

DOI:10.11918/202009032

旋翼机对降落伞工作性能的影响

吴卓恒¹, 余莉^{1,2}, 张思宇¹, 贾贺^{2,3}

(1. 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部实验室(南京航空航天大学), 南京 210016;
2. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016; 3. 北京空间机电研究所, 北京 100094)

摘要: 为研究旋翼机对降落伞工作性能的非定常影响, 建立一套适用于旋翼机伞降系统非定常复合流场的数值模拟方法。首先, 采用 PISO (pressure implicit split operator) 算法和 Reliazable $k-\varepsilon$ 湍流模型, 以提高瞬态计算效率和粘性计算精度, 准确捕捉流场尾涡细节变化。其次, 建立了高效的动态网格更新模型, 结合 Diffusion Smoothing 和 Remeshing 两种网格更新方法, 对不同变形尺度的网格进行分类处理。在此基础上, 研究了旋翼扰动下物伞系统的非定常尾流特征和降落伞气动特性的变化。结果表明: 旋翼转动使前体尾流区长度增加, 尾流对降落伞影响增强, 伞衣入口的流场结构呈不对称分布; 前体尾部负涡量区逐渐上移, 与伞衣入口的负涡量区相连通, 促进了伞衣尾流的脱离, 伞衣尾流区的旋涡数量明显增加; 另一方面, 旋翼转动扰乱了前体表面的涡流分布, 形成旋转涡流区, 前体尾流中的脱落涡流区范围变小, 受涡量黏性耗散的影响, 进入伞衣的旋涡强度减弱。随着旋翼转速增加, 伞衣外侧压力不变, 内侧压力和压强系数均逐渐减小, 内外压差减小, 降落伞的平均阻力系数逐渐减小。

关键词: 旋翼机; 降落伞; 复合流场; 气动干扰; 旋涡强度; 动网格

中图分类号: V211.52; V244.21 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2021)12-0060-08

Effects of rotorcraft on aerodynamic performance of parachute

WU Zhuoheng¹, YU Li^{1,2}, ZHANG Siyu¹, JIA He^{2,3}

(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing 210016, China; 2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 3. Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: To study the unsteady effects of rotorcraft on the aerodynamic performance of parachute, a numerical simulation method for the unsteady compound flowfield of rotorcraft-parachute system was established. First, the pressure implicit split operator (PISO) algorithm and Reliazable $k-\varepsilon$ model were applied to improve the efficiency of transient calculation and the accuracy of viscosity calculation, and the detail changes in the wake vortex were accurately captured. Subsequently, an efficient dynamic mesh updating model was established, and the Diffusion Smoothing and Remeshing methods were adopted to classify meshes with different deformation scales. Then, the unsteady wake characteristics of the rotorcraft-parachute system and the aerodynamic characteristics of the parachute were studied. Results show that the rotor increased the length of the frontal wake area. The influences of the wake on the parachute were increasing, and the flowfield structure at the entrance of the parachute was asymmetrically distributed. The negative vorticity area at the tail of the rotorcraft gradually moved up and connected with the negative vorticity area at the entrance of the canopy, which promoted the separation of the vorticity from the canopy. The number of vortices in the wake increased significantly. On the other hand, the rotor disrupted the vortex distribution around the rotorcraft, which formed a rotating vortex region. The range of shedding vortex in the wake became smaller. The vorticity magnitude entering the canopy was weakened due to the vorticity viscous dissipation. With increasing rotor speed, the outer pressure of canopy remained the same, but the inner pressure and pressure coefficient gradually decreased, and the pressure difference was reduced, so the average drag coefficient of the parachute gradually decreased.

Keywords: rotorcraft; parachute; compound flowfield; aerodynamic interaction; vorticity magnitude; dynamic mesh

收稿日期: 2020-09-07

基金项目: 国家自然科学基金(11972192)

作者简介: 吴卓恒(1995—), 男, 硕士研究生;

余莉(1969—), 女, 教授, 博士生导师

通信作者: 余莉, yuli_happy@nuaa.edu.cn

自旋翼无人机因其飞行性能好、不受地形限制等优点, 被广泛用于地质探测、搜救侦查以及科学研究等领域。但是, 当在飞行过程中出现故障时, 可能会发生严重的安全事故甚至坠毁。目前, 已经广泛

采用降落伞对固定翼无人机进行减速回收^[1], 而对旋翼机回收的研究工作较少。当失控状态的旋翼机处于垂直下降时, 旋翼产生的旋转流场^[2]加剧了前体尾流的非定常变化, 导致流向降落伞的流场变化紊乱。为探究旋翼扰动下物伞系统的流场特性以及伞衣气动性能变化, 需要对旋翼机/降落伞的非定常复合流场展开深入的研究。

