

基于 CFD 方法的直升机旋翼/尾桨非定常 气动干扰计算

樊 枫, 徐国华, 史勇杰

(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: 采用 CFD 方法针对直升机旋翼/尾桨气动干扰问题进行了数值计算研究. 建立了一个适用于旋翼/尾桨干扰气动力计算的方法. 在该方法中, 控制方程采用三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程, 网格系统使用嵌套网格技术以计及旋翼和尾桨的相对运动. 基于所建立的方法, 分别计算研究了悬停状态、低速前飞状态以及巡航平飞状态时干扰状态的旋翼和尾桨气动力, 并深入分析了尾桨旋转方向对干扰特性的影响. 计算结果表明: 旋翼对尾桨的气动干扰在各计算状态都存在, 且干扰影响不总是负面的, 这取决于飞行状态; 而尾桨对旋翼的干扰作用则在悬停状态时较为明显, 但在前飞状态时可忽略不计; 尾桨旋转方向对尾桨气动力的影响较大, 合理地选择尾桨的旋转方向可以改善其气动特性.

关 键 词: 旋翼; 尾桨; 气动干扰; 非定常载荷; 直升机

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Calculations of unsteady aerodynamic interaction between main-rotor and tail-rotor of helicopters based on CFD method

FAN Feng, XU Guo-hua, SHI Yong-jie

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

Abstract: Numerical calculation research was performed for helicopter main-rotor/tail-rotor interaction by using the CFD method. A computational method was established for aerodynamic interactions of main-rotor/tail-rotor configuration, wherein the three-dimensional unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations were used as the control equations, and overset grid technique was employed to simulate the relative motion between the main-rotor and tail-rotor. Based on the developed method, the aerodynamic characteristics of main-rotor/tail rotor interaction in hover, low-speed forward flight and cruising state were calculated, and the influence of the tail-rotor rotation direction on the interaction characteristics was analyzed. The results indicate that the interference influence of main-rotor on tail-rotor is obvious in all calculation states, but not always negative, depending on the flight condition. The interference influence of tail-rotor on main-rotor is relatively obvious in hover, but negligible in forward flight condition. In addition, the tail-rotor rotation direction has a significant effect on the aerodynamic force of tail-rotor, so reasonable selection of the tail-rotor rotation direction can improve the aerodynamics of tail-rotor.

收稿日期: 2013-07-08

基金项目: 国家自然科学基金(11302103); 航空科学基金(20135752055)

作者简介: 樊枫(1987—), 男, 江西景德镇人, 博士生, 主要从事旋翼 CFD 和气动噪声研究.

Key words: main-rotor; tail-rotor; aerodynamic interaction; unsteady airloads; helicopter

旋翼与尾桨之间的气动干扰是直升机型号设计中必须考虑的问题之一. 尾桨常常工作在旋翼尾流之中, 旋翼桨叶拖出的桨尖涡对尾桨有较强的干扰作用. 反过来, 每当旋翼桨叶接近尾桨时, 旋翼的气动环境也会受到一定的干扰, 从而使得旋翼桨叶的气动特性发生改变. 先前的研究表明, 旋翼/尾桨干扰受尾桨旋转方向、旋翼/尾桨的相对位置以及飞行状态等因素的影响较大^[1], 因此, 在直升机设计阶段, 所选择的构型参数应能够尽量减弱直升机在主要飞行状态下旋翼/尾桨干扰带来的负面影响. 关于直升机孤立旋翼或孤立尾桨的研究之前已经开展了许多工作, 然而, 针对计入真实情况的旋翼/尾桨非定常干扰的研究却很少. 因此, 进一步地开展直升机旋翼/尾桨气动干扰问题的研究仍具有重要的学术意义和工程价值.

研究旋翼/尾桨气动干扰问题的方法有试验方法和理论方法. 由于旋翼/尾桨干扰流场要比孤立旋翼或尾桨复杂得多, 因此, 早期研究大都采用试验方法^[2-3]和一些简单的理论模型^[4]. 随着计算机技术的发展, 使得精细化的计算方法(如 CFD 方法和涡方法等)在旋翼/尾桨干扰问题的研究中也得到了一些应用. 2005 年至 2011 年间, 在欧洲 HeliNOVI 项目^[5]中, Yin 等针对 BO105 直升机的旋翼/尾桨干扰问题展开了大量的试验研究^[6], 并采用多种计算方法对试验结果进行了对比分析^[7]. 2008 年, 英国利物浦大学 Fletcher 等人^[8-9]采用 VTM(涡量输运)方法对干扰状态下的旋翼和尾桨的气动和噪声特性进行了相关的计算研究. 2009 年, Yang 等人^[10]还针对旋翼/尾桨干扰的噪声特性进行了计算, 得到了一些结论. 在国内, 关于旋翼/尾桨气动干扰的研究很少, 之前仅尹坚平、唐正飞等人^[11-12]采用自由尾迹方法针对该问题进行了一些初步计算.

鉴于此, 本文拟建立一个与先前不同的适合于直升机旋翼/尾桨干扰气动特性计算的 CFD 分析模型, 其中采用有限体积法求解三维非定常 RANS 方程. 然后, 应用所建立的干扰计算模型, 着重针对直升机的 3 个典型飞行状态——悬停、低速前飞和巡航平飞状态下的旋翼/尾桨非定常气动干扰特性进行深入的计算与分析, 以期得出一些对直升机设计有指导意义的结论.

