

直升机前飞旋翼桨尖涡定常质量射流控制计算

叶 舟, 展凤江, 徐国华

(南京航空航天大学 中小型无人机先进技术工信部重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对直升机前飞状态开展了旋翼非定常桨尖涡的模拟,采用定常桨尖空气质量射流(TAMI)控制方式对旋翼桨尖涡进行了控制。建立了一个适用于前飞旋翼桨尖涡高精度捕捉和质量射流控制模拟的数值方法,在该方法中,采用有限体积法进行空间离散,应用 5 阶 Roe-WENO(weighted essentially non-oscillatory)格式进行流场重构及控制面对流通量计算;采用双时间方法进行时间推进,伪时间步上应用隐式 LU-SGS(lower upper symmetric Gauss-Seidal)格式;引入射流边界条件对质量射流进行模拟;采用运动嵌套网格方法对前飞旋翼桨尖的挥舞运动进行模拟,并对桨叶网格和背景网格进行针对性加密。基于所建立的方法对前飞状态旋翼非定常桨尖涡及其质量射流控制进行了模拟,计算结果表明:前飞状态下旋翼桨尖涡存在较大的前后差异,桨盘前侧的桨尖涡涡核强度远小于桨盘后侧;桨盘前侧旋翼桨尖涡的涡核强度很难由定常质量射流控制来减弱,而桨盘后侧的旋翼桨尖涡则可以通过定常质量射流得到有效控制。

关 键 词: 旋翼桨尖涡; 桨尖空气质量射流(TAMI); 运动嵌套网格; 计算流体动力学(CFD); 直升机
中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A

Control calculation of helicopter rotor tip vortex in forward flight using steady air mass injection

YE Zhou, ZHAN Fengjiang, XU Guohua

(Key Laboratory of Advanced Technology for Small and Medium-Sized Unmanned Aerial Vehicle, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A high-accuracy numerical method was established to simulate the rotor flow-field of rotor tip vortex with tip air mass injection (TAMI) control in forward flight. In the existing method, the finite volume method was used for spatial discretization. The upwind Roe scheme with a fifth-order WENO (weighted essentially non-oscillatory) scheme was employed to calculate convective fluxes on control faces. A dual-time method was utilized in time marching and the high-efficiency implicit LU-SGS (lower upper symmetric Gauss-Seidal) scheme was applied to every pseudo time step. A surface boundary condition which may effectively simulate the effect of TAMI was introduced into this method. The moving overset grid method of refining the blade grid and background grid pertinently was adopted to simulate the blade flapping and rotating motions. Based on the presented method, rotor tip vortex with TAMI control in forward flight was calculated. It demonstrated that there existed obvious difference between the tip vortex induced at the front side of rotor disk and that induced

收稿日期:2020-08-25

基金项目:国家自然科学基金(11802127);航空科学基金(20185752038)

作者简介:叶舟(1990—),男,助理研究员,博士,主要从事直升机空气动力学、旋翼计算流体力学和无人机总体设计研究。

引用格式:叶舟,展凤江,徐国华. 直升机前飞旋翼桨尖涡定常质量射流控制计算[J]. 航空动力学报,2020,35(12):2505-2513. YE Zhou,ZHAN Fengjiang,XU Guohua. Control calculation of helicopter rotor tip vortex in forward flight using steady air mass injection[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(12):2505-2513.

at the rear side. The core strength of tip vortex induced at the front side was smaller than that at the rear side. Tip vortex induced at the front side of the rotor disk cannot be weakened. However, tip vortex induced at the rear side can be effectively weakened by the steady TAMI.

Key words: rotor tip vortex; tip air mass injection (TAMI); moving overset grid; computational fluid dynamics (CFD); helicopter

旋翼是直升机的重要部件之一,高速旋转的旋翼为直升机提供了足够的升力和操纵力矩,但也给直升机带来一些问题,其主要原因在于工作状态下旋翼桨尖脱落的桨尖涡。桨尖涡与旋翼自身以及直升机其他部件碰撞,引起了气动干扰、振动和气动噪声等问题,对直升机的整体特性带来了较大的影响。当前直升机旋翼桨尖涡的高精度模拟和流动控制研究是直升机旋翼 CFD 领域的前沿课题,通过主动或被动控制方法对旋翼桨尖涡的生成及演化过程进行控制,从而改变旋翼桨尖涡的涡核半径、旋转速度和强度等特性,减弱桨尖涡对直升机其他部件的干扰,由此提升直升机的整体性能。主动控制方法可分为定常和非定常质量射流技术,被动控制方法可分为翼尖小翼和开孔桨尖等方式,相对而言,主动控制方法具有更好的灵活性,本文主要针对主动射流控制方法开展研究。

早期旋翼桨尖涡的研究都是采用试验方法,但随着计算流体力学技术的发展,高精度的数值方法逐渐成为旋翼桨尖涡及其主动控制模拟的主流方法。2005 年,美国马里兰大学的 Duraisamy^[1]对机翼翼尖涡的生成过程和运动轨迹进行了计算模拟。2007 年, Duraisamy 等^[2]分别采用 PIV 和高精度 CFD 方法对旋翼桨尖涡进行了对比研究,为旋翼新型桨尖的设计提供了技术支持。在国内,也有一些学者开展了旋翼桨尖涡相关的研究。2010 年,徐丽等^[3-4]在国内采用 5 阶 Roe-WENO 格式对悬停状态旋翼桨尖涡进行了高精度捕捉。2016 年,印智昭等^[5]也对旋翼桨尖涡进行了高精度模拟,并对 WENO(weighted essentially non-oscillatory)、MUSCL(monotone upstream-centered schemes for conservation laws)和 JST(Jameson Schmidt Turkel)等格式进行了对比。2016 年,付炜嘉等^[6]发展了 RANS/LES(Reynolds averaged Navier-Stokes/large eddy simulation)混合方法求解器,并采用高阶计算格式和动态搭接网格技术对旋翼桨尖涡进行了数值模拟,取得了良好的效果。