目前, 旋翼流场的研究主要通过风洞试验和数值模拟, 风洞试验能够真实反映旋翼的工作状态^[3-4], 通过控制旋翼的状态参数获得准确的试验数据, 但存在洞壁效应^[5]、实验数据可重复性差^[6]、成本代价高等问题。随着计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 的发展, 数值模拟逐渐成为研究旋翼流场的重要手段, 该方法通过直接求解流场控制方程 (Euler 方程或 Navier-Stokes 方程)^[7-8], 能真实还原流场的细节变化, 具备较高的求解精度。如文献[9-11]采用 CFD 方法对悬停状态下的旋翼流场进行了数值模拟, 得到了桨叶附近真实的流场细节变化; 文献[12-13]观察到前飞状态下的旋翼桨尖涡, 分析了旋翼尾迹涡和下洗流的非定常流场特征变化; 文献[14]发现旋翼垂直下降流场会出现涡环状态, 随下降速度增加旋翼下洗流逐渐上移直至被来流抵消。

众多学者也广泛开展了旋翼复合流场的数值研究, 如文献[15-17]对倾转旋翼机/机翼的复合流场进行了 CFD 数值模拟, 精确捕捉到了流场的旋涡结构, 观察到旋翼/机身产生的“喷泉效应”^[15-16]现象; 文献[18-20]对旋翼与舰船的复合流场进行数值模拟, 发现旋翼绕流与舰船尾流发生叠加^[18], 会产生旋涡、回流、分离^[19]等多种复杂的流动形式, 在侧风的掺混下进一步形成涡流紊乱区, 涡流区范围和气流下洗明显增加, 甲板流场变化极不稳定^[20]。目前, 对旋翼复合流场的数值研究还有很多^[21-22], 但旋翼机/降落伞非定常复合流场的研究工作却很少。

本文基于 PISO (pressure implicit split operator) 算法对旋翼机/降落伞复合流场展开非定常数值计算, 为提高网格更新效率, 采用了不同变形尺度网格分类处理的思路。随后, 研究了旋翼转动对物伞系统流场分布和旋涡演变的非定常影响, 分析了不同旋翼转速下流场特性参数和降落伞气动特性的变化情况, 为进一步探究旋翼机与降落伞的气动干扰提供一定参考。

1 计算方法

1.1 数值方法及湍流模型

本文基于有限体积法采用 MUSCL (monotone

Upstream-centered schemes for conservation laws) 三阶格式进行流场方程离散, 为提高瞬态计算精度并加速收敛采用了 PISO 算法, 压力插值选择 Standard 格式, 为有效处理瞬态计算伪扩散问题选择 Green-gauss Node-based 格式梯度插值。边界条件采用速度进口和压力出口, 远场为对称边界条件, 伞衣面以及旋翼机 (包括前体和旋翼) 为无滑移边界条件, 旋转区域 Ω_r 和自由流区域 Ω_f 的交界面 $\Gamma_{\text{interface}}$ 为 Inerface 边界条件。

为获得精细的流场结构、有效求解固壁绕流问题, 本文计算采用了标准壁面函数法 (standard wall functions), 湍流模型选择 Realizable $k-\varepsilon$ 两方程模型, 其控制方程为

$$\begin{cases} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \\ \frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 E \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: 经验系数 $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.2$, $C_2 = 1.9$; $\eta = (2E_{ij} \cdot E_{ij})^{\frac{1}{2}} \frac{k}{\varepsilon}$; $E_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$; $u_i = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$; $C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s U \cdot (k/\varepsilon)}$; $C_1 = \max \left(0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right)$ 。

1.2 网格更新模型

迭代格式的时间推进方法在每个时间步内都要对流场网格进行更新, 以确保网格变形后能够继续满足计算要求。为了提高网格更新效率, 本文将 Diffusion Smoothing 和 Remeshing 两种网格更新方法相结合, 对不同变形尺度的网格进行分类处理: 对小幅度运动的网格采用 Diffusion Smoothing^[23]方法通过求解扩散方程得到位移后网格节点的位置, 但该方法未改变网格拓扑结构, 在大变形区域容易产生负体积, 此时引入 Remeshing^[23-24]更新方法进行弥补, 对超过设定的歪斜率或尺寸阈值的网格进行标记, 并局部重新划分这些网格单元, 技术途径如图 1 所示。

Diffusion Smoothing 方法通过求解以下控制方程来获得网格节点的位置:

$$\begin{cases} \nabla \cdot (\gamma \nabla \vec{u}) = 0 \\ \vec{x}_2 = \vec{x}_1 + \vec{u} \Delta t \end{cases} \quad (2)$$

式中: u 为网格运动速度, $\gamma = (1/d^\alpha)$ 为扩散系数 (α 取 1.5), d 为正则化后的网格节点与边界的距离, x_2 为下一个时间步网格节点的位置。

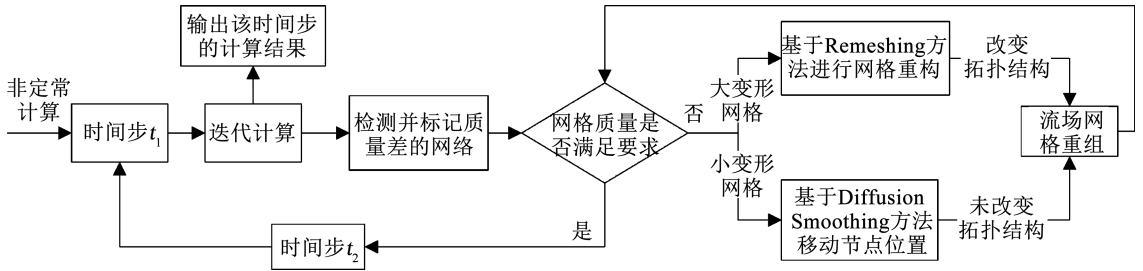


图 1 本文网格更新技术途径

Fig. 1 Technical procedure of mesh updating model

2 研究对象及数值模型

2.1 研究对象及计算工况

本文的研究对象由三桨叶圆锥形旋翼机(桨叶角为 0°)和半球形降落伞组成,其外形及几何参数关系如图 2 所示。不考虑伞衣的织物透气性和伞绳对流场的影响,物伞系统结构参数、来流及计算工况见表 1、2。

