

地面效应中垂直起降状态旋翼的气动特性计算

辛 冀 陈仁良 李 攀

(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:基于时间步进自由尾迹和地面面元模型, 构建了一种新的非定常空气动力学模型, 用于计算有地效垂直飞行状态下的旋翼气动性能。为提高瞬态尾迹结构的求解稳定性和计算速度, 本文使用了精度阶数更高的显式 CB3D 格式。计算证实, 该格式能有效控制地面干扰所产生的数值误差, 得到的尾迹结构也更符合物理实际。同时引入一种适用于非定常状态的“等体积修正”方法, 以对计算中容易出现的涡线落入地面下方的非物理现象进行修正。在有地效状态下, 将新构建模型的计算结果同试验数据进行了对比, 验证了模型的准确性。进而计算了平面与斜面上有地效垂直起降状态下旋翼气动特性的变化特点, 分析了其影响因素。

关键词:旋翼; 地面效应; 自由尾迹; 非定常飞行; 垂直起降

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2014)03-0433-10

Aerodynamics Characteristics Prediction for Axial Flying Rotor in Ground Effect

Xin Ji, Chen Renliang, Li Pan

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

Abstract: A new transient aerodynamics model is founded based on time-stepping free-wake and ground panel models for rotor performance prediction in axial flying condition in ground effect. A 3rd-order CB3D scheme is used to improve the calculation stability and efficiency of wake geometry. The prediction reveals that CB3D scheme can inhibit the numerical errors caused by ground effectively and get a more truthful wake geometry. A "constant volume rectification" method is also incorporated into the model to rectify the wake vortices falling below the ground unphysically in transient state. The predicted result of the new model is compared with experimental data to validate its accuracy. Then the aerodynamics characteristics of rotor in axial flying near flat or inclined ground are analyzed.

Key words: rotor; ground effect; free-wake; unsteady flight; axial taking-off and landing

当直升机旋翼的离地高度小于 1 倍旋翼直径时, 旋翼流场和旋翼性能随飞行速度、高度的变化方式跟远离地面时相比有很大差别, 称之为地面效应(In ground effect, IGE)。地面效应中的近地起降是直升机介于地面停驻和空中飞行之间的重要飞行状态, 需要进行专门研究。

对于旋翼 IGE 状态, 国内外已进行了较多的理论和试验研究。早期的研究往往根据飞行数据^[1]或固定尾迹模型^[2]推导悬停旋翼性能与高度的关系式; 随着计算机性能加强, 一些学者开始使用 CFD 模型计算旋翼流场^[3-4]。但受限于 CFD 固有的远场涡量数值耗散和较长的计算时间, 用

基金项目:江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX12-0166)资助项目; 国防科技重点实验室基金资助项目; 江苏省高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2013-12-24; **修订日期:** 2014-03-07

通信作者: 陈仁良, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: crlae@nuaa.edu.cn。

CFD方法求解复杂的IGE状态旋翼流场还不成熟。自由尾迹方法以离散涡描述旋翼流场,各涡元可随流场当地速度自由运动,相比于CFD方法其计算量大大减小且不会发生涡量的数值耗散问题。文献[5]基于自由尾迹,采用仅适用于无限平整地面的镜像法模拟地面的影响;文献[6,7]则提出采用适用范围更广的面元法来模拟地面影响。

自由尾迹模型包括松弛迭代和时间步进两种,其中松弛迭代仅适用于定常飞行状态,而时间步进方法则能够模拟非定常运动中旋翼尾迹的发展变化。对于垂直起降过程中的旋翼,其离地高度在时刻变化,属于一种非定常运动状态,适用时间步进自由尾迹模型模拟。

对于非定常IGE状态,目前的研究还较少,文献[7]中尽管使用了时间步进的PC2B格式计算旋翼流场,但只对IGE悬停或前飞等定常状态进行了模拟。2012年,Li^[8]提出了一种CB2D格式,它是一种二阶显式单步计算格式,大大降低了计算量,但在存在地面强烈干扰的情况下稳定性略显不足,在数值误差未能得到有效耗散时容易出现“噪声”现象^[7]。

文献[9]在CB2D格式的基础上,发展一种CB3D格式,通过有针对性地消除起反数值耗散作用的误差项,增强了格式的数值稳定性,并将格式精度提高到3阶。但该文并未将该格式用于地面干扰状态下的尾迹计算。

自由尾迹在离散计算中,还容易出现涡元运动至地面下方的非物理现象,文献[7]中对此提出过一种修正方式,但该方法无理论基础,不适合于对计算精度要求较高的非定常状态。文献[10]中基于低速流场中空气不可压缩假设提出了一种“等体积”修正方法,更适合非定常状态的尾迹模拟。但该文仅将该方法同松弛迭代格式相结合计算了悬停状态下的尾迹形态。

近年来,在近地飞行方面发表的论文主要关注于地面附近的沙盲(Brownout)现象^[11],而未对IGE状态的旋翼气动特性作出分析和讨论。本文将综合上述时间步进自由尾迹、地面离散和修正方法构建一个新的模型对近地轴向飞行中的旋翼流场进行模拟,对影响该状态旋翼操纵量的因素作以分析。

1 计算模型

1.1 旋翼模型和自由尾迹模型

本文采用精度较高的升力面模型^[12]对旋翼桨

叶进行建模。如图1所示,图中, ψ 表示桨叶所处方位角; ζ 表示尾迹涡线的寿命角。 $\Delta\zeta$ 表示对桨尖涡线作以空间离散后的涡线寿命角离散步长。内部涡片对旋翼性能的影响基本可以忽略^[13],因而本文采用仅保留桨尖涡的尾迹模型。

