

# 基于黏性涡粒子尾迹模型的高速直升机配平特性分析



徐川,刘长文,鲁可,汪正中

中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室,江西 景德镇 333001

**摘要:**刚性旋翼高速直升机旋翼间复杂的尾迹干扰作用会影响其配平特性。针对这一问题,本文采用黏性涡粒子方法来精确计算上下旋翼复杂尾迹流场下的诱导速度,桨叶环量则采用涡面无法进行求解,两种方法耦合建立了尾迹模型。基于此尾迹模型进行高速直升机飞行动力学建模,包括结合刚性旋翼挥舞运动模型和变距操纵模型的旋翼尾迹气动力建模、机身以及平/垂尾气动力建模。同时与风洞试验结果对比,先验证了旋翼气动力模型的准确性,在此基础上,以XH-59A直升机为研究对象,计算得到了0~80m/s速度下的配平特性结果,与飞行试验数据对比良好,验证了飞行动力学模型的有效性。最后分析了悬停及低速前飞时旋翼间尾迹流场干扰对全机配平特性的影响。

**关键词:**直升机;黏性涡粒子;旋翼尾迹;飞行动力学;配平特性

中图分类号:V212.4

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.05.005

刚性旋翼高速直升机既充分保留了直升机的技术特点,又兼具突出的机动性能和高速性能,是当今高速直升机研究的热点之一<sup>[1]</sup>。其主要特点在于下旋翼几乎完全处于上旋翼的尾迹流场中,导致两者尾迹在运动过程中存在严重的相互干扰现象<sup>[2]</sup>,严重影响着其气动特性。而刚性旋翼高速直升机的配平特性与上下旋翼气动特性密切相关,所以要基于共轴刚性旋翼气动特性来开展其飞行动力学特性分析,首要前提就是准确捕捉双旋翼复杂的流场尾迹来计算旋翼间的气动干扰。

传统的动态入流等入流模型用在旋翼尾迹计算方面存在精度不高且不能准确捕捉尾迹畸变效应等问题<sup>[3-4]</sup>。而基于运动嵌套网格和求解雷诺平均Navier-Stokes方程的计算流体力学方法虽然能对旋翼复杂尾迹流场进行模拟<sup>[5-6]</sup>,且准确度高,但数值耗散较大、计算成本高及耗时长等问题导致该方法并不适合飞行动力学计算。因此,如何在刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型中较快且准确地捕捉旋翼尾迹几何形状以及预测旋翼诱导入流分布是其发展中亟须解决的问题。

国内外对于上下旋翼相互作用的尾迹流场对刚性旋翼高速直升机飞行动力学特性的影响已有一定研究。文献

[7]~[9]整理了大量有关刚性旋翼高速直升机飞行动力学特性的风洞试验和飞行试验数据,研究得到一系列经验参数来模拟刚性旋翼高速直升机上下旋翼尾迹流场特性,但该经验系数并不具有通用性,只适用于某一相对应的机型。文献[10]~[12]通过捕捉上下旋翼的尾迹畸变效应建立了相应的共轴旋翼入流模型,但该模型只适用于悬停下的飞行动力学特性计算。近年来,有研究者<sup>[13-14]</sup>通过采用拉格朗日体系求解涡量-速度形式的Navier-Stokes方程而发展的黏性涡粒子方法可模拟旋翼尾迹流场的黏性流动,且精确度高,也避免了数值耗散等问题。目前,国内大多采用传统尾迹方法和计算流体力学(CFD)方法<sup>[15]</sup>进行共轴刚性旋翼尾迹流场的研究,而基于黏性涡粒子尾迹模型的共轴旋翼流场数值分析方法的研究不是很多,为准确模拟共轴旋翼间复杂的尾迹流场相互作用,减小对经验参数的依赖,本文利用黏性涡粒子方法捕捉共轴刚性旋翼流场特性,为旋翼间尾迹流场干扰下的刚性旋翼高速直升机飞行动力学特性分析开辟新的途径。

对此,本文进行基于黏性涡粒子尾迹模型的高速直升机飞行动力学建模,其中包括旋翼气动力建模、机身建模以及平/垂尾建模。同时结合风洞试验数据,验证了基于黏性

收稿日期: 2023-01-30; 退修日期: 2023-03-15; 录用日期: 2023-04-13

引用格式: Xu Chuan, Liu Zhangwen, Lu Ke, et al. Trim characteristics analysis on high-speed helicopter using viscous vortex particles wake model[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(05): 38-45. 徐川, 刘长文, 鲁可, 等. 基于黏性涡粒子尾迹模型的高速直升机配平特性分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(05): 38-45.

