

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.03.017

## 基于运动嵌套网格的直升机旋翼/机身/平尾干扰流场 模拟分析

张天毅, 徐国华, 史勇杰, 胡志远

(南京航空航天大学直升机动力学全国重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 基于运动嵌套网格方法建立了一套针对直升机旋翼/机身/平尾非定常干扰流场的数值模拟方法, 并通过 ROBIN 机身和 Caradonna & Tung 旋翼算例进行了验证。应用该方法计算了悬停和前飞状态下直-9 直升机旋翼/机身/平尾干扰流场, 并与孤立旋翼、孤立机身流场的数值模拟结果进行了对比, 分析了不同前飞速度下的旋翼/机身/平尾非定常气动干扰规律。计算结果表明, 机身对旋翼诱导速度的干扰具有很强的方向性, 并且会导致旋翼桨尖涡管畸变, 引起旋翼拉力系数波动峰值增加; 在旋翼下洗流作用下, 机身/平尾表面呈现出复杂的非定常压力分布; 随前进比增大, 旋翼尾流远离平尾区域, 气动干扰显著减弱。

**关键词:** 直升机; 计算流体力学; 干扰流场; 运动嵌套网格; 数值模拟

**中图分类号:** V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2024)03-0534-11

## Numerical Simulation and Analysis of Helicopter Rotor/Fuselage/Horizontal Tail Interaction Based on Moving-Embedded Grid

ZHANG Tianyi, XU Guohua, SHI Yongjie, HU Zhiyuan

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** A numerical simulation method based on the moving-embedded grid method is developed to analyze the aerodynamic interaction between the rotor, fuselage, and horizontal tail. The validity of this method has been established by comparing the results with ROBIN fuselage and Caradonna & Tung rotor test cases. Subsequently, this method is applied to calculate the interaction flow field between the rotor, fuselage, and horizontal tail of the Z-9 helicopter during hover and forward flight. The results are then compared with numerical simulations conducted for isolated rotor and fuselage flow fields. The law of unsteady rotor/fuselage/horizontal tail interaction at various forward flight speeds is analyzed. The results indicate that the fuselage induces strong directional interference with the rotor induced velocity, leading to the tip vortex tube distortion and an increase in the peak-to-peak value of the rotor thrust coefficient. In the presence of rotor downwash, the fuselage and horizontal tail experience a complex and unsteady pressure distribution. As the advance ratio increases, the rotor wake moves away from the horizontal tail, resulting in a significant reduction in aerodynamic interaction.

**Key words:** helicopter; computational fluid dynamics; aerodynamic interaction; moving-embedded grid; numerical simulation

**基金项目:** 江苏高校优势学科建设工程。

**收稿日期:** 2023-09-14; **修订日期:** 2024-04-03

**通信作者:** 徐国华, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: ghxu@nuaa.edu.cn。

**引用格式:** 张天毅, 徐国华, 史勇杰, 等. 基于运动嵌套网格的直升机旋翼/机身/平尾干扰流场模拟分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(3): 534-544. ZHANG Tianyi, XU Guohua, SHI Yongjie, et al. Numerical simulation and analysis of helicopter rotor/fuselage/horizontal tail interaction based on moving-embedded grid[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(3): 534-544.

直升机旋翼与机身之间距离较近,旋翼的下洗流会与机身和平尾发生比较严重的非定常气动干扰,导致直升机飞行时出现全机振动载荷增加、低速前飞过渡阶段纵向稳定性差以及操纵品质下降等问题<sup>[1]</sup>。当代和下一代的直升机均朝着总体布局更紧凑、桨盘载荷更大、灵活性和机动性更高的方向发展,从而导致旋翼/机身/平尾间出现更强的气动干扰。在直升机设计初期准确预估旋翼/机身/平尾气动干扰导致的机身/平尾非定常载荷可以减少后期设计方案的修改,缩短研发周期。因此进行直升机旋翼/机身/平尾非定常气动干扰的研究有着重要意义。

针对直升机旋翼/机身间气动干扰问题,国内外已经开展了许多研究,主要是采用风洞试验方法<sup>[2-3]</sup>、涡流理论方法<sup>[4]</sup>和计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法<sup>[5-6]</sup>。模型风洞试验一般采用缩比模型,受风洞尺寸限制和洞臂、支架等干扰,难以还原真实直升机流场,且试验周期较长;涡流理论方法较为成熟,计算量小,但不适合用于分析黏性影响较大或存在流动分离的旋翼/机身/平尾干扰流场。而CFD方法从描述流体运动本质的Navier-Stokes(N-S)方程出发,可以很好地捕捉到旋翼尾迹<sup>[7]</sup>。根据流场特征的不同又发展了不同的数值计算方法,如动量源CFD方法<sup>[8-10]</sup>、运动嵌套网格方法<sup>[11-13]</sup>和自适应网格方法<sup>[14-15]</sup>等。基于动量源方法的简化模型采用作用盘来模拟旋翼的下洗效应,提高了计算效率,但也因此无法准确捕捉非定常干扰流场的细节特征。运动嵌套网格方法采用真实桨叶模型,能够有效地模拟桨叶附近的干扰流场,随着计算机技术的发展,其在直升机旋翼/机身干扰流场的研究中得到了广泛应用。2004年,Ruffin等<sup>[16]</sup>采用结构嵌套网格和Euler方程分析了“Georgia Tech”旋翼/机身干扰流场,机身上的定常和非定常表面压力分布得到了很好的预测。2009年,Takayama等<sup>[17]</sup>则采用混合网格计算了ROBIN机身周围的定常/非定常干扰流场。国内针对直升机旋翼/机身干扰流场的研究起步较晚,2007年,江雄等<sup>[18]</sup>采用结构嵌套网格方法模拟了旋翼尾涡系统与机身发生干扰的整个非定常过程。2009年,叶靓等<sup>[19]</sup>采用非结构嵌套网格和雷诺平均N-S方程对旋翼/机身干扰流场进行了模拟,其结果表明嵌套网格系统适合于旋翼非定常流场的求解并且能够捕捉具有较小前飞速度时的桨尖涡干扰效应。2021年,靳鹏等<sup>[20]</sup>采用结构嵌套网格方法和CFD/FW-H计算模型开展了直升机机身干扰状态下的旋翼气动和噪声特性研究。

目前有关直升机气动干扰的研究大多数围绕旋翼/机身来开展,但关于旋翼/机身/平尾干扰的研究开展较少,对全机条件下的流动预测没有系统性的计算。鉴于此,本文针对直-9直升机,采用流场计算软件构建了一套基于运动嵌套网格方法的直升机旋翼/机身/平尾非定常干扰流场的数值计算模型,结合直-9直升机的特点,生成流场网格,然后深入地进行了悬停和不同前飞状态下旋翼/机身/平尾干扰流场的数值模拟,对比了旋翼下洗流场、机身/平尾表面非定常压力分布以及气动力分布特性,对旋翼/机身/平尾气动干扰现象和流动机理进行了分析。

## 1 数值计算方法

### 1.1 控制方程

直升机旋翼/机身/平尾干扰流场十分复杂,在悬停和低速前飞情况下,旋翼桨尖涡撞击机身,会引起强烈的气动干扰,改变流场特性;在中高速前飞情况下,旋翼前行侧桨尖速度大于0.6马赫,桨叶表面可能出现激波,旋翼流场不具备垂直飞行时的旋转对称性。因此,在惯性坐标系下进行CFD计算,采用三维非定常可压缩雷诺平均N-S方程作为主控方程,其守恒积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_S (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $V$ 为控制体体积, $S$ 为控制体表面积, $\mathbf{n}$ 为控制体面外法矢量,守恒变量 $\mathbf{W}$ 、无黏通量 $\mathbf{F}_c$ 、黏性通量 $\mathbf{F}_v$ 分别为