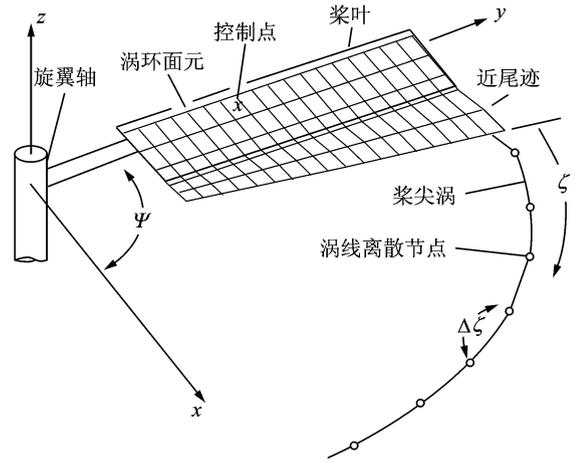


图1 桨叶升力面和桨尖涡线示意图

Fig. 1 Blade lifting-surface and tip vortice model

在自由尾迹模型中,尾迹涡线一旦形成,即随当地流场速度运动,尾迹运动方程如式(1)所示。在IGE状态下,运动合速度 \mathbf{u} 由自由来流 \mathbf{u}_∞ 、桨叶诱导速度 $\mathbf{u}_{\text{blade-induce}}$ 、涡线自诱导速度 $\mathbf{u}_{\text{freewake-induce}}$ 和地面诱导速度 $\mathbf{u}_{\text{ground-induce}}$ 组成。

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \psi} + \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \zeta} = \frac{1}{\Omega} \cdot [\mathbf{u}_\infty + \mathbf{u}_{\text{blade-induce}}(\psi, \zeta) + \mathbf{u}_{\text{freewake-induce}}(\psi, \zeta)] = \frac{1}{\Omega} \cdot \mathbf{u} \quad (1)$$

一旦得到了各时间步的尾迹结构和环量,即可求得此时桨叶各面元处的气流速度,得到该面元的迎角,然后查表得到该处升阻力系数,求出面元的升阻力,进而离散积分求出桨叶上所受气动力。

1.2 CB3D时间步进自由尾迹格式

原始CB2D格式^[8]如式(2)所示

$$\frac{\mathbf{r}_{l+1,k+1} - \mathbf{r}_{l,k}}{\Delta\psi} = \frac{1}{\Omega} \left[\frac{1}{2} (3\mathbf{u}(\mathbf{r}_{l,k}) - \mathbf{u}(\mathbf{r}_{l-1,k-1})) \right] + \frac{\gamma}{2} (\mathbf{r}_{l+1,k+1} - 2\mathbf{r}_{l+1,k} + \mathbf{r}_{l+1,k-1} + \mathbf{r}_{l,k+1} - 2\mathbf{r}_{l,k} + \mathbf{r}_{l,k-1}) \quad (2)$$

其修正方程如下

$$\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \psi} + \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \zeta} = \frac{1}{\Omega} \cdot \mathbf{u} + \frac{1}{12\Omega} \cdot (\mathbf{u}_r r_\zeta^2 + \mathbf{u}_r r_\zeta^2 - 2(\mathbf{u}_r)_r r_\zeta - 4\mathbf{u}(\mathbf{u}_r)_r) \Delta\psi^2 + \gamma \Delta\psi^2 r_\zeta^2 + O(\Delta\psi^3) \quad (3)$$

式中包含 \mathbf{r}_ζ 、 \mathbf{r}_ζ^2 的项为数值耗散项^[14]。文献[8]

中的分析指出,其系数 u_r, u_{rr} 的符号在桨尖涡线局部处会出现负值,形成负的耗散效应,导致计算变得不稳定。因而该文在格式中人为加入了 $\frac{\gamma}{2}$

$(r_{l+1,k+1} - 2r_{l+1,k} + r_{l+1,k-1} + r_{l,k+1} - 2r_{l,k} + r_{l,k-1})$, 其系数 γ 取值区间为 $(0, \Delta\psi)$, 因而 $\gamma\Delta\psi^2$ 为一个正常数,使该项始终发挥正耗散效应,补偿了前面几项的负耗散效应,能促进尾迹的稳定和收敛。

但将 CB2D 格式应用于 IGE 状态的旋翼尾迹计算时,受地面强烈干扰作用,尾迹迭代中出现了较强的“噪声”现象,如图 2 所示,该现象在文献[7]中也出现过。

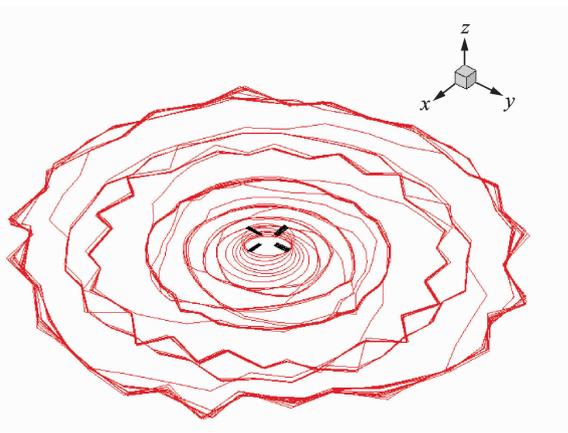


图 2 使用 CB2D 格式迭代 50 周后旋翼尾迹形态 ($h=1.0R$)

Fig. 2 Wake geometry after 50 revolutions of iteration using CB2D scheme ($h=1.0R$)

由于噪声较大的涡线主要位于远场近地处,假设它是由地面离散误差的逐渐放大引起。下面将采用稳定性进一步加强的格式对尾迹结构进行计算,对这一假设进行验证。

文献[9]根据 CB2D 的偏导数误差项与某些离散多项式之间的对应关系,进一步消去了计算格式中会发挥反数值耗散作用的二阶误差项,同时也将格式的精度提高了一阶,得到一种稳定性更高的 CB3D 格式如式(4)所示

$$\begin{aligned} \frac{r_{l+1,k+1} - r_{l,k}}{\Delta\psi} &= \frac{1}{\Omega} \left[\frac{1}{2} (3u(r_{l,k}) - u(r_{l-1,k-1})) \right] + \\ &\frac{5}{12} \cdot \frac{1}{\Omega} \cdot (u_{l,k+1} - 2u_{l-1,k+1} + u_{l-2,k+1}) + \\ &\frac{5}{6} \cdot \frac{1}{\Omega} \cdot (u_{l,k} + u_{l-1,k-1} - u_{l-1,k} - u_{l,k-1}) + \\ &\frac{1}{3} \cdot \frac{1}{\Omega} \cdot (u_{l,k+1} - 2u_{l,k} + u_{l,k-1}) + \\ &\frac{\gamma}{2} (r_{l+1,k+1} - 2r_{l+1,k} + r_{l+1,k-1} + r_{l,k+1} - \end{aligned}$$

$$2r_{l,k} + r_{l,k-1}) \tag{4}$$

同样将式(4)在 $(l + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2})$ 处展开得其修正方程如式(5)所示

$$\frac{\partial r}{\partial \psi} + \frac{\partial r}{\partial \xi} = \frac{1}{\Omega} \cdot u + \gamma\Delta\psi^2 r_{\xi\xi} + O(\Delta\psi^3) \tag{5}$$

