

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.013

共轴双旋翼悬停地面效应气动特性分析

覃燕华 朱清华 邵松

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

摘要:基于时间步进算法建立了适用于共轴双旋翼气动特性分析的旋翼自由尾迹模型,并采用面元法对水平和倾斜地面效应影响下共轴双旋翼系统气动特性进行了研究。在建模的过程中,采用 Weissinger-L 一阶升力面模型模拟了桨叶的三维效应,并充分考虑了旋翼/旋翼和旋翼/地面之间的气动干扰。通过与尾迹几何和诱导速度试验数据的对比,验证了计算模型的可行性。在此基础上,对共轴双旋翼在地面效应影响下的旋翼尾迹几何形状、流场诱导速度矢量分布和上下两旋翼桨叶的拉力系数分布进行了计算及分析。结果表明,悬停状态下,共轴双旋翼上下旋翼间存在强烈的气动干扰,且地面的影响使旋翼尾迹涡线径向扩展且向上卷起,对共轴双旋翼下旋翼拉力产生明显的影响。

关键词:自由尾迹;共轴双旋翼;地面效应;面元法;气动干扰

中图分类号:V211.52 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2015)02-0266-09

Aerodynamic Characteristics Analysis for Hovering Coaxial Rotors in Ground Effect

Qin Yanhua, Zhu Qinghua, Shao Song

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A free-wake model is developed to analyze the aerodynamic characteristics of coaxial rotors system based on the time-marching method, and the aerodynamic characteristics of coaxial rotors operating in ground effect in hover are studied by using the surface panel method. Weissinger-L lifting surface model, which is included in the free-wake model is used to simulate the blade three-dimensional effect considering the aerodynamic interference between the rotor/rotor and rotor/ground. The algorithm is verified by comparing the simulation results with test data of wake geometry and induced velocity values. Then, the wake geometry of coaxial rotors, the induced velocity distribution and aerodynamic load distribution of coaxial rotors in ground effect are calculated and analyzed. The results show that the strong aerodynamic interference exists between the upper and lower rotors in hover, and the phenomena, which are the rotor wake geometry expand rapidly in radial direction and roll up in ground effect, influence the thrust of the lower rotor obviously.

Key words: free-wake; coaxial rotors; ground effect; panel method; aerodynamic interference

旋翼的气动特性对直升机的飞行性能及品质起着关键作用。悬停是直升机最独特的飞行状态,

直升机在起降或贴地悬停作业时,地面对旋翼的性能有很明显的影响,试验研究发现^[1-5],悬停状态下

基金项目:直升机旋翼动力学重点实验室基金(9140C400101120C40152)资助项目;中央高校基本科研业务费专项资金(NP2015501)资助项目。

收稿日期:2015-01-15;**修订日期:**2015-02-15

通信作者:朱清华,男,副教授,E-mail:zhuqinghua@nuaa.edu.cn。

旋翼下洗流撞击到地面时,沿径向快速展开,气流几乎与地面平行,地面效应使旋翼的入流减小,导致在相同需用功率下旋翼拉力明显增加或者在产生相同的拉力时需用功率减小。

首先将自由尾迹模型应用于地面效应分析的是 DuWaldt^[6],他假设一个轴对称的,周期性的尾迹,地面对流场的影响通过以地面为对称面布置一个与真实旋翼尾迹一样的镜像尾迹,不过计算结果与实验数据对比相差较大。Itoga^[7]等人发展了另一种数值方法,在地面布置一个涡板,地面涡板的几何形状可根据实际地面形状进行调整,尽管该模型计算结果显示,随着旋翼离地面高度的减小,旋翼需用功率减小,不过没有与试验数据进行对比。Griffiths^[8]等人发展了一套能用于分析双旋翼气动干扰问题和旋翼地面效应气动特性的自由尾迹数值计算模型,但是仅研究了较普遍的单旋翼地面效应特性,没有深入探讨双旋翼地面效应问题。

到目前为止,预估双旋翼系统地面效应状态下的气动载荷仍是一个富有挑战性的难题,因为旋翼尾迹间的相互气动干扰特性非常复杂。基于对共轴双旋翼气动干扰特性和无穿透边界对流体流动的数值模拟的深入研究,文中应用自由尾迹方法发展了一套适用于共轴双旋翼地面效应流场特性计算的模型。

1 计算模型

1.1 旋翼自由尾迹模型

由于旋翼的旋转,桨叶后缘将拖出螺旋状的尾迹,目前,大多数研究方法是先计算旋翼尾迹的几何形状,进而获得旋翼的气动特性。采用有限长曲线涡元模型,对旋翼尾迹涡线采用 Lagrangian 节点离散,通过直线连接节点得到整个尾迹涡线,如图 1 所示。尾迹涡线按当地速度(包括来流、诱导速度及操纵引起速度等)在空间中自由移动,基于无黏、不可压、无旋流体假设,涡线按物质线移动,尾迹节点运动的控制方程为

$$\frac{\partial \mathbf{r}(\psi, \zeta)}{\partial \psi} + \frac{\partial \mathbf{r}(\psi, \zeta)}{\partial \zeta} = \frac{1}{\Omega} (\mathbf{V}_{\text{ind}}^{\text{up}} + \mathbf{V}_{\text{ind}}^{\text{low}} + \mathbf{V}_{\text{ind}}^{\text{ground}}) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{r}(\psi, \zeta)$ 为涡线上节点的位置向量; ψ 为桨叶方位角; ζ 为尾迹涡龄角; $\mathbf{V}_{\text{ind}}^{\text{up}}$, $\mathbf{V}_{\text{ind}}^{\text{low}}$, $\mathbf{V}_{\text{ind}}^{\text{ground}}$ 分别为上下旋翼对尾迹节点的诱导速度和地面涡元对尾迹节点引起的扰动速度。