涡粒子尾迹模型的旋翼气动力模型的准确性,在此基础上,对比XH-59A飞行试验数据验证了飞行动力学模型的有效性。最后,基于尾迹模型计算的结果,分析了旋翼间尾迹流场干扰对配平特性的影响。

## 1 高速直升机飞行动力学模型

### 1.1 旋翼气动力模型

#### 1.1.1 黏性涡粒子离散模型

本文基于黏性涡粒子离散模型<sup>[14]</sup>来描述共轴刚性旋翼尾迹。对于不可压的有黏性流动的旋翼尾迹涡,其Navier-Stokes方程可用涡量-速度形式表示,即

$$\frac{\partial \boldsymbol{\omega}}{\partial t} + \boldsymbol{u} \cdot \nabla \boldsymbol{\omega} = \nabla \boldsymbol{u} \cdot \boldsymbol{\omega} + \nu \nabla^2 \boldsymbol{\omega} \quad (1)$$

式中, $\boldsymbol{\omega}$ 为涡量; $\boldsymbol{u}$ 为当地速度; $\nu$ 为动力黏度。

在拉格朗日描述体系下,将上述连续的涡量场离散化,此时空间某一点在时刻 $t$ 的涡量近似表示为

$$\boldsymbol{\omega}^h(x, t) = \sum_{p=1}^N \boldsymbol{\alpha}_p(t) s_\varepsilon[x - x_p(t)] \quad (2)$$

式中, $N$ 为离散涡粒子数, $x_p$ 表示第 $p$ 个涡粒子的空间位置, $\boldsymbol{\alpha}_p$ 为对应涡粒子的涡量值, $s_\varepsilon(x)$ 为截断函数, $\varepsilon$ 为光滑参数。

平滑化函数离散后的涡量场通过毕奥-萨伐尔定律求得诱导速度为

$$\boldsymbol{u}_{\text{ind}} = \sum_{p=1}^N \hat{\boldsymbol{\varepsilon}}^{-1} \nabla G(R) \times \boldsymbol{\alpha}_p \quad (3)$$

式中, $\hat{\boldsymbol{\varepsilon}} = \frac{\sqrt{\varepsilon^2 + \varepsilon_p^2}}{2}$ 为对称光滑参数, $R = \frac{|x - x_p|}{\hat{\boldsymbol{\varepsilon}}}$ , $G(R)$ 为格林函数,其表达式依截断函数 $s_\varepsilon(x)$ 而定,本文模型采用了高斯分布函数。

由此,控制方程(1)的离散形式可转化为

$$\frac{d\boldsymbol{x}_p(t)}{dt} = \boldsymbol{u}(x_p, t) = \boldsymbol{u}_\infty + \boldsymbol{u}_{\text{ind}} \quad (4)$$

$$\frac{d\boldsymbol{\alpha}_p}{dt} = \boldsymbol{\alpha}_p \cdot \nabla \boldsymbol{u}(x_p, t) + \nu \nabla^2 \boldsymbol{\alpha}_p \quad (5)$$

式(4)中, $\boldsymbol{u}_\infty$ 为来流速度;而式(5)中等号右边第1项为拉伸项,第2项为黏性扩散项。为了满足求解精度的需要,并且改善收敛性和稳定性,对控制方程(4)和(5)采用二阶Adams显隐式组合的预测校正时间推进格式。

拉伸项中速度梯度采用梯度的转置代替梯度方法格式转化以保证环量的守恒性,其具体表达形式如下。

$$\frac{d\boldsymbol{\alpha}_p}{dt} \Big|_{\text{ST}} = [\nabla \boldsymbol{u}(x_p, t)]^T [\boldsymbol{\alpha}_p] \quad (6)$$

式中,下标ST拉伸项的缩写, $[\nabla \boldsymbol{u}]$ 表示元素为 $\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_k}\right)_{i,k}$ 的矩阵。

黏性扩散项的模拟则应用了粒子强度交换法(PSE),以获得更高的精确度。该方法的核心思想是用一个积分算子代替Laplace算子以适用于Lagrange求解体系,即

$$\frac{d\boldsymbol{\alpha}_p}{dt} \Big|_{\text{VDT}} = \nu \hat{\boldsymbol{\varepsilon}}^{-2} \sum_{q \in P_t} (x_p - x_q) \eta_\varepsilon (V_p \boldsymbol{\alpha}_q - V_q \boldsymbol{\alpha}_p) \quad (7)$$

式中,下标VDT为黏性扩散项的缩写, $V$ 为涡粒子体积, $\eta_\varepsilon = 2s_\varepsilon$ 。

#### 1.1.2 共轴刚性旋翼尾迹气动力模型

与单旋翼带尾桨直升机尾迹流场相比,刚性旋翼高速直升机上下旋翼相互作用的尾迹流场干扰更为复杂。上下旋翼的诱导速度不仅受到各自旋翼尾迹涡的直接影响,还受到各自变化的尾迹涡扩散运动的间接影响,两种影响相互耦合,使得准确模拟共轴旋翼尾迹流场成为一个关键难点。本文基于上述黏性涡粒子离散模型,结合采用涡面元方法<sup>[16]</sup>构建桨叶模型,建立了可计算畸变尾迹的旋翼尾迹模型。其中旋翼桨叶由沿展向和弦向若干个附着涡面元来表示,桨叶后缘脱出的尾随涡面元则用库塔涡面元来表示。为避免涡面元方法带来的数值奇异性,用黏性涡粒子等效代替桨叶脱出的库塔涡面元,建立库塔涡面元与尾迹涡粒子之间的耦合计算方法,以实现旋翼尾迹的精确模拟,如图1所示。