根据前文所述 γ 的取值范围可知,格式(4)是一种 3 阶格式。由修正方程(5)可知,其中起反耗散作用的二阶误差项已被消去,而原先的正耗散项 $\gamma\Delta\psi^2 r_{\xi\xi}$ 却得以保留。

图 3 所示是对图 2 中的算例进行相同周数的迭代后得到的尾迹结构图。可见,地面附近的尾迹涡线十分光滑,“噪声”现象基本消失,验证了前文的假设,也说明 CB3D 格式较 CB2D 更能有效地控制数值误差的增长。

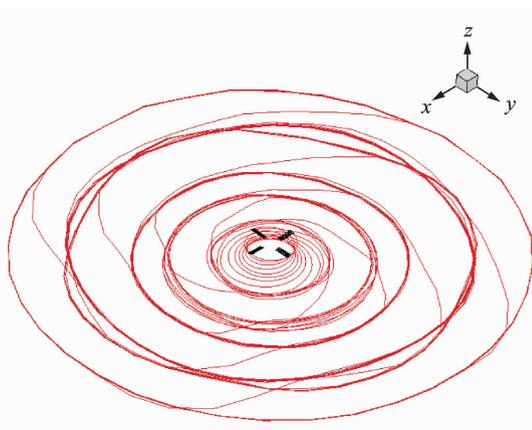


图 3 以 CB3D 格式计算得到的 IGE 悬停旋翼尾迹结构 ($h=1.0R$)

Fig. 3 Wake geometry after 50 revolutions of iteration using CB3D scheme ($h=1.0R$)

1.3 地面模型

本文采用在地面布置均布源面元模拟地面对流场的作用,通过调整各面元的源强度使各源面元控制点处法向速度为 0 来满足地面的不可穿透条件。单个源面元对空间流场中一点的诱导速度计算公式见文献[12]。

使用自由尾迹模型离散计算旋翼流场时,容易出现部分尾迹涡线“落入”地面网格下方的现象。如图 4 所示,这种非物理现象将使后续的尾迹结构计算精度下降、不易收敛。

针对此问题,文献[10]根据低速流场不可压假设提出了一种修正方法,该方法假定每个涡线节点都位于一个管状气团上,假设该气团体积不变,据此把地面下方的节点修正至地面上方。其原理如图 5 所示,修正后的节点高度计算公式如下

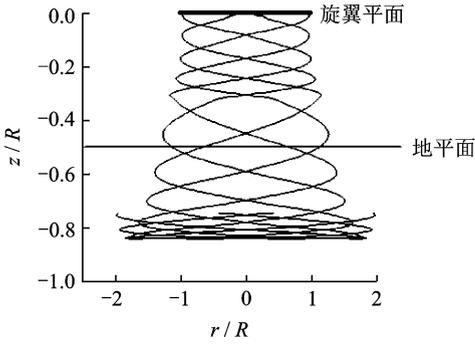


图4 出现部分尾迹涡线“落入”地面下方的尾迹结构
Fig. 4 Wake geometry with a part "falling into" the ground

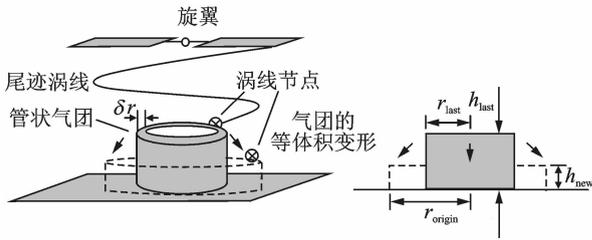


图5 “气团”等体积变形示意图
Fig. 5 "constant volume" deformation of the air pipe

$$\begin{cases} h_{new} = \frac{h_{last} \cdot r_{last}}{r_{origin}} \\ z_{new} = h_{new} + z_{ground} \end{cases} \quad (6)$$

式中: h_{new} 为修正后节点所在“气团”的高度; h_{last} 和 r_{last} 为上一步迭代结束时的“气团”厚度和半径; r_{origin} 为这一步迭代结束, 但未修正时的“气团”半径; z_{ground} 为地面处的轴向坐标; z_{new} 为修正后的节点轴向坐标。

2 计算结果

合并上述时间步进自由尾迹模型和地面模型, 可建立一个新的适用于地面效应的旋翼流场求解模型。下面使用该模型对平面和斜面所产生的地面效应状态进行计算和分析。

2.1 对定常状态的模拟

为检验新模型, 现采用该模型对 IGE 悬停状态下的旋翼尾迹进行一定步数的时间步进计算, 获得收敛的旋翼尾迹结构, 然后同已有的试验结果进行对比。

图6所示是将文献[15]中旋翼悬停高度处于 $h=0.84R$ 的试验状态作为算例, 将计算得到的尾迹节点的径向和轴向位置随尾迹寿命角的变化情况跟试验测量值进行对比。

由图6可见, 本文模型对旋翼附近的尾迹结构

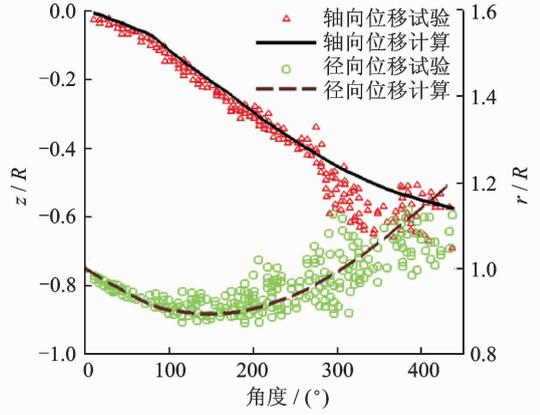


图6 $h=0.84R$ 高度下桨尖涡线的径向和轴向位置的计算值与试验值对比 ($C_T/\sigma=0.071$)