共轴双旋翼地面效应流场之间的相互干扰正是体现在诱导速度项中,空间任意一点的诱导速度包括上下两副旋翼对它的诱导速度和地面涡元对

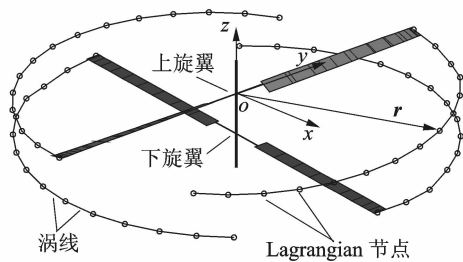


图 1 共轴双旋翼自由尾迹示意图

Fig. 1 Schematic drawing of free-wake of coaxial rotors

该点的扰动速度。诱导速度项可通过 Biot-Savart 定理求解,假定有一根环量为 Γ 的涡线,则涡线上某一微段 $d\mathbf{l}$ 对与其距离为 \mathbf{r} 的空间任意一点所激起的微元诱导速度为

$$d\mathbf{V}(\mathbf{r}) = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{d\mathbf{l} \times \mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} \quad (2)$$

Biot-Savart 定理基于势流假设,当计算点落在涡线上时,其诱导速度值会出现奇点,如果计算点靠近涡线时,诱导速度会迅速增大,这是不符合实际物理意义的。因此,在旋翼尾迹分析时,需要采用一个黏性涡核模型以避免数值发散问题。文中算法的涡核模型采用 Bagai^[9-10]等人基于大量旋翼尾迹试验给出的涡核修正模型。为模拟涡核随时间的耗散效应,允许涡核半径随涡龄角变化,其变化规律如下

$$r_c(\zeta) = \sqrt{r_{c0}^2 + \frac{4\alpha\delta\nu\zeta}{\Omega}} \quad (3)$$

式中: r_{c0} 为桨尖涡核半径的初始值; α 为 Oseen 常数,其值为 1.246 5; ν 为运动黏性系数; δ 为湍流黏性系数。

旋翼尾迹节点的控制方程是部分偏微分方程,只有在理想化均匀入流情况下才有精确的解析解,然而,旋翼尾迹的速度是非定常的,且诱导速度项还是高度非线性的,所以首先要把部分偏微分方程离散成一组有限差分方程,这样就可以用数值积分方法解决。文中对尾迹控制方程左边的时间和空间偏微分项分别用二阶三点向后差分(PC2B)和中心五点差分方法进行离散^[11-12],采用伪隐式预估修正方法进行求解,即用前一次迭代的诱导速度先预估,然后将本次预估得到的诱导速度和前一次迭代的诱导速度进行加权求平均值,以此平均值作为修正步的诱导速度。

1.2 桨叶气动力模型

如图 2 所示,采用 Weissinger-L 一阶升力面模型将每片桨叶沿展向分成 N 段等长的小微段,

每一微段的附着涡环量沿桨叶径向及方位角的变化使桨叶后缘脱出尾随涡和脱体涡。对于尾随涡线,在桨叶后缘大约 30° 后根据 Betz 定理卷起为单根桨尖涡线,该桨尖涡线在旋翼的下洗流场中一直延伸到有限圈数的长度。

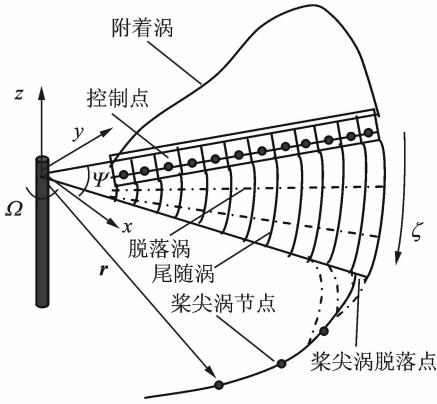


图2 桨叶气动模型和近尾迹

Fig. 2 Blade aerodynamic model and near wake

根据 Kutta-Joukowski 定理得到桨叶微段的升力与根据叶素理论计算得到的升力相等,即可得到关于桨叶附着涡环量的非线性方程组

$$[\mathbf{I} - \mathbf{I}_{nbc}] \mathbf{\Gamma} = \mathbf{A} \quad (4)$$

式中: \mathbf{I}_{nbc} 为附着涡和尾随涡对桨叶控制点的影响系数矩阵; \mathbf{A} 为自由流和旋翼尾迹和地面面元的影响控制矩阵。求解上述方程组就可以得到桨叶各微段的附着涡环量。

1.3 桨叶挥舞运动方程

桨叶挥舞运动和桨叶气动环境相互影响,由于每片桨叶在不同的时间所处的气动环境不同,旋翼每片桨叶的挥舞运动方程必须独立求解。假设桨叶为刚性,相对于升力,阻力是小量,因此摆振角变化很小,所以本文仅分析桨叶的挥舞运动。刚性桨叶挥舞运动方程如下

$$\beta^{**} + \nu_\beta^2 \beta = \frac{M_\beta}{I_\beta \Omega^2} + \frac{\omega_0^2}{\Omega^2} \beta_p \quad (5)$$

式中: $\beta^* = \frac{\partial \beta}{\partial \psi}$; $\nu_\beta^2 = (1 + \frac{eS_\beta}{I_\beta} + \frac{k_p}{I_\beta \Omega^2})$ 为桨叶量纲为一的挥舞自然频率; $\omega_0^2 = k_p / I_\beta$ 为固定桨叶固有频率; k_p 为挥舞铰弹簧刚度; β_p 为预锥角; I_β 为桨叶对挥舞角处的惯性矩; S_β 为桨叶对挥舞角处的静矩; e 为桨叶挥舞偏置量。