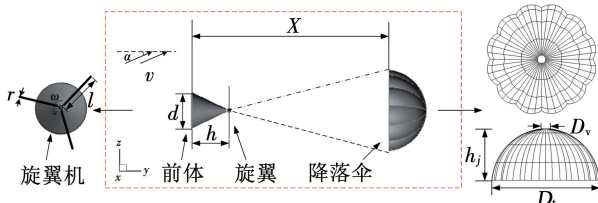


图 2 旋翼机-降落伞系统三维模型

Fig. 2 3D model of rotorcraft-parachute system

表 1 物伞系统结构参数

Tab. 1 Structure parameters of rotorcraft-parachute system

h/m	d/m	l/m	r/m	D_1/m	D_2/m	h_2/m	X/m
2.5	2.4	2.0	0.2	5.0	0.4	2.4	21.6

表 2 来流条件及计算工况

Tab. 2 Free flow and calculation conditions

$v/(m \cdot s^{-1})$	p/kPa	$\rho/(kg \cdot m^{-3})$	$\alpha/(^\circ)$	$\omega/(rad \cdot s^{-1})$
15	95	1.2	0	0, 50, 100, 150

2.2 数值模型

本文建立直径 $6D_1$ 、高 $9D_1$ (D_1 为伞衣投影直径) 的圆柱形流场模型,如图 3 所示。流场计算域分为两个部分:旋转流域 Ω_r 和自由流域 Ω_f 。旋翼位于旋转流域,其尺寸为直径 $2.2l$ 、高 $0.15l$ 的圆柱形流场,其他部分均处于自由流域,两个流域交界面为 $\Gamma_{interface}$ 。

旋转流域在每个时间步内均涉及网格的移动和更新,分别对旋转流域和自由流域划分网格,并将两流域交界面 $\Gamma_{interface}$ 上的网格节点(如 Q_1 、 Q_2 和 Q_3)

进行连接,保证了两个流域边界信息传递的连续性,如图 4 所示。计算采用了适应性良好的三角形网格,为了增加计算精度和捕捉流场细节,对旋翼机和降落伞大梯度复杂流域的网格进行加密,网格总数为 118 万。

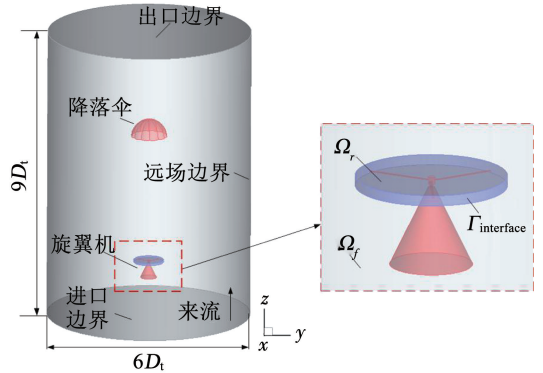


图 3 计算域和物伞系统

Fig. 3 Computational domain and rotorcraft-parachute system

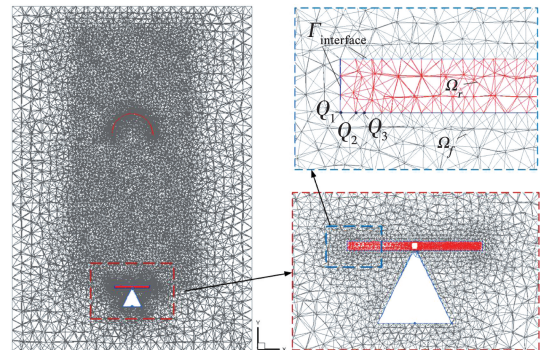


图 4 物伞系统数值模型

Fig. 4 Numerical model of rotorcraft-parachute system

2.3 网格适应性验证

本文首先对旋翼转速 $\omega = 0 \text{ rad/s}$ 时物伞系统的绕流流场进行了数值计算,稳定时伞衣的平均阻力系数为 0.71,与文献 [25] 中半球形伞阻力系数 0.75 的相对误差仅为 5.33%,说明本文计算方法具有较好的准确性。

随后,对旋翼转速 $\omega = 50 \text{ rad/s}$ 时采用了 4 种不同网格密度的流场进行数值计算,其稳定后的平均

阻力系数 \bar{C}_D 见表 3。从表 3 可以看出:随网格数增加,降落伞平均阻力系数 \bar{C}_D 增加,当网格数达到 118 万时,平均阻力系数增加延缓,但是计算时长严重增加,因此综合考虑,本文采用 118 万的网格模型进行数值计算。