Fig. 6 Comparison of measured and predicted coordinates of the axial and radial locations of tip vortex in ground effect ($h=0.84R, C_T/\sigma=0.071$)

的计算均同试验值符合较好, 这在一定程度上验证了所构建模型的准确性。在寿命角大于 270° 时计算结果只能反映试验数据的大致趋势, 这跟远场涡线的非定常运动较强、使得试验数据散开有关^[15]。

2.2 平面地面效应中轴向起降运动状态的计算

2.2.1 挂载重物情况下的旋翼轴向飞行模拟

本小节采用文献[16]中半径为 5.8 m 的旋翼模型, 根据其总距突增试验所测得的在 OGE 状态下的拉力系数稳态值, 将约 $1\ 000\text{ kg}$ 的质量直接与旋翼相连接, 模拟总距突增时的旋翼高度变化情况。初始时使旋翼位于 $0.5R$ 高度处, 为避免旋翼高度的过分波动, 算例中以 $5^\circ/\text{s}$ 的速率将总距提至 11° 。图7给出了该过程中的 C_T 随时间变化图线 and 高度不变时以相同速率、相同幅值提距时的 C_T 变化情况以供对比。

对比图7中两曲线可知, 高度变化所引起的地面干扰和轴向自由来流的变化对旋翼拉力波动的影响较大, 造成了一个更大的超调和低调。图7对应的旋翼各状态量随时间的变化情况如图8所示。图中, 在 40 s 左右, 旋翼下降速度开始减小, 它所面对的上升来流也应减小, 但 C_T 仍保持为恒定值, 只是略有波动, 这是因为此时地面效应状态开始增强的缘故。最后旋翼依靠地面效应将高度保持在了 6 m 高度处 (约 $1.03R$)。

下面将总距增幅提高 0.1° 再计算一下, 相应的高度随时间变化情况如图9所示。

可见旋翼最终稳定在了大约 7 m (约 $1.2R$) 的高度上, 仍处于地面效应范围内。说明旋翼仍需要

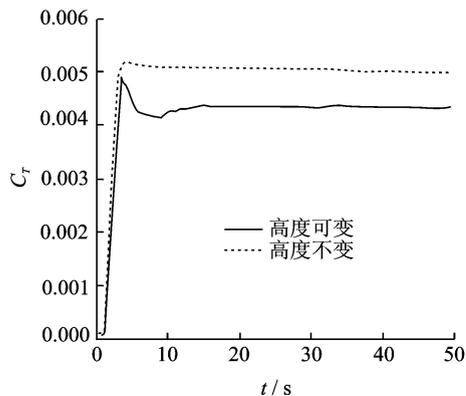


图 7 带挂载高度可变和高度不变时总距突增中旋翼拉力系数随时间的变化情况

Fig. 7 Time history of rotor thrust coefficient in response to a ramping up in collective pitch when the rotor could move with a load or fixed

地面效应才能保持悬停,但升限高度有所提高。

下面以 $5^\circ/\text{s}$ 的总距突增速率将旋翼总距增至 13° ,对应各种情况如图 10,11 所示。

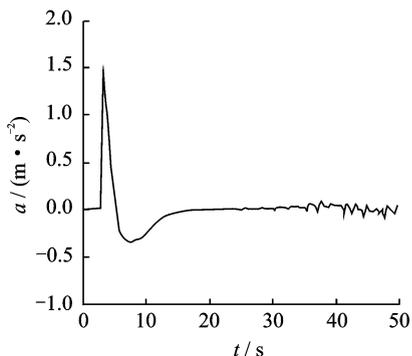
可见,与图 8 相比,因为两种情况下旋翼的轴向飞行速度不一样,所以虽然总距值不同,稳态旋翼拉力却基本一致。但在总距较大时,因为是在具有一个向上运动速度时仍可保持该拉力,所以旋翼可以吊挂重物一直上飞。

2.2.2 匀速下降时总距操纵量的计算分析

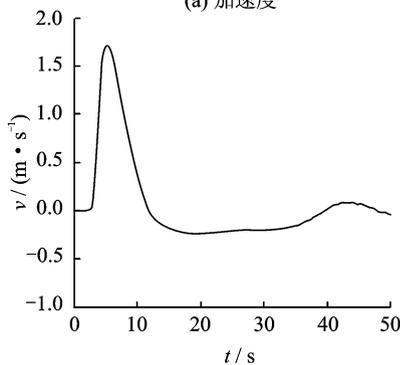
图 12 为上一节中的旋翼模型从 3.5 s 开始以 2 m/s 和 1 m/s 的速度匀速由 $4R$ 下降至 $0.5R$ 附近的过程中旋翼高度随时间、旋翼总距随高度的变化情况。由图 12 可见,在任一下降过程中,开始都为调整加速度,总距均会有一个振荡调整。目标速度越大,调整周期越长、调整幅度越大。

在随后的匀速下降过程中,总距基本保持不变,高速下降时比低速下降时的总距需用量小,原因应与高速下降中旋翼所面对的自由上洗流较大有关。但由于更大的上洗流会引起旋翼尾迹更靠近旋翼,对旋翼的向下诱导速度也在增强,因而虽然向上的自由来流相差一倍,但总距的差别却不到 1° 。

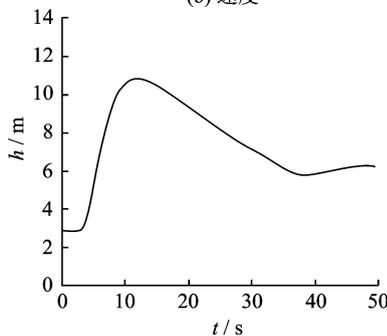
在旋翼离地高度小于 $1.0R$ 时,由于地面效应显著增强,维持某一速度下降的总距操纵开始持续减小。该过程中以 1 m/s 下降比 2 m/s 时总距变化得快,说明下降速度较小时地面效应较强烈。图 13 为以两种速度下降至 $0.8R$ 高度时的旋翼尾迹结构图,可见当旋翼以较小速度下降时,由于尾迹离地面更近,因而与地面的干扰作用更强。



