面对比

图5 空域不同截面位置的风速剖面 and 湍流剖面对比

Fig. 5 Wind velocity profiles and turbulent flow profiles at different locations in flat computing domain

显的气流加速效应, 其主要原因是气流横截面受到地形影响逐渐收缩, 从而导致气流流速增加。同理, 气流进入山谷后在山谷扩张段会出现减速现象。随着海拔升高, 平面内受到地形干扰的区域减小, 因此山谷入口处的气流加速现象和山谷扩张段的气流减速

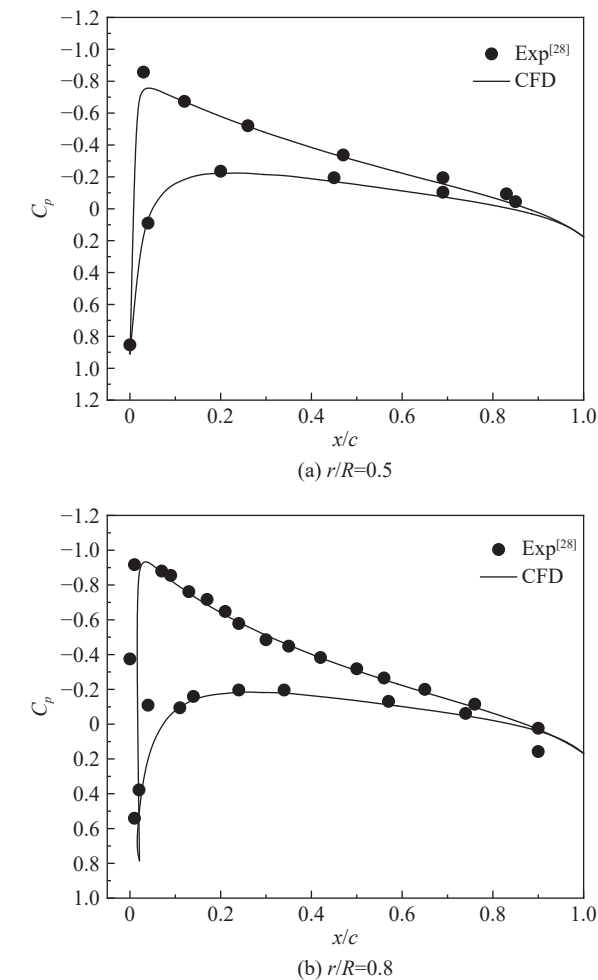


图 6 桨叶不同截面压力系数分布对比

Fig. 6 Pressure coefficient distributions at different blade sections

表 2 旋翼拉力系数计算值与实验值对比

Table 2 Comparison of the rotor pull coefficients between CFD and experiment

数据来源	C_T
CFD	0.00475
Exp. ^[28]	0.00459
Relative Error	3.49%

现象会有所削弱。对于山谷入口处而言，气流加速现象的削弱并没有使得各海拔高度下山谷入口处气流速度出现较大变化，这是因为气流受地面粗糙度的影响程度也随着海拔升高而减弱。反之，在山谷扩张段，在减速现象削弱和受地面粗糙度影响程度减弱的共同作用下，气流速度随着海拔升高出现了较大变化，数值明显增大。