1.4 地面面元模型

研究地面效应的许多方法中,有两种比较常用的方法,分别是镜像法和表面奇异法。镜像法是通过在地面以下放置一个虚拟的与真实旋翼尾迹一

模一样的对称尾迹。该模型计算得到地面的法向速度为零,满足物面不穿透边界条件。镜像法有两大优势,首先是简单实用,仅增加一个镜像涡就能满足流场边界条件;其次是计算效率高,无需为镜像尾迹分配存储空间,计算镜像尾迹的影响时可以直接参考真实旋翼尾迹节点坐标。不过计算结果发现,该方法出现旋翼尾迹几何形状不易收敛的问题。

面元法(表面奇异法)是一种复杂的方法,不过应用比较灵活。如图3所示,在地面上布置一系列的矩形平面,每个面有一个环量值分布于平面面元的4条边上,并在每个面的几何中心布置一个控制点,矩形涡面的强度大小通过控制点无穿透边界条件获得。

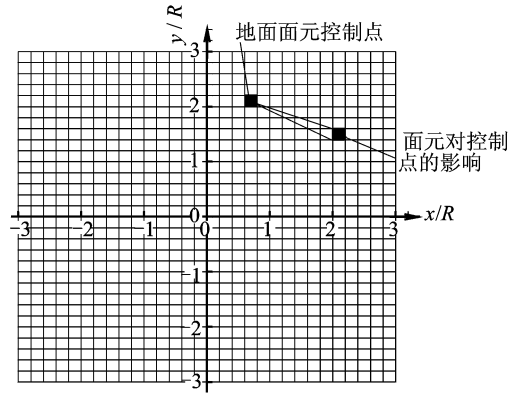


图3 地面面元分布示意图

Fig. 3 Schematic drawing of ground panel distribution

设 \mathbf{V} 表示地面涡板控制点的诱导速度,则

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_{\text{panels}} + \mathbf{V}_{\text{up}} + \mathbf{V}_{\text{low}} \quad (6)$$

从式(6)可以看出,地面上任意一个控制点的速度受地面上其他涡面、上旋翼尾迹和下旋翼尾迹对该点的影响。地面控制点要满足物面不穿透条件,即 $\mathbf{V} \cdot \mathbf{n} = 0$,故

$$\mathbf{V}_{\text{panels}} \cdot \mathbf{n} = -(\mathbf{V}_{\text{up}} + \mathbf{V}_{\text{low}}) \cdot \mathbf{n} \quad (7)$$

式中: \mathbf{n} 为法向单位向量。

地面涡面控制点的诱导速度与地面涡面环量有关,即

$$\mathbf{A} \mathbf{\Gamma} = \mathbf{V}_{\text{panels}} \quad (8)$$

式中:矩阵 \mathbf{A} 为涡面空气影响系数矩阵,该矩阵仅与地面涡面的形状有关。如图3所示,每一个系数 $\mathbf{A}_{m,n}$ 表示第 n 个涡面对第 m 个涡面控制点的影响,影响系数矩阵的维数为 $m \times n$ 。求得涡面的环量强度后,就可以计算地面对旋翼流场的影响。该方法最大的特性在于其灵活性,能用于不同的地面干扰问题,任何地面形状(倾斜面、墙体、船舶甲板

等)都可以类似地建模,所以文中采用面元法模拟地面旋翼周围流场的影响。

1.5 共轴双旋翼系统配平方法

悬停状态共轴双旋翼系统必须配平以满足下列两个条件:

(1)拉力平衡:共轴双旋翼系统的旋翼净拉力必须与直升机的重力和阻力平衡,在大多数情况下,满足拉力等于飞行器的重力。

(2)扭矩平衡:飞行器的净偏航力矩必须等于零,如忽略除旋翼以外的其他部件系统,此时上下旋翼产生的旋翼扭矩大小相等、方向相反。

对于悬停共轴双旋翼系统,控制输入矢量和响应矢量分别定义为

$$\mathbf{x} = (\theta_0^u, \theta_0^l)^T \quad (9)$$

$$\mathbf{y} = (\sum C_T, \sum C_Q)^T \quad (10)$$

式中: θ_0^u 和 θ_0^l 分别代表上下旋翼总距角; $\sum C_T$, $\sum C_Q$ 分别为两旋翼的拉力和扭矩之和。配平过程中输入操纵增量,并对 \mathbf{y} 在 \mathbf{x} 处做 Taylor 级数展开至一阶得

$$\mathbf{y}(\mathbf{x} + \Delta\mathbf{x}) = \mathbf{y}(\mathbf{x}) + \frac{\partial \mathbf{y}}{\partial \mathbf{x}} \Delta\mathbf{x} + O(\Delta\mathbf{x}^2) \quad (11)$$

由此可求操纵量的增量为

$$\Delta\mathbf{x} = \mathbf{J}^{-1}(\mathbf{y}(\mathbf{x} + \Delta\mathbf{x}) - \mathbf{y}(\mathbf{x})) \quad (12)$$