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho(\mathbf{q} - \mathbf{q}_\omega) \\ \rho u(\mathbf{q} - \mathbf{q}_\omega) + p i_x \\ \rho v(\mathbf{q} - \mathbf{q}_\omega) + p i_y \\ \rho w(\mathbf{q} - \mathbf{q}_\omega) + p i_z \\ \rho h(\mathbf{q} - \mathbf{q}_\omega) + \rho q_\omega \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} i_x + \tau_{xy} i_y + \tau_{xz} i_z \\ \tau_{xy} i_x + \tau_{yy} i_y + \tau_{yz} i_z \\ \tau_{xz} i_x + \tau_{yz} i_y + \tau_{zz} i_z \\ \Theta_x i_x + \Theta_y i_y + \Theta_z i_z \end{bmatrix}$$

式中:定义旋翼绝对速度 $\mathbf{q} = [u, v, w]^T$ ,牵连角速度 $\mathbf{q}_\omega = [u_\omega, v_\omega, w_\omega]^T$ , $\rho, p, e, h$ 分别表示流体单元的密度、压强、内能和焓能, $\tau$ 为黏性应力, $\Theta$ 为黏性力和热传导对单元的功, $i_x, i_y, i_z$ 分别表示3个方向的单位矢量。

采用单方程Spalart-Allmaras(S-A)模型来模拟旋翼湍流。将每个求解变量 $\phi$ 分解为其平均值

$\bar{\phi}$ 和波动分量 $\phi'$ 后,插入N-S方程并取一段时间的平均,得到

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{\mathbf{V}}) = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{\mathbf{V}}) + \nabla \cdot (\rho \bar{\mathbf{V}} \otimes \bar{\mathbf{V}}) = \\ \quad - \nabla \cdot \bar{p} \mathbf{I} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{\text{RANS}}) \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{E}) + \nabla \cdot (\rho \bar{E} \bar{\mathbf{V}}) = \\ \quad - \nabla \cdot \bar{p} \bar{\mathbf{V}} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{\text{RANS}}) \bar{\mathbf{V}} - \nabla \cdot \bar{\mathbf{q}} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\otimes$ 表示张量积, $\bar{\mathbf{V}}$ 为平均速度, $\bar{p}$ 为平均压力, $\mathbf{I}$ 为单位张量, $\bar{\mathbf{T}}$ 为平均黏性应力张量, $\bar{E}$ 为单位质量的平均总能量, $\bar{\mathbf{q}}$ 为平均热通量, $\mathbf{T}_{\text{RANS}}$ 为应力张量,作为额外项出现在动量和能量传输方程中,定义如下

$$\mathbf{T}_{\text{RANS}} = -\rho \begin{pmatrix} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'w'} \end{pmatrix} + \frac{2}{3} \rho k \mathbf{I} \quad (4)$$

式中 $k$ 为湍流动能。

在S-A湍流模型中,采用Boussinesq近似将应力张量建模为平均流量的函数

$$\mathbf{T}_{\text{RANS}} = 2\mu_t s - \frac{2}{3} (\mu_t \nabla \cdot \bar{\mathbf{V}}) \mathbf{I} \quad (5)$$

式中: $\mu_t$ 为湍流黏度, $s$ 为平均应变率张量。

## 1.2 数值方法

直升机前飞流场呈现出复杂的非定常特性,即使是悬停状态下,旋翼/机身/平尾干扰流场也是非定常的。本文采用双时间方法进行时间离散,来模拟流场的非定常变化过程。无黏通量的计算采用Roe格式<sup>[21]</sup>,黏性通量的计算采用二阶迎风格式以减小非物理耗散影响,提高计算精度。采用耦合式求解器,耦合方程组通过二阶隐式时间积分格式同时对连续方程、动量方程和能量方程进行求解。

## 1.3 运动嵌套网格方法

本文涉及有关旋翼/机身/平尾组合体的直升机全流场计算,采用文献[22]提出的笛卡尔网格自适应精细化方法,从初始的均匀笛卡尔网格中切割实体,根据模型表面曲率和流场特性对局部网格进行细化,得到理想的非均匀笛卡尔网格。

为了实现旋翼、机身和平尾网格间的流场信息交换,采用了运动嵌套网格方法,在该方法中,洞边界生成和贡献单元搜索<sup>[23]</sup>是两个非常重要的步骤。本文采用较为常用的Hole Map<sup>[23-25]</sup>方法对初始网格进行挖洞,这种方法自动化程度较高且存储需求小,具有较高的计算效率。贡献单元的搜寻采用文献[26]提出的伪贡献单元搜寻法

(Pseudo-searching scheme of donor element, PS-DE),这种方法对网格的拓扑性没有要求,还避免了在搜寻贡献单元过程中需要单独处理的奇异线(面)问题,且无需人工生成类似Inverse Map<sup>[24]</sup>的辅助网格,大大提高了自动化程度。针对在贡献单元上被标记的插值点,使用非守恒三线性插值方法进行插值。由于直-9直升机结构紧凑,旋翼与机身及垂尾的间距很小,为了确保贡献单元的成功搜索,在桨叶和机身附近的背景网格区域进行网格加密处理。

图1给出了本文用于旋翼/机身/平尾干扰计算研究的网格系统示意图,其中网格总量约为800万,单片桨叶重叠网格数量约为105万。另外,用于对比分析的孤立旋翼算例和孤立机身算例流场网格总量分别为640万和300万。

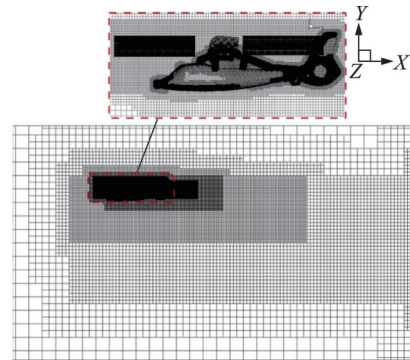


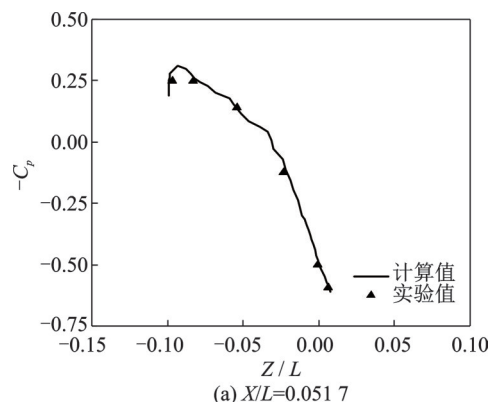
图1 旋翼/机身/平尾组合流场网格系统示意图

Fig.1 Schematic of grid system of rotor/fuselage/horizontal tail combined flow field

## 1.4 算例验证

### 1.4.1 ROBIN机身算例计算

为了验证本文计算方法的有效性,首先使用直升机旋翼/机身干扰领域常用的ROBIN机身<sup>[27]</sup>进行算例计算,计算了来流速度为0.3马赫、机身迎角为 $-5^\circ$ 条件下的机身前飞流场。图2给出了机身头部、凸台头部、凸台中间和尾梁截面处,机身表面压力系数 $C_p$ 计算值与试验值的对比,两者吻合较好,其中, $L$ 为机身长度。