在旋翼桨尖涡定常质量射流控制方面,乔治亚理工学院的 Vasilescu 和 Dancila 以及马里兰大学的 Duraisamy 和 Baeder 等做出了较多的贡献。2003 年, Vasilescu、Dancila^[7-8]在机翼二维截面上开展研究,为旋翼桨尖涡的主动流动控制打下了一定的基础。同年, Duraisamy、Baeder^[9]分别采用弦向射流和展向射流两种方式开展了机翼桨尖涡的主动控制研究。2004 年, Duraisamy 等^[10]采用 TURNS 求解器对悬停状态下的单片桨叶进行了质量射流控制的计算研究,深入分析了展向射流和弦向射流对旋翼桨尖涡的控制机理,对之后的主动控制研究具有较好的指导意义。同年, Vasilescu^[11]开展了旋翼桨尖涡切向定常射流控制的初步研究,并进行了旋翼桨尖涡非定常射流控制的计算研究,结果表明,切向射流在旋翼桨尖涡的控制方面具有较好的潜力,后来他们还针对射流口位置、大小和射流速度等开展了参数化研究。目前为止,国内在悬停旋翼桨尖涡主动流动控制方面的研究还较少。此外,需要指出的是,无论是国内还是国外,前飞状态旋翼桨尖涡的质量射流控制研究鲜见发表。

鉴于此,本文针对前飞状态旋翼开展研究,对前飞旋翼桨尖涡进行高精度模拟,并采用定常质量射流控制方法对前飞旋翼桨尖涡进行控制。本文建立了高精度的 CFD 求解器,通过创建射流边界条件对质量射流控制进行模拟,在不同射流角和射流速度下开展旋翼桨尖涡的定常质量射流控制计算,得到了不同控制参数下旋翼桨尖涡的演变规律,并得到了当前算例下具有最佳控制效果的质量射流控制方法。

1 非定常旋翼涡流场高精度数值模拟方法

1.1 前飞旋翼流场求解方法

对于前飞状态旋翼流场,采用笛卡儿坐标系下的 Navier-Stokes 方程^[12],其计算公式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

$$\mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho uU + n_x p \\ \rho vU + n_y p \\ \rho wU + n_z p \\ \rho HU \end{bmatrix},$$
$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y + n_z \Theta_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中 $\mathbf{W}$ 表示守恒变量, $\mathbf{F}_c$ 为无黏通量, $\mathbf{F}_v$ 是黏性通量。 ρ 、 u 、 v 、 w 和 p 分别表示流体的密度、三个方向流体速度分量和压强。 H 为总焓, V 为体积, U 表示桨叶与空气的相对速度, $[n_x \ n_y \ n_z]^T$ 为控制面的面法矢。 τ 代表黏性应力, $[\Theta_x \ \Theta_y \ \Theta_z]^T$ 表示黏性应力和热传导对流体所做的功。

采用迎风 Roe 格式^[13] 对控制面对流通量进行计算, 其计算公式为

$$\mathbf{F}_{i+1/2} =$$
$$\frac{1}{2} [\mathbf{F}(\mathbf{W}_r) + \mathbf{F}(\mathbf{W}_l) - |\bar{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|_{i+1/2} (\mathbf{W}_r - \mathbf{W}_l)] \quad (3)$$

$$|\bar{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|_{i+1/2} (\mathbf{W}_r - \mathbf{W}_l) =$$
$$|\Delta \mathbf{F}_1| + |\Delta \mathbf{F}_{2,3,4}| + |\Delta \mathbf{F}_5| \quad (4)$$

式中 $|\bar{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|_{i+1/2}$ 表示 Roe 矩阵的行列式。

采用 5 阶 WENO 格式^[14-15] 对流场进行重构, 在计算域边界处应用虚拟网格法, 以确保边界处的插值计算。 采用双时间方法进行世间离散, 其中伪时间步采用 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 格式^[16], 湍流模型选取 S-A (Spalart-Allmaras) 模型^[17]。

1.2 质量射流边界条件

通过添加射流边界条件来模拟旋翼桨尖质量射流, 在本文建立的数值计算求解器中, 射流边界控制面的速度定义为射流速度和桨叶旋转速度的矢量和, 控制面的密度、压强和总能由内场插值计算得到。 图 1 给出了本文射流口布局 and 射流角 α 的示意图。 射流口位于旋翼桨叶的圆形端面, 射流口前端距离桨叶前缘 $0.4c$ (c 为旋翼桨叶截面翼型弦长, $Z=z/c$, 表示无因次化的 z 方向坐标), 射流口长度为 $0.35c$, 射流口厚度为 $0.006c$ 。 本文在 -45° 、 0° 和 45° 射流角下开展了计算, 射流速度垂直于圆形端面, 无因次化的射流速度定义为 $v_i = v_{\text{jet}} / (M_{\text{tip}} \cdot a)$ 。