式中: \mathbf{J} 为雅可比矩阵。

1.6 旋翼自由尾迹求解计算流程

本文的自由尾迹计算方法需要各个模型间的相互耦合,图 4 给出了地面效应影响下共轴双旋翼尾迹计算的流程图。

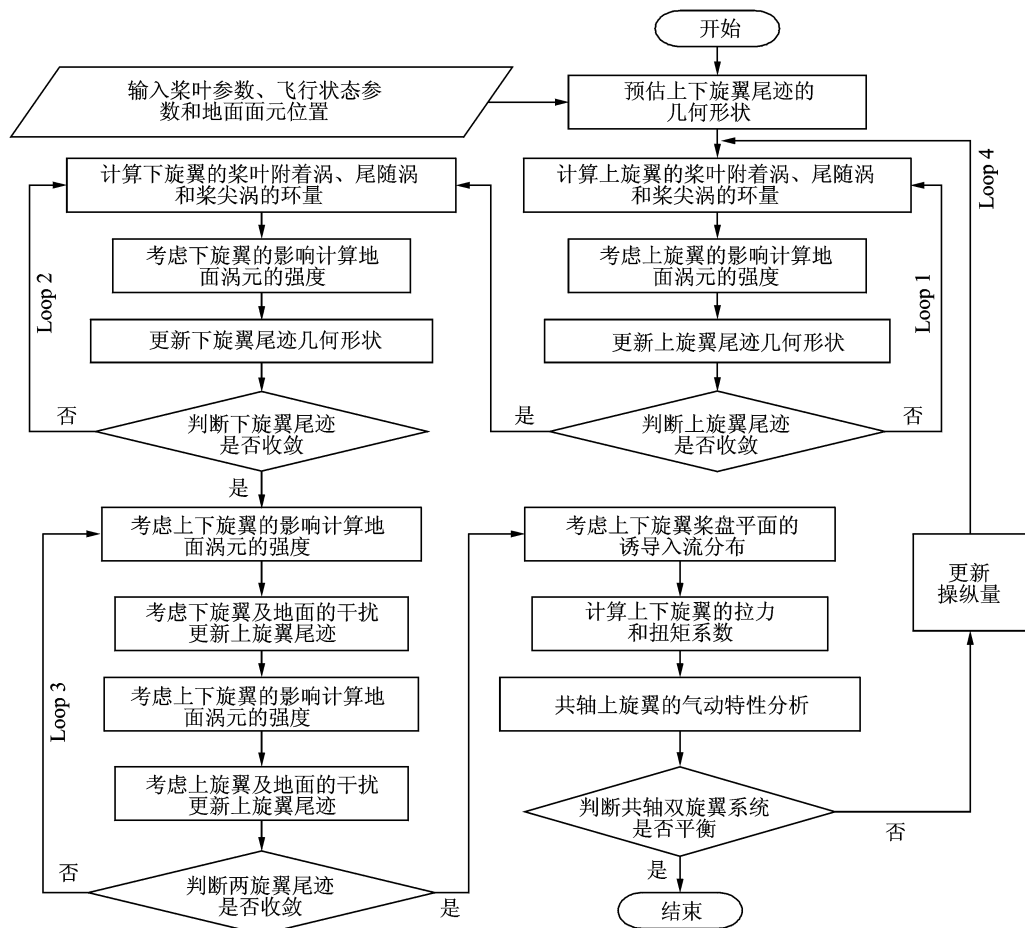


图 4 地面效应下共轴双旋翼自由尾迹计算流程图

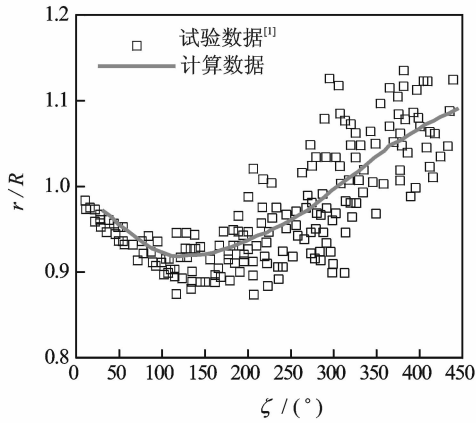
Fig. 4 Flow chart of free-wake of coaxial rotors in ground effect

2 计算模型验证

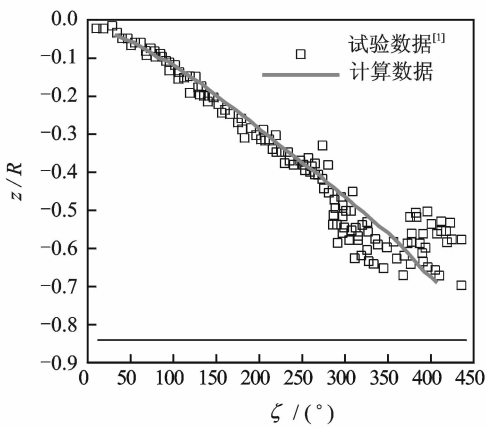
Light^[1]用放射线透视流场可视化方法对

Lynx 尾桨在悬停时地面效应状态下桨尖涡涡线几何结构做了试验研究,得到了大量宝贵的试验数据。图 5 用本文的自由尾迹方法计算了旋翼高度

为 $h=0.84R$, $C_T/\sigma=0.071$ 时旋翼尾迹随涡龄角的变化,并与 Light 所做试验的试验数据进行对比,可以看出本文计算结果与试验数据基本吻合,说明本文开发的旋翼地面效应自由尾迹算法是合理的。从图 5(a)可以看出,桨尖涡线先收缩,在大概 150° 涡龄角处开始向外扩展,如果是在无地面效应状态下,则桨尖涡线将会一直收缩至稳定状态。试验数据显示有许多散点,特别是在远尾迹或靠近地面附近的位置,这是由于地面效应所导致的旋翼尾迹的内在不稳定。



(a) 桨尖涡径向变化



(b) 桨尖涡轴线变化

图 5 地面效应下单旋翼尾迹随涡龄角的变化

Fig. 5 Location of tip vortex varying with wake age of single rotor in ground effect