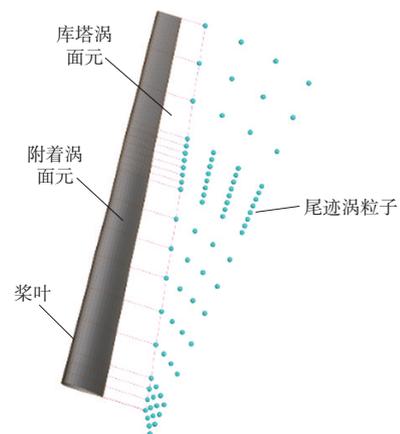


图1 基于耦合方法的旋翼桨叶尾迹模型

Fig.1 Rotor wake model based on coupling method

基于上述尾迹耦合计算方法来建立共轴旋翼尾迹模型。尾迹模型的基本计算流程如图2所示。

首先进行上下旋翼尾迹涡量场初始化,随着桨叶方位

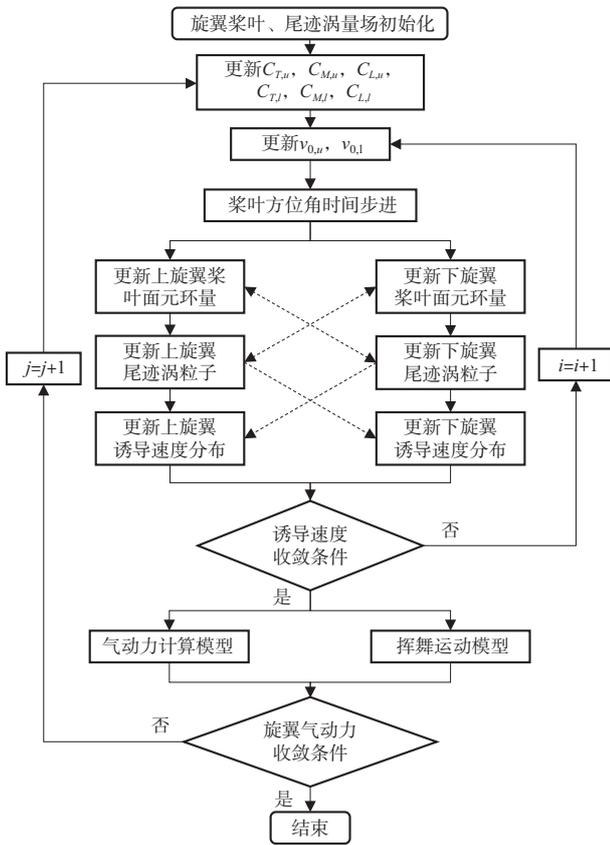


图2 尾迹气动模型计算流程

Fig.2 Calculation flow chart of wake aerodynamic model

角时间步进,计算得到尾迹场内任意空间一点的诱导速度,直至计算满足诱导速度收敛条件输出相应飞行状态下的尾迹结果,然后进行上下旋翼气动计算。在时间步进过程中,上下旋翼桨叶面元环量和脱出的尾迹涡粒子与另外一副旋翼桨叶面元环量及脱出的尾迹涡粒子会相互影响,进而影响上下旋翼桨盘诱导速度分布,其中虚线表示上下旋翼尾迹流场相互作用下耦合项的计算流程。

基于该尾迹模型,以及文献[17]中的等效挥舞运动模型和变距操纵模型,共同建立了共轴旋翼尾迹气动力模型,旋翼载荷计算直接参见文献[17],求得 $T_w, S_w, H_w, L_w, M_w, N_w$ ,分别为旋翼拉力、侧向力、后向力、俯仰力矩、滚转力矩及偏航力矩。上下旋翼气动力求解方法一致,上旋翼采用的是左手坐标系,需要进行坐标转换,转换公式为

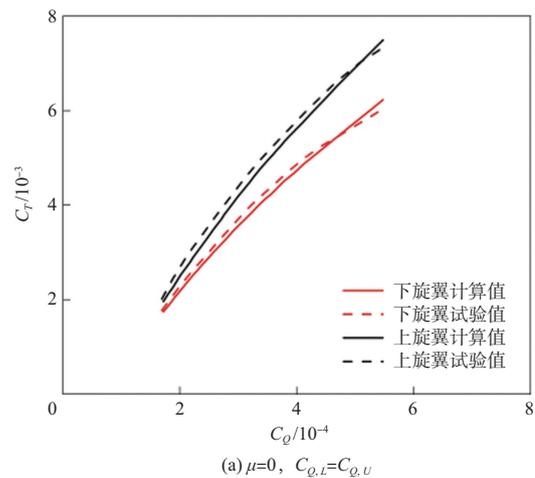
$$\begin{bmatrix} H_w \\ S_w \\ T_w \end{bmatrix}_{\text{Righthand}} = \begin{bmatrix} H_w \\ -S_w \\ T_w \end{bmatrix}_{\text{Lefthand}} \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} L_w \\ M_w \\ N_w \end{bmatrix}_{\text{Righthand}} = \begin{bmatrix} -L_w \\ M_w \\ -N_w \end{bmatrix}_{\text{Lefthand}} \quad (9)$$