表 3 数值结果对比

Tab. 3 Comparison of numerical results

网格数量/个	降落伞平均阻力系数 \bar{C}_D	物理时长/s	计算时长/h
61 万	0.511	15	140
85 万	0.562	15	192
118 万	0.615	15	294
149 万	0.620	15	465

3 物伞系统非定常尾流特征

3.1 流场分布规律

本文选取旋翼转速 $\omega = 0 \text{ rad/s}$ 和 50 rad/s 两种工况下的流场分布和旋涡演变进行分析。图 5 为计算稳定($t = 15 \text{ s}$)旋翼机-降落伞系统的流场分布,可以看出:高速转动的桨叶直接改变了旋翼机的尾流结构,将其分割成两个扰动区域,旋涡中心由 Q 分裂为 Q_1 和 Q_2 ,尾流低压区 P_1 也以桨叶平面 P 为分界面形成两个低压区;桨叶运动迫使旋翼机尾流向伞衣入口延伸,旋涡中心 Q_1 较 Q 向上移动;旋翼机尾流低压区 P_1 长度增加,伞衣入口正压区 P_2 长度减小且呈不对称分布;旋翼机尾流的低动压区 V 完全移至旋翼上方,缩短了到伞衣入口的距离。

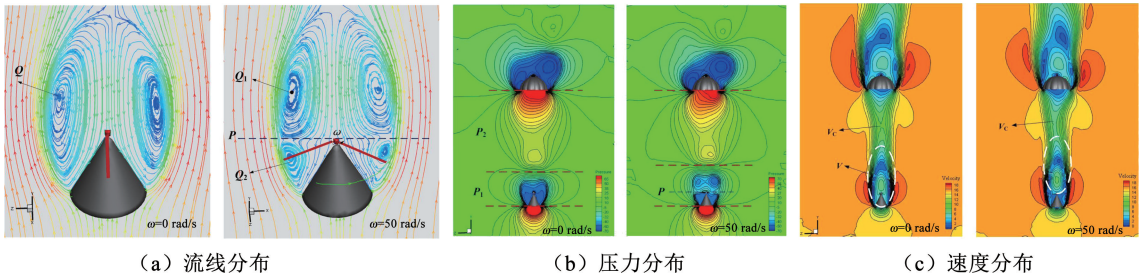


图 5 旋翼机-降落伞系统流场分布($t = 15 \text{ s}$)

Fig. 5 Flowfield distribution of rotorcraft-parachute system ($t = 15 \text{ s}$)

3.2 尾涡演变分析

图 6 为计算稳定阶段旋翼机-降落伞系统的尾涡变化情况,可以看出:旋翼机和伞衣表面时刻出现旋涡的生成与脱离,旋翼转动导致前体尾流区的涡量呈不对称分布,干扰了前体尾流的

中的旋涡数量明显减少。同时,前体尾流的负涡量区在旋翼扰动下逐渐后移,与伞衣入口的负涡量区相连通,促进了伞衣尾涡的脱离,伞衣尾流中的旋涡数量明显增多。

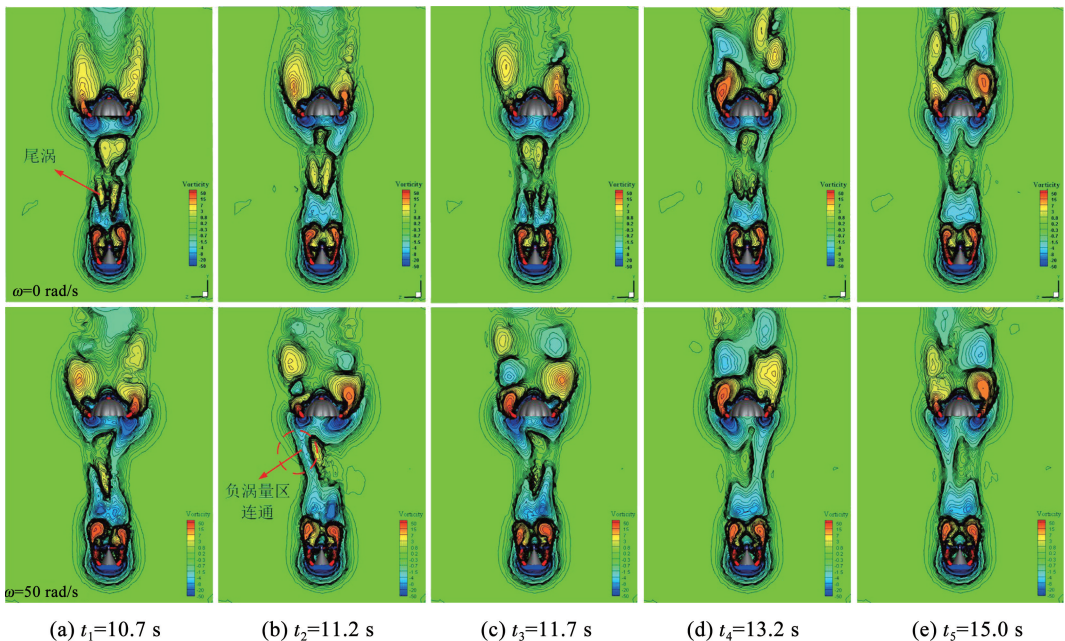


图 6 物伞系统旋涡变化(上: $\omega = 0 \text{ rad/s}$;下: $\omega = 50 \text{ rad/s}$)