相比于单旋翼,共轴双旋翼诱导速度的测量数据不易找到,这里以文献[13]的试验模型旋翼为算例。图 6 给出了文中计算出的共轴双旋翼下方 $0.2R$ 处的诱导速度分布 λ 和试验数据的对比。可以看出,本文的计算结果与试验值的变化趋势和大小基本吻合,由此验证了本文算法的可靠性。

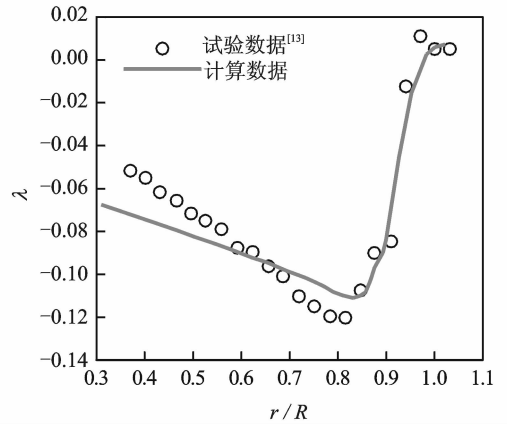


图 6 共轴双旋翼下方桨叶径向诱导入流分布

Fig. 6 Induced inflow distribution under coaxial rotors in radial direction

3 计算结果分析

文中计算采用的共轴式双旋翼模型的基本参数为:每副旋翼桨叶片数为 2,桨叶平面为矩形,旋翼半径 $R=0.6$ m,桨叶弦长 0.04 m,桨叶负扭矩为 -16° ,桨叶翼型为 OA212,两旋翼转速为 2 000 r/min,上旋翼顺时针旋转,下旋翼逆时针旋转。以上旋翼桨毂中心为坐标原点, z 轴沿桨毂轴指向上, x 轴正向指向来流方向, y 方向通过右手定则确定,上下旋翼的间距为 $0.2R$ 。进行迭代计算时,时间方向和空间方向的离散角度为 $\Delta\psi = \Delta\zeta = 10^\circ$,尾迹迭代计算 4 圈,地面面元覆盖范围取 6 倍的旋翼半径。基于文章简洁性的要求,本文算例计算了较具代表性的状态。

3.1 旋翼尾迹几何形状

图 7 分别给出了共轴双旋翼尾迹的三维立体图、侧视图和俯视图,上旋翼到地面的距离为 $0.8R$,地面的影响使旋翼尾迹有很大的区别。从图中可以看出,旋翼桨叶尾迹先收缩但撞击地面后开始沿桨叶径向移动,最大径向扩展位置为 $1.8R$,这与单旋翼地面效应时旋翼尾迹运动趋势相似。旋翼尾迹在没有到达地面之前,上旋翼尾迹收缩经过下旋翼桨盘后尾迹全部包含在下旋翼尾迹内,这与无地效状态共轴双旋翼自由尾迹类似,且上旋翼尾迹轴向运动速度大于下旋翼尾迹。尾迹同时还有向上卷起的趋势,但是从图 7(b)侧视图明显看出,下旋翼尾迹卷起高度大于上旋翼尾迹,这是因为上旋翼尾迹的轴向运动速度大于下旋翼的,故上旋翼产生的下洗流先撞击地面,该气流受到地面的影响后向上卷起与下旋翼下洗流相互干扰,导致下旋翼尾迹可能没有直接与地面接触就开始向上

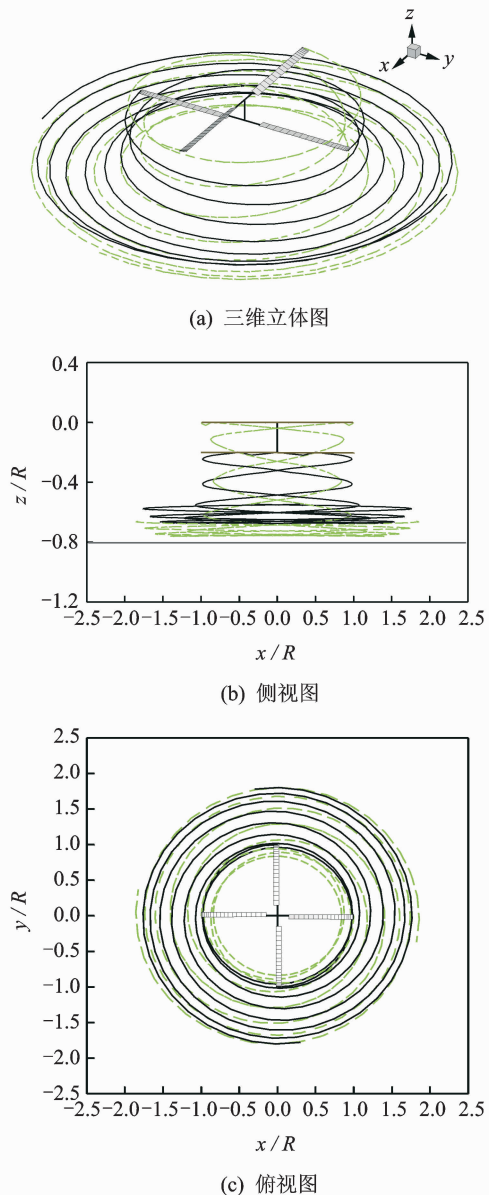


图 7 地面效应下共轴双旋翼悬停尾迹几何形状

Fig.7 Free-wake geometry of hover coaxial rotors in ground effect

卷起。

为了更深入地了解地面效应状态共轴双旋翼自由尾迹的变化特性,图 8 给出了地面效应的影响下悬停状态共轴双旋翼桨尖涡的径向和轴向位置随涡龄角的变化关系。从图 8(a)桨尖涡径向位置变化可以看出,上旋翼桨尖涡径向收缩至 $0.83R$ 位置处开始向外扩散,而下旋翼桨尖涡仅收缩至 $0.96R$ 位置就开始向外移动,上旋翼桨尖涡在涡龄角 300° 时开始向外扩展,下旋翼则在涡龄角 180° 时就开始向外扩展,同时上旋翼桨尖涡的径向扩展速率大于下旋翼的,上下旋翼桨尖涡的移动呈现出如此大的区别,一方面是由于上下旋翼离地面的高