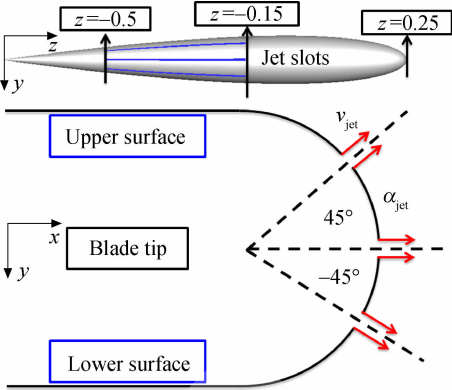


图 1 射流口布局及射流角示意
Fig. 1 Schematic of injection distribution and injection angle

1.3 高效差量配平计算方法

前飞状态下旋翼具有挥舞和变距等复杂运动, 桨叶的运动状态对桨尖涡的变化特性有重要影响, 因此, 操纵量配平对旋翼桨尖涡模拟有至关重要的影响。 基于差量配平思想, 建立了一种高效的差量配平方法^[18], 并将该方法与 CFD 求解器相耦合, 计算由内环和外环两个迭代循环构成, 外环对旋翼桨叶进行 CFD 计算, 内环对旋翼操纵量进行求解, 计算收敛时可同时获得旋翼桨叶的操纵量及其流场。 差量配平方法的核心思想是牛顿迭代法^[19], 其计算公式为

$$\begin{bmatrix} \Delta \theta_0 \\ \Delta \theta_{ls} \\ \Delta \theta_{lc} \end{bmatrix} = F_{\text{acc}} \cdot \mathbf{J}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} C_t^{\text{target}} - C_t^0 \\ C_l^{\text{target}} - C_l^0 \\ C_m^{\text{target}} - C_m^0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中 F_{acc} 为加速因子, 用于减少计算步数, 加快配平收敛速度^[18], $\mathbf{J}$ 为雅克比矩阵, $\Delta \theta_0$ 为总距变化量, $\Delta \theta_{ls}$ 为纵向周期边距变化量, $\Delta \theta_{lc}$ 为横向周期边距变化量, C_t^{target} 为目标拉力系数, C_t^0 为初始拉力系数, C_l^{target} 为目标纵向滚转力矩系数, C_l^0 为初始纵向滚转力矩系数, C_m^{target} 为目标横向滚转力矩系数, C_m^0 为初始横向滚转力矩系数。

该配平方法与传统配平方法相比具有更快的配平速度, 并且有多种入流模型可供选择, 能够减少 CFD 求解器的调用次数, 从而节省计算时间, 具体研究成果可参见文献^[18]。

1.4 高精度运动嵌套网格方法

采用运动嵌套网格方法对前飞旋翼非定常流场进行模拟, 为了对旋翼桨叶的边界流动进行精确捕捉, 对旋翼桨叶边界层网格进行了针对性加密。 针对 Caradonna-Tung 模型旋翼进行了网格

划分,图 2 示出了本文建立的运动嵌套网格系统,C-O 型桨叶网格弦向、法向和展向的网格节点数分别为 225、150 和 178,背景网格中与旋翼网格对应的区域也进行了加密,在 x 、 y 和 z 方向的网格节点数分别为 187、139 和 179。

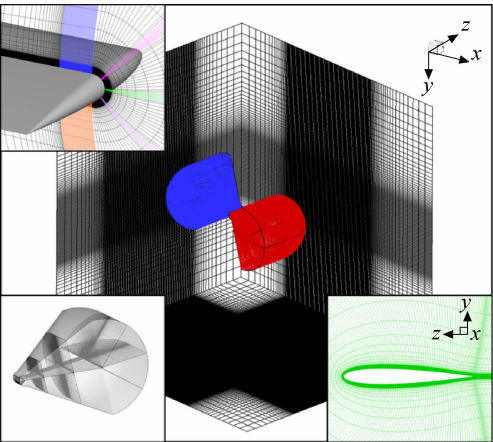
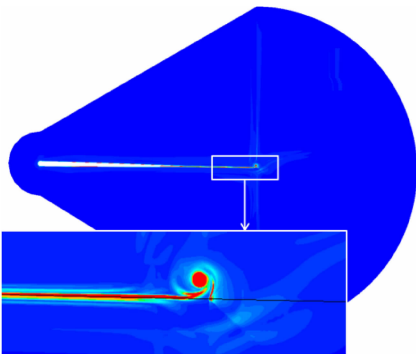


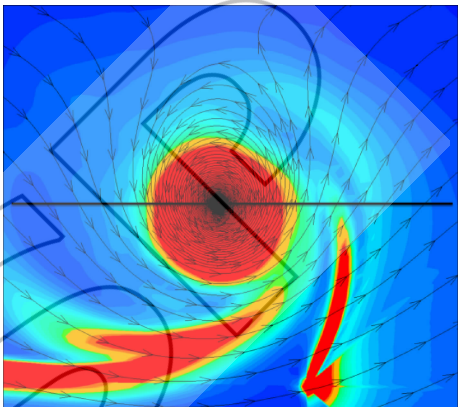
图 2 计算生成的前飞运动嵌套网格系统
Fig.2 Moving overset grid system used in calculations in forward flight