(a) 加速度



(b) 速度



(c) 高度

图 8 带挂载旋翼总距突增至 11° 时的加速度、速度和高度随时间变化情况

Fig. 8 Time history of acceleration, velocity and height of a loaded rotor with a 11° ramping up in collective pitch

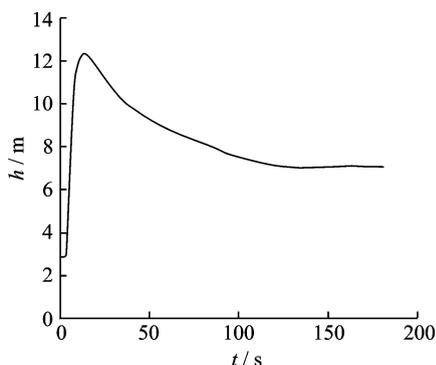


图 9 总距突增至 13.1° 时的旋翼高度随时间变化情况
Fig. 9 Time history of height of rotor with a 13.1° ramping up in collective pitch

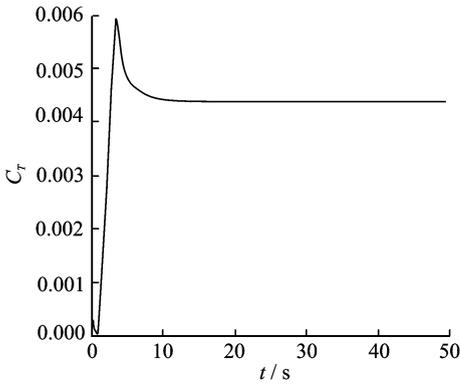
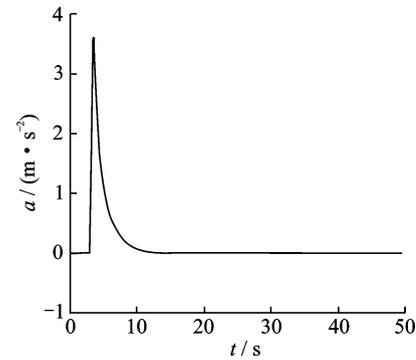
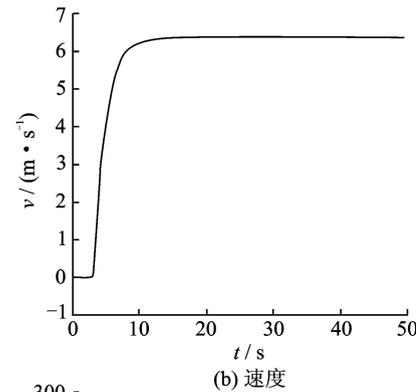


图 10 总距突增至 13° 时的旋翼拉力系数随时间变化图

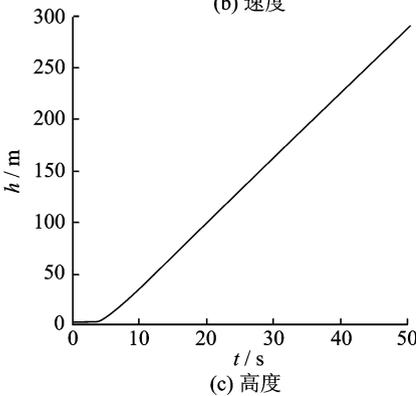
Fig. 10 Time history of rotor thrust with a 13° ramping up in collective pitch



(a) 加速度



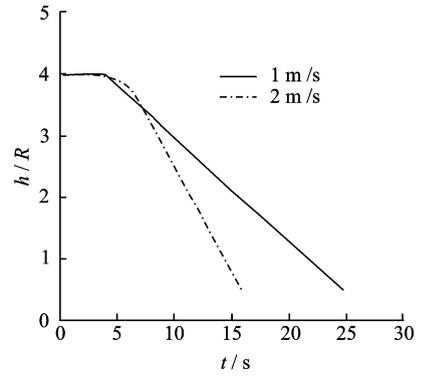
(b) 速度



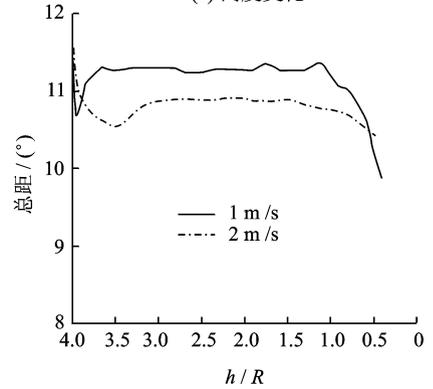
(c) 高度

图 11 带挂载旋翼总距突增至 13° 时的加速度、速度和高度随时间变化情况

Fig. 11 Time history of acceleration, velocity and height of a loaded rotor with a 13° ramping up in collective pitch



(a) 高度变化



(b) 总距变化

图 12 以 2 m/s 和 1 m/s 速度下降过程中旋翼高度随时间变化情况和旋翼总距随高度变化情况

Fig. 12 Variation of rotor height and collective pitch in descending of 2 m/s and 1 m/s