Fig. 6 Variation of vortex of rotorcraft-parachute system (Top: $\omega = 0 \text{ rad/s}$;Bottom: $\omega = 50 \text{ rad/s}$)

图 7 为物伞系统涡量 Q 的等值面分布,从图 7(a) 可以看出,由于旋翼机前体和伞衣的钝体效应^[20], 来流绕流物伞表面后形成表面涡流区 VS-1 和 VS-2,旋翼转动扰乱了旋翼机表面涡流区 VS-1 的涡量分布,形成旋转涡流区 VS-1R 和表面涡流区 VS-1S。旋翼机表面涡流区 VS-1 继续向后发展,生成脱落涡流区 VB 进入流场,如图 7(b) 所示,而旋翼转动时的脱落涡流区 VB 明显小于无旋翼转动,旋翼扰乱了前体表面涡流分布后形成旋转涡流区,将前体尾流“打碎”,导致前体尾流中的脱落涡流区范围变小,进入伞衣的尾涡涡流随之减少,伞衣表面涡流区 VS-2 范围变小。

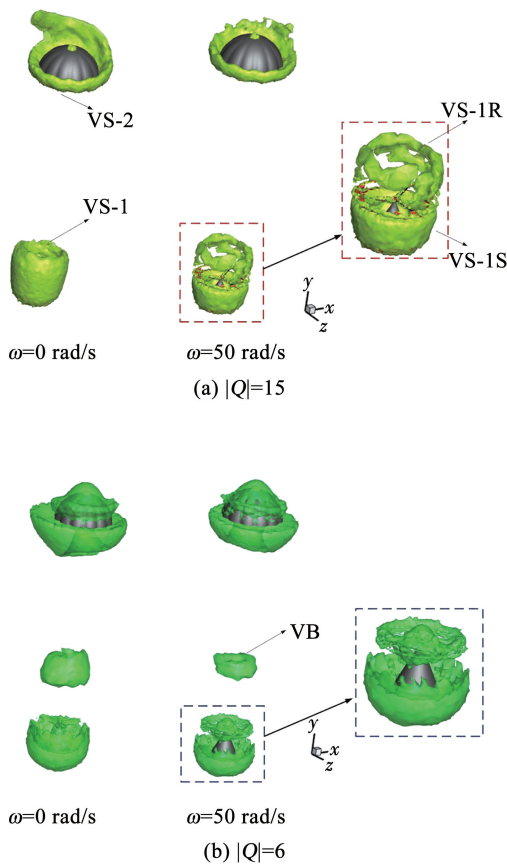


图 7 物伞系统涡量等值面分布 ($t = 15 \text{ s}$)

Fig. 7 Vorticity isosurface distribution of rotorcraft-parachute system ($t = 15 \text{ s}$)

4 旋翼机-降落伞气动干扰分析

4.1 流场特性参数分析

图 8 为不同旋翼转速下伞衣入口处旋涡强度的径向分布,可以看出:由于分离流动,旋涡强度在伞衣裙边 ($R = \pm 2.5 \text{ m}$) 处的变化最为剧烈,此时曲线峰值较高且变化梯度较大,在伞衣内部变化则较为平缓,随旋翼转速增加,旋涡强度曲线的峰值减小,

径向方向的旋涡强度逐渐减弱。

图 9 为伞衣入口处旋涡强度随时间的变化,可以看出:由于旋翼机尾涡的周期性影响,伞衣入口处的旋涡强度随时间发生着波动,随旋翼转速增加,旋翼对前体尾涡的扰乱作用加强,加速了涡流区的黏性耗散,进入流场的尾涡涡量减少,伞衣入口处的旋涡强度逐渐减弱。

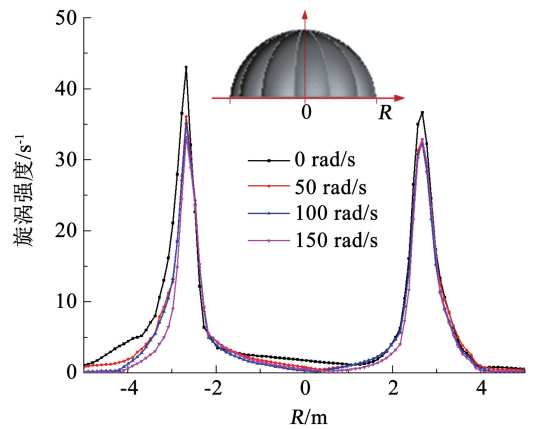


图 8 伞衣入口处旋涡强度的径向分布 ($t = 15 \text{ s}$)

Fig. 8 Radial distribution of vorticity magnitude at the entrance of canopy ($t = 15 \text{ s}$)