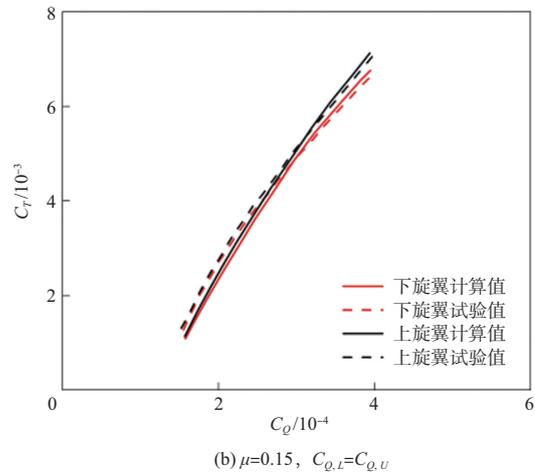
### 1.1.3 共轴旋翼尾迹气动力模型验证

为验证上述建立的共轴旋翼尾迹气动力模型的准确性,采用参考文献[18]中风洞试验数据进行对比验证。该风洞试验中采用的是两片桨叶的共轴旋翼,桨叶平面形状为矩形,翼型为NACA23012,旋翼半径 $R=1.25\text{m}$ ,上下旋翼间距 $h=0.105\text{m}$ ,旋翼试度 $\sigma=0.046$ ,旋翼转速 $\Omega=600\text{r/min}$ 。选取和文献风洞试验一致的悬停( $\mu=0$ )和小速度前飞( $\mu=0.15$ )两种状态,由于这两种状态下旋翼间尾迹流场干扰作用比较复杂,因此适用于本文模型气动力特性计算精度的验证。根据该文献风洞试验要求,上下旋翼扭矩系数须相等,因此模型计算中也设定上下旋翼扭矩保持平衡。计算得到的结果如图3所示,进行了上下旋翼在两种状态下所产生的升力系数随扭矩系数变化的曲线比对。

由图3的结果可以看出,计算结果与风洞试验数据对比较好,说明该模型能够准确考虑共轴旋翼尾迹流场干扰作用进行气动力特性计算,即可以将其运用到高速直升机



(a)  $\mu=0, C_{Q,i}=C_{Q,u}$



(b)  $\mu=0.15, C_{Q,i}=C_{Q,u}$

图3 计算结果与风洞试验数据对比

Fig.3 Comparison of calculation results with wind tunnel test

飞行动力学模型中。

### 1.2 机身气动力模型

设机身气动中心坐标为  $F(x_F, y_F, z_F)$ ，机身质心速度为  $u, v, w$ ，则机身气动中心处的当地速度可表示为

$$\begin{bmatrix} u_F \\ v_F \\ w_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u + z_F q - y_F p \\ v + x_F r - z_F p \\ w + y_F p - x_F q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_{iF} \\ v_{iF} \\ w_{iF} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中， $u_{iF}, v_{iF}, w_{iF}$  为旋翼尾迹在机身气动中心处的诱导速度，由黏性涡粒子尾迹模型计算得到。机身当地动压、气动迎角和侧滑角分别为

$$q_F = \frac{1}{2} \rho (u_F^2 + v_F^2 + w_F^2) \quad (11)$$

$$\alpha_F = \arctan \frac{w_F}{u_F} \quad (12)$$

$$\beta_F = \arcsin \frac{v_F}{\sqrt{u_F^2 + v_F^2 + w_F^2}} \quad (13)$$

根据气动迎角和侧滑角，参考机身风洞吹风试验数据，可以得到机身的三向力系数 ( $C_{LF}, C_{DF}, C_{YF}$ ) 和力矩系数 ( $C_{RF}, C_{MF}, C_{NF}$ )，可得机身给定状态下的气动力和力矩。

$$\begin{bmatrix} X_F \\ Y_F \\ Z_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -q_F S_F C_{DF} \\ -q_F S_F C_{YF} \\ -q_F S_F C_{LF} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\begin{bmatrix} L_F \\ M_F \\ N_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -q_F S_F l_F C_{RF} \\ -q_F S_F l_F C_{MF} \\ -q_F S_F l_F C_{NF} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中， $S_F$  为机身迎风面积； $l_F$  为机身长度。

### 1.3 平/垂尾气动力模型

平/垂尾建模与机身建模相似，不同在于平尾的气动迎角要考虑平尾安装角  $\alpha_{HT}$ ，垂尾的侧滑角要考虑垂尾安装角  $\beta_{VT}$ 。平尾和垂尾的升/阻力系数 ( $C_{LHT}, C_{DHT}, C_{LVT}, C_{DVT}$ ) 可分别根据当地迎角和侧滑角，利用翼型查表法得到。通过坐标转换，可以得到平尾和垂尾在机体坐标系下的气动力和力矩。