1.5 桨尖涡捕捉

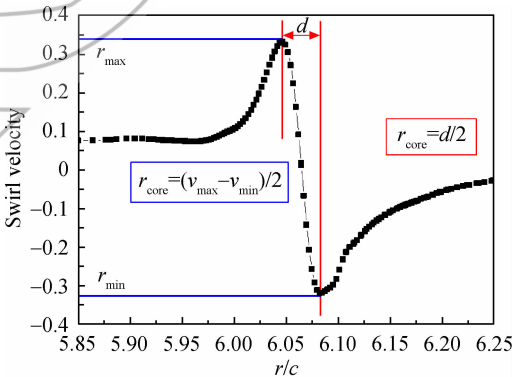
流场计算收敛后,CFD 求解器额外计算一圈,并存储旋翼桨叶在 0° 、 45° 、 90° 、 135° 、 180° 、 225° 、 270° 、 315° 、 360° 方位角处的流场信息,采用流场后处理软件截取 10° 涡龄角处的桨尖涡截面,图 3(a)给出了单片桨叶桨尖涡的截取方式,截取的桨尖涡见图 3(b),图 3(c)给出了旋翼桨尖涡的截面流线,经过桨尖涡的涡核中心截取一条水平线,并输出该水平线上的位置和速度数据,由此便获得旋翼桨尖涡的涡核速度信息,如图 3(d)所示,根据图中数据即可计算旋翼桨尖涡的涡核旋转速度和半径。图中 $v_{\max}$ 为最大速度, $v_{\min}$ 为最小速度, d 为涡核直径, r_{core} 为涡核半径。本文用涡核旋转速度和半径的比值表征涡核强度,涡核旋转速度相同时,涡核半径越小,则涡核集中力越



(b) 截面流场放大



(c) 桨尖涡涡核数据截取



(d) 涡核参数计算

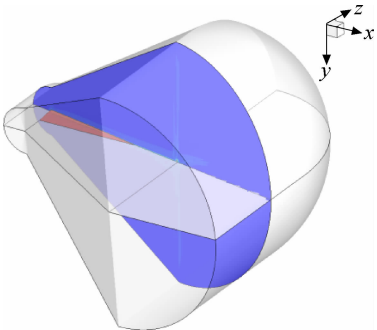
图 3 旋翼桨尖涡捕捉及计算

Fig.3 Calculation and capture of rotor tip vortex

大,涡核强度越大,因此,桨尖涡涡核强度控制的关键在于增大涡核半径和减小涡核旋转速度。

2 计算方法验证

选取 AH-1G 旋翼为基准算例进行计算对比,该旋翼具有 2 片展弦比为 9.22 的矩形桨叶,桨根到桨尖的负扭转为 10° ,总距设定在 $0.75R$ (R 为旋翼桨叶半径)处。采用所建立的数值计算方法对该旋翼的试验状态^[20-21]进行数值模拟,配平得到的桨叶操纵量见表 1,AH-1G 旋翼不同桨叶截面法向力系数计算值和试验值的对比见图



(a) 截面流场获取

4。图中 C_n 表示截面法向力系数, x/c 表示弦向位置, r/R 表示径向位置。表 1 数据表明, 本文的配平方法具有较好的计算精度, 而从图 4 中对比

表 1 AH-1G 旋翼操纵量的计算值与试验值的对比
Table 1 Comparison of calculation and experimental control settings for AH-1G rotor

数据来源	$\theta_0 / (^\circ)$	$\theta_{1s} / (^\circ)$	$\theta_{1c} / (^\circ)$
飞行实测	6.0	-5.5	1.7
文献计算	6.1	-5.1	1.3
本文计算	6.1	-4.9	1.4

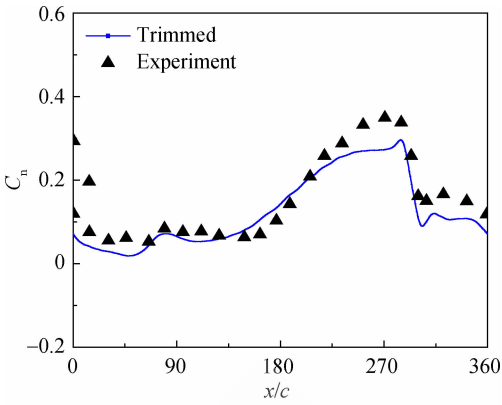


图 4 AH-1G 旋翼不同桨叶截面法向力系数随方位角的变化

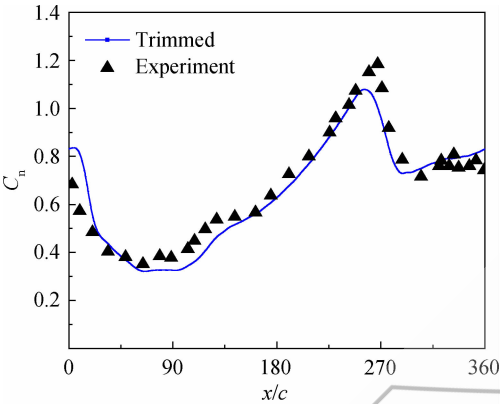
Fig. 4 Sectional force coefficients for AH-1G rotor blade at different azimuths

可以看出, 在不同方位角下桨叶截面法向力的计算结果都能与文献中的参考值较好地吻合, 由此说明, 本文建立的高精度 CFD 方法在旋翼前飞气动特性计算方面具有较好的准确性。