1 计算方法及验证

1.1 CFD 计算方法

旋翼/尾桨干扰流场是高度非定常的, 因此, 流场控制方程采用三维非定常 RANS 方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_S [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - \mathbf{G}(\mathbf{W})] dS = 0 \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}(\mathbf{W}) = \begin{bmatrix} \rho(q_n - q_b) \\ \rho u(q_n - q_b) + \dot{p}n_x \\ \rho v(q_n - q_b) + \dot{p}n_y \\ \rho w(q_n - q_b) + \dot{p}n_z \\ \rho H(q_n - q_b) + pq_b \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G}(\mathbf{W}) = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx}\dot{n}_x + \tau_{xy}\dot{n}_y + \tau_{xz}\dot{n}_z \\ \tau_{xy}\dot{n}_x + \tau_{yy}\dot{n}_y + \tau_{yz}\dot{n}_z \\ \tau_{xz}\dot{n}_x + \tau_{yz}\dot{n}_y + \tau_{zz}\dot{n}_z \\ \Phi_x\dot{n}_x + \Phi_y\dot{n}_y + \Phi_z\dot{n}_z \end{bmatrix}$$

式中 $\mathbf{W}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}(\mathbf{W})$, $\mathbf{G}(\mathbf{W})$ 分别为无黏通量和黏性通量; ρ , p 为流体密度和压强; u , v , w 为流体速度分量; E 为单位流体内能; $\mathbf{n} = (\dot{n}_x, \dot{n}_y, \dot{n}_z)$ 为控制面的法向矢量; $q_n = \dot{u}n_x + \dot{v}n_y + \dot{w}n_z$, $q_b = \dot{u}_b\dot{n}_x + \dot{v}_b\dot{n}_y + \dot{w}_b\dot{n}_z$ 分别为流体速度和网格运动速度沿网格面法向的分量. 黏性相关量

$$\tau_{xx} = 2\mu \left[\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{1}{3} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right]$$

$$\tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$$

$$\Phi_x = u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} + k \frac{\partial T}{\partial x}$$

其中 μ , k , T 分别为黏度、传热系数和绝对温度.

本文采用 2 阶逆风单调守恒 (MUSCL) 格式对单元内流场进行重构, 并采用逆风格式 (Roe 格式)^[13] 计算网格交接面上的对流通量, 以减小非物理耗散的影响和提高流场计算精度; 应用双时间法模拟干扰流场的非定常流动现象, 同时, 在伪时间方向上使用隐式 lower-upper symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 格式^[14] 进行时间推进以提高流场的计算效率. 湍流模型采用 Spalart-Allmaras (S-A) 一方程序模型^[15], 计算过程中湍流模型方程和流场方程解耦求解. 另外, 采用嵌套网格

方法以计及旋翼与尾桨的相对运动,其中,背景网格采用笛卡儿网格,桨叶网格采用C-H型网格,两者通过挖洞和贡献单元搜索来交换流场信息.图1给出了本文生成的用于模拟旋翼/尾桨干扰流场的网格系统.

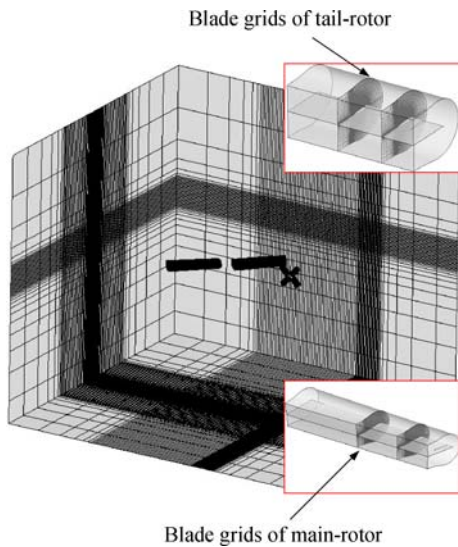


图 1 旋翼/尾桨干扰流场网格系统示意图
Fig. 1 Grids system schematic for main-rotor/tail-rotor interference

1.2 计算方法的验证

为验证所建立的 CFD 方法的有效性,针对 SA349/2 直升机旋翼^[16]前飞状态(前进比 μ 为 0.198)和 Lynx 直升机尾桨悬停状态^[17]的气动力进行了计算,并与试验值进行了对比,如图 2(图中 C_n 为截面法向力)和图 3 所示(图中 C_t 为尾桨拉力系数).从图中可以看出,本文的计算结果与

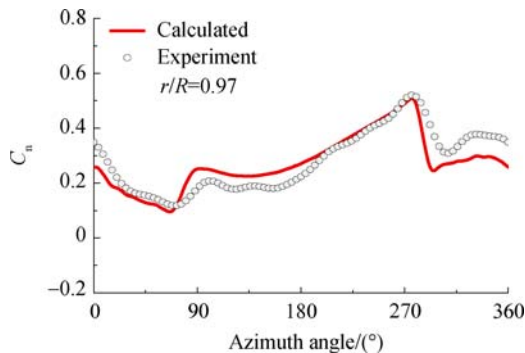


图 2 SA349/2 旋翼桨叶截面法向力计算值与试验值对比

Fig. 2 Comparison of sectional normal force between calculated value and flight test data for SA349/2 rotor

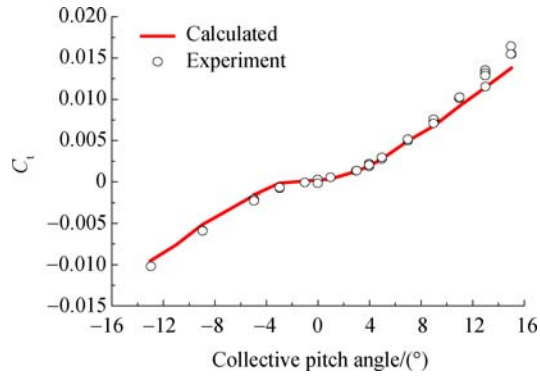


图 3 尾桨拉力系数随总距的变化

Fig. 3 Tail-rotor thrust coefficient versus collective pitch angle

试验值^[16-17]吻合较好,表明本文建立的 CFD 方法是有效的,且计算精度能够满足一般工程要求,可为后文旋翼/尾桨干扰流场计算提供可靠的分析工具.另外,应当指出的是,图 2 中计算值与试验值的差别可能是因为本文方法未考虑桨叶弹性的影响.