$$\begin{bmatrix} X_{HT} \\ Y_{HT} \\ Z_{HT} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{HT-F} \begin{bmatrix} -q_{HT} S_{HT} C_{DHT} \\ 0 \\ -q_{HT} S_{HT} C_{LHT} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\begin{bmatrix} L_{HT} \\ M_{HT} \\ N_{HT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{HT} Z_{HT} - z_{HT} Y_{HT} \\ z_{HT} X_{HT} - X_{HT} z_{HT} \\ x_{HT} Y_{HT} - y_{HT} X_{HT} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\begin{bmatrix} X_{VT} \\ Y_{VT} \\ Z_{VT} \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{VT-F} \begin{bmatrix} -q_{VT} S_{VT} C_{DVT} \\ -q_{VT} S_{VT} C_{LVT} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\begin{bmatrix} L_{VT} \\ M_{VT} \\ N_{VT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{VT} Z_{VT} - z_{VT} Y_{VT} \\ z_{VT} X_{VT} - x_{VT} Z_{VT} \\ x_{VT} Y_{VT} - y_{VT} X_{VT} \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中， $S_{HT}$  为平尾面积， $S_{VT}$  为垂尾面积， $q_{HT}$  和  $q_{VT}$  分别为平尾和垂尾的当地动压， $\mathbf{T}_{HT-F}$  和  $\mathbf{T}_{VT-F}$  为坐标转换矩阵。

## 2 高速直升机配平

叠加上述各个部件的三个方向的气动力和力矩，得到全机合力和合力矩，进行直升机稳定飞行配平，平衡条件需满足各加速度为零，得全机的平衡方程为

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mg \sin \theta \\ -mg \cos \theta \sin \phi \\ -mg \cos \theta \sin \phi \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

式中， $X, Y, Z$  以及  $L, M, N$  分别为直升机所受到的气动力和力矩； $m$  为全机质量； $\theta$  为机体俯仰角； $\phi$  为机体滚转角； $g$  为重力加速度。

对于给定的飞行状态代入相应的计算初值后，通过旋翼气动力模型计算收敛后得到旋翼在该飞行状态下的气动力和力矩，然后叠加机身、平/垂尾产生的气动力和力矩得到直升机所受到的气动力和力矩，若不满足平衡方程，则可以通过牛顿迭代法得到更精确的飞行状态值代入继续计算，直至直升机所受到的气动力和力矩满足平衡方程，满足则输出配平结果完成配平。

## 3 模型验证与配平特性分析

### 3.1 模型验证

为了验证建立的高速直升机飞行动力学模型的有效性，以 XH-59A 纯直升机飞行模式为例，划分了其全机气动计算网格模型，如图 4 所示。

进行不同速度范围内考虑尾迹干扰作用和不考虑尾迹干扰作用（不考虑图 2 中虚线耦合部分）的配平计算，并与飞行试验数据<sup>[19]</sup>进行对比验证，机身部分的吹风数据也取自参考文献[19]，结果如图 5 所示。该直升机的基本参数见表 1。

从尾迹气动干扰作用下的配平计算结果与飞行试验数据对比可以看出，本文建立的飞行动力学模型能够很好地进行旋翼间尾迹流场相互作用下的全机配平特性计算。

### 3.2 尾迹和入流对配平特性的影响

针对共轴旋翼尾迹干扰作用对高速直升机配平特性的

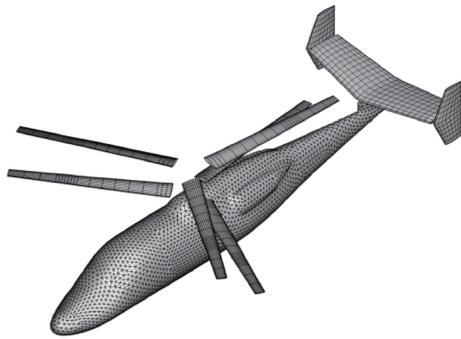


图4 XH-59A全机网格模型

Fig.4 XH-59A grid model

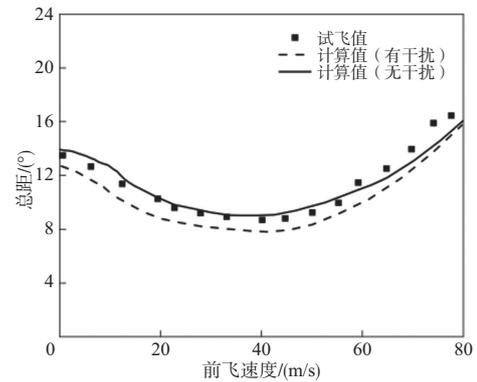
表1 XH-59A刚性旋翼高速直升机参数

Table1 Parameters of XH-59A coaxial rigid rotor helicopter

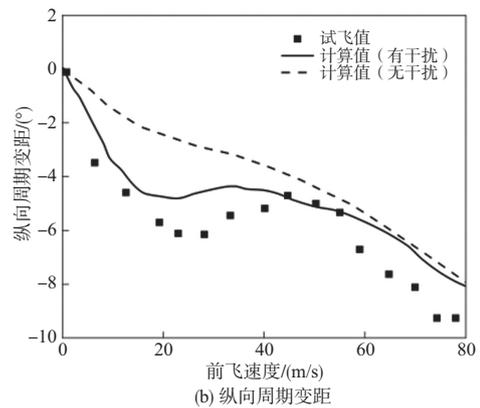
参数名	参数值
全机质量/kg	5500
主旋翼半径/m	5.49
主旋翼桨叶片数	3*2
桨叶弦长/m	0.29
桨叶扭转/(°)	-10
桨翼翼型	NACA0012
旋翼转速/(rad/s)	36.1
旋翼预锥角/(°)	3
轴倾角/(°)	3
桨叶一阶挥舞频率	1.45
桨叶挥舞惯量/(kg·m <sup>2</sup> )	450
平尾面积/m <sup>2</sup>	5.6
垂尾面积/m <sup>2</sup>	2.8