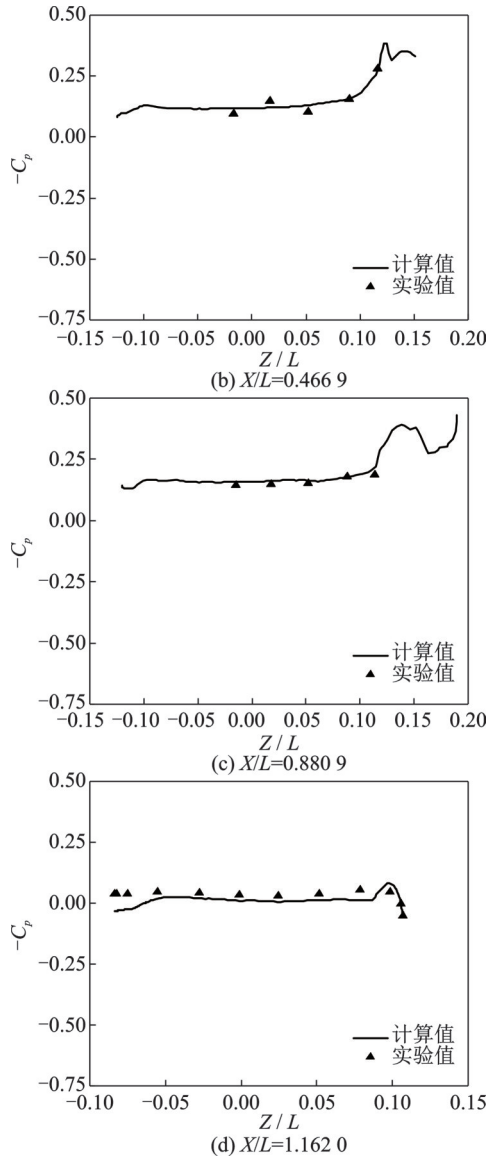


图2 机身表面压力系数计算值与试验值的对比  
Fig.2 Comparison of pressure coefficient on the fuselage surface between calculated value and test data

1.4.2 Caradonna & Tung 旋翼算例计算

计算使用了有大量试验数据可供对比的 Caradonna & Tung 旋翼,该旋翼桨叶片数为 2,采用 NACA0012 翼型,半径  $R$  为 1.14 m,弦长  $c$  为 0.19 m,无尖削和负扭转<sup>[28]</sup>。计算得到的桨叶剖面压力系数  $C_p$  分布与试验值基本吻合,如图 3 所示,验证了本文建立的数值计算方法的正确性。

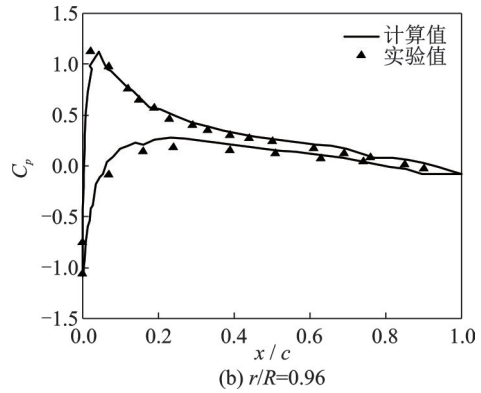
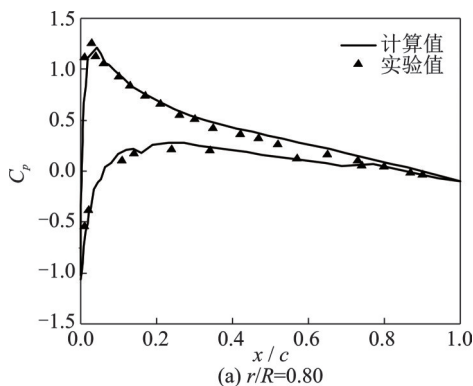


图3 Caradonna & Tung 旋翼桨叶剖面压力系数分布( $Ma=0.612$ ,总距 $8^\circ$ )

Fig.3 Pressure coefficient distribution on Caradonna & Tung rotor blade section ( $Ma=0.612$ , Total pitch angle= $8^\circ$ )

2 计算结果与分析

本文分别计算了悬停和前进比  $\mu$  为 0.075、0.150、0.300 四个飞行状态下的直-9 直升机旋翼/机身/平尾干扰流场和相同条件下的孤立机身流场与孤立旋翼流场,流场计算基本参数如表 1 所示。

表 1 流场计算基本参数

旋翼转速 $\Omega/(\text{r}\cdot\text{min}^{-1})$	桨尖 马赫数	桨尖速度/ ( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ )	总距 $\theta_0/(\text{^\circ})$	来流角 $\beta^*/(\text{^\circ})$
350	0.63	218.63	5	0

2.1 旋翼/机身/平尾干扰涡量场

图 4 给出了悬停和不同前飞速度下旋翼/机身/平尾干扰流场涡量等值面,可以把图中涡量较为集中的区域分为 3 个方面:(1)桨叶和机身边界

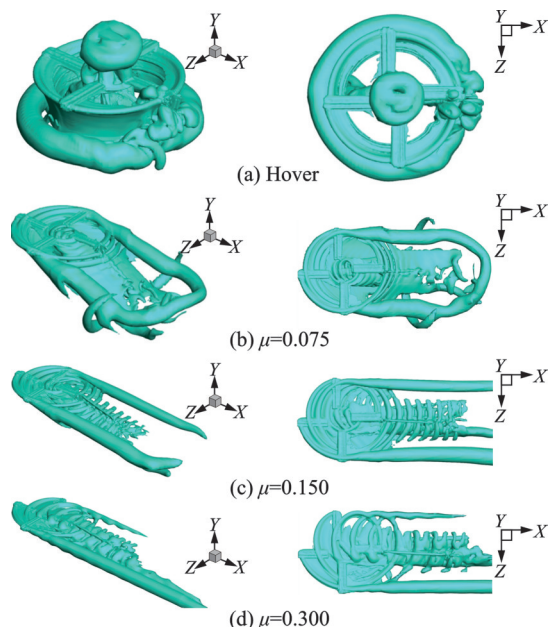


图4 旋翼/机身/平尾干扰流场涡量等值面  
Fig.4 Vortex iso-surface of rotor/fuselage/horizontal tail interaction flow field

层区域;(2)旋翼尾迹区;(3)桨尖拖出的集中涡。可以看出在悬停和小速度前飞( $\mu=0.075$ )状态下,旋翼桨尖涡管发生了明显畸变,尤其是在旋翼尾迹的后侧,这是由于大部分机身都处于旋翼尾迹范围内,机身阻塞了桨尖涡的下移。随着前飞速度增大,旋翼尾迹向桨盘平面倾斜,与机身的干扰面积减小。在前进比 $\mu>0.150$ 时,还捕捉到了旋翼前行侧较为显著的桨-涡干扰(Blade vortex interaction, BVI)。

为了更清楚地体现机身和平尾对旋翼涡流场特性的影响,图5给出了不同前飞速度下平尾截面处涡量矢量的X方向分量分布情况。从机身后方看去,在桨盘边缘,存在两个符号相反的主旋涡,为桨叶尖端拖出的桨尖涡,在前行侧涡量下移地比后行侧快。特别值得注意的是,在悬停和小速度前飞状态,桨盘中部左侧的桨根涡与平尾和平尾外侧的