2 旋翼/尾桨气动干扰计算与分析

由于缺乏真实直升机完整的旋翼、尾桨参数,在本文的计算研究中,选取美国 AH-1/OLS 旋翼^[18]作为旋翼模型,Lynx 直升机尾桨为尾桨模型,这并不会影响旋翼/尾桨气动干扰的研究结论,国外一些学者也采用类似的组合模型,如文献[10].尾桨的桨尖速度设为与旋翼相同,且尾桨的旋转速度取为旋翼转速的 5 倍,由此可取尾桨半径 R_t 为旋翼半径 R 的 1/5.旋翼的尺寸仍取 AH-1/OLS 旋翼的实际尺寸,而尾桨尺寸则按比例缩放.旋翼与尾桨的相对位置如图 4 所示,图中“ASD”为“advancing side down”的缩写,是指尾桨旋转方向为“底向前”,而“ASU”为“advancing side up”的缩写,是指尾桨旋转方向为“底向后”.

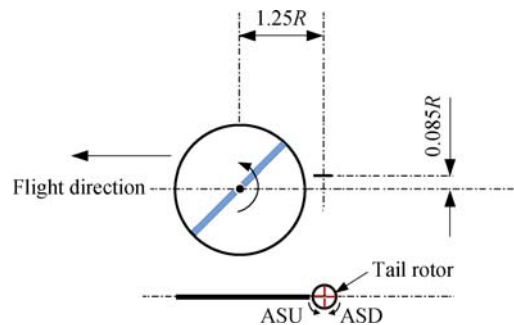


图 4 旋翼/尾桨相对位置关系示意图

Fig. 4 Schematic showing relative position between main-rotor and tail-rotor

计算状态如表1所示,其中旋翼前飞时桨叶运动规律取自国外试验值^[18],而尾桨的总距始终保持为 8° 。虽然保持尾桨总距不变这一假设并不能达到直升机的配平要求,但它能够避开尾桨由于总距变化带来的对气动干扰结论的影响,以便更加清晰地分辨旋翼尾迹对尾桨气动力的干扰影响。在文献[9-10]的计算研究中也采取了类似的假设。

表1 桨叶周期变距系数

Table 1 Blade periodic pitch coefficients

状态	桨尖 马赫数 Ma_{tip}	前进 比 μ	总距 $\theta_0/(^\circ)$	纵向周 期变距 $\theta_{1c}/(^\circ)$	横向周 期变距 $\theta_{1s}/(^\circ)$
悬停	0.664	0	8.00	0	0
低速前飞	0.663	0.162	5.30	1.98	-2.04
巡航平飞	0.664	0.258	7.66	1.00	-7.72

2.1 悬停状态

悬停状态是直升机尾桨最重要的工作状态之一,该状态下的孤立旋翼和孤立尾桨的流场可认为是准定常的,因此可采用定常流场求解器进行计算。然而,旋翼/尾桨组合流场即使在悬停状态也是高度非定常的,需要采用非定常数值方法进行求解。图5给出的是本文计算的悬停状态时旋翼/尾桨干扰流场图。其中,图5(a)为将孤立旋翼和孤立尾桨流场图组合得到的,以便与干扰状态流场进行比较。从图中可以很明显地看出,悬停状态时,旋翼/尾桨干扰状态流场要比孤立状态混乱得多。对于旋翼,其尾迹受干扰区域大概在 $330^\circ-0^\circ-30^\circ$ 的方位角范围内,在此范围内,旋翼尾迹受尾桨干扰影响发生了一定程度的畸变,且“ASU”尾桨对旋翼尾迹的影响更为突出,如图5(c)所示,这势必会对旋翼气动特性造成一定影响。对于尾桨,与孤立状态相比,干扰状态的尾桨涡尾迹发生了明显的变化,即向旋翼一侧产生了不同程度倾斜,并且“ASD”尾桨尾流的倾斜程度要大于“ASU”尾桨。另外,干扰状态的尾桨涡尾迹比孤立状态更为混乱,尤其是离尾桨旋转平面稍远处,而“ASU”尾桨尾迹的畸变程度要明显大于“ASD”尾桨,这也将对尾桨的气动特性产生较大的影响。

图6计算了悬停状态时旋翼拉力系数随方位角的变化曲线。由图6可知,悬停状态时孤立旋翼拉力系数随方位角变化非常小,这是符合实际情况的,表明本文采用前飞流场求解器计算悬停状

态流场是有效的。与孤立旋翼相比,干扰状态时旋翼拉力系数在 $330^\circ-0^\circ-30^\circ$ 和 $150^\circ\sim 210^\circ$ 方位角范围内均发生了不同程度的振荡,这是因为在这两个方位角范围内旋翼桨叶与尾桨相距较近,受尾桨及尾桨尾迹干扰较强。从图中还可看出,“ASU”尾桨对旋翼拉力系数的影响要大于“ASD”尾桨,而这一点可从前文等涡量图(图5)中得到解释,即“ASU”尾桨对旋翼尾迹的影响更为突出。