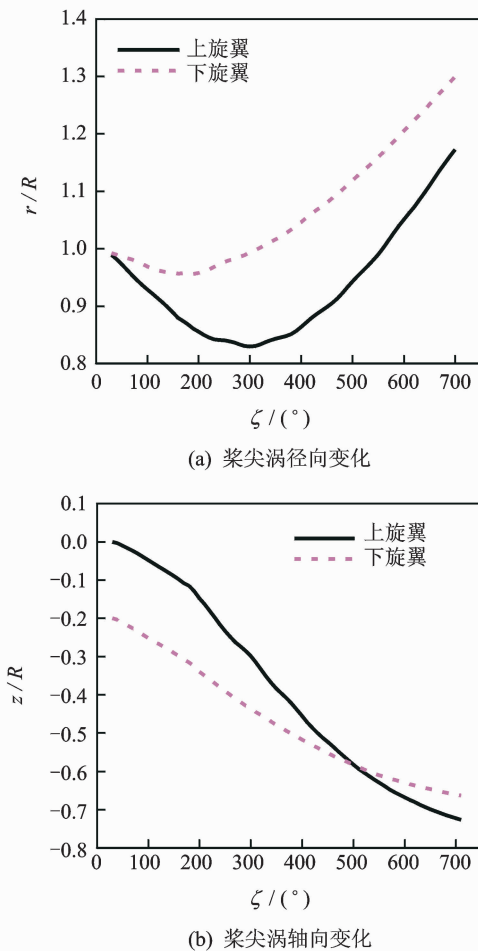


图 8 地面效应下悬停状态共轴双旋翼桨尖涡线随涡龄角的变化

Fig.8 Location of hover coaxial rotor tip vortex varying with wake age in ground effect

度不一样,另一方面主要是因为上下旋翼间气流的相互干扰。从图 8(b)桨尖涡轴向位置变化可以看出,上旋翼桨尖涡的轴向移动速度明显比下旋翼的大,图中两曲线在涡龄角 520° 时相交,上旋翼桨尖涡经过下旋翼桨盘后轴向移动速度增加,快接近地面时,由于地面的存在对周围流场的影响,两旋翼桨尖涡的轴向运动都变得平缓。

地面倾斜 7° 时,旋翼尾迹几何形状如图 9 所示,由于旋翼离地面的高度在不同的方位角不同,图中旋翼自由尾迹左右两边不再对称,地面附近堆积的尾迹出现了倾斜。

3.2 旋翼流场特性

图 10 给出了旋翼周围纵向剖面的诱导速度矢量图,上旋翼离地面的高度分别为 $h=0.5R, 1.0R$ 和 $1.5R$,上下旋翼的垂直间距为 $0.2R$ 。从图中可以看出,上下旋翼间的相互干扰使旋翼下方的诱导速度矢量增加,地面的影响使地面附近的轴向诱

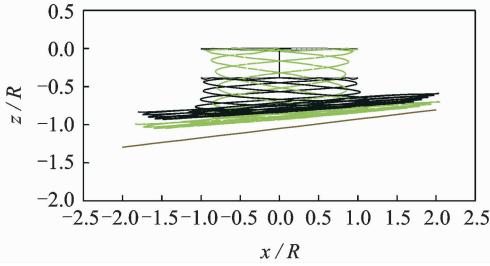


图9 倾斜地面影响下的旋翼尾迹几何形状

Fig. 9 Free-wake geometry of coaxial rotors operating in slope ground effect

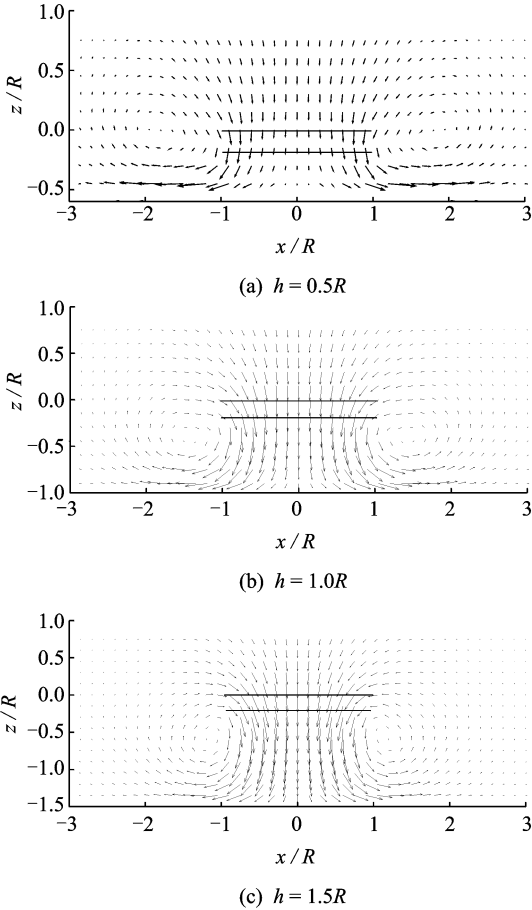


图10 地面效应下悬停状态共轴双旋翼纵向剖面诱导速度矢量图

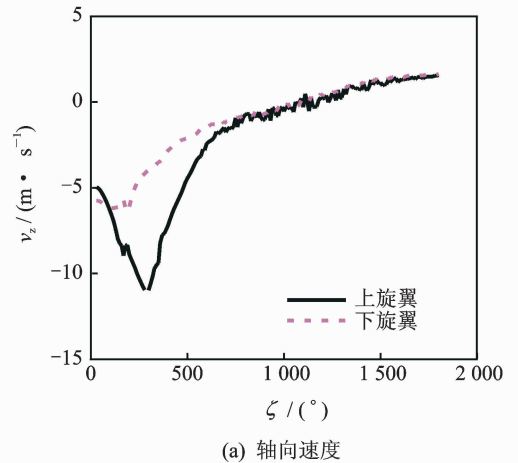
Fig. 10 Flow field induced velocity vector plot in longitudinal cross section of hover coaxial rotors in ground effect