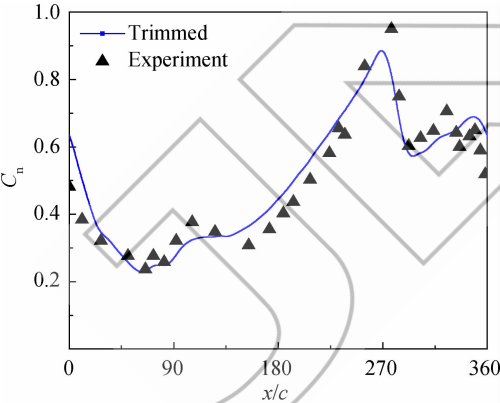
3 前飞旋翼桨尖涡定常质量射流控制模拟

3.1 前飞旋翼桨尖涡非定常演变特性

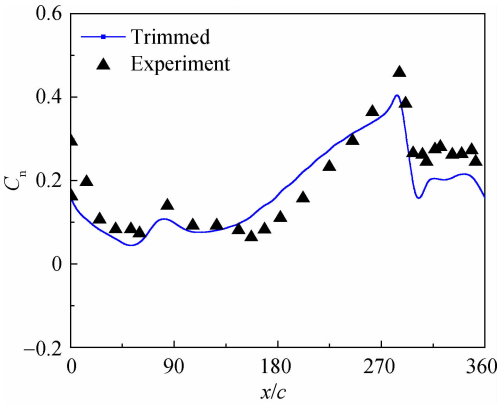
针对 Caradonna-Tung 旋翼桨尖马赫数为 0.439, 总距为 8° 的悬停状态进行了流场计算, 计算得到旋翼拉力系数为 0.00459。在此基础上对 Caradonna-Tung 旋翼前进比为 0.1 的前飞状态进行了配平和流场计算, 该状态下旋翼桨尖马赫数以及配平目标拉力系数与悬停计算结果保持一致, 分别为 0.439 和 0.00459。图 5 给出了前飞状态旋翼配平计算结果的收敛曲线, 图中, C_t 表示旋翼拉力系数。计算得到的旋翼桨距表达式为 $\theta(\psi) = 5.39 - 1.18\sin\psi + 2.28\cos\psi$ 。本文在计算收敛的基础上额外进行了三圈流场计算, 并对最



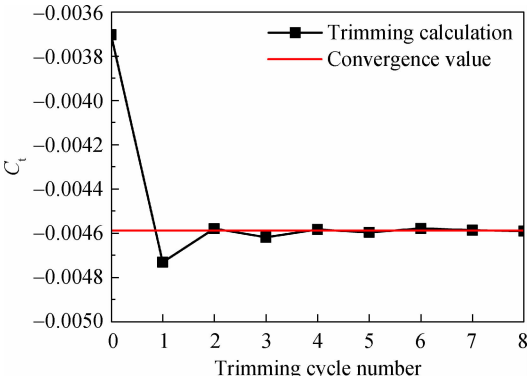
(a) $r/R=0.6$



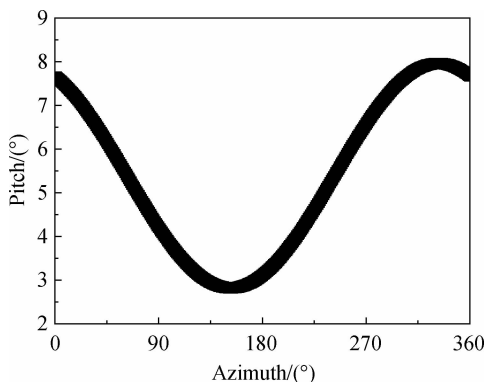
(b) $r/R=0.75$



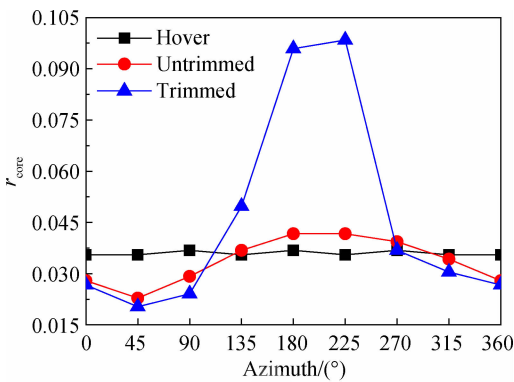
(c) $r/R=0.97$



(a) 配平计算收敛历程



(b) 计算得到的桨叶桨距变化规律

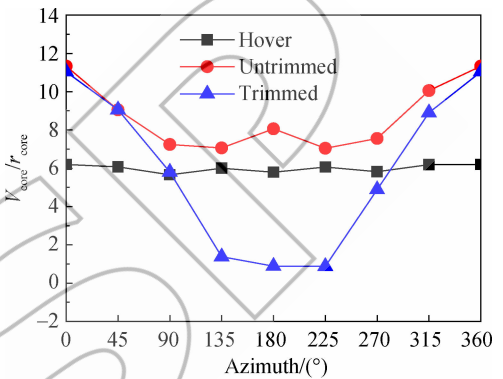


(b) 半径

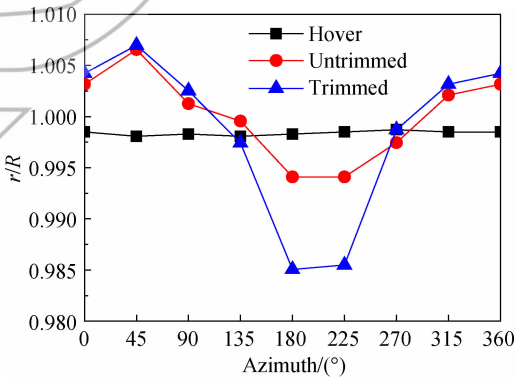
图 5 Caradonna-Tung 旋翼前飞状态配平计算结果
Fig. 5 Trimming calculation for Caradonna-Tung rotor in forward flight

后一圈的流场数据进行了存储。

图 6 给出了最后一圈旋翼桨尖涡的涡核旋转速度(v_{core})、涡核半径(r_{core})、涡核强度(v_{core}/r_{core})以及涡核径向位置(r/R)随方位角的变化关系,并将前飞状态计算结果与悬停状态数据进行了对比。图中可见,“悬停”算例中随着方位角的变化,旋翼桨尖涡的涡核半径、速度和径向位置等参数的信息均没有发生太大的改变,但也有轻微的浮动,这是由数值方法本身和数据截取带来的一些误差,并不影响结果的正确性。从图 6(a)中可以看出,前飞状态下旋翼桨尖涡的涡核旋转速度整体小于悬停状态的值,并且越靠近桨盘前侧(方位角 $90^{\circ}\sim 180^{\circ}$, $180^{\circ}\sim 270^{\circ}$),旋翼桨尖涡的涡核旋转速度越小,反之,越靠近桨盘后侧(方位角 $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$, $270^{\circ}\sim 360^{\circ}$),旋翼桨尖涡的涡核旋转速度越大,整体演变规律与图 5(b)中桨叶桨距随方位角的演变规律相似。图 6(b)中可见,前飞状态旋翼桨盘前侧和后侧桨尖涡的涡核半径具有明显的差异,桨盘前侧桨尖涡的涡核半径远大于桨盘后侧的值。图 6(c)给出了旋翼桨尖涡在不同方位角处涡核强度的演变规律,综合图 6(a)和