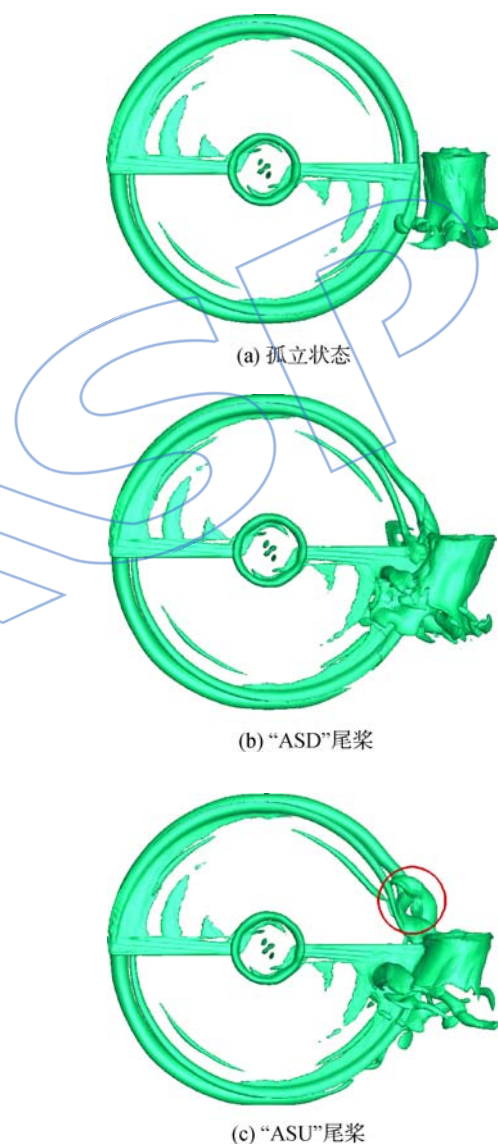


图5 悬停状态时旋翼/尾桨组合流场图

Fig. 5 Sketch of main-rotor/tail-rotor combined flowfield in hover

图7示出了悬停状态时旋翼桨叶 $r/R=0.85$ 截面处的法向力随方位角的变化情况。由图可见,旋翼桨叶截面法向力发生了与旋翼拉力系数相似的变化,即在 $330^\circ-0^\circ-30^\circ$ 和 $150^\circ\sim 210^\circ$ 方位角范

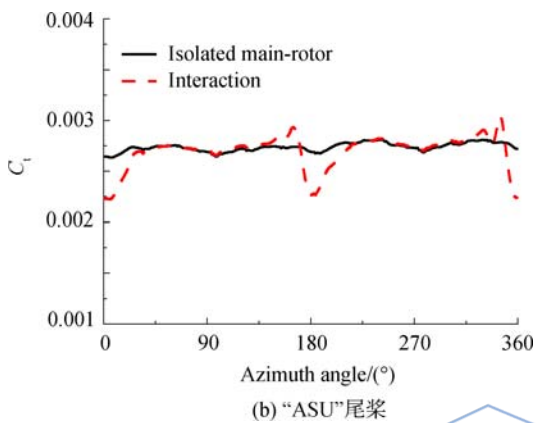
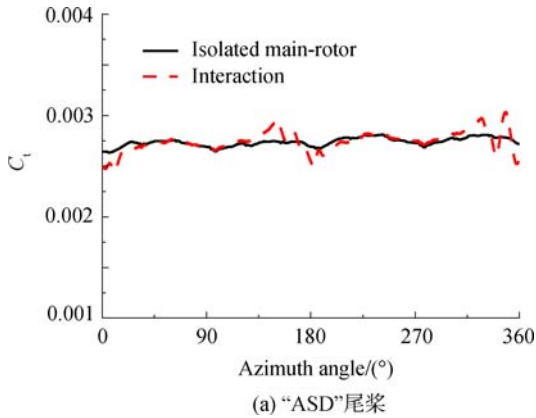


图 6 悬停状态旋翼拉力系数随方位角的变化曲线

Fig. 6 Change curves of main-rotor thrust coefficient versus azimuth angle in hover

围内均发生了不同程度的振荡,且“ASU”尾桨对旋翼桨叶截面法向力的影响更大,其原因与旋翼拉力系数的相同.另外,从图中还可看出,旋翼桨叶截面法向力的振荡幅值较大,在本文的计算状态下甚至超出孤立旋翼的 50%,因此,在对旋翼桨叶进行强度校核时应充分考虑到由干扰引起的振荡载荷.

图 8 给出了悬停状态时尾桨拉力系数随方位角的变化曲线.从图中可明显看出,干扰状态时尾桨拉力系数的振荡程度均明显大于孤立状态,而

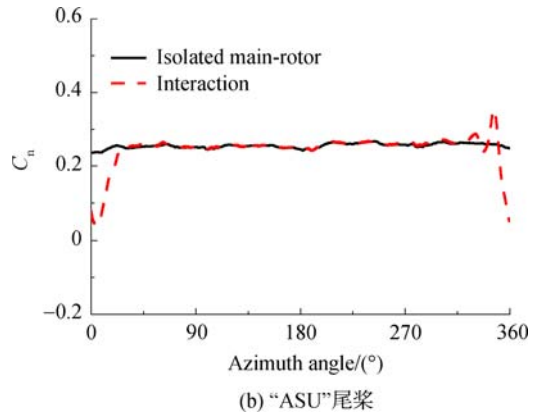
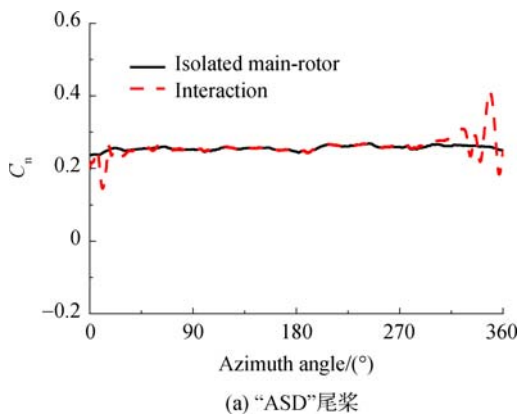
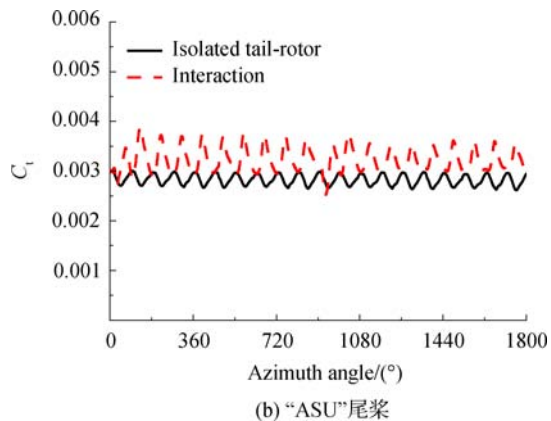
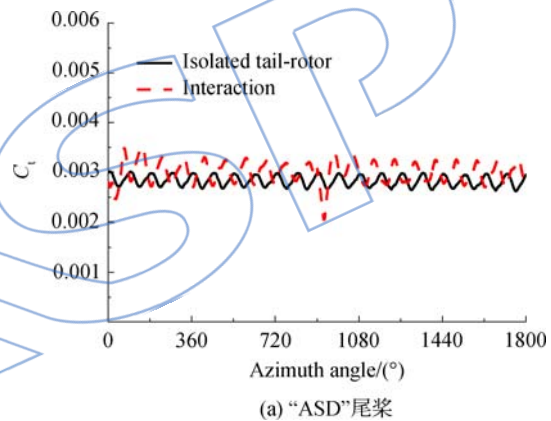
图 7 悬停状态旋翼桨叶截面法向力随方位角的变化曲线 ($r/R=0.85$)Fig. 7 Change curves of main-rotor sectional normal force versus azimuth angle in hover ($r/R=0.85$)