导速度矢量逐渐减小, 径向诱导速度矢量突然增大。图10(a)显示由于旋翼离地面的高度较小, 地面附近的径向诱导速度较大, 图10(b)中在径向位置一倍到两倍旋翼半径区域, 存在一个中心速度很小的涡环, 形成地面效应特有的环流模式, 图10(c)中显示地面对于旋翼周围诱导速度的影响已经减弱了。对比这一系列图可以发现随着旋翼离地面

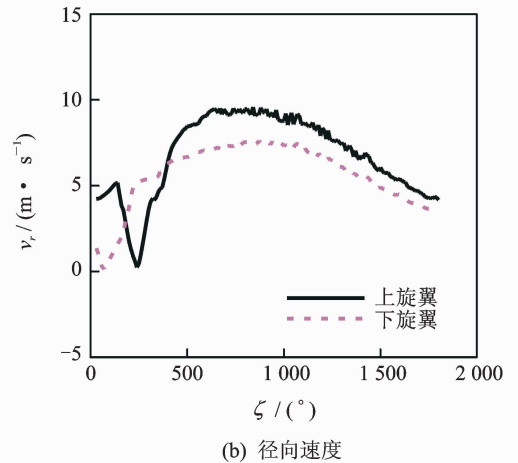
的高度增加地面附近的径向诱导减小。

图11(a)给出了上下旋翼桨尖涡线节点的轴向诱导速度, 在桨尖涡没有到达地面之前, 上旋翼尾迹的轴向运动速度快速增加达到一个极值后快速减小, 下旋翼尾迹轴向诱导速度的变化则较平缓, 在涡龄角 700° 时尾迹接触地面, 两旋翼尾迹的轴向速度渐渐趋近于0, 且由于地面的扰动桨尖涡诱导速度出现上下震荡, 最后轴向速度会大于0, 表现为桨尖涡线向上卷起的现象。图11(b)给出了上下旋翼桨尖涡线节点的径向诱导速度, 上旋翼桨尖涡开始时径向速度减小表示旋翼尾迹径向收缩, 从图中可以看出, 桨尖涡线径向速度到达地面前增加, 到达地面后径向速度同样会出现小幅度的震荡然后逐渐减小, 还有一个明显的现象是, 在地面影响下上旋翼桨尖涡的径向速度大于下旋翼的。

地面倾斜时旋翼桨盘平面的诱导入流沿方位角是变化的, 如图12所示, 地面沿纵向倾斜, 方位角 0° 位置地面离旋翼桨盘距离较小, 方位角 180°



(a) 轴向速度



(b) 径向速度

图11 IGE悬停状态桨尖涡节点速度随涡龄角的变化

Fig. 11 Tip vortex marker velocity varying with wake age in hover in ground effect

方向的地面距旋翼桨盘平面较远,所以桨盘平面后半区域的诱导入流大于桨盘前半区域,这与水平地效影响下前飞状态下桨盘诱导入流类似。图 12(a,b)分别表示上下旋翼桨盘平面诱导入流,显然下旋翼桨盘诱导入流高于上旋翼。

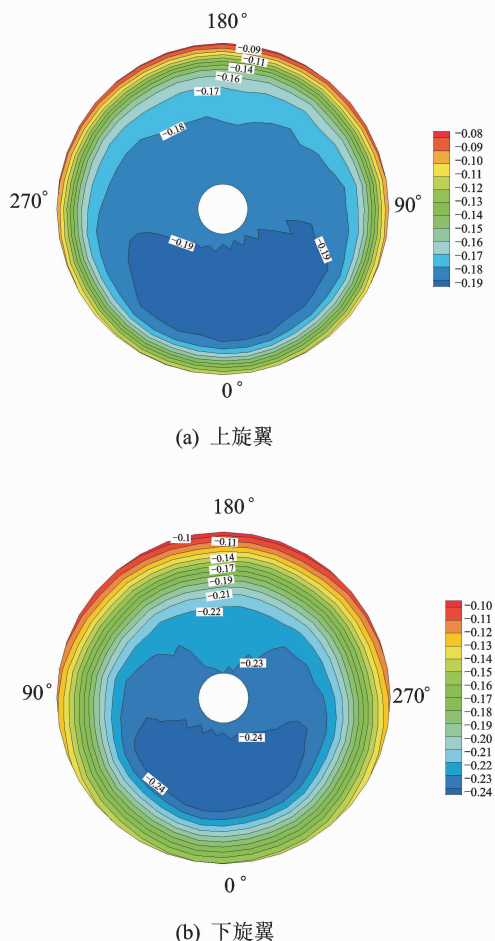


图 12 桨盘平面诱导入流
Fig. 12 Rotor disk induced inflow distribution

3.3 桨叶拉力系数

地面效应状态下共轴双旋翼两旋翼桨盘平面的气动载荷与无地效时旋翼桨盘载荷有很大的区别,下旋翼处在上旋翼与地面之间,其气动环境是最复杂的。图 13 给出了有无地面效应的影响下,上下旋翼桨叶拉力系数沿方位角的分布。由图可知,对于无地效悬停状态,在上下旋翼扭矩平衡时,上旋翼产生的拉力明显大于下旋翼^[14],而在地面效应的影响下,上下旋翼拉力系数的差值变小。无地面效应时,下旋翼桨叶拉力系数与上旋翼拉力系数之比为 0.818,在地面效应的影响下其比值增加到 0.916,说明下旋翼桨盘产生的拉力只是略小于上旋翼的,即悬停时地面效应的影响可以明显提高下旋翼的性能。