(c) 涡核强度

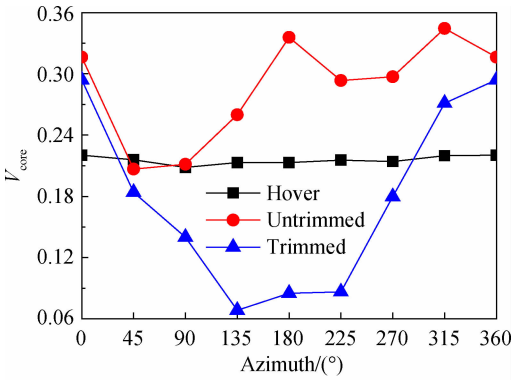


(d) 径向位置

图 6 悬停和前飞状态下旋翼桨尖涡特性随方位角的变化对比

Fig. 6 Comparison of rotor tip vortex properties between calculations in hover and forward flight

图6(b)结果可知,前飞状态旋翼桨尖涡涡核强度在平均值附近上下浮动,且存在明显的“前后差异”,该差异表现为:桨盘前侧(方位角 $90^{\circ}\sim 180^{\circ}$, $180^{\circ}\sim 270^{\circ}$)旋翼桨尖涡涡核强度小,而桨盘后侧(方位角 $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$, $270^{\circ}\sim 360^{\circ}$)桨尖涡涡核强度大。图 6(d)给出了涡核径向位置的变化图,图中结果表明,受前进方向来流影响,桨盘前侧旋翼桨尖涡向桨叶根部移动,而在桨盘后侧向桨叶尖部移动。



(a) 旋转速度

3.2 前飞旋翼桨尖涡的定常射流射流影响分析

在 Caradonna-Tung 旋翼前进比为 0.1, 桨尖马赫数为 0.439 的前飞状态下开展了旋翼桨尖涡定常质量射流控制研究, 在不同射流角 (-45° 、 0° 、 45°) 和不同射流速度 ($v_i=0.2, 0.6, 1.0, 1.2$) 下进行了计算对比分析。图 7~图 9 分别给出了不同射流角下不同射流速度对旋翼桨尖涡涡核速度和半径的影响, 表 2 给出了定常质量射流对旋翼拉力系数的影响。

图 7(a) 中结果表明, 在 -45° 射流角下不同射流速度都会使得旋翼桨尖涡的涡核旋转速度有一定程度增大, 且射流速度越大, 旋转速度的增加量越大。图 7(b) 中可见, 在质量射流的作用下, 旋翼桨尖涡涡核半径随方位角的变化幅度显著减小, 在基准算例中涡核半径随方位角的变化主要受桨叶桨距的影响, 而质量射流大大改变了这一机制。质量射流对旋翼桨尖涡涡核半径的影响整

体表现为: 桨盘前侧涡核半径减小, 桨盘后侧涡核半径增大, 但在部分方位角处也存在涡核半径小于基准算例的现象。对比不同质量射流速度的算例可知, 质量射流速度越大, 涡核半径也越大。图 8 和图 9 与图 7 的结果相似, 不同的是, 图 8 和图 9 中存在质量射流作用下旋翼桨尖涡涡核旋转速度小于基准值的情况, 而在在桨盘后侧, 桨尖涡涡核半径均大于基准值。因此, 不同射流角下存在

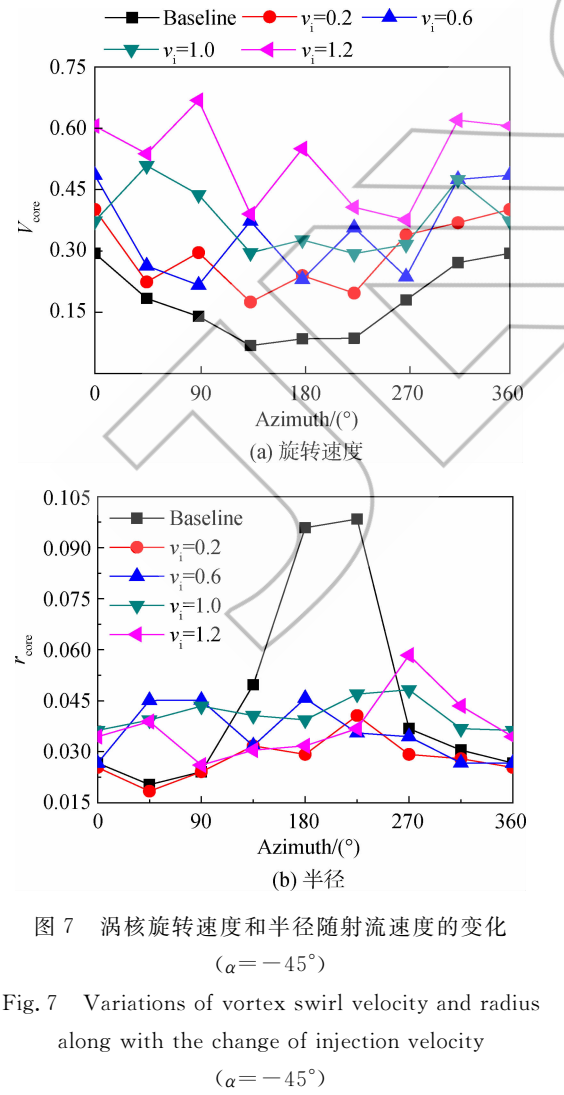


图 7 涡核旋转速度和半径随射流速度的变化 ($\alpha=-45^{\circ}$)