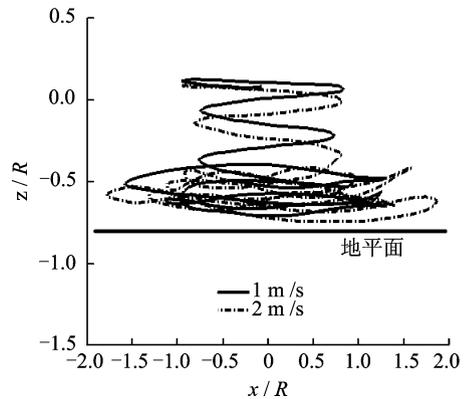


图 13 旋翼分别以 2 m/s 和 1 m/s 降至 0.8R 时的尾迹结构对比

Fig. 13 Comparison of wake geometries of rotor descending in 2 m/s and 1 m/s

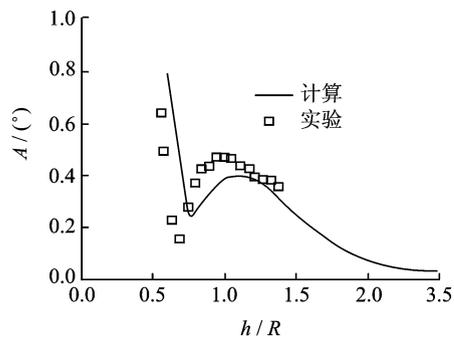
2.3 斜面上方悬停和轴向起降运动状态的计算

斜面上方垂直起降过程中,由于地面对旋翼流场的干扰不再呈轴对称的方式,因而在旋翼下降过程中需要对旋翼施加周期变距操纵。下面将首先对斜面上方悬停旋翼的桨叶周期挥舞特点进行计

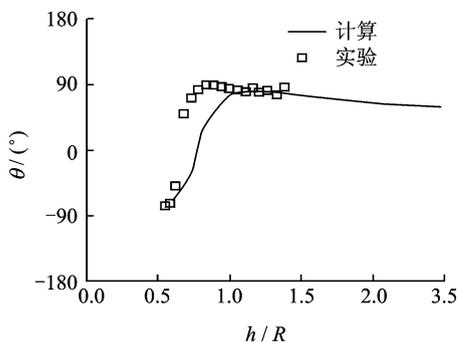
算并分析影响其随高度变化的因素,然后计算斜面上方起降状态下的旋翼配平需用操纵量。

2.3.1 斜面悬停地面效应

本节以 Iboshi, N 在 2003 年发表的实验中斜面倾角 30° ,旋翼在竖直方向上距离斜面 $1.0R$ 的状态为算例,采用前述模型对其作计算模拟。该实验对一个有限斜面上方悬停旋翼的拉力和挥舞角进行了测量,旋翼半径为 0.569 m ,详细实验参数见文献[17]。计算得到的旋翼桨叶挥舞角的振幅和最大值所处方位角随高度的变化如图 14 所示。



(a) 振幅



(b) 相位角

图 14 桨叶挥舞角振幅和振幅出现相位随高度变化图 (斜面倾斜角 $\delta=30^\circ$)

Fig. 14 Variation of blade flap angle amplitude and phase of maximum value with height (plane inclined at angle of 30°)

由图 14 可见,计算得到的桨叶挥舞角随高度的变化趋势与实验结果比较匹配。其中的差别一方面可能是因为实验所使用的斜面有限,而计算则在无限斜面上开展造成的;另一方面在图中变化剧烈的位置处,真实旋翼流场的非定常性必然大幅增加,造成此时理论模型对流场速度的捕捉更加困难,计算误差因而增长。挥舞角振幅在 $h=0.8R$ 高度附近出现了一个最小值,而最大挥舞角所在方位在 $0.8R$ 附近出现了一个约 180° 的相位突变,下

面将尝试对该现象作以解释。

对应于图 14,图 15~17 中分别给出了桨叶上 $r=0.75R$ 半径处的桨尖涡诱导速度、地面诱导速度和流场合速度(不计挥舞角速度的影响)在 $0.6R, 0.75R$ 和 $0.9R$ 3 种高度下沿桨叶法向向上的分量随方位角变化情况。

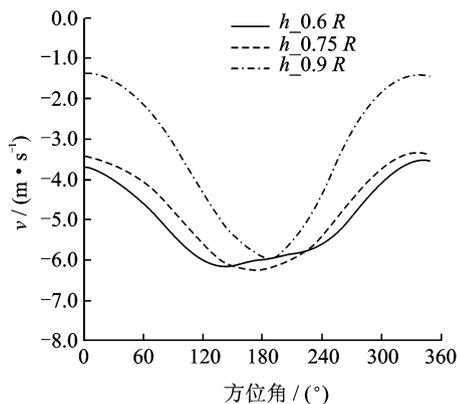


图 15 旋翼在 $h=0.6R, 0.75R$ 和 $0.9R$ 3 种高度下其桨叶 $0.75R$ 半径处所受桨尖涡诱导速度的法向分量变化情况

Fig. 15 Variation of normal component of velocity induced by tip vortices at the radius of $0.75R$ of a blade which located at a height of $0.6R, 0.75R$ and $0.9R$

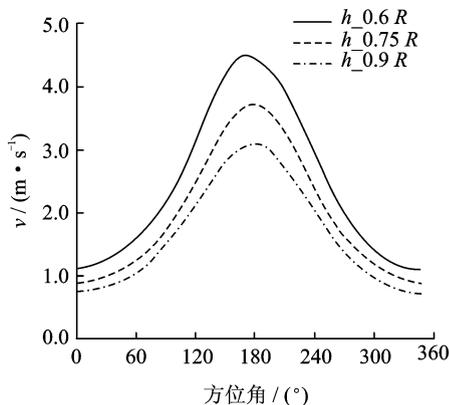


图 16 旋翼在 $h=0.6R, 0.75R$ 和 $0.9R$ 3 种高度下其桨叶 $0.75R$ 半径处所受地面面元诱导速度的法向分量变化情况

Fig. 16 Variation of normal component of velocity induced by ground panels at the radius of $0.75R$ of a blade which located at a height of $0.6R, 0.75R$ and $0.9R$

图 18 中则给出了旋翼高度 $h=0.6R$ 和 $0.9R$ 时的尾迹结构图。图中 L_x 表示沿斜面倾斜方向上的长度坐标。

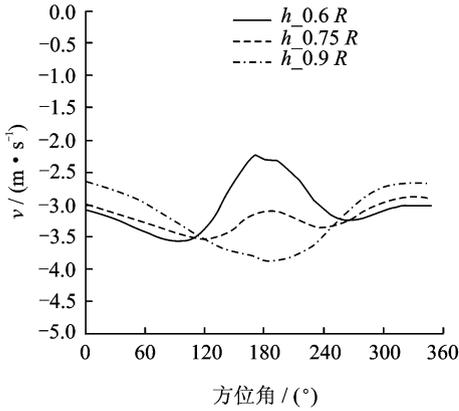


图 17 旋翼在 $h=0.6R, 0.75R$ 和 $0.9R$ 3 种高度下其桨叶 $0.75R$ 半径处所面对的流场合速度(不计挥舞运动影响)的法向分量变化情况