图 8 悬停状态尾桨拉力系数随方位角的变化曲线

Fig. 8 Change curves of tail-rotor thrust coefficient versus azimuth angle in hover

这种振荡与尾桨涡尾迹的混乱程度有直接关系.图 5 中尾桨涡尾迹的混乱程度与图 8 中尾桨拉力系数的振荡情况恰好能够相对应.具体地说,“ASD”尾桨拉力系数的振荡程度要小于“ASU”尾桨.尾桨拉力系数振荡程度的增加会对直升机

的操纵平衡方面带来一定的负面影响,还可能会增大直升机的振动水平,从这方面看,悬停状态时,“ASD”尾桨比“ASU”尾桨更具优势.此外,在 0° 方位角和 90° 方位角附近,尾桨拉力系数发生了较其他方位角处更为明显的突变,这是因为在这两个方位角附近尾桨桨叶与旋翼桨叶相遇,受旋翼气动干扰的影响更大.从图中还可发现,干扰状态时尾桨的平均拉力要大于孤立状态,而这可以从两方面得到解释.一方面旋翼在垂直于尾桨桨盘方向上的诱导速度是从尾桨桨叶的下表面指向上表面的,这相当于增加了尾桨桨叶的气动迎角,从而使得尾桨平均拉力增加;另一方面,由于旋翼的“吸引”,尾桨自身的涡尾迹向旋翼一侧倾斜,使得尾桨尾迹产生的下洗速度减小,这也增加了尾桨的气动迎角,最终导致尾桨平均拉力的增加.

图9给出的是悬停状态时尾桨桨叶 $r/R_t=0.85$ 截面法向力随方位角的变化曲线.对比旋翼桨叶截面法向力的变化规律(见图7),干扰状态

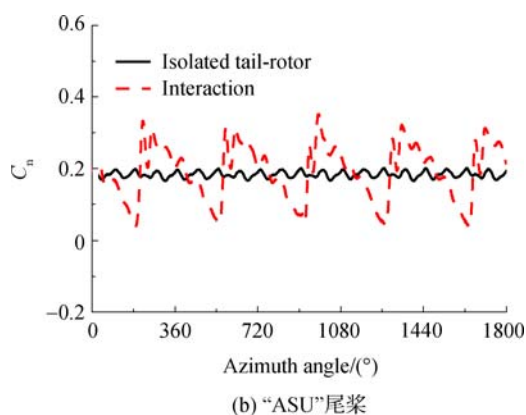
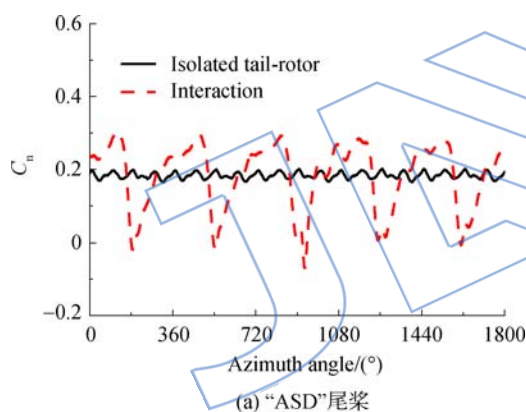


图9 悬停状态尾桨桨叶截面法向力随方位角的变化曲线($r/R_t=0.85$)

Fig. 9 Change curves of tail-rotor sectional normal force versus azimuth angle in hover ($r/R_t=0.85$)

下尾桨桨叶截面法向力的振荡程度更为严重.从图中可以看出,每当尾桨通过或接近旋翼旋转平面时(尾桨方位角为 180° 附近),尾桨桨叶截面法向力都会发生幅值较大的振荡,这种周期性的载荷突变对尾桨桨叶结构强度提出了较高的要求.当尾桨桨叶与旋翼桨叶相遇时,尾桨桨叶截面法向力会产生额外的突变,这是两者气动干扰影响增大的缘故.另外,“ASU”尾桨桨叶截面法向力在 270° 方位角附近出现了额外的剧烈振荡,即发生了一定程度的桨-涡干扰现象.从该振荡现象的发生频率来看,这是因为旋翼桨尖涡与尾桨桨尖涡之间的气动干扰改变了尾桨自身桨尖涡的运动规律,从而改变了尾桨自身的桨-涡干扰特性.从图中还可看出,“ASD”尾桨和“ASU”尾桨的振荡方式是不同的.前者的桨叶截面法向力在 $180^\circ\sim 90^\circ$ 方位角范围内逐渐增大,在 $90^\circ\sim 180^\circ$ 范围内不断减小;而后者的桨叶截面法向力则在 $0^\circ\sim 180^\circ$ 方位角范围内是逐渐减小的,而在 $180^\circ\sim 270^\circ$ 内是突增的, $270^\circ\sim 360^\circ$ 范围内又逐渐减小.