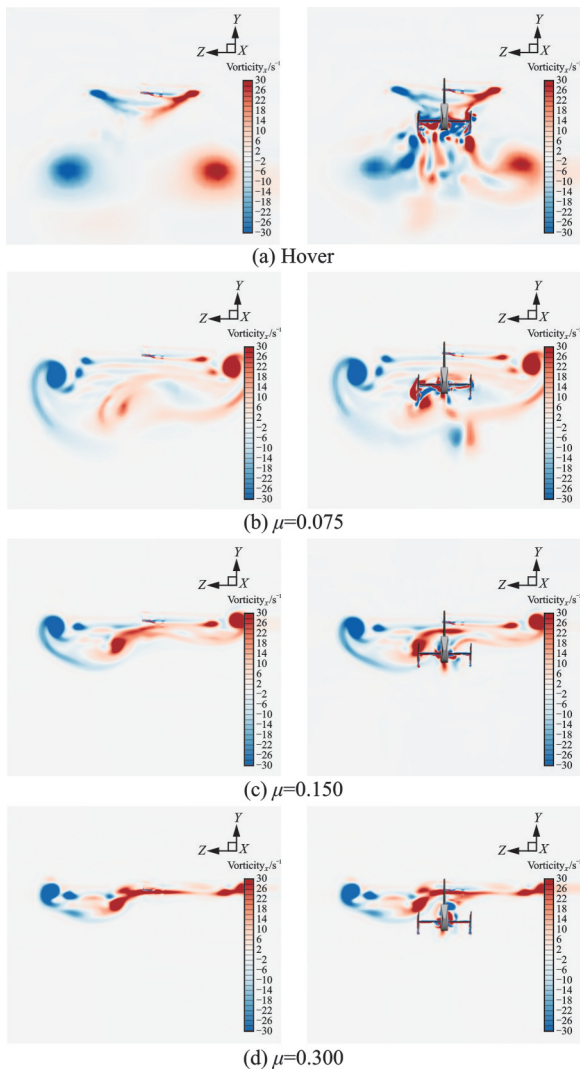


图5 有/无机身和平尾干扰下旋翼流场涡量矢量的X分量 ( $\Psi=0^\circ, X/R=0.84$ )  
Fig.5 X-component of the vorticity vector in the rotor flow field with/without fuselage and horizontal tail interaction ( $\Psi=0^\circ, X/R=0.84$ )

垂直端板发生了撞击,产生了复杂的气动干扰现象。前飞速度增大,使得桨根涡能够顺利地向后运动,逐渐向上远离平尾和垂直端板,气动干扰减弱。

### 2.2 旋翼/机身/平尾干扰速度场

直升机前飞时,桨盘流入比 $\lambda_1$ 会呈现出桨盘前侧小、桨盘后侧大,前行侧大、后行侧小的分布特点,如图6所示。随着前飞速度增大,上洗流分布的区域会向桨盘后侧扩展,这使得桨盘前缘处出现了向上入流的情况,符合物理实际。

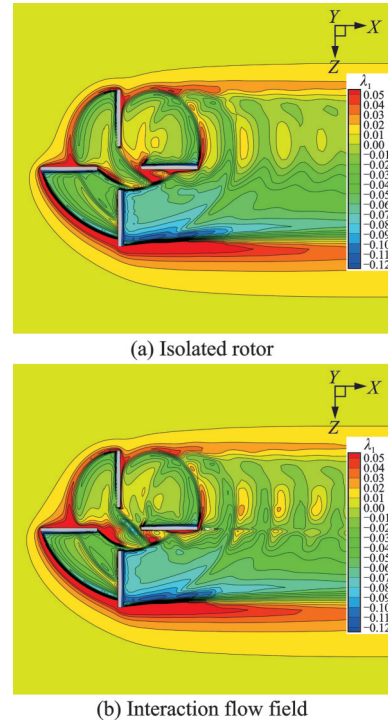
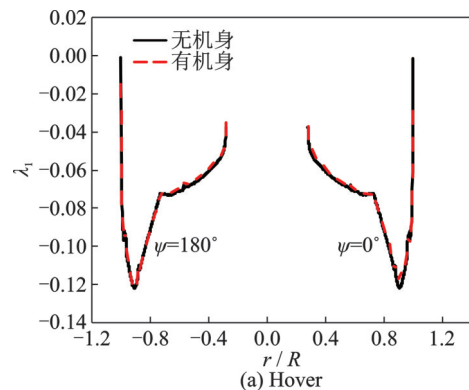


图6 中速前飞状态下的桨盘流入比 $\lambda_1$ 分布( $\mu=0.300, \Psi=0^\circ$ )

Fig.6 Distribution of rotor disk inflow ratio in mid-speed forward flight ( $\mu=0.300, \Psi=0^\circ$ )

机身的存在会在一定程度上改变旋翼的入流情况。图7给出了方位角 $\Psi=0^\circ$ 和 $180^\circ$ 处桨盘平面诱导速度随前飞速度的变化。旋翼 $\Psi=0^\circ$ 方位的诱导速度为下洗速度,对 $\Psi=180^\circ$ 方位的诱导速度为上洗速度,这种干扰随着前飞速度的增大而增强。



(a) Hover

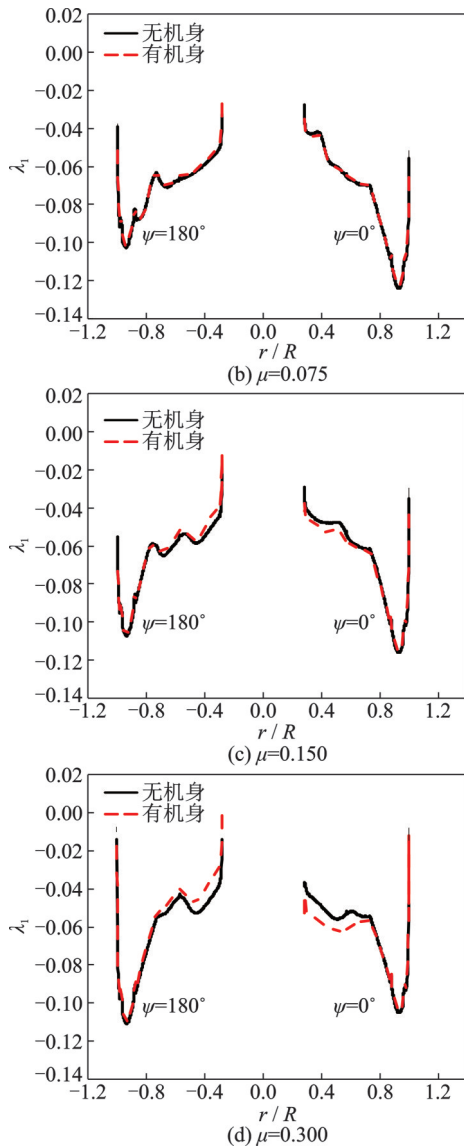


图 7 方位角  $\Psi=0^\circ$  和  $\Psi=180^\circ$  处桨盘平面诱导速度随前飞速度的变化

Fig.7 Variation of rotor disc induced velocity with forward flight speed at azimuth angles  $\Psi=0^\circ$  and  $\Psi=180^\circ$

图 8 给出了前进比为 0.300 时,机身在  $r/R=0.3$ 、 $0.57$ 、 $0.7$  三个桨叶剖面处诱导速度随方位角的变化。可以看到旋翼  $\Psi=0^\circ$  方位的诱导速度影响最大,其次是  $180^\circ$  方位。随着方位角偏离机身纵