Fig. 7 Variations of vortex swirl velocity and radius along with the change of injection velocity ($\alpha=-45^{\circ}$)

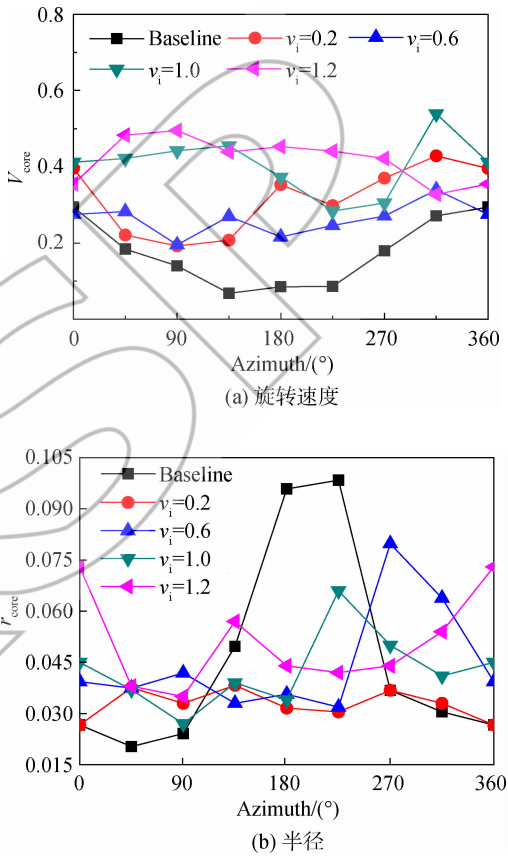
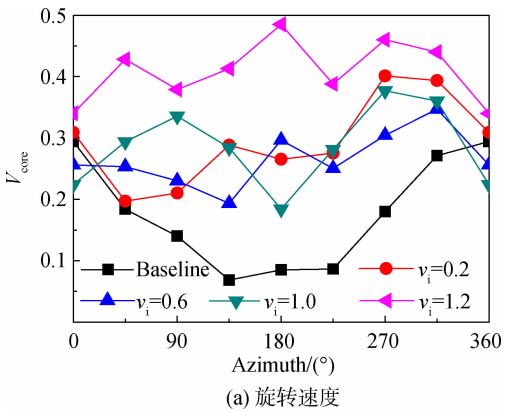


图 8 涡核旋转速度和半径随射流速度的变化 ($\alpha=0^{\circ}$)

Fig. 8 Variations of vortex swirl velocity and radius along with the change of injection velocity ($\alpha=0^{\circ}$)



(a) 旋转速度

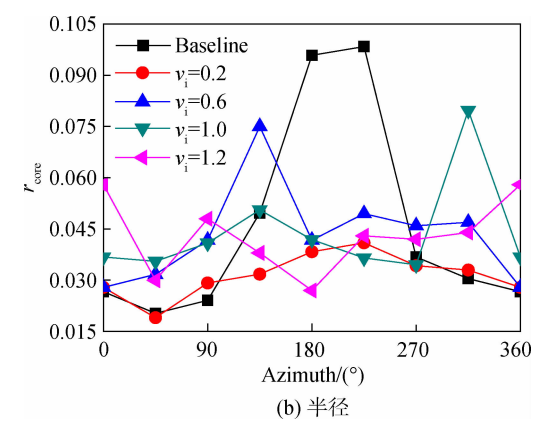


图 9 涡核旋转速度和半径随射流速度的变化
($\alpha=45^\circ$)

Fig. 9 Variations of vortex swirl velocity and radius along with change of injection velocity
($\alpha=45^\circ$)

表 2 定常质量射流控制下旋翼拉力系数的增加量
Table 2 Increases of rotor thrust coefficients based on calculations with steady TAMI control

射流角/ (°)	拉力系数的增加量/%			
	$v_i=0.2$	$v_i=0.6$	$v_i=1.0$	$v_i=1.2$
-45	1.75	2.17	3.55	3.86
0	2.60	3.75	5.73	7.00
45	2.24	3.83	5.14	7.15

某个最佳射流速度使得旋翼桨尖涡的涡核旋转速度减小,且涡核半径增大,这两者都能有效减弱旋翼桨尖涡的涡核强度。

图 10 给出了不同射流角的最佳射流速度下,旋翼桨尖涡随方位角的变化规律,并与基准算例进行了对比,从图中对比可以看出,在旋翼桨盘前侧,定常质量射流均无法较好地控制旋翼桨尖涡,

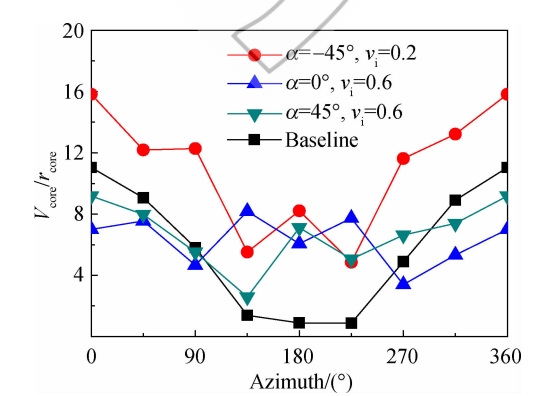


图 10 不同射流角涡核最佳控制效果对比
Fig. 10 Comparison of best control methodologies for calculations with different injection angles