3.1.2 湍流特性

图 8 为不同海拔高度的水平面湍动能云图，气流湍动能整体随海拔高度增加而逐渐减小。山谷中部

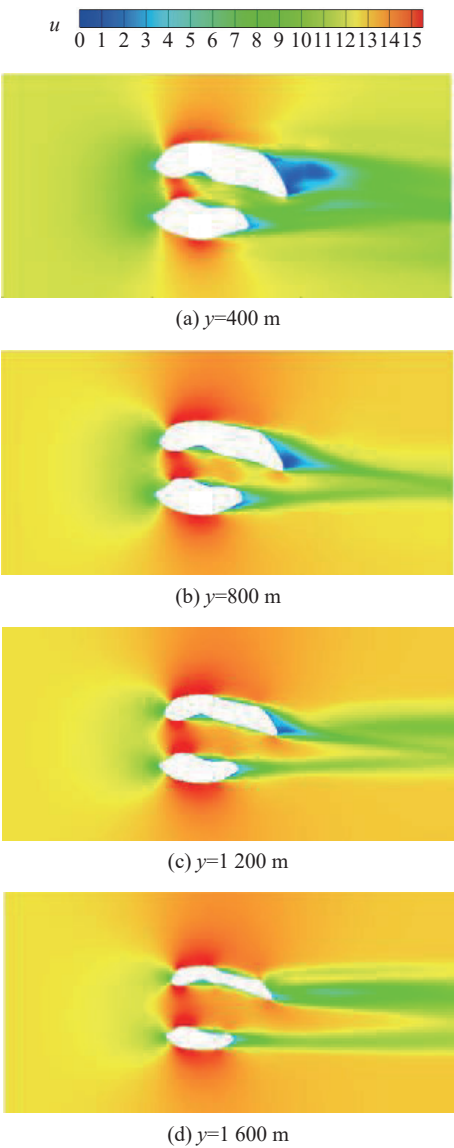


图 7 不同海拔高度平面的风速云图

Fig. 7 Wind speed contours at different altitudes

流域的湍动能普遍较小，而山谷内凹壁区域和曲率较大的表面附近存在较高的湍动能，山脉的尾迹区域也存在湍动能集中现象。对于在高原山区飞行的直升机而言，气流紊乱程度是影响直升机飞行品质的一个重要考量因素。英国 CAP437 标准规定，起降区直升机垂直速度的标准方差不能超过 1.75 m/s，对于标准 $k-\omega$ 模型而言，相应的湍动能不能超过 $4.59\text{ m}^2/\text{s}^2$ ^[29]。湍动能较大的区域容易产生非定常的紊乱气流，从而在直升机旋翼上产生非定常气动载荷，导致飞行员操纵难度增大，甚至引发失控的风险。

3.1.3 三维流场分析

图 9 为山谷的三维流线图。从图中可以看到，山谷中气流流动复杂，山顶产生了山顶涡，山底也存在底部涡；凹壁区域内也出现了涡流，涡流受到山顶涡

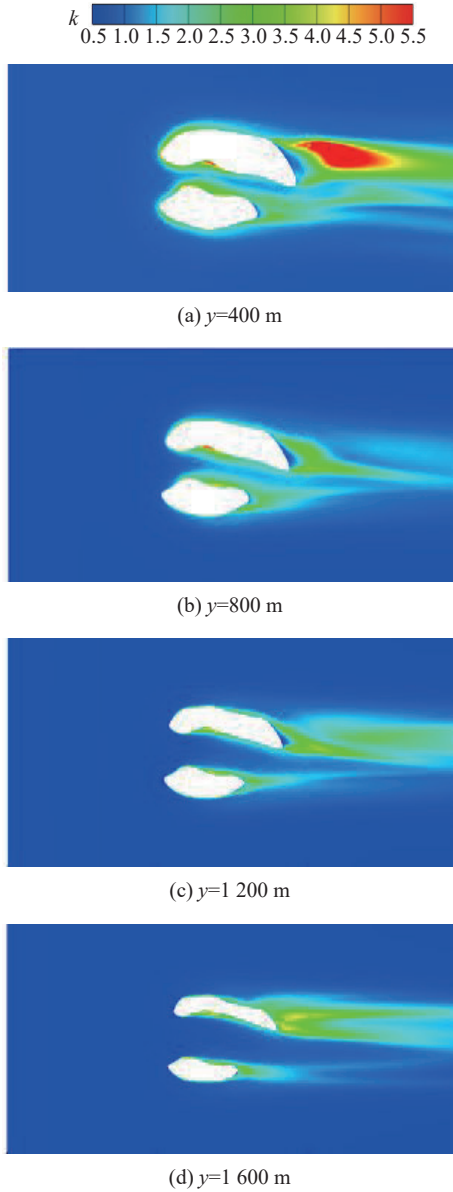


图8 不同海拔高度的水平面湍动能云图

Fig. 8 Turbulent kinetic energy contours at different altitudes

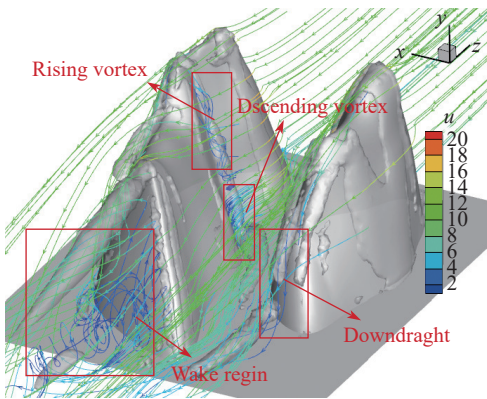


图9 高原山谷三维流线图

Fig. 9 Three dimensional streamlines around the plateau valley

和底部涡的干扰,分别螺旋上升和螺旋下降,使得涡流区流动方向变化,这可能会形成风切变现象^[30]。右

侧山脉尾部处底部涡诱发上方气流向下运动形成下降气流,左侧山脉尾迹气流则发生了严重的流动分离,这也是山脉尾迹区存在高端动能的重要诱因。

3.2 山谷与悬停旋翼的气动干扰

本文对旋翼中心处于400 m海拔高度的典型位置开展了数值计算,研究山谷中顺风向来流、涡流和下降气流对悬停旋翼的气动干扰。旋翼悬停位置及各监测位置的编号如图10所示,1号和3号位置的扰流为顺风向来流,其中1号位置具有气流加速效应;2-1、2-2和2-3位于涡流区;4-1、4-2和4-3位置的扰流存在下降气流。