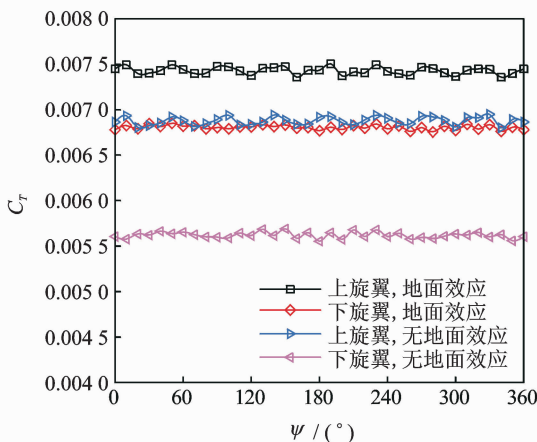


图 13 有无地面效应状态共轴双旋翼桨叶拉力系数
Fig. 13 Blade thrust coefficient of rotors in/out ground effect

4 结 论

(1)文中提出了一种计算地面效应影响下悬停状态共轴双旋翼气动特性的旋翼自由尾迹算法,该算法能有效地保证旋翼尾迹求解的数值稳定性,避免数值耗散。通过与试验数据的对比,验证了本文算法的可行性。

(2)地面影响使旋翼尾迹堆积于地面附近,两旋翼桨叶尾迹先收缩但撞击地面后开始沿桨叶径向移动,上旋翼尾迹收缩经过下旋翼桨盘后全部包含在下旋翼尾迹内,且上旋翼尾迹轴向运动速度大于下旋翼的,尾迹同时还有向上卷起的趋势,下旋翼尾迹卷起高度大于上旋翼尾迹。

(3)旋翼间的气动干扰增加旋翼下方的诱导速度,而地面的影响使地面附近的轴向诱导速度矢量逐渐减小,径向诱导速度矢量突然增大,贴近地面的桨尖涡的速度出现不稳定的震荡。倾斜地面使旋翼桨盘平面诱导入流随方位角变化。

(4)桨叶气动载荷是非定常的,地面效应对下旋翼的影响明显大于上旋翼,随着旋翼离地距离不断减小,下旋翼桨盘产生的拉力不断增加接近上旋翼拉力。

参考文献:

[1] Light J S. Tip vortex geometry of a hovering helicopter rotor in ground effect[J]. Journal of American Helicopter Society, 1993,38(2):34-42.
[2] Andrew M J. Coaxial rotor aerodynamics in hover[J]. Vertica, 1981, 5(2): 163-172.
[3] Kang N, Sun M. Simulated flowfields in near-ground operation of single-and twin-rotor configurations[J].

- J Aircraft, 2000, 37(2): 214-220.
- [4] Pulla D P, Bhattacharyya S, Conlisk A T. The structure of the rotor wake in ground effect[J]. Bulletin of the American Physical Society, 2003, 48(10): 100.
- [5] Lee T E, Leishman J G, Ramasamy M. Fluid dynamics of interacting blade tip vortices with a ground plane[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(2): 22005-22005.
- [6] DuWaldt F A. Wakes of lifting propellers (rotors) in ground effect[R]. CAL No. BB-1665-S-3. [S. l.]: Cornell Aeronautical Laboratory, 1966.
- [7] Itoga N, Nagashima T, Yoshizawa Y, et al. Numerical method for predicting ige hover performance of a lifting rotor[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2000, 43(141): 122-129.
- [8] Griffiths D A, Leishman J G. A study of dual-rotor interference and ground effect using a free-vortex wake model[J]. Circulation, 2002, 50(4): 302-322.
- [9] Bagai A, Leishman, J G. Free-wake analysis of tandem, tilt-rotor and coaxial rotor configurations[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1996, 41(3): 196-207.
- [10] Leishman J G, Bhagwat M J, Bagai A. Free-vortex filament methods for the analysis of helicopter rotor wakes[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 759-776.
- [11] 刘勇, 邵松, 朱清华, 等. 基于时间精确自由尾迹方法的旋翼非定常气动特性分析[J]. 航空学报, 2012, 33(4): 607-616.
- Liu Yong, Shao Song, Zhu Qinghua, et al. Analysis of rotor unsteady aerodynamic characteristics based on time accurate free wake formulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 607-616.
- [12] 辛冀, 李攀, 陈仁良. 地面效应中悬停旋翼的自由尾迹计算[J]. 航空学报, 2012, 33(12): 2655-2662.
- Xin Ji, Li Pan, Chen Renliang. Free-wake analysis of hovering rotor in ground effect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(12): 2655-2662.
- [13] 王平, 王适存. 共轴式双旋翼气动特性分析及实验研究[C]//第13届全国直升机年会论文集. 九江: [s. n.], 1997: 330-335.
- Wang Ping, Wang Shicun. Coaxial rotor aerodynamic characteristics analysis and experimental research[C]// Proceedings of the 13th helicopter Forum. Jiujiang: [s. n.], 1997: 330-335.
- [14] Coleman C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research[C]// The 19th European Rotocraft Forum. Cernobbio, Italy: [s. n.], 1993: 14-16.