而在桨盘后侧,定常质量射流具有较好的控制效果,涡核强度均小于基准值,且针对本文的前飞算例而言,射流角为 0° 、射流速度为 0.6 时,旋翼桨尖涡具有更好的控制效果。另外,从表 2 对比可知,定常质量射流能够小幅度增大旋翼拉力,但整体影响较小,不超过 10%。

4 结 论

本文建立了一个适用于前飞旋翼非定常桨尖涡及质量射流控制模拟的求解器,应用所建立的求解器对前飞旋翼桨尖涡的流场进行了模拟,并对桨尖涡的涡核进行了精确捕捉。采用不同控制参数进行了质量射流控制计算和分析拟,得到结论如下:

- 1) 前飞旋翼桨尖涡存在明显的前后差异,桨盘前侧桨尖涡的涡核强度远小于桨盘后侧桨尖涡的涡核强度;
- 2) 针对本文的算例而言,桨盘前侧旋翼桨尖涡的涡核强度无法通过定常质量射流控制得到减弱;
- 3) 存在一个最佳射流角度和射流速度,能够使旋翼桨尖涡的涡核强度得到最大程度的减弱;
- 4) 定常质量射流能够增大旋翼拉力系数,但幅度较小。

参考文献:

[1] DURAISAMY K. Studies in tip vortex formation, evolution and control[D]. Washington, US: University of Maryland, 2005.

[2] DURAISAMY K, RAMASAMY M, BAEDER J D, et al. High resolution computational and experimental study of hovering rotor tip vortex formation[J]. AIAA Journal, 2007, 45(11): 2593-2602.

[3] 徐丽, 杨爱明, 翁培奋, 等. 用隐式 WENO 格式计算悬停旋翼跨声速流场[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(4): 414-420. XU Li, YANG Aiming, WENG Peifen, et al. Numerical simulation on the flow field of transonic hovering rotor using implicit WENO schemes[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(4): 414-420. (in Chinese)

[4] 徐丽, 杨爱明, 丁珏, 等. 用隐式方法和 WENO 格式计算悬停旋翼跨声速无粘流场[J]. 计算力学学报, 2010, 27(4): 607-612. XU Li, YANG Aiming, DING Jue, et al. Numerical simulation on the inviscid flowfield of transonic hovering rotor using implicit method and WENO schemes[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2010, 27(4): 607-612. (in Chinese)

[5] 印智昭, 招启军, 王博. 基于高阶 WENO 格式的旋翼非定常

涡流场数值模拟[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2552-2564.

YIN Zhizhao, ZHAO Qijun, WANG Bo. Numerical simulations for unsteady vortex flowfield of rotors based on high-order WENO scheme[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(8): 2552-2564. (in Chinese)

[6] 付炜嘉. 旋翼桨尖涡高精度数值模拟与流动控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.

FU Weijia. High precision numerical approaches of rotor blade-tip-vortex simulation and flow control analysis[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)

[7] VASILESCU R, DANCILA D S. Modeling of piezoelectrically modulated/vectored blowing for a wing section[R]. AIAA 2003-0219, 2003.

[8] VASILESCU R, DANCILA D S. Electromechanical modeling of a piezoelectric actuator for modulated/vectored blowing[R]. AIAA 2003-1798, 2003.

[9] DURAISAMY K, BAEDER J. Control of tip-vortex structure using steady and oscillatory blowing[R]. AIAA 2003-3407, 2003.

[10] DURAISAMY K, BAEDER J. Control of helicopter rotor tip vortex structure using blowing devices[C] // *Proceedings of the 60th AHS Annual Forum*. Baltimore, US: AHS International, 2004: 1952-1967.

[11] VASILESCU R. Helicopter blade tip vortex modifications in hover using piezoelectrically modulated blowing[D]. Atlanta, US: Georgia Institute of Technology, 2004.

[12] VINOKUR M. Conservation equations of gas dynamics in curvilinear coordinate systems[J]. *Journal of Computational Physics*, 1974, 14(1): 105-125.

[13] ROE P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors and difference schemes[J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43(2): 357-372.

[14] JIANG Guangshan, SHU Chiwang. Efficient implementation of weighted ENO schemes[J]. *Journal of Computational Physics*, 1996, 126(1): 202-228.

[15] SHU Chiwang. Essentially non-oscillatory and weighted essentially non-oscillatory schemes for hyperbolic conservation laws[R]. NASA CR-97-206253, 1997.

[16] YOON S, JAMESON A. Lower-upper symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations[J]. *AIAA Journal*, 1988, 26(9): 1025-1026.

[17] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 1992-0439, 1992.

[18] YE Zhou, XU Guohua, SHI Yongjie, et al. A high-efficiency trim method for CFD numerical calculation of helicopter rotors[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2017, 18(2): 186-196.

[19] YANG Zhong, SANKAR L N, SMITH M J, et al. Recent improvements to a hybrid method for rotors in forward flight[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(5): 804-812.

[20] CROSS J F, TU W. Tabulation of data from the tip aerodynamics and acoustics test[R]. NASA TM-102280, 1990.

[21] KIM J W, PARK S H, YU Y H. Euler and Navier-Stokes simulations of helicopter rotor blade in forward flight using an overlapped grid solver[R]. AIAA 2009-4268, 2009.

(编辑: 张 雪)