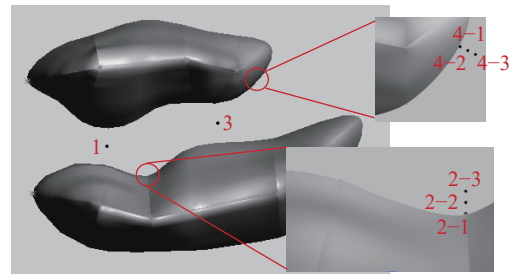


图10 旋翼悬停位置示意图

Fig. 10 Schematic diagram of the rotor hovering position

旋翼的拉力系数、功率系数、俯仰力矩系数和悬停效率分别定义如下:

$$\text{拉力系数: } C_T = \frac{2T}{\rho \Omega_r^2 R^2 \cdot \pi R^2} \quad (13)$$

$$\text{功率系数: } C_P = \frac{2P}{\rho \Omega_r^2 R^2 \cdot \pi R^2 \cdot \Omega_r R} \quad (14)$$

$$\text{俯仰力矩系数: } C_m = \frac{2M}{\rho \Omega_r^2 R^2 \cdot \pi R^2 \cdot R} \quad (15)$$

$$\text{悬停效率}^{[31]}: \eta_0 = \frac{1}{2} \left(\frac{C_T^{3/2}}{C_P} \right) \quad (16)$$

其中: T 为旋翼拉力; Ω_r 为旋翼角速度; $\Omega_r R$ 为桨尖速度,也作为基准速度; P 为旋翼功率, M 为俯仰力矩。

3.2.1 山谷顺风向来流对旋翼的气动干扰

图11给出了位于1号和3号位置顺风向来流下的旋翼及孤立旋翼的气动力特性及悬停效率对比。观察图11(a)可以发现,相比无扰流状态,旋翼的拉力系数在顺风向来流的影响下有了较大提升,达到原来的2倍以上,其中1号位置即加速流位置的拉力系数相比3号位置提升更多。由图11(b)可知1号位置和3号位置的旋翼功率系数基本不变。在功率系数