2.2 低速前飞状态

低速前飞状态是直升机旋翼尾迹较为紊乱的飞行状态.该状态时,旋翼常常发生较为严重的桨-涡干扰现象,因此,旋翼气动特性被研究得较多,然而关于该状态下尾桨的气动特性的研究则较为稀少.图10给出了低速前飞状态时干扰流场

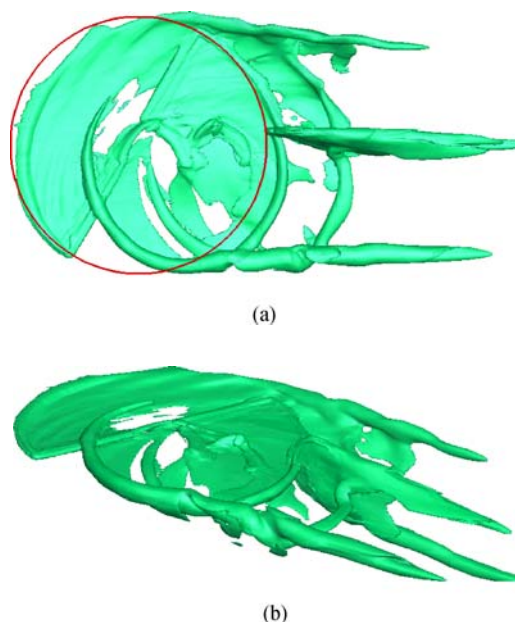


图10 低速前飞状态时干扰流场图

Fig. 10 Sketch of interference flowfield in low-speed flight

图. 从图中可以看出, 低速前飞状态时, 旋翼桨叶拖出的桨尖涡会穿过尾桨平面, 甚至与尾桨桨叶直接相碰, 此时旋翼尾迹形状会发生一定的畸变. 传统尾迹方法在处理这种尾迹畸变时常常要加入额外的畸变修正模型; 而 CFD 方法则直接对流场基本方程 N-S 方程进行求解, 旋翼流场的涡尾迹作为解的一部分自然存在, 其无需再加入额外的修正模型, 这也体现了 CFD 方法的优越性.

图 11 计算了低速前飞状态时旋翼拉力系数随方位角的变化曲线. 从图中可以看出, 干扰状态时的旋翼拉力系数变化曲线与孤立旋翼的几乎重合, 这表明尾桨对旋翼的气动干扰非常小, 可忽略不计. 另外, 尾桨旋转方向对旋翼的气动特性也基本没有影响. 虽然低速前飞状态时旋翼尾迹通过尾桨平面时会发生一定的畸变(见图 10), 但由于尾迹畸变处离旋翼桨叶较远, 因此这种畸变对旋翼的气动特性影响甚小.

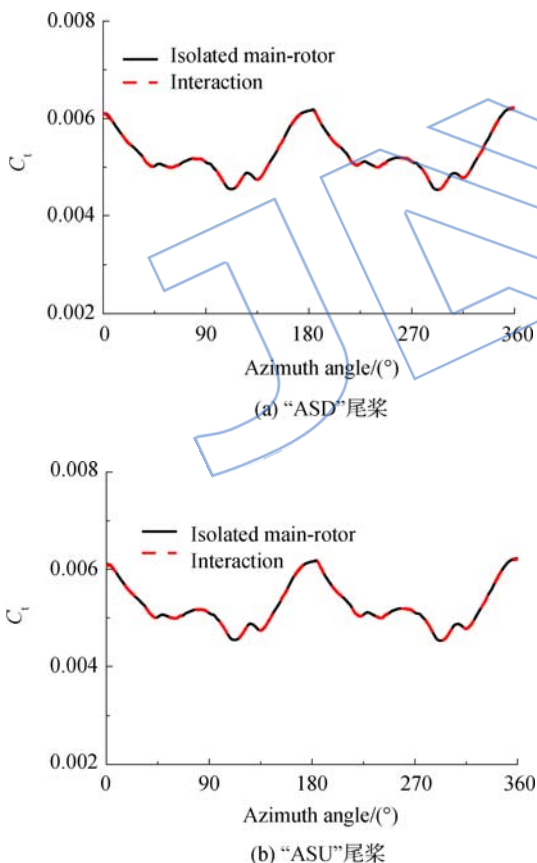


图 11 低速前飞状态时旋翼拉力系数随方位角的变化曲线

Fig. 11 Change curves of main-rotor thrust coefficient versus azimuth angle in low-speed flight

图 12 给出的是低速前飞状态时尾桨拉力系数随方位角的变化曲线. 从图中可以看出, 干扰状态时旋翼对尾桨的干扰也是呈现周期性的, 干扰频率为旋翼旋转周期的一半, 这是因为本文计算采用的旋翼模型具有两片桨叶. 此外, 该状态时尾桨在旋翼干扰下的拉力系数平均值也略大于孤立尾桨, 由于前飞流场的复杂性, 其原因并不像悬停状态那般容易分析, 但本文认为这仍是旋翼的干扰作用改变了尾桨尾迹运动规律的缘故. 从图中还可以看出, 该状态时“ASD”尾桨拉力系数振荡幅值要明显大于孤立尾桨, 而将尾桨旋转方向改为“ASU”后能有效地降低尾桨拉力系数振荡(如图 12(b)所示), 这对直升机的操稳特性是有利的.