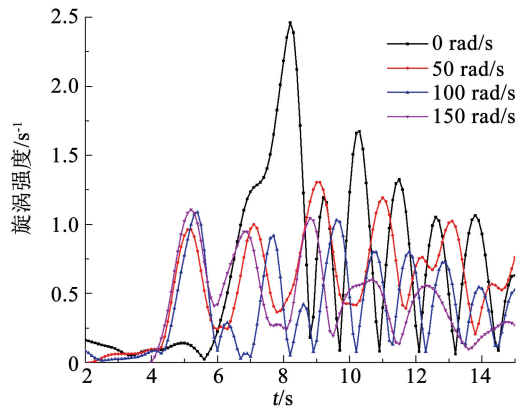
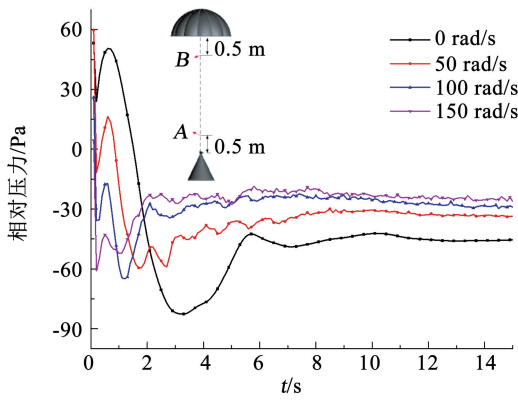


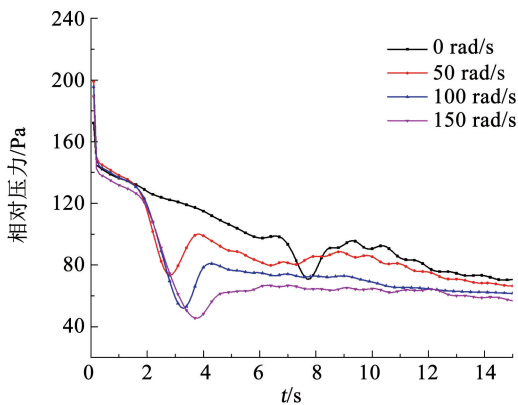
图 9 伞衣入口旋涡强度随时间的变化

Fig. 9 Variation of vorticity magnitude at the entrance of canopy with time

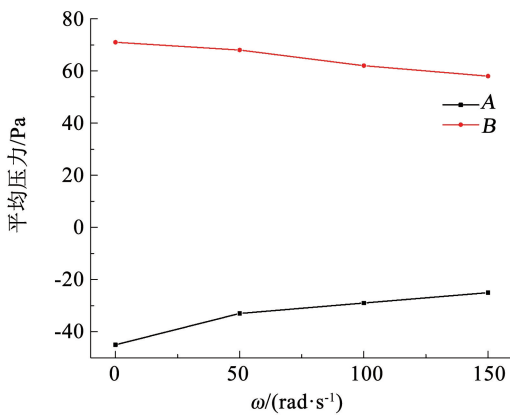
为探究旋翼转速对旋翼机和伞衣周围流场压力的影响情况,在对称轴旋翼机后方 0.5 m 处 (A 点) 和伞衣前方 0.5 m 处 (B 点) 进行流场压力监测,得到两特征位置的压力变化情况 (如图 10 所示),从图 10 中可以看出:旋翼运动扰乱了旋翼机的尾流负压区,随旋翼转速增加,旋翼后方的流场压力逐渐增加,而伞衣入口的流场压力逐渐减小,当 $\omega \geq 100 \text{ rad/s}$ 时,旋翼机后方和伞衣入口前方的流场压力变化逐渐延缓。



(a) A点处流场压力随时间变化



(b) B点处流场压力随时间变化



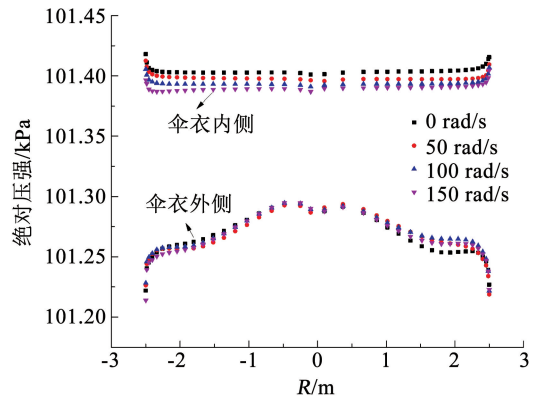
(c) A、B点处平均压力随转速变化

图 10 A、B 点流场压力变化

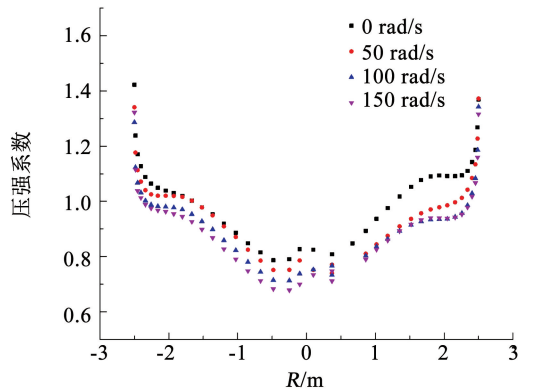
Fig. 10 Variation of flowfield pressure at A and B