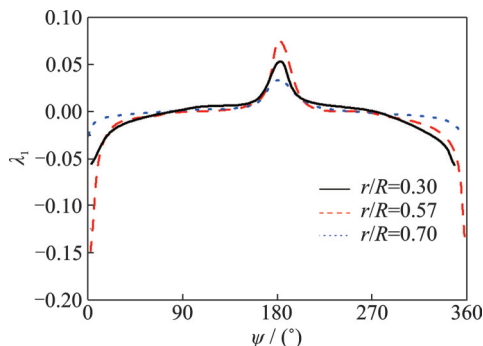


图 8 机身对旋翼诱导速度的干扰随方位角的变化( $\mu=0.300$ )

Fig.8 Variation of fuselage interaction on rotor induced velocity with azimuthal angle ( $\mu=0.300$ )

向对称面,诱导速度干扰迅速减小,在  $\Psi=90^\circ$  和  $270^\circ$  方位,机身几乎不对旋翼产生附加的诱速干扰。另外,机身的存在对桨尖区域的旋翼诱导速度影响较小,干扰区域主要集中在桨叶中段和内侧,这说明了机身对旋翼诱导速度的干扰具有很强的方向性,且与机身的外形特征有关。

### 2.3 旋翼/机身/平尾干扰下的压力分布

图 9 为机身纵向对称面压力分布和流线图,在低速前飞状态,桨盘下方流线与机身上表面几乎垂直,这说明机身完全处于旋翼下洗流的作用范围内,随着前飞速度增大,旋翼尾迹向上倾斜程度更大,旋翼下洗流作用区域逐渐向机身后侧移动。旋翼下洗流对机身的影响可以从不同前飞速度下组合流场中机身表面的压力分布情况看出,如图 10 所示。

为了进一步研究旋翼对机身的非定常干扰,在机身头部、机身前段、尾梁、平尾上下表面、垂尾侧面以及涵道尾桨上表面设置了 7 个非定常压力系

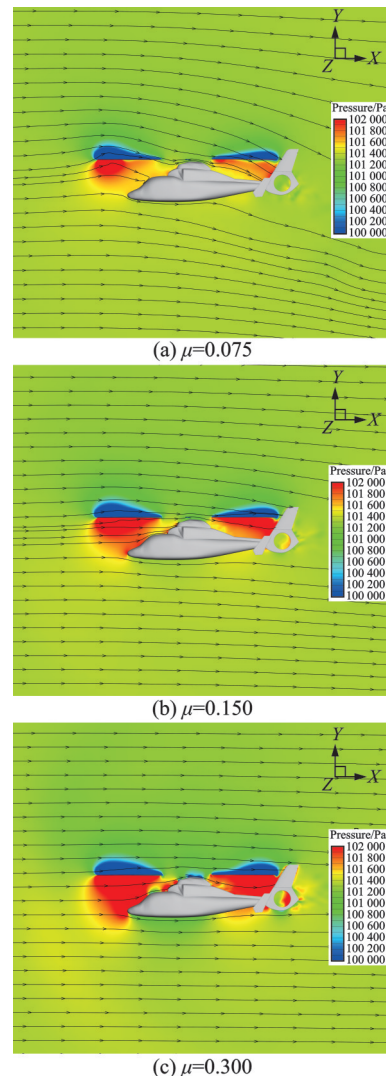


图 9 机身纵向对称面压力分布和流线图

Fig.9 Pressure distribution and streamlines along the fuselage longitudinal symmetry plane



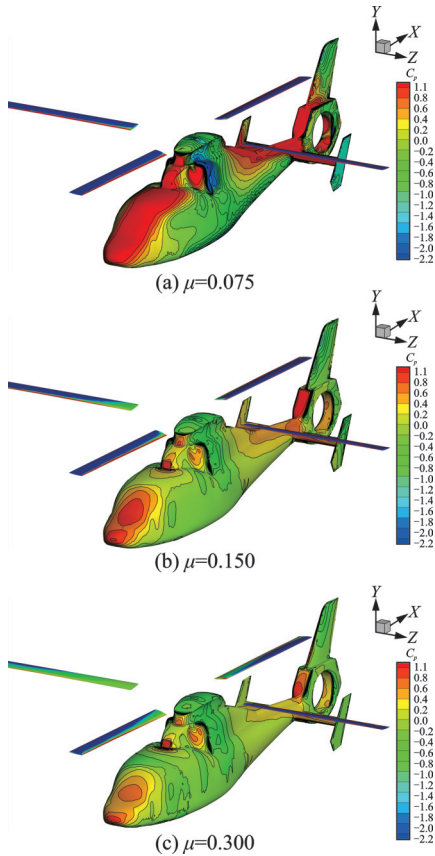


图10 存在旋翼时机身表面压力系数分布

Fig.10 Pressure coefficient distribution on the fuselage surface in the presence of a rotor

数监测点。其中监测点1、2、3、6分别位于机身纵向轮廓线  $X/L=0.05, 0.18, 0.70, 0.84$  处,平尾监测点4、5位于  $X/L=0.78, Z/L=0.1$  处,垂尾监测点7位于  $X/L=0.95, Y/L=-0.025$  处。图11是监测点分布示意图。

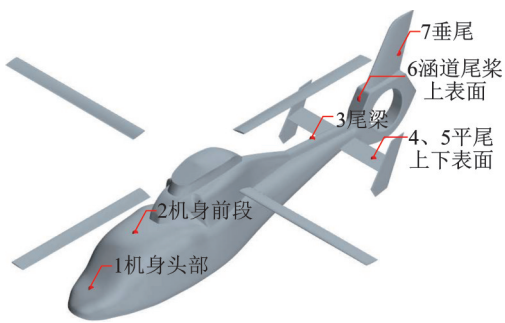
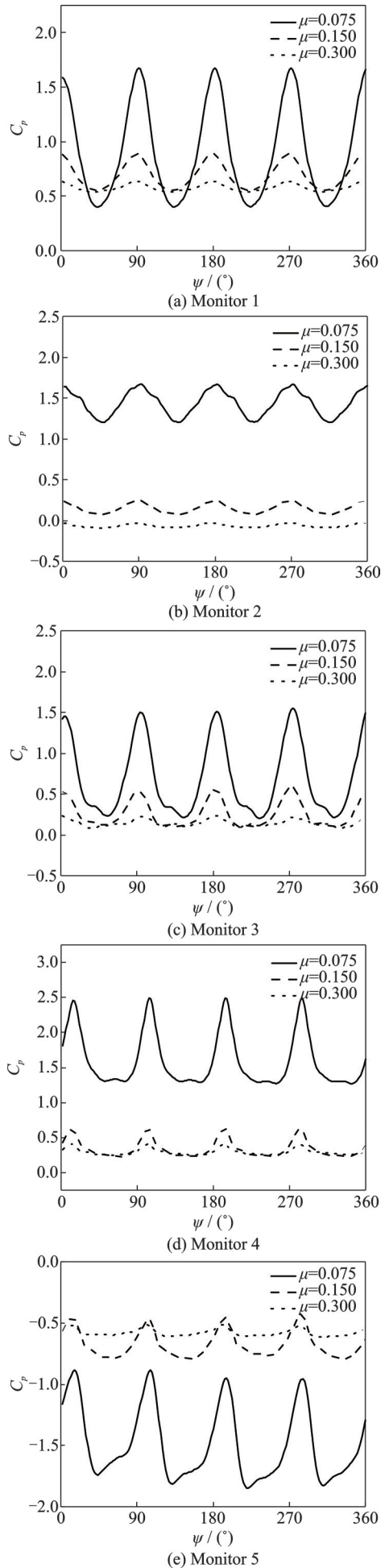