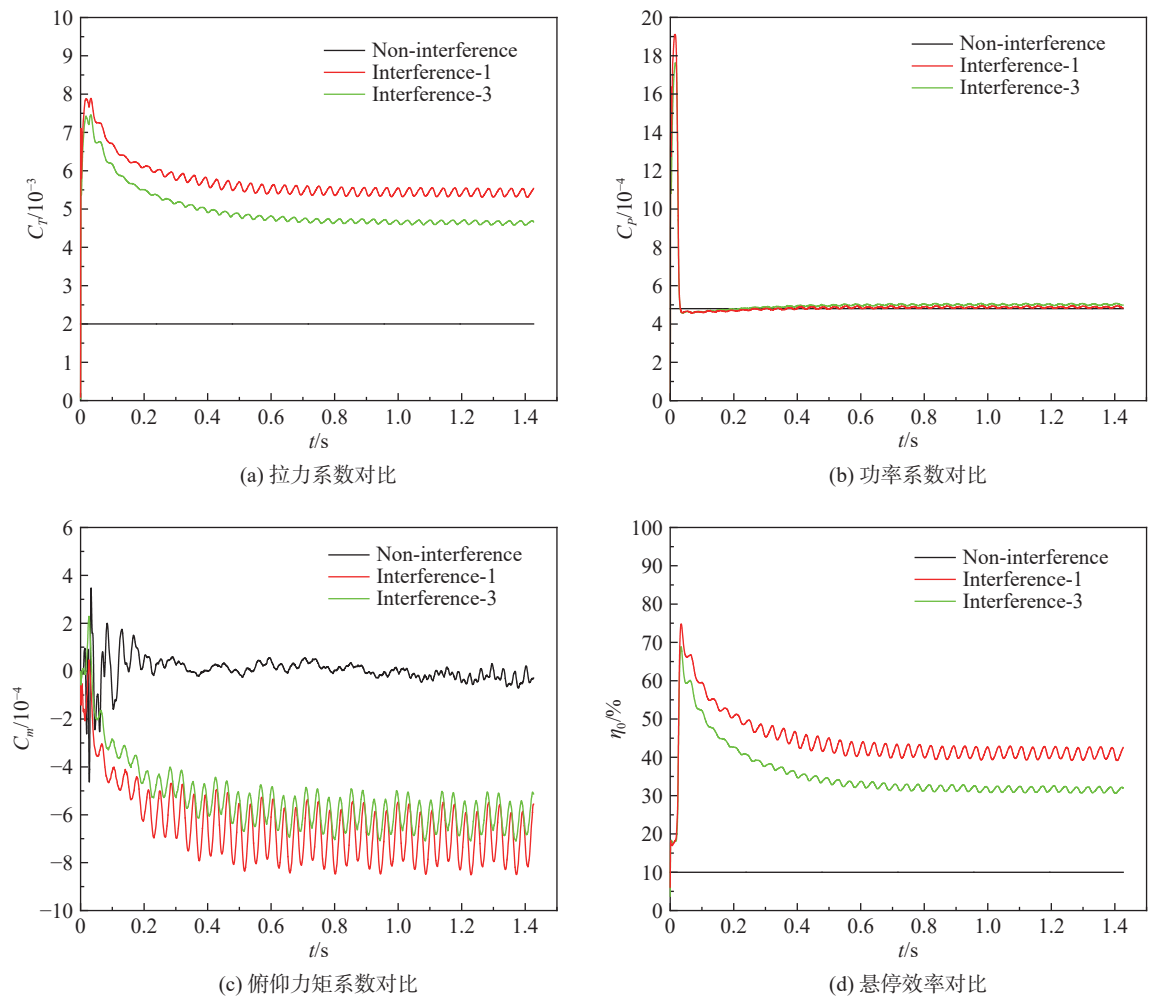


图 11 顺风向来流下旋翼气动力和悬停效率的对比曲线

Fig. 11 Aerodynamic force and hovering efficiency of downwind rotor

不变、拉力系数升高的情况下，悬停效率将大幅提升，如图 11(d)所示，1 号和 3 号位置的悬停效率比原来提高 3 倍以上。

图 12 为 1 号和 3 号位置的耦合流场 yz 剖面的 y 方向速度云图，由图可知，旋翼周围的顺风向来流存在上偏现象，而气流的上偏分量对旋翼的拉力系数起到了增益作用，且在旋翼功率系数不变的情况下，对悬停效率也起到了增益作用。但是上偏气流对旋翼还产生了一定的俯仰力矩，并且伴随明显的振荡现象，上偏气流导致的负 x 方向的力矩使得旋翼有“前翻”的趋势。1 号位置的来流风速比 3 号位置大，旋翼承受的俯仰力矩也相对更大，且振荡现象也更为明显。

3.2.2 山谷涡流区对旋翼的气动干扰

由 3.1 节的山谷扰流分析可知，凹壁内的气流受顺风向来流影响较小，风速较慢，但是流动紊乱，流向变化剧烈，气流湍动能较高。由图 13 涡流区流线图及图 14 涡流区旋翼俯仰力矩系数对比曲线可以看

出，2-2 和 2-3 位置的旋翼产生了相反的俯仰力矩，两

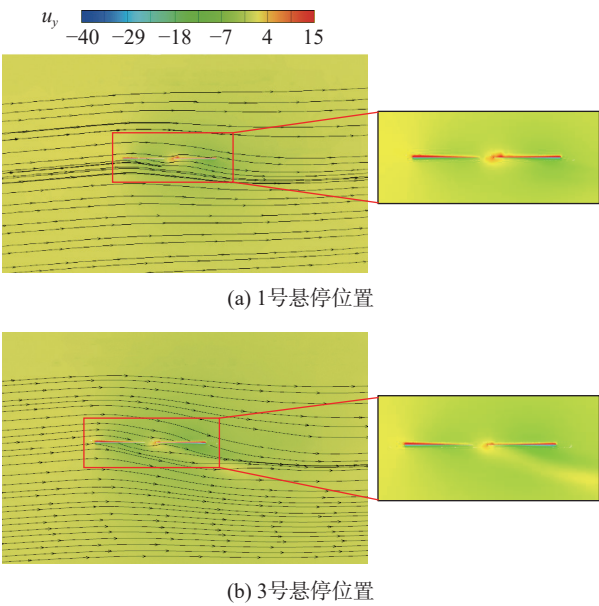


图 12 1 号和 3 号位置的耦合流场 yz 剖面速度云图
Fig. 12 Velocity contours of coupled flow field in yz plane at positions 1 and 3