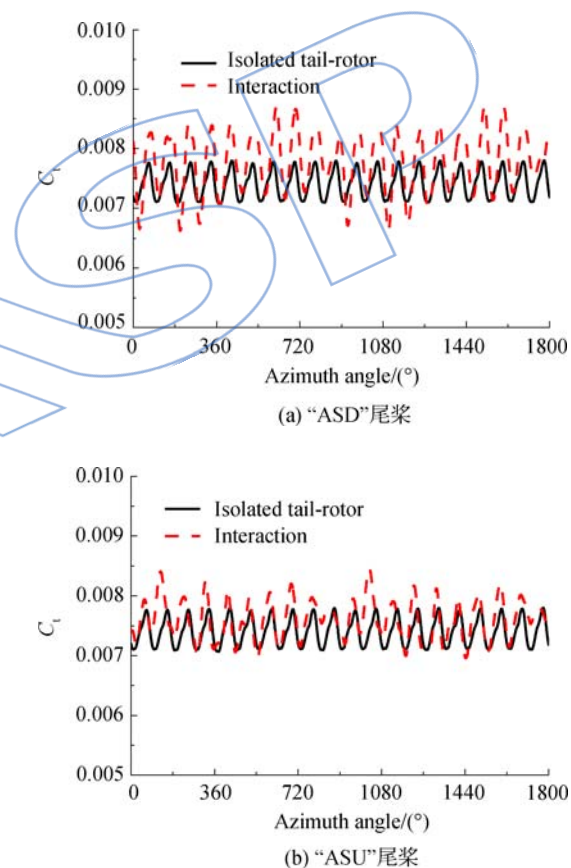
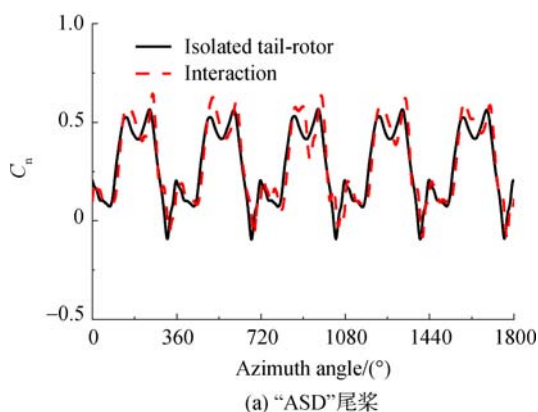


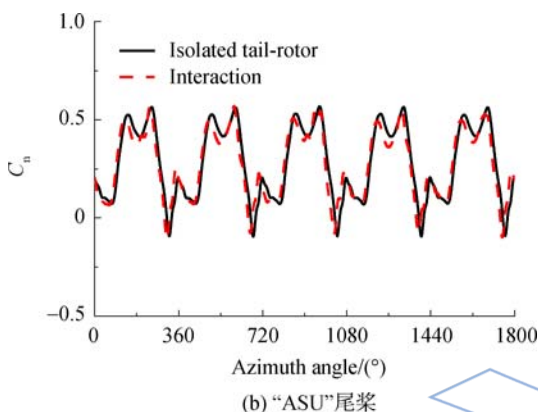
图 12 低速前飞状态时尾桨拉力系数随方位角的变化曲线

Fig. 12 Change curves of tail-rotor thrust coefficient versus azimuth angle in low-speed flight

图 13 计算了低速前飞状态时, 尾桨桨叶 $r/R_t=0.85$ 截面法向力随方位角的变化曲线. 由图 13 可知, 该状态时尾桨桨叶截面法向力随方位角的变化趋势与孤立尾桨相近, “ASU”尾桨的截



(a) “ASD”尾桨



(b) “ASU”尾桨

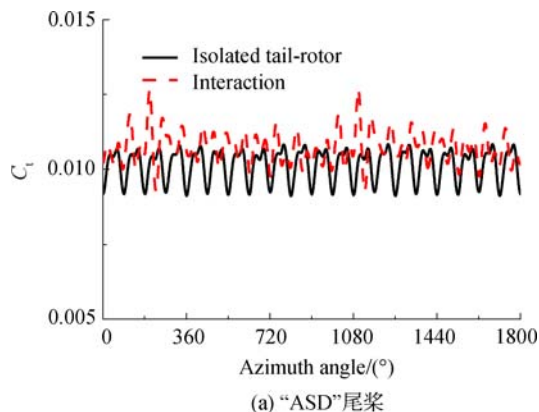
图13 低速前飞状态时尾桨桨叶截面法向力随方位角的变化曲线($r/R_t=0.85$)Fig. 13 Change curves of tail-rotor sectional normal force versus azimuth angle in low-speed flight
($r/R_t=0.85$)

面法向力在后行侧约 270° 方位角处的突变与孤立尾桨相比要平缓些,而“ASD”尾桨则要更剧烈些,这与尾桨拉力变化是一致的。

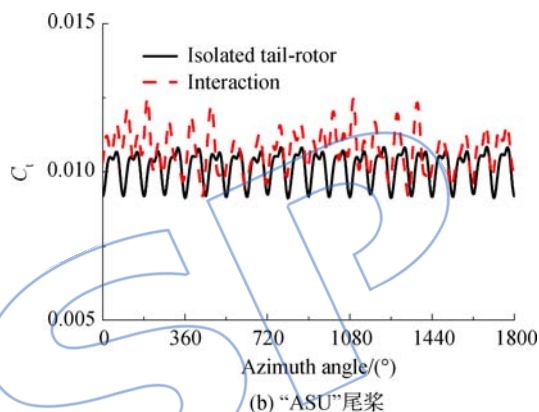
2.3 巡航平飞状态

巡航平飞状态是直升机的主要飞行状态,也是适航审定考查的重要飞行状态之一。因此,该状态时旋翼和尾桨的气动特性是至关重要的。与低速前飞状态类似,在该状态下尾桨对旋翼的干扰作用非常小,可忽略不计,这里限于篇幅未给出相应的旋翼拉力系数和截面法向力的计算结果。

图14给出了巡航平飞状态时尾桨拉力系数随方位角的变化曲线。由图14可知,与低速飞行状态相同,中速前飞状态时旋翼对尾桨的气动干扰也是周期性的,干扰频率与旋翼桨叶通过频率一致。从图中还可以看出,“ASD”尾桨和“ASU”尾桨在大部分方位角处的拉力振荡幅值均小于孤立尾桨,而只在某些特殊方位角处的振荡幅值大



(a) “ASD”尾桨



(b) “ASU”尾桨

图14 巡航平飞状态时尾桨拉力系数随方位角的变化曲线

Fig. 14 Change curves of tail-rotor thrust coefficient versus azimuth angle in cruise