图11 机身表面非定常压力系数监测点

Fig.11 Unsteady pressure coefficient monitors on the fuselage surface

图12(a)给出了典型的桨叶通过效应引起的机身表面非定常压力系数分布。观察到在3个不同的前飞状态下,机身表面压力系数呈现出  $4/\text{rev}$  的周期性分布,峰值位于桨叶方位角  $\Psi = k\pi/2 (k=0, 1, 2, 3)$  处。由于机身头部监测点1位于旋翼尾迹区域外,认为此时由桨叶附着涡引起的非定常压强占旋翼对机身干扰压强的主要部分。



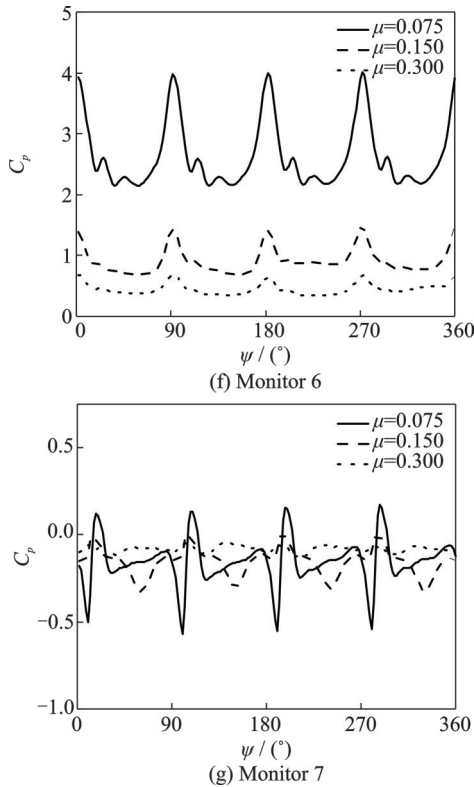


图 12 存在旋翼时机身表面非定常压力系数分布  
Fig.12 Unsteady pressure coefficient distribution on the fuselage surface in the presence of a rotor

在图 12(b~f)中除了桨叶通过效应引起的压力系数主峰外,还存在偏离桨叶方位角  $\Psi = k\pi/2 (k=0, 1, 2, 3)$  位置的次峰,这些次峰同样有着  $4/\text{rev}$  的周期性分布,考虑是由旋翼桨尖涡引起的。图 12(g)中还显示了桨尖涡对垂尾的干扰效应,在前进比为 0.075 时尤为明显,此时旋翼尾迹与垂尾前缘夹角最大,桨尖涡与垂尾侧面产生了较长时间的相互作用。

表 2 给出了机身表面非定常压力系数峰峰值。在机身表面,监测点 1 与监测点 3 距离桨叶的垂直位置相近,但通过对比发现,随着前飞速度增大,头部监测点 1 的压力峰峰值却要小于尾梁监测点 3,

表 2 机身表面非定常压力系数峰峰值

Table 2 Peak-to-peak values of unsteady pressure coefficient on the fuselage surface

$\mu=0.075$		$\mu=0.150$		$\mu=0.300$	
监测点	峰峰值	监测点	峰峰值	监测点	峰峰值
1	1.280	1	0.340	1	0.098
2	0.469	2	0.167	2	0.056
3	1.265	3	0.426	3	0.143
4	1.192	4	0.397	4	0.158
5	0.853	5	0.317	5	0.085
6	1.835	6	0.734	6	0.307
7	0.704	7	0.323	7	0.072

这是由于来流速度增大,导致旋翼尾迹倾斜角增大,使尾迹向后远离机身头部。

监测点 2 位于桨叶根部下方,受桨叶通过效应影响小,压力峰峰值低。监测点 6 位于桨尖正下方,距离桨盘平面最近,因此压力峰峰值最大,即使在中速前飞状态也受到较大程度的桨叶通过效应和桨尖涡撞击的影响。

## 2.4 旋翼/机身/平尾干扰下的气动力分布

### 2.4.1 旋翼气动力分布

图 13 直观地给出了不同前飞速度下机身对单片桨叶拉力的干扰程度  $\Delta C_T$ 。在悬停状态,旋翼下洗流受到机身纵向的阻塞作用,导致方位角  $\Psi=0^\circ$  和  $\Psi=180^\circ$  附近诱导速度减小,桨叶剖面迎角增加,从而使方位角  $\Psi=0^\circ$  和  $\Psi=180^\circ$  处桨叶拉力增加。在前飞状态,  $\Psi=0^\circ$  方位桨叶的诱导速度逐渐转变为下洗,使该方位旋翼诱导速度增加,桨叶剖面迎角减小,桨叶拉力减小。  $\Psi=180^\circ$  方位桨叶的诱导速度仍为上洗,使桨叶拉力增加。

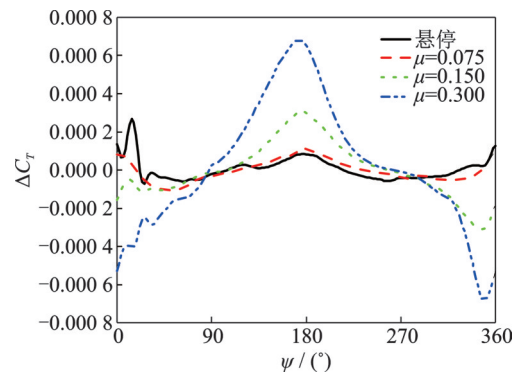


图 13 机身对单片桨叶拉力的干扰

Fig.13 Interaction of fuselage on the thrust of the single blade

随着前飞速度增大,机身对旋翼诱导速度的干扰增大,  $\Psi=0^\circ$  和  $\Psi=180^\circ$  方位单片桨叶拉力变化也更为显著。由于当方位角偏离机身纵向对称面时,机身对旋翼诱导速度的干扰迅速减小,因此在  $\Psi=90^\circ$  和  $\Psi=270^\circ$  方位附近机身几乎不影响桨叶拉力。

图 14 给出了前进比为 0.15 状态下旋翼拉力系数  $C_T$  随方位角的变化曲线。当桨叶经过机身纵向平面时,机身阻塞旋翼下洗流场的扩展,产生了上洗的干扰诱导速度,导致旋翼拉力增大,形成了“类地面效应”。桨叶转过方位角  $\Psi=30^\circ$  后,机身不再阻塞旋翼下洗流场,旋翼拉力减小。相较于孤立旋翼,机身干扰下的旋翼拉力系数峰峰值增大了 37.4%,最大拉力增大了 0.75%。旋翼所受到的  $4/\text{rev}$  干扰气动力又会通过桨毂传递给机身,增加机身垂向振动载荷。



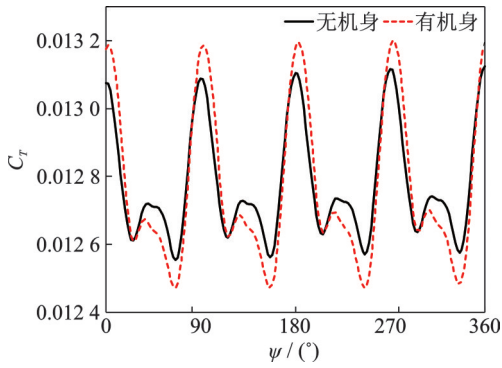


图14 旋翼拉力系数随方位角变化( $\mu=0.150$ )