4.2 降落伞气动特性分析

图 11 为伞衣沿子午线上的内外压力及压强系数分布,可以看出:旋翼转动对伞衣面压强的影响主要在伞衣内侧,随着旋翼转速增加,伞衣面外侧压力几乎不变,而内侧压力和压强系数均逐渐减小,内外压差减小,伞衣气动阻力减小。



(a) 内、外压强分布



(b) 压强系数

图 11 伞衣沿子午线上内、外压力及压强系数分布

Fig. 11 Surface pressure and pressure coefficient along the meridian of canopy

图 12 为伞衣阻力系数 C_D 随时间的变化,图 13 为平均阻力系数 \bar{C}_D 随旋翼转速的变化,可以看出:旋翼转动会导致伞衣阻力损失,随着旋翼转速增加,阻力系数逐渐减小,但流场达到稳定的时间的更短,当 $\omega \geq 100 \text{ rad/s}$ 时,平均阻力系数减小趋势渐缓。

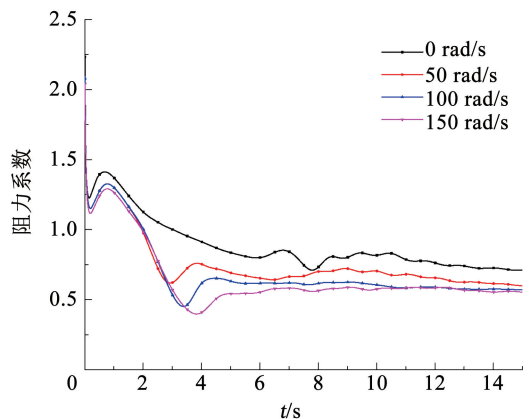


图 12 阻力系数 C_D 随时间的变化

Fig. 12 Variation of drag coefficient C_D with time

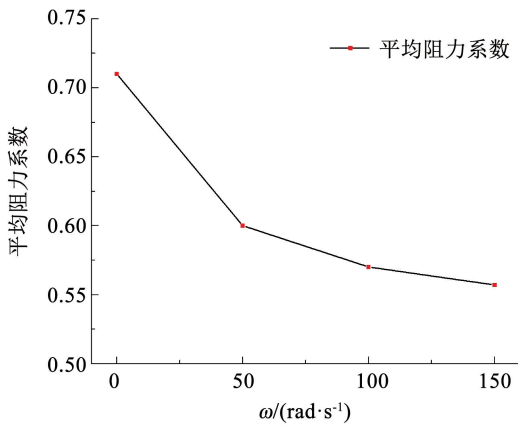


图 13 平均阻力系数 \bar{C}_D 随旋翼转速的变化

Fig. 13 Variation of average drag coefficient \bar{C}_D with rotor speed

5 结 论

1) 本文建立的数值方法对旋翼机/降落伞非定常复合流场的计算具有较好的准确性,同时能精确捕捉流场的尾涡细节变化。

2) 旋翼转动将前体尾流分割成两个扰动区域,前体尾流区长度增加,对降落伞的影响逐渐增强,导致伞衣入口的流场结构呈不对称分布。

3) 旋翼机尾部负涡量区受旋翼影响逐渐后移,与伞衣入口处的负涡量区相连通,促进了降落伞尾涡的脱离,伞衣尾流中的旋涡数量明显增加。

4) 旋翼转动扰乱了前体表面的涡流分布,在旋翼周围形成旋转涡流区,前体尾流脱落涡流区范围变小,进入伞衣的旋涡强度逐渐减弱。旋涡强度在伞衣裙边处变化最为剧烈,在伞衣入口内侧相对平缓。

5) 随旋翼转速增加,伞衣入口正压区长度减小,伞衣外侧压力几乎不变,内侧压力逐渐减小,降落伞的阻力系数随之减小,当 $\omega \geq 100$ rad/s 时,平均阻力系数和压强系数减小趋势逐渐延缓。