Fig. 17 Variation of normal component of flow field total velocity (no flapping effect considered) faced at the radius of $0.75R$ of a blade which located at a height of $0.6R, 0.75R$ and $0.9R$

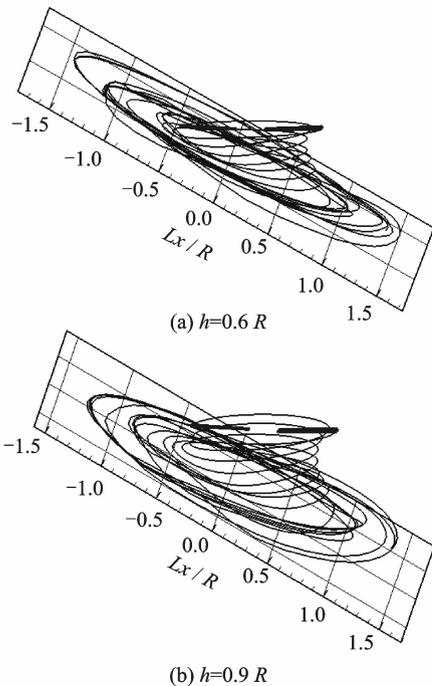


图 18 旋翼在 $h=0.6R$ 和 $0.9R$ 两种高度下的尾迹结构示意图

Fig. 18 Wake geometries of a rotor at heights of $0.6R$ and $0.9R$

由图 15~17 可见,高度较低时,桨尖涡诱导速度的波动幅度相比于地面诱导速度要小;而高度较高时则恰好相反。参考图 18,当旋翼高度增加时,地面上较高一侧的尾迹涡线会出现较大幅度的径

向收缩和下移,靠近旋翼的涡线位置也会随之而升高,这些作用使桨叶在远离地面时其附近仍存在着大量桨尖涡,使其所受到的尾迹诱导速度的变化不大;而地面较低一侧的涡线位置变动则很小,使其上方桨叶跟涡线的距离由于高度升高而拉开,涡线的诱导速度也因而降低很多,这两方面的综合作用使 $0.9R$ 高度处旋翼所受到的桨尖涡诱导速度的周期振幅增大。而地面则由于位置固定,当旋翼位置升高、旋翼尾迹跟地面间干扰减小时,地面面元对旋翼诱导速度的振幅就会持续下降。在图 15~17 中所给出的高度范围内,正是桨尖涡和地面诱导速度振幅此消彼长的变化导致了高度较小时合诱导速度的峰值出现在 180° 方位处,而高度较大时则出现在 0° 方位处,根据中心铰接式旋翼桨叶的周期挥舞运动随方位角的变化落后于桨叶升力 90° 的规律,桨叶特征半径处法向合速度的上述变化方式就可以解释图 14 中桨叶最大挥舞角所在方位的突变。

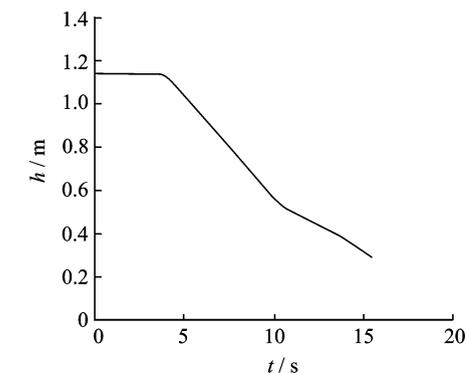
2.3.2 斜面上方垂直起降中的周期变距操纵量求解

旋翼起降的高度范围取为 $0.55R \sim 2R$,考虑到直升机的安全起降,现要求在 $0.55R \sim 1.0R$ 高度范围内时旋翼运动速度目标值设为 0.055 m/s ,而 $1.0R \sim 2.0R$ 高度范围内运动速度的目标值设为约 0.11 m/s 。假设旋翼从 3.5 s 开始运动。

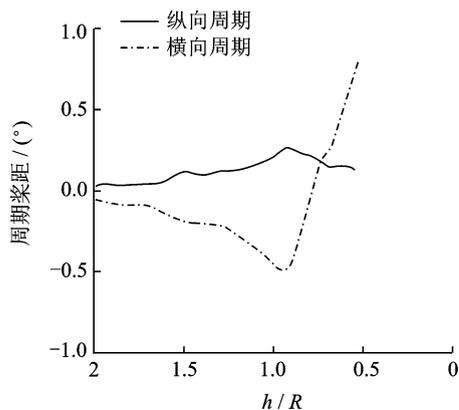
下降过程中的旋翼高度变化,以及相应的横向周期变距 A_1 (Lateral cyclic pitch) 和纵向周期变距 B_1 (Longitudinal cyclic pitch) 如图 19 所示。

上升过程中的旋翼高度和配平需用的周期变距随时间的变化情况如图 20 所示。

由于目前尚无近地起降状态下的试验研究发表,因而对这一动态过程的计算结果无法直接验证,参考图 14 并结合旋翼桨叶最大挥舞角所在方位趋势滞后于桨叶最大变距所在方位 90° 的规律来分析图 19(b),图 20(b) 可见,虽然存在一个轴向运动速度,但计算得到的配平操纵量变化趋势跟悬停时最大挥舞角所在方位的变化趋势基本相匹配,这可在一定程度上验证图 19,20 中计算结果的可信度。对比图 19,20 中的计算结果可见,在斜面上方垂直起降时,由于起降在旋翼处所引起的自由来流是均匀入流,使得旋翼的需用周期变距受运动速度影响不大,而基本由旋翼高度决定。