影响,选取了XH-59A纯直升机模式下悬停、20m/s前飞和40m/s前飞三个飞行状态,得到配平后的上下旋翼桨尖涡尾迹几何形状以及0°~180°桨盘位置的连续诱导速度分布,来开展飞行动力学模型验证中配平结果的定性分析,如图6和图7所示,图中 $R$ 为桨叶半径,-1.0表示180°方位角桨尖位置,1.0表示0°方位角桨尖位置。

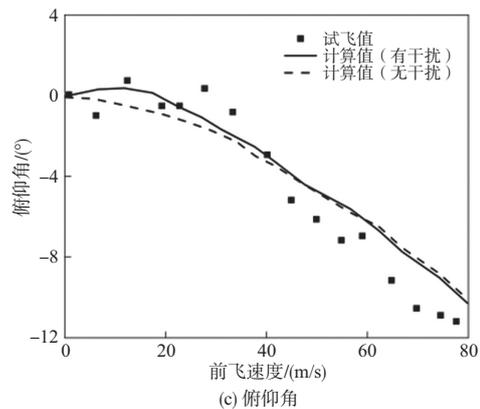
如图6(a)所示,在悬停状态下,上旋翼尾迹涡直接进到下旋翼尾迹涡当中,上下旋翼桨盘附近的下洗在尾迹涡的作用下有所增加,使得上下旋翼桨叶有效迎角减小,产生的升力减小,配平时需要提高总距来维持升力平衡,如图5(a)所示,尾迹干扰作用下的总距(实线)较不考虑尾迹干扰作用下的总距(虚线)有所增加。从图7(a)可以看出,下旋翼0°~180°桨盘位置的诱导速度明显大于上旋翼在该位置处的诱导速度,导致上下旋翼产生的扭矩不等,所以在进行尾迹气动干扰作用下悬停状态配平时,就需要额外的差动总距来调节上下旋翼扭矩平衡;同样地,对比图6(b)和图6



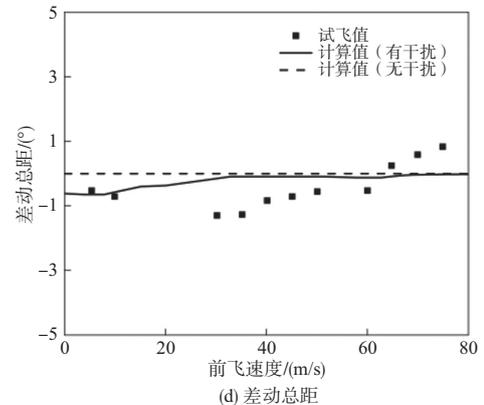
(a) 总距



(b) 纵向周期变距



(c) 俯仰角



(d) 差动总距

图5 配平结果对比

Fig.5 Comparison between trim results

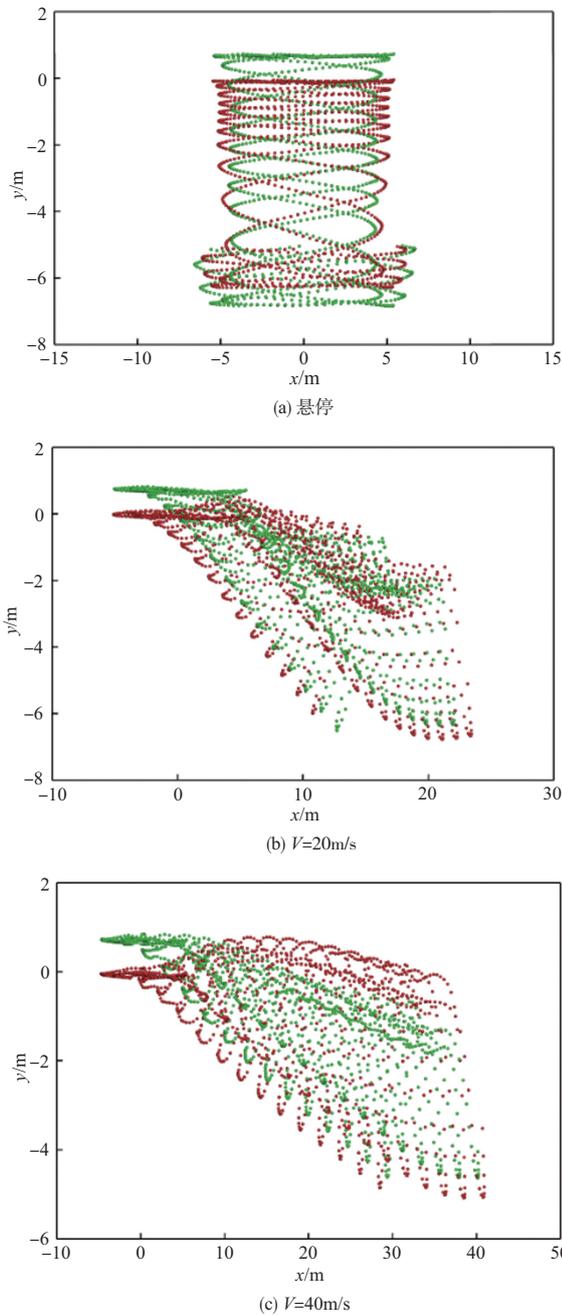


图6 不同速度下的旋翼尾迹几何形状  
Fig.6 Shape of wake with different speeds

(c)不同小速度前飞状态下的尾迹几何形状可以发现,随着速度的增加,尾迹倾斜角增大,上下旋翼间的尾迹干扰作用减弱,在进行尾迹干扰作用下小速度前飞状态配平时,所需要的额外差动总距配平量也随速度的增加慢慢趋近于零,如图5(d)实线变化趋势所示。