参考文献

- [1] 谭立国, 杨小艳, 宋申民, 等. 面向小型舰船的固定翼无人机海上回收方法综述[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(10): 1
TAN Ligu, YANG Xiaoyan, SONG Shenmin, et al. An overview of marine recovery methods of UAV for small ships[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(10): 1. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201903057
- [2] 陆陶治, 陈仁良, 吉洪蕾, 等. 共轴双旋翼悬停地面效应分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(10): 45
LU Taoye, CHEN Renliang, JI Honglei, et al. Performance analysis of coaxial-rotor for hovering in ground effect[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(10): 45. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201607105
- [3] 黄明其, 兰波, 何龙. 旋翼模型垂直下降状态气动特性风洞试验[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(4): 131
HUANG Mingqi, LAN Bo, HE Long. Wind tunnel test on aerodynamic characteristics of rotor model in vertical descent[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(4): 131. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201801071
- [4] 袁红刚. 直升机旋翼模型气动特性试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007
YUAN Honggang. Test research of aerodynamics performance of helicopter rotor model[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007
- [5] SELIG M S, MCGRANAHAN B D. Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines[J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2004, 126(4): 986. DOI:10.1115/1.1793208
- [6] LUNGO G V, BURESTI G. Experimental investigation on the aerodynamic loads and wake flow features of low aspect-ratio triangular prisms at different wind directions[J]. Journal of Fluids and Structures, 2009, 25(7): 1119. DOI:10.1016/j.jfluidstruct.2011.11.008
- [7] LIU C H, THOMAS J L, TUNG C. Navier-Stokes calculations for the vortex wake of a rotor in hover[C]// Proceedings of 16th Fluid and Plasmadynamics Conference. Danvers: AIAA, 1983: 1. DOI:10.2514/6.1983-1676
- [8] 赵云飞, 刘绪, 涂国华, 等. 非定常 Euler 方程数值计算中高精度格式应用[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(3): 12
ZHAO Yunfei, LIU Xu, TU Guohua, et al. High-accuracy numerical method applied to calculate unsteady Euler equations[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(3): 12. DOI:10.3969/j.issn.1001-2486.2012.03.003
- [9] SRINIVASAN G R, BAEDER J D, OBAYASHI S, et al. Flowfield of a lifting rotor in hover: A Navier-Stokes simulation[J]. AIAA Journal, 1992, 30(10): 2371. DOI:10.2514/3.11236
- [10] 王立群, 乔志德, 钟伯文. 直升机旋翼悬停流场的欧拉方程计算[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(3): 17
WANG Liqun, QIAO Zhide, ZHONG Bowen. Euler calculations for flowfield of a helicopter rotor in hover[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1998, 16(3): 17
- [11] 江雄, 陈作斌, 张玉伦. 用双时间法数据模拟悬停旋翼流场[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(3): 288
JIANG Xiong, CHEN Zuobin, ZHANG Yulun. Numerical simulation of a hovering rotor flowfield using a dual-time method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1998, 16(3): 288
- [12] POMIN H, WAGNER S. Navier-Stokes analysis of helicopter rotor aerodynamics in hover and forward flight[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 813. DOI:10.2514/2.3001
- [13] 黄明其, 武杰, 何龙, 等. 旋翼模型悬停状态桨尖涡特性[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2018, 50(4): 124
HUANG Mingqi, WU Jie, HE Long, et al. Blade tip vortex characteristics of rotor under hovering status[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2018, 50(4): 124. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201703089
- [14] 曹栋, 曹义华. 垂直下降状态下的旋翼三维流场数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(5): 641
CAO Dong, CAO Yihua. Three dimensional numerical simulation of

- rotor in vertical descent flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 641
- [15] 孙凯军, 张碧辉, 付义伟, 等. 悬停状态倾转旋翼机非定常气动干扰研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 744
SUN Kaijun, ZHANG Bihui, FU Yiwei, et al. Research on unsteady aerodynamic interference for the tiltrotor aircraft in hover [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 744. DOI:10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.06.002
- [16] 李鹏. 倾转旋翼机非定常气动特性分析及气动设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016
LI Peng. Researches on aerodynamic design and analyses on unsteady aerodynamic characteristics of the tiltrotor aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016
- [17] 曾祥伟. 倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2013
ZENG Xiangwei. Research on rotor/wing aerodynamic interaction for tilt-rotor aircraft [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2013
- [18] 张术佳, 赵佳, 孙鹏, 等. 多旋翼对舰船甲板流场影响数值研究[J]. 大连理工大学学报, 2015, 55(5): 457
ZHANG Shujia, ZHAO Jia, SUN Peng, et al. Numerical study of influence of multiple helicopter rotors on warship deck flow field [J]. Journal of Dalian University of Technology, 2015, 55(5): 457. DOI:10.7511/dllgxb201505002
- [19] 赵永振. 大型舰船定常与非定常气流场数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012
ZHAO Yongzhen. Numerical simulation of steady and unsteady air flow field around large ship [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012
- [20] 孙鹏, 耿雪, 赵佳, 等. 风向对直升机旋翼与甲板流场结构影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1802
SUN Peng, GENG Xue, ZHAO Jia, et al. Influence of wind directions on the flow field structures of helicopter rotor and deck [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1802. DOI:10.13224/j.cnki.jasp.2015.08.002
- [21] 朱明勇. 贴地飞行时直升机干扰流场及气动特性的 CFD 分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016
ZHU Mingyong. CFD analyses on the interaction flowfield and aerodynamic characteristics of helicopter for nap-of-the-earth flight [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016
- [22] 王金玲, 郜冶. 舰船尾部结构对直升机操作区流场的影响[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(10): 148
WANG Jinling, GAO Ye. The influence of ship tail structure to airwake on helicopter operation area[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(10): 148. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.2016.10.022
- [23] 崔宁. 飞机结冰计算中水滴撞击特性研究及实验[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016
CUI Ning. Study and experiment on the characteristics of water droplet in aircraft icing calculation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016
- [24] 孙立鏖, 陆瑛, 王钥. 语义特征模型网格重划的研究[J]. 计算机应用研究, 2011, 28(3): 1158
SUN Lijuan, LU Ying, WANG Yue. Research on remeshing for semantic feature model[J]. Application Research of Computers, 2011, 28(3): 1158. DOI:10.3969/j.issn.1001-3695.2011.03.103
- [25] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997: 79
WANG Lirong. Parachute theory and application [M]. Beijing: Astronautic Publishing House, 1997: 79

(编辑 张 红)