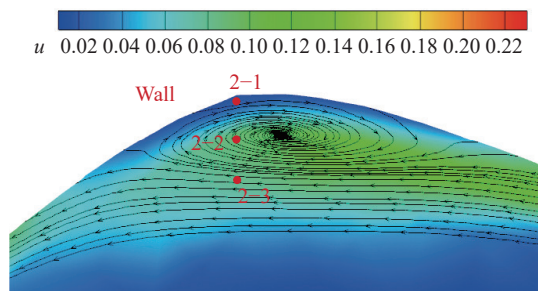


图 13 旋翼悬停位置的涡流区流线图

Fig. 13 Swirl zone flow diagram for rotor hovering position

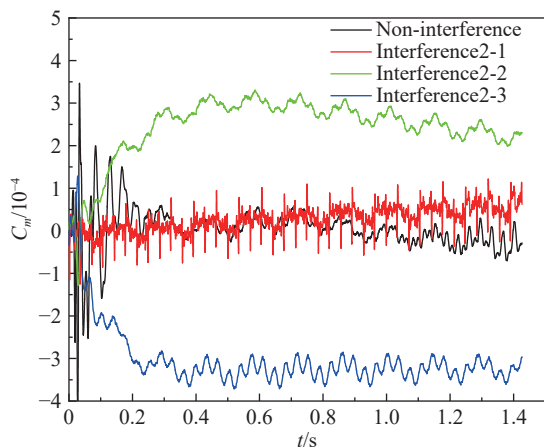


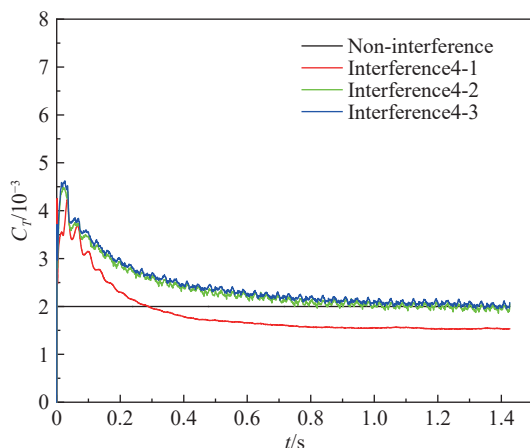
图 14 涡流区旋翼俯仰力矩系数对比

Fig. 14 Rotor's pitching moment coefficients in vortex area

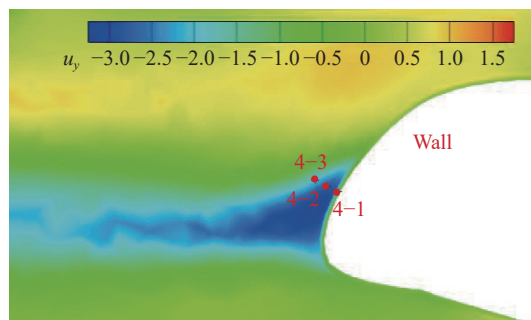
个悬停位置相距较近但俯仰力矩系数跨度较大,该区域可能存在风切变现象。由于直升机操纵迟缓,其一旦进入较强风切变中特别是在超低空或贴地飞行情况下,进行操纵修正将比固定翼飞机困难^[32]。

3.2.3 山谷下降气流对旋翼的气动干扰

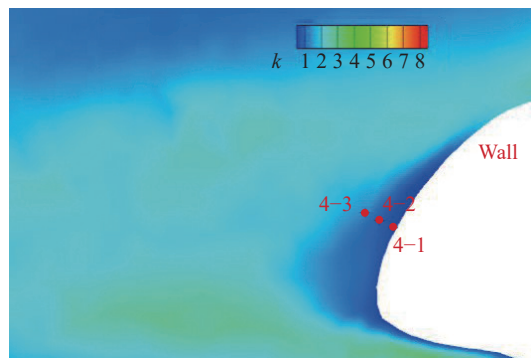
图 15 为 4-1、4-2 和 4-3 位置的速度云图及湍动能云图。从图 15 可以看到,3 个位置的扰流流速均有向下的分量,形成下降气流区域;4-2 和 4-3 位置逐渐进入山脉尾迹区,扰流湍动能相对比 4-1 位置高。



(a) 拉力系数对比



(a) 速度云图



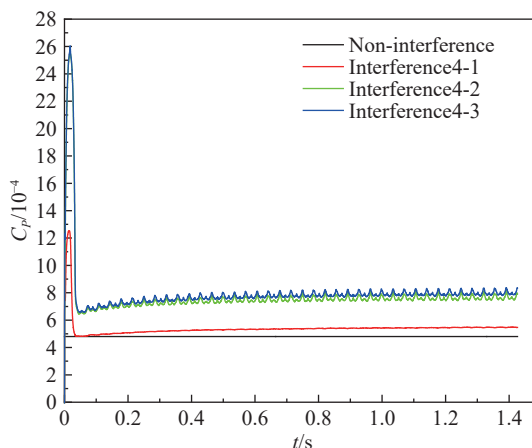
(b) 湍动能云图

图 15 4-1、4-2 和 4-3 位置的扰流特性

Fig. 15 Turbulence characteristics at positions 4-1, 4-2, and 4-3

图 16 为 4-1、4-2 和 4-3 位置的旋翼及孤立旋翼的气动力系数及悬停效率曲线。由图 16 可知:与无扰流状态相比,4-2 和 4-3 位置的旋翼拉力系数没有较大变化,但功率系数有大幅增加,且俯仰力矩系数出现了高频振荡;4-1 位置的旋翼拉力系数损失约 20%,功率系数增幅不大。