图6(b)和图7(b)显示直升机以20m/s速度前飞时,由于尾迹气动干扰作用,上旋翼的尾迹涡主要影响下旋翼桨

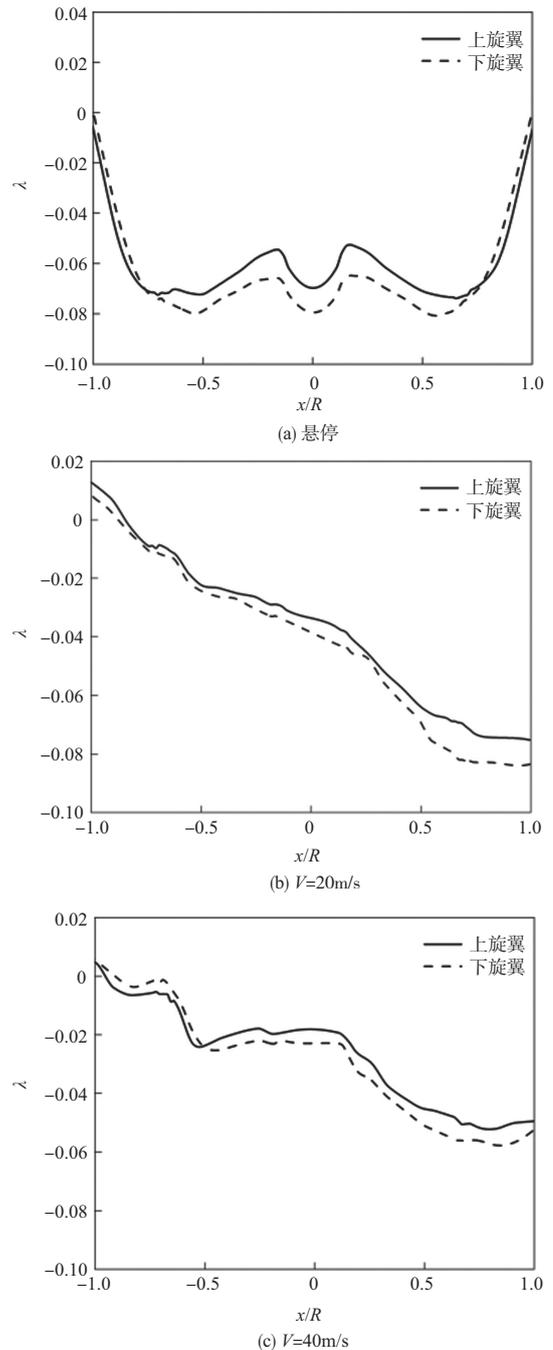


图7 不同速度下的上下旋翼0°~180°桨盘剖面位置入流分布  
Fig.7 Distribution of inflow between 0°~180° of upper and lower rotor with different speeds

盘后缘0°方位角附近的尾迹涡,明显增大下旋翼在该处附近的诱导速度,减小了这一区域的旋翼拉力,导致下旋翼主要产生额外抬头方向的桨毂力矩,即对机体产生俯仰方向的抬头力矩,相较于未考虑尾迹气动干扰作用,该抬头力矩

增加了配平所需的纵向周期变距;但对比图6(b)和图6(c)及图7(b)和图7(c),直升机速度由20m/s增至40m/s,随着尾迹倾斜角的增加,上旋翼尾迹涡在桨盘后缘 $0^\circ$ 方位角处附近对下旋翼在该处尾迹涡的影响降低,使得下旋翼主要产生额外抬头方向的桨毂力矩减小,减少了这一速度阶段内配平所需的纵向周期变距,所以在悬停和低速前飞时,如图5(b)所示,纵向周期变距配平量在小-中速度段呈先减小后增大然后再减小的变化趋势。

## 4 结论

本文建立了高速直升机飞行动力学模型,进行了基于黏性涡粒子尾迹模型的旋翼气动建模、机身建模以及平/垂尾建模。其中验证了旋翼气动模型能够准确计算上下旋翼间尾迹流场干扰作用下的气动力,在此基础上,进一步开展了飞行动力学模型配平验证,最后分析了旋翼尾迹流场干扰对配平特性的影响。

(1)本文基于黏性涡粒子尾迹模型构建了刚性旋翼高速直升机飞行动力学模型,并验证了其有效性,可以用于分析飞行动力学特性。

(2)在悬停和低速前飞时,旋翼间尾迹气动干扰会导致刚性旋翼高速直升机总距和差动总距配平量较高。随着前飞速度的增加,尾迹干扰影响逐渐降低,差动总距在中-高速阶段也逐渐趋近于0。