Fig.14 Variation of rotor thrust coefficient with azimuthal angle ( $\mu=0.150$ )

### 2.4.2 机身气动力分布

机身和平尾的存在,对于悬停和小速度前飞状态下直升机旋翼的下洗流形成了严重的阻塞效应。旋翼下洗流的冲击,会使机身受到周期性的非定常气动干扰,形成“垂直增重”效应,减弱直升机负载能力,同时还会增大全机的振动水平,在悬停状态下,旋翼作用在机身上的额外垂向载荷约占直-9直升机最大起飞重量的4.5%。

图15和图16分别给出了旋翼干扰下的机身升力系数 $C_{L_f}$ 和阻力系数 $C_{D_f}$ 曲线。在低速前飞状态,机身受旋翼下洗效应影响最为严重,并且桨尖涡在

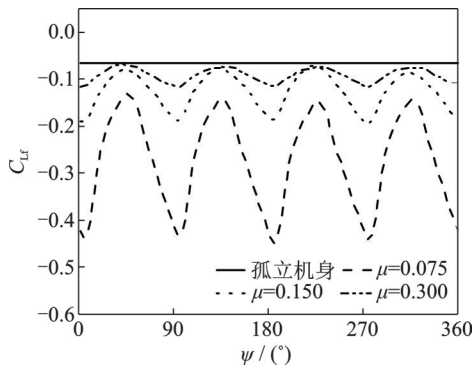


图15 旋翼干扰下的机身升力系数

Fig.15 Lift coefficient of fuselage with rotor interaction

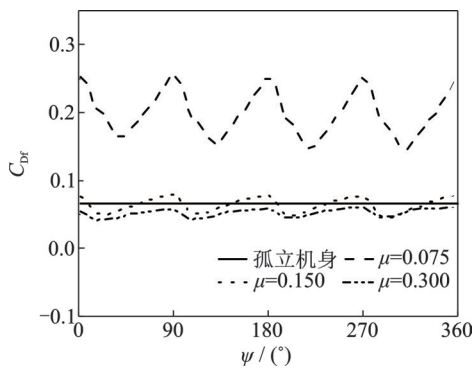


图16 旋翼干扰下的机身阻力系数

Fig.16 Drag coefficient of fuselage with rotor interaction

向后移动的过程中会被机身不断挤压,导致机身阻力增加。随着前飞速度增大,旋翼对机身气动特性的影响迅速减弱。

### 2.4.3 平尾气动力分布

一般直升机的设计目标是从悬停状态起飞稳定过渡到中速前飞状态,平尾为直升机纵向稳定性做出了重要贡献。图17给出了平尾下洗载荷 $L$ 随前飞速度的变化曲线,可以看到机身受到的下洗载荷随着前进比的增大而增加,其中平尾的下洗载荷占了一半以上,主要原因在于:(1)直-9直升机配备了反装的前置低平尾,随着前飞速度增大产生抬头力矩;(2)旋翼/平尾非定常气动干扰引起平尾下洗载荷增加。

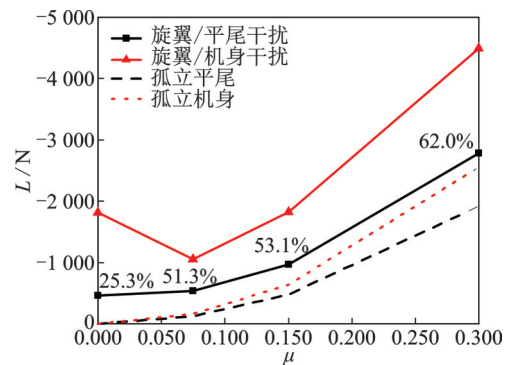


图17 平尾下洗载荷在机身(全机)下洗载荷中的占比

Fig.17 Proportion of horizontal tail downwash load in the airframe downwash load

从图18中可以看到在悬停状态下,平尾完全处于方位角 $\Psi=0^\circ$ 的桨尖涡下行范围内,桨尖涡冲击平尾,产生了严重畸变。前进比 $\mu=0.075$ 时, $0^\circ$ 方位桨尖涡向后移动,此时平尾主要受桨根涡干扰。前进比 $\mu=0.150$ 时, $180^\circ$ 方位桨尖涡开始撞击平尾下表面。前进比 $\mu=0.300$ 时,平尾主要受到来流速度影响,受旋翼尾迹影响较小。

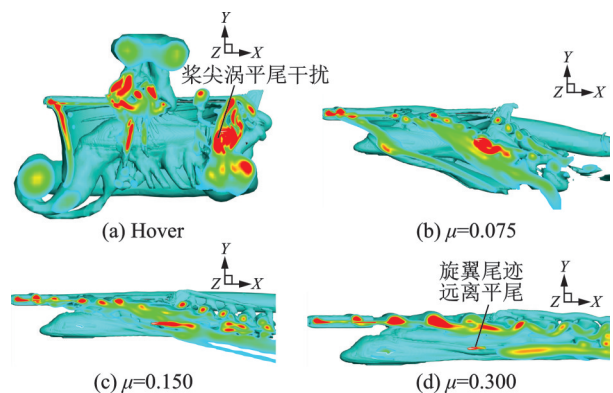


图18 前行侧平尾截面( $Z=0.1L$ )的涡量分布

Fig.18 Vorticity distribution at the horizontal tail section in the advancing side ( $Z=0.1L$ )

图19给出了干扰状态下两侧平尾的升力系数,均呈现出4/rev的周期性波动。随着前飞速度增大,旋翼尾迹从垂直撞击平尾上表面到倾斜撞击平尾上下表面再到远离平尾,平尾升力系数绝对值逐渐减小。由于前飞时旋翼前行侧和后行侧相对气流速度不对称,导致前行侧平尾下洗载荷大于后行侧平尾,干扰更为显著。但整体来说,前进比 $\mu > 0.150$ 时,旋翼/平尾气动干扰较弱。在旋翼尾迹的干扰下,平尾也会产生额外的气动载荷,尤其是在低速飞行状态下,这对需要经常进行低速机动的军用直升机的飞行力学纵向稳定性提出了更高的要求。

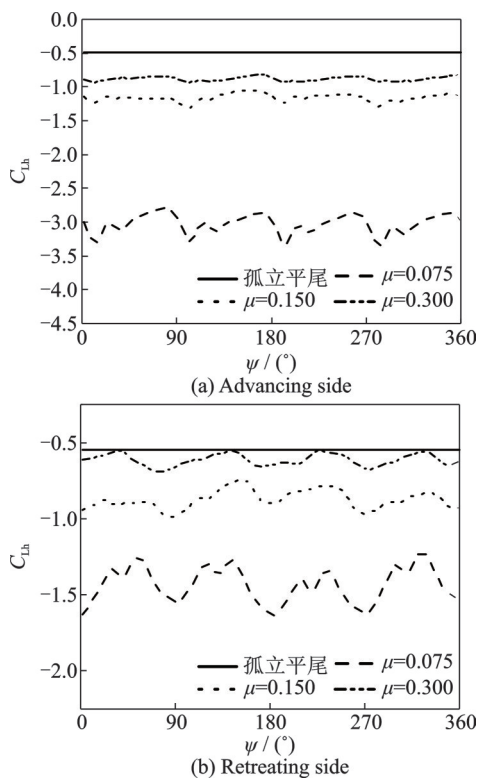


图19 旋翼干扰下的平尾升力系数

Fig.19 Lift coefficient of horizontal tail with rotor interaction

### 3 结 论

本文构建了一个基于运动嵌套网格方法的直升机旋翼/机身/平尾间气动干扰分析的CFD方法,针对直-9直升机旋翼/机身/平尾非定常干扰流场进行了计算分析,得到以下结论:

(1) 本文的数值方法能够有效地捕捉到机身/平尾对旋翼尾迹的干扰流场特征,正确地模拟旋翼悬停和前飞流场。

(2) 机身对旋翼诱导速度的干扰具有很强的方向性,且与机身的外形特征有关,当方位角偏离机身纵向对称面时,诱导速度干扰迅速减小。

(3) 机身的存在会导致旋翼桨尖涡管畸变,引起旋翼拉力系数波动峰峰值增加,旋翼/机身干

扰流场的模拟分析有利于进行旋翼气动载荷特性研究。受桨叶通过效应和旋翼桨尖涡的干扰影响,机身表面呈现出非定常压力分布,减弱直升机的负载能力,同时会导致较为严重的机体振动问题。

(4) 旋翼/平尾流场的计算结果表明,随着前进比增大,平尾升力系数绝对值减小,气动干扰减弱,并且前行侧平尾下洗载荷更大,可为直升机飞行力学纵向稳定性的研究提供参考。

### 参考文献:

- [1] SHERIDAN P F, SMITH R P. Interactional aerodynamics—A new challenge to helicopter technology [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1980, 25(1): 3-21.
- [2] MINECK R E, GORTON S A. Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor: NASA/TM-2000-210286[R]. [S.l.]: NASA Langley Technical Report Server, 2000.
- [3] LEISHMAN J, BI N. Aerodynamic interactions between a rotor and a fuselage in forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1990, 35(3): 22-31.
- [4] 赵景根, 高正, 徐国华. 直升机旋翼/机身气动干扰的计算方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2000, 32(4): 369-374.  
ZHAO Jinggen, GAO Zheng, XU Guohua. A computational method for helicopter rotor/fuselage aerodynamic interaction[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2000, 32(4): 369-374.
- [5] 徐国华, 招启军. 直升机旋翼计算流体力学的研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 338-344.  
XU Guohua, ZHAO Qijun. Advances in computational fluid dynamics of helicopter rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 35(3): 338-344.
- [6] 肖中云, 郭永恒, 张露, 等. 直升机CFD仿真现状与发展趋势分析[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 14-25.  
XIAO Zhongyun, GUO Yongheng, ZHANG Lu, et al. An analysis of current status and prospects of CFD based simulation of rotorcrafts[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 14-25.
- [7] XU G, ZHAO Q, ZHENG G, et al. Prediction of aerodynamic interactions of helicopter rotor on its fuselage[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2002, 15(1): 12-17.
- [8] RAJAGOPALAN R G, MATHUR S R. Three dimensional analysis of a rotor in forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1993, 38(3): 14-25.

- [9] BARAKOS G N, FITZGIBBON T, KUSYUMOV A N, et al. CFD simulation of helicopter rotor flow based on unsteady actuator disk model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(9): 2313-2328.
- [10] 田晨浩, 徐国华, 史勇杰. 基于非定常动量源方法的全机耦合气动分析[J]. 飞行力学, 2022, 40(1): 26-33. TIAN Chenhao, XU Guohua, SHI Yongjie. Coupled aerodynamic analysis of the whole helicopter based on unsteady momentum source method[J]. Flight Dynamics, 2022, 40(1): 26-33.
- [11] 许和勇, 叶正寅, 史爱明. 基于非结构嵌套网格的旋翼-机身干扰流场数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(6): 814-817. XU Heyong, YE Zhengyin, SHI Aiming. An effective method for numerically simulating helicopter rotor-fuselage aerodynamic interference using unstructured overset grids[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(6): 814-817.
- [12] 樊枫, 邱逢昌, 曹亚雄. 直升机旋翼干扰对尾桨气动噪声影响的数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(2): 243-252. FAN Feng, QIU Fengchang, CAO Yaxiong. Numerical research on aeroacoustic characteristics of helicopter tail-rotor under rotor interaction[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(2): 243-252.
- [13] BAO W, WANG W, CHEN X, et al. Numerical analyses of aeroacoustic characteristics of tiltrotor considering the aerodynamic interaction by the fuselage in hover[J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 141: 108558.
- [14] NAM H J, PARK Y M, KWON O J. Simulation of unsteady rotor-fuselage aerodynamic interaction using unstructured adaptive meshes[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(2): 141-149.
- [15] 罗阳, 桑树浩, 陈仁良. 针对旋翼流场模拟的自适应网格算法[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(3): 382-389. LUO Yang, SANG Shuhao, CHEN Renliang. Adaptive grid algorithm for fluid simulation of rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(3): 382-389.
- [16] RUFFIN S, O'BRIEN D, SMITH M, et al. Comparison of rotor-airframe interaction utilizing overset and unstructured grid techniques[C]//Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2004.
- [17] TAKAYAMA O, SASAKI D, NAKAHASHI K, et al. Coupling method of unstructured and structured grids for flow around robin configuration[C]//Proceedings of the 2nd International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology. Seoul, Korea: [s.n.], 2009.
- [18] 江雄, 肖中云, 陈作斌, 等. 旋翼/机身气动干扰的数值模拟[J]. 直升机技术, 2007(3): 4-10. JIANG Xiong, XIAO Zhongyun, CHEN Zuobin, et al. Numerical simulation of rotor/airframe aerodynamic interaction[J]. Helicopter Technique, 2007(3): 4-10.
- [19] 叶靓, 招启军, 徐国华. 非结构嵌套网格的直升机旋翼/机身前飞流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 903-910. YE Liang, ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical simulation of flowfield of helicopter rotor and fuselage in forward flight based on unstructured embedded grid technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 903-910.
- [20] 靳鹏, 樊枫. 直升机机身干扰对旋翼气动与噪声特性影响研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(6): 9-20. JIN Peng, FAN Feng. Study on the interaction influence of helicopter fuselage on the rotor aerodynamics and aeroacoustics[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(6): 9-20.
- [21] ROE P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [22] DE ZEEUW D, POWELL K G. An adaptively refined cartesian mesh solver for the Euler equations[J]. Journal of Computational Physics, 1993, 104(1): 56-68.
- [23] CHIU I T, MEAKIN R L. On automating domain connectivity for overset grids[C]//Proceedings of the 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, USA: AIAA, 1995.
- [24] MEAKIN R L. A new method for establishing inter-grid communication among systems of overset grids [C]//Proceedings of the 10th Computational Fluid Dynamics Conference. Honolulu, HI, USA: AIAA, 1991.
- [25] MEAKIN R L. Domain connectivity among systems of overset grids:NASA-CR-193390 [R].[S.l.]: NASA, 1993.
- [26] 招启军, 徐国华. 计入桨叶运动的旋翼CFD网格设计技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(3): 288-293. ZHAO Qijun, XU Guohua. Grid generation technique for helicopter rotor CFD including blade motions[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(3): 288-293.
- [27] FREEMAN C E, MINECK R E. Fuselage surface pressure measurements of a helicopter wind-tunnel model with a 3.15-meter diameter single rotor: NASA-TM-80051[R]. [S.l.]: NASA, 1979.
- [28] CARADONNA F X, TUNG C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover: NASA-TM-81232[R]. [S.l.]: NASA, 1981.