图 17 为旋翼涡结构对比图,可以发现,4-2 和 4-3 位置的旋翼涡结构相比无扰流状态和 4-1 位置更加紊乱,因此高湍动能扰流可能是 4-2 和 4-3 位置旋翼功率增加和俯仰力矩振荡的重要诱因。观察图 16(d)



(b) 功率系数对比

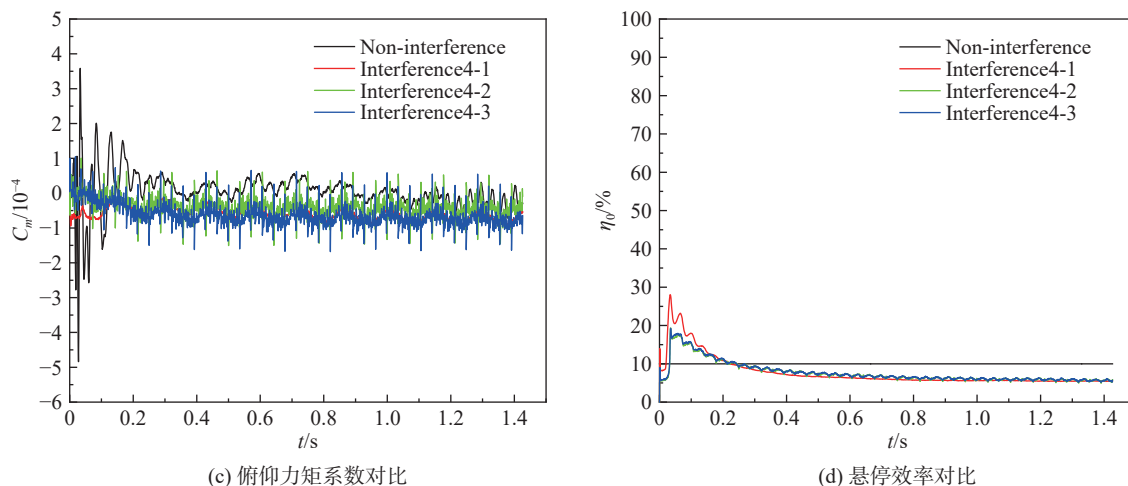


图 16 下降气流中旋翼气动力和悬停效率的对比曲线

Fig. 16 Rotor's aerodynamic force and hovering efficiency in downdraft

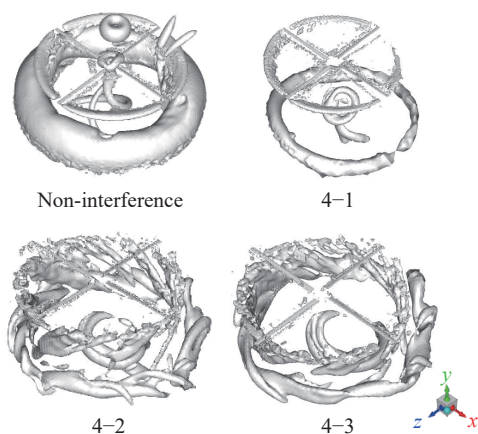


图 17 下降气流中旋翼涡结构对比

Fig. 17 Comparison of vortical structures in downdraft

悬停效率对比曲线可以发现,下降气流的3个悬停位置的旋翼悬停效率比无扰流状态均下降了约40%。

4 结论

本文采用标准 $k-\omega$ 模型在满足平衡大气边界层条件下计算了高原山谷流场,分析了山谷扰流特性,并在此基础上采用嵌套网格方法计算了山谷扰流-悬停旋翼耦合流场,开展了扰流对悬停旋翼的气动干扰研究。所得结论如下:

1) 山谷中存在气流加速效应和减速效应,随着海拔升高,加速现象和减速现象有所削弱。山谷中部流域湍动能较小,山体表面曲率较大的区域湍动能较大,凹壁和尾迹区容易形成湍动能集中。随着海拔升高,湍动能整体呈下降趋势。山谷中扰流复杂,存在顺风向来流、涡流和下降气流等扰流特征。

2) 山谷中的顺风向来流存在上偏现象,上偏气流提高了旋翼的拉力系数和悬停效率,但是也对旋翼

产生了一定的俯仰力矩,且伴随明显振荡。涡流区内扰流的流向变化强烈,对旋翼的干扰复杂,可能存在风切变现象。下降气流会造成旋翼的拉力损失,从而降低悬停效率;下降气流周围可能存在高端动能气流,会引起旋翼功率增加、俯仰力矩振荡。

本文分析了固定海拔高度处的高原山谷扰流对悬停旋翼气动特性的影响,后续将考虑更多不同海拔高度的扰流对悬停旋翼的气动干扰,以及典型位置处的旋翼处于不同飞行状态时(如前飞等)的气动特性。

参考文献:

- [1] Drake J, Grigg J, Gleason S, et al. The compendium report: The U. S. JHSAT baseline of helicopter accident analysis, Volume I[R]. International Helicopter Safety Team, 2011.
- [2] Mattuella J M L, Loredó-Souza A M, Oliveira M G K, et al. Wind tunnel experimental analysis of a complex terrain microsite[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2016, 54: 110–119.
doi: 10.1016/j.rser.2015.09.088
- [3] 邹云峰, 岳鹏, 周帅, 等. 高原深切峡谷桥址风场特性风洞试验研究[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2022, 53(7): 2533–2543.
Zou Yunfeng, Yue Peng, Zhou Shuai, et al. Wind tunnel experimental study on wind characteristics of bridge site at plateau deep-cutting gorge[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2022, 53(7): 2533–2543(in Chinese).
doi: 10.11817/j.issn.1672-7207.2022.07.013
- [4] Kim H G, Patel V C, Lee C M. Numerical simulation of wind flow over hilly terrain[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2000, 87(1): 45–60.
doi: 10.1016/S0167-6105(00)00014-3
- [5] Prospathopoulos J M, Politis E S, Chaviaropoulos P K. Application of a 3D RANS solver on the complex hill of Bolund and assessment of the wind flow predictions[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2012, 107: 149–159.
doi: 10.1016/j.jweia.2012.04.011
- [6] 孙朋朋, 孙伟, 林永峰, 等. 基于直升机安全起降条件的城区建筑流场分析[J]. 直升机技术, 2017(4): 1–5, 12.