(3)旋翼间尾迹气动干扰同样会影响刚性旋翼高速直升机前飞时的纵向周期变距,在小-中速度段出现了先减小后增大然后再减小的现象。

AST

## 参考文献

- [1] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学技术, 2012(3):9-14.  
Deng Jinghui. The ABC rotor technology for high-speed helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(3): 9-14. (in Chinese)
- [2] 武上景, 鲁可, 汪正中, 等. 前行桨叶概念高速直升机操纵冗余问题研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(4):59-66.  
Wu Shangjing, Lu Ke, Wang Zhengzhong, et al. Research on control redundancy of advancing blade concept high-speed helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(4): 59-66. (in Chinese)
- [3] Ferguson K, Thomson D. A performance analysis of rigid rotor helicopter configuration[C]. The AHS 70th Annual Forum, 2014:1-13.
- [4] Ferguson K M, Thomson D G. Flight dynamics investigation of compound helicopter configurations[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52: 156-167.
- [5] Roger C, Strawn, Francis X, et al. 30 years of rotorcraft computational fluid dynamics research and development[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(1):5-21.
- [6] Cao Y H, Yu Z Q, Su Y, et al. Combined free wake/CFD methodology for predicting transonic rotor flow in hover[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2002, 15(2):65-71.
- [7] Ruddell A J. Advancing blade concept(ABC)<sup>TM</sup> development [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1977, 22(1): 13-23.
- [8] Ruddell J A, Macrino J A. Advancing blade concept(ABC)<sup>TM</sup> high speed development[C]. The 36th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1980: 1-13.
- [9] Burgess R K. The ABC<sup>TM</sup> rotor: A historical perspective [C]. The American Helicopter Society 60th Annual Forum, 2004: 1-47.
- [10] Leishman J G, Ananthan S. Aerodynamics optimization of a coaxial proprotor[C]. The AHS 64th Annual Forum, 2006:1-11.
- [11] Leishman J G, Syal M. Figure of merit definition for coaxial rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2008, 53 (3): 290-300.
- [12] Syal M, Leishman J G. Aerodynamics optimization study of a coaxial rotor in hovering flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2012, 57(4):1-15.
- [13] He C J, Zhao J G. Modeling rotor wake dynamics with viscous vortex particle method[J]. AIAA Journal, 2009, 47(4): 902-915.
- [14] Zhao J G, He C J. A viscous vortex particle model for rotor wake and interference analysis[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(1): 1-14.
- [15] 苏大成, 史勇杰, 黄水林, 等. 共轴刚性旋翼气动干扰特性研究[J]. 航空科学技术, 2015(11):10-18.  
Su Dacheng, Shi Yongjie, Huang Shuilin, et al. The study of the aerodynamic interference of the coaxial rigid rotor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015(11): 10-18. (in Chinese)
- [16] Katz J, Plotkin A. Low speed aerodynamics[M]. Cambridge: National Defense Industry Press, 1981.

- [17] 袁野, 陈仁良, 李攀. 共轴刚性旋翼飞行器配平特性及验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2):186-193.  
Yuan Ye, Chen Renliang, Li Pan. Trim characteristics and verification of coaxial rigid rotor aircraft[J]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(2): 186-193. (in Chinese)
- [18] 邓彦敏, 陶然, 胡继忠. 共轴式直升机上下旋翼之间气动干扰的风洞试验研究[J]. 航空学报, 2003, 24(1):10-14.  
Deng Yanmin, Tao Ran, Hu Jizhong. Experimental investigation of the aerodynamic interaction between upper and lower rotors of a coaxial helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(1):10-14.(in Chinese)
- [19] Phelps A E, Mineck R E. Aerodynamic characteristics of a counter-rotating, coaxial, hingless rotor helicopter model with auxiliary propulsion[R]. NASA-TM-78705, 1978.

## Trim Characteristics Analysis on High-speed Helicopter Using Viscous Vortex Particles Wake Model

Xu Chuan, Liu Zhangwen, Lu Ke, Wang Zhengzhong

*Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China*

**Abstract:** The flight dynamics characteristics of the rigid rotor high-speed helicopter are affected by the complex wake interference of the rotor. To overcome this problem, this paper utilizes the viscous vortex particles method to calculate the induced velocity of the coaxial rotor interference flow field and builds corresponding wake model. The circulation of the blade attached vortex and new vortex are calculated by using vortex panel method. In this paper, the aerodynamic model of the coaxial rotor is built by the viscous vortex particle wake model, the equivalent flapping motion and the pitch control motion. The accuracy of the model is assessed by a comparison with wind tunnel experimental data. Based on this, the flight dynamics model of the rigid rotor high-speed helicopter flight is built with fuselage model and horizontal/vertical tail model. Trim characteristics of XH-59A helicopter are analyzed, and flight dynamics model is verified by the flight test data. Finally, the influence of aerodynamic interference between upper and lower rotor in trim characteristics during hover and low-speed forward flight is analyzed.

**Key Words:** helicopter; viscous vortex particle; rotor wake; flight dynamics; trim characteristics