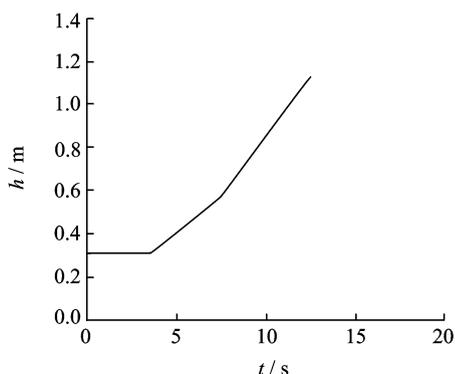
(a) 高度变化



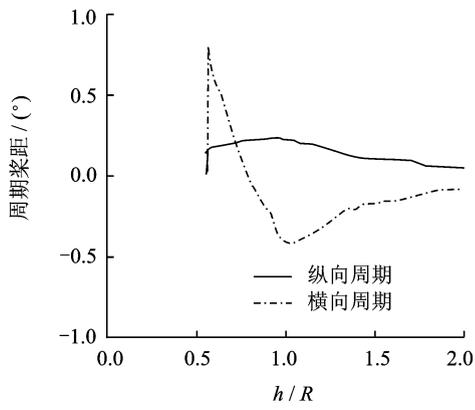
(b) 需用操纵量变化

图 19 斜面上方变速下降旋翼的高度随时间和需用操纵量随高度变化情况

Fig. 19 Time history of height and cyclic pitch input of a rotor descending with variable velocity near the inclined plane



(a) 高度变化



(b) 需用操纵量变化

图 20 斜面上方变速上升旋翼的高度随时间和需用周期变距随高度的变化情况

Fig. 20 Time history of height and cyclic pitch input of a rotor climbing with variable velocity near the inclined plane

3 结 论

(1)CB3D 格式较 CB2D 格式精度提高了一阶,稳定性也更高,更适合于消除地面离散对旋翼尾迹造成的数值误差的影响。

(2)在吊挂重物轴向起飞时,飞行情况取决于总距突增的幅值,若幅值不够,会在借助地效升至一定高度后再落下,仍在低空借助地效悬停。

(3)斜面上方悬停时,地面和尾迹对旋翼诱导速度的周期振幅随高度的变化方式不同,导致文献[17]中模型旋翼的挥舞角振幅和最大挥舞角所在方位在 $0.8R$ 高度附近出现了一个突变。

(4)在斜面上方作轴向起飞和降落两种运动时,旋翼周期变距随高度的变化趋势基本相同,并且跟斜面上方悬停旋翼的周期挥舞角变化趋势基本匹配。这在一定程度上验证了轴向起降状态的计算结果,同时也说明此时高度仍对旋翼气动环境

的周期变化起决定性作用,而轴向运动速度由于在旋翼处会形成均匀入流作用,因而对周期变距的影响很小。

参考文献:

[1] Hayden J S. The effect of the ground on helicopter hovering power required[C]//American Helicopter Society 32nd Annual Forum Proceedings. Washington DC:[s. n.], 1976.

[2] 何承健,高正. 贴地飞行的旋翼尾迹研究[J]. 航空学报, 1986, 7(4): 325-331.
He Chengjian, Gao Zheng. A study of the rotor wake in nap-of-the-earth[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1986. 7(4): 325-331.

[3] Kang N, Sun M. Prediction of the flow field of a rotor in ground effect[J]. Journal of the American Helicopter China, 1997, 42(2):195-198.

[4] Thomas S, Lakshminarayan V K, Kalra T S, et al.

- Eulerian-lagrangian analysis of cloud evolution using CFD coupled with a sediment tracking algorithm [C]//Proceedings of the 67th Annual American Helicopter Society Forum. VA United States; American Helicopter Society, 2011; 298-315.
- [5] Pulla D, Conlisk A T. The long time structure of the rotor wake in ground effect[R]. AIAA-2005-1408, 2005.
- [6] Itoga N, Nagashima T, Iboshi N, et al. A new numerical method for predicting aero-mechanical behaviors of a rotor hovering at close proximity to inclined flat surface[C]//Proceedings of the 55th Annual American Helicopter Society Forum. Montreal Canada; American Helicopter Society, 1999; 511-520.
- [7] Griffiths D A. A study of multi-rotor interference and ground effect using a free-vortex wake model [D]. Maryland; University of Maryland, 2001.
- [8] Li P, Chen R L. Rotor unsteady aerodynamics model using an efficient free-vortex method [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2012, 84(5): 311-320.
- [9] 辛冀, 李攀, 陈仁良. 基于三阶显式格式的旋翼时间步进自由尾迹计算与验证[J]. 航空学报, 2013, 34(11): 2452-2463.
- Xin Ji, Li Pan, Chen Renliang. Prediction and validation of rotor time-marching free wake based on 3rd-order explicit numerical scheme [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(11): 2452-2463.
- [10] 陈仁良, 辛冀, 李攀. 一种新的尾迹-地面干扰修正方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(5): 694-699.
- Chen Renliang, Xin Ji, Li Pan. New rectification method for interaction of rotor wake vortices and ground [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(5): 694-699.
- [11] Syal M, Govindarajan B, Leishman J G. Mesoscale sediment tracking methodology to analyze brownout cloud developments [C]//American Helicopter Society 66th Annual Forum Proceedings. Phoenix, AZ: American Helicopter Society, 2010; 645-674.
- [12] Katz J, Plotkin A. Low-speed aerodynamics [M]. 2nd ed. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2001.
- [13] Bagai A, Leishman J G. Rotor free-wake modeling using a relaxation technique-including comparisons with experimental data [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1995, 40(3): 29-41.
- [14] Warming R F, Hyett B J. The modified equation approach to the stability and accuracy analysis of finite-difference methods [J]. Journal of Computational Physics, 1974, 14: 159-179.
- [15] Light J S. Tip vortex geometry of a hovering helicopter rotor in ground effect [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1993, 38(2): 34-42.
- [16] Carpenter P J, Fridovich B. Effect of a rapid blade-pitch increase on the thrust and induced-velocity response of a full-scale helicopter rotor [R]. NACA-TN-3044, 1953.
- [17] Iboshi N, Itoga N, Hayata Y, et al. Hovering performance of a rotor in an inclined and partial ground effect [J]. Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2003, 51(595): 433-440.