- Sun Pengpeng, Sun Wei, Lin Yongfeng, et al. Analysis simulation of urban building flow-field based on the safety conditions of helicopter taking off and landing[J]. *Helicopter Technique*, 2017(4): 1–5,12(in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1673-1220.2017.04.001](https://doi.org/10.3969/j.issn.1673-1220.2017.04.001)
- [7] 郑德乾, 包延芳, 李亮, 等. 坡度对三维山丘风场特性及绕流机理分析[J]. *科学技术与工程*, 2022, 22(20): 8691–8700.
Zheng Deqian, Bao Yanfang, Li Liang, et al. Analysis of the slope effect on wind field and flow mechanism over 3D hilly terrain[J]. *Science Technology and Engineering*, 2022, 22(20): 8691–8700(in Chinese).
- [8] Zhou T, Yan B W, Yang Q S, et al. POD analysis of spatiotemporal characteristics of wake turbulence over hilly terrain and their relationship to hill slope, hill shape and inflow turbulence[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2022, 224: 104986.
doi: [10.1016/j.jweia.2022.104986](https://doi.org/10.1016/j.jweia.2022.104986)
- [9] Visingardi A, Gregorio F D, Schwarz T, et al. Forces on obstacles in rotor wake – a GARTEUR action group[C]// European Rotorcraft Forum, Milan Italy, 2017.
- [10] Zagaglia D, Gibertini G, Giuni M, et al. Experiments on the helicopter-obstacle aerodynamic interference in absence of external wind[C]// European Rotorcraft Forum, Lille France, 2016.
- [11] Zagaglia D, Giuni M, Green R B. Investigation of the rotor-obstacle aerodynamic interaction in hovering flight[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2018, 63(3): 1–12.
doi: [10.4050/jahs.63.032007](https://doi.org/10.4050/jahs.63.032007)
- [12] Taymourtash N, Zagaglia D, Zanotti A, et al. Experimental study of a helicopter model in shipboard operations[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 115: 106774.
doi: [10.1016/j.ast.2021.106774](https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106774)
- [13] Tan J F, Sun Y M, Zhou T Y, et al. Simulation of the aerodynamic interaction between rotor and ground obstacle using vortex method[J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2019, 10(3): 733–753.
doi: [10.1007/s13272-018-0346-8](https://doi.org/10.1007/s13272-018-0346-8)
- [14] Tan J F, Gao J E, Barakos G N, et al. Novel approach to helicopter brownout based on vortex and discrete element methods[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 116: 106839.
doi: [10.1016/j.ast.2021.106839](https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106839)
- [15] Tan J F, Sun Y M, Zhou T Y, et al. Unsteady aerodynamic interaction between rotor and ground obstacle[C]// 44th European Rotorcraft Forum, Delft Netherlands, 2018.
- [16] Zagaglia D, Giuni M, Pickles D J, et al. Rotor-obstacle aerodynamic interaction in hovering flight: an experimental survey[C]// The AHS 72nd Annual Forum, West Palm Beach, Florida, 2016.
- [17] 苏大成, 史勇杰, 徐国华, 等. 直升机/舰船耦合流场的数值模拟[J]. *航空学报*, 2017, 38(7): 75–86.
Su Dacheng, Shi Yongjie, Xu Guohua, et al. Numerical simulation of coupled flow field of helicopter/ship[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 75–86(in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2017.120853](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2017.120853)
- [18] 陈建伟, 朱清华, 王坤, 等. 建筑物对直升机旋翼气动干扰研究[J]. *飞行力学*, 2019, 37(5): 18–23.
Chen Jianwei, Zhu Qinghua, Wang Kun, et al. Study on aerodynamic interference of building on helicopter rotor[J]. *Flight Dynamics*, 2019, 37(5): 18–23(in Chinese).
doi: [10.13645/j.cnki.f.d.20190617.008](https://doi.org/10.13645/j.cnki.f.d.20190617.008)
- [19] 苏冀, 王逸斌, 赵宁. 直升机与舰船耦合流场的旋涡与分离特性[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(5): 971–979.
Su Qi, Wang Yibin, Zhao Ning. Vortex and separation of coupled flow field between helicopter and ship[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(5): 971–979(in Chinese).
doi: [10.7638/kqdlxxb-2020.0002](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0002)
- [20] Linton D, Thornber B. An actuator surface method for ship-helicopter dynamic interface simulations[C]//Proc of the AIAA Scitech 2021 Forum, VIRTUAL EVENT. AIAA, 2021: AIAA2021-1828.
doi: [10.2514/6.2021-1828](https://doi.org/10.2514/6.2021-1828)
- [21] Merabet R, Laurendeau E. Hovering helicopter rotors modeling using the actuator line method[J]. *Journal of Aircraft*, 2022, 59(3): 774–787.
doi: [10.2514/1.c036314](https://doi.org/10.2514/1.c036314)
- [22] Merabet R, Laurendeau E. Numerical simulations of a rotor in confined areas including the presence of wind[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 126: 107657.
doi: [10.1016/j.ast.2022.107657](https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107657)
- [23] 宋佳玲. 山区沟谷地形风场特性及其对人行悬索桥静风响应的影响[D]. 西安: 长安大学, 2021.
Song Jialing. Study on wind characteristics and aerostatic performance of pedestrian suspension bridge in the mountainous valleys [D]. Xi'an: Changan University, 2021.
doi: [10.26976/d.cnki.gchau.2021.000047](https://doi.org/10.26976/d.cnki.gchau.2021.000047)
- [24] Richards P J, Hoxey R P. Appropriate boundary conditions for computational wind engineering models using the $k-\epsilon$ turbulence model[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 1993, 46-47: 145–153.
doi: [10.1016/0167-6105\(93\)90170-s](https://doi.org/10.1016/0167-6105(93)90170-s)
- [25] Yang Y, Gu M, Chen S Q, et al. New inflow boundary conditions for modelling the neutral equilibrium atmospheric boundary layer in computational wind engineering[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2009, 97(2): 88–95.
doi: [10.1016/j.jweia.2008.12.001](https://doi.org/10.1016/j.jweia.2008.12.001)
- [26] Richards P J, Norris S E. Appropriate boundary conditions for a pressure driven boundary layer[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2015, 142: 43–52.
doi: [10.1016/j.jweia.2015.03.003](https://doi.org/10.1016/j.jweia.2015.03.003)
- [27] Blocken B, Stathopoulos T, Carmeliet J. CFD simulation of the atmospheric boundary layer: wall function problems[J]. *Atmospheric Environment*, 2007, 41(2): 238–252.
doi: [10.1016/j.atmosenv.2006.08.019](https://doi.org/10.1016/j.atmosenv.2006.08.019)
- [28] Caradonna F X, Tung C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[J]. *Vertica*, 1981, 5(2): 149–161.
doi: [10.1016/0376-0421\(81\)90002-6](https://doi.org/10.1016/0376-0421(81)90002-6)
- [29] Hess R A. Modeling the pilot detection of time-varying aircraft dynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49(6): 2100–2104.
doi: [10.2514/1.c031805](https://doi.org/10.2514/1.c031805)
- [30] 刘喆. 低空风切变与飞行安全[J]. *硅谷*, 2015, 8(1): 194, 208.
Liu Zhe. Low altitude wind shear and flight safety[J]. *Silicon Valley*, 2015, 8(1): 194, 208(in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1671-7597.2015.01.154](https://doi.org/10.3969/j.issn.1671-7597.2015.01.154)
- [31] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
Wang Shicun. Helicopter aerodynamics[M]. Beijing: Aviation Professional Textbook Editing Group, 1985(in Chinese).
- [32] 赵维义, 傅百先, 丁文勇, 等. 低空风切变中直升机纵向运动特性分析[J]. *飞行力学*, 2002(1): 25–28.
Zhao Wei, Fu Baixian, Ding Wenyong, et al. Analysis of the helicopter longitudinal motion characteristics in the low-level windshear[J]. *Flight Dynamics*, 2002(1): 25–28(in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1002-0853.2002.01.007](https://doi.org/10.3969/j.issn.1002-0853.2002.01.007)

(本文责编: 张天航)