于孤立尾桨,这表明该状态时旋翼尾迹对尾桨气动干扰是有利的。另外,从拉力振荡程度来看,“ASD”尾桨要优于“ASU”尾桨。

图15给出的是巡航平飞状态时,尾桨桨叶 $r/R_t=0.70, 0.85$ 两个截面法向力随方位角的变化曲线。从图中可以清晰地看出,孤立尾桨自身的桨-涡干扰现象已是相当严重的,尤其是在后行侧,尾桨桨叶截面法向力产生了严重的振荡现象,而桨叶内段($r/R_t=0.70$)的振荡程度要远强于桨叶外端($r/R_t=0.85$)。然而,在本文的计算条件下,旋翼干扰下的尾桨桨叶截面法向力振荡得到了不同程度的改善,且“ASD”尾桨的效果较“ASU”尾桨更为明显,这与尾桨拉力的计算结果是一致的,表明该状态时旋翼的干扰影响对尾桨气动特性是有利的。需要注意的是,虽然旋翼干扰能够在一定程度上改善尾桨的气动特性,但尾桨自身的桨-涡干扰作用仍占主导地位,而旋翼的干扰作用则为次要地位。

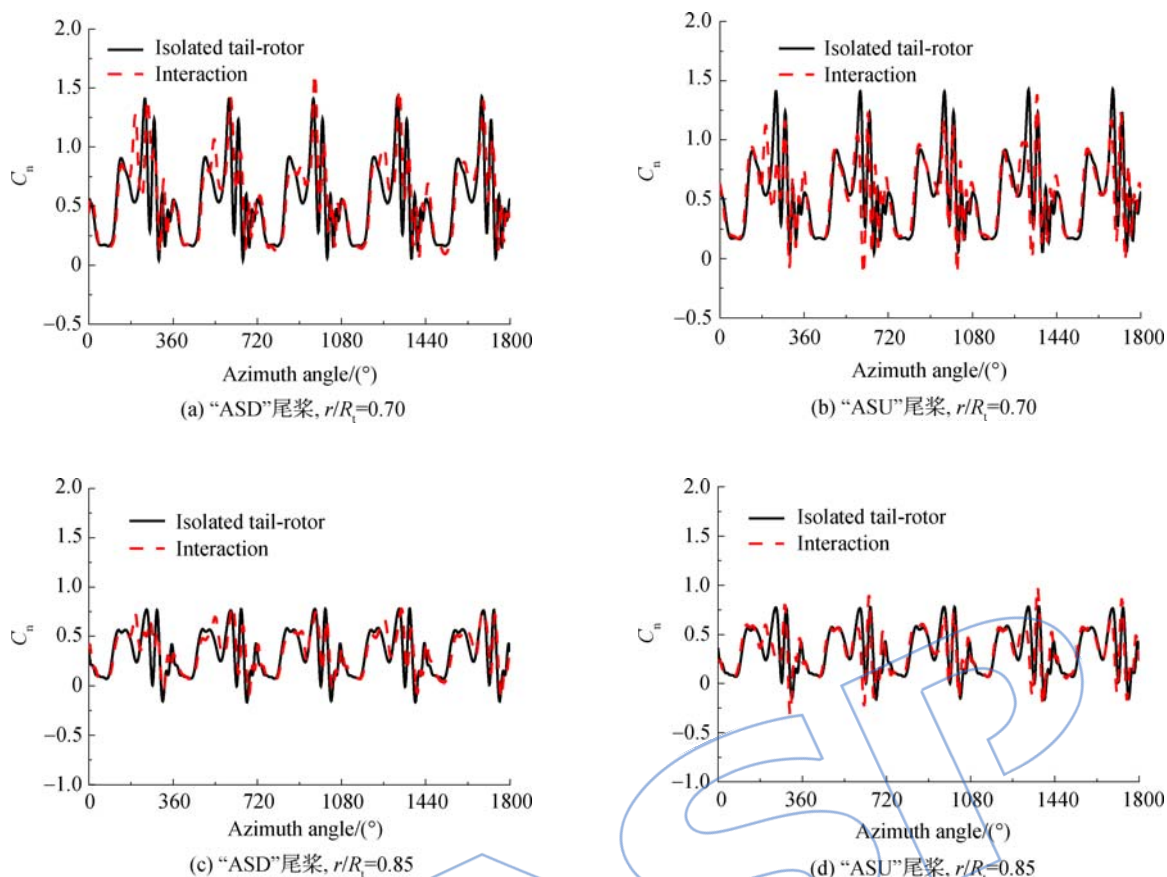


图 15 巡航平飞状态时尾桨桨叶截面法向力随方位角的变化曲线

Fig. 15 Change curves of tail-rotor sectional normal force versus azimuth angle in cruise

3 结 论

本文采用 CFD 方法针对悬停状态、低速前飞状态和巡航平飞状态时的旋翼/尾桨非定常干扰流场进行了数值模拟,并对干扰状态下的旋翼和尾桨的气动特性进行了计算研究,得出了以下结论:

1) 悬停状态时,旋翼对尾桨涡尾迹有着明显的“吸引”作用,使得尾桨涡尾迹向旋翼一侧发生倾斜,从而导致尾桨涡尾迹更为混乱;尾桨对旋翼尾迹也存在一定的影响,但影响较小,且影响范围仅限于尾桨桨盘平面附近。

2) 悬停状态时,当旋翼桨叶旋转至尾桨旋转平面时,旋翼拉力系数和旋翼桨叶截面法向力均发生了不同程度的振荡;当尾桨桨叶接近旋翼桨盘平面时,尾桨拉力系数和尾桨桨叶截面法向力也发生了振荡,且振荡幅度较大。

3) 低速前飞状态时,旋翼桨尖涡形状在通过尾桨平面时会发生较为明显的畸变,但这对旋翼特性的影响较小,即尾桨对旋翼的气动干扰影响很小,可忽略不计;而旋翼对尾桨的干扰作用较大,且

呈周期性,干扰频率与旋翼桨叶通过频率一致。

4) 在不同的飞行状态时,尾桨旋转方向对旋翼干扰状态下的尾桨气动力的影响是不同的。在本文的计算状态下,悬停状态和巡航平飞状态时“ASD”(底向前)尾桨的气动力特性要优于“ASU”(底向后)尾桨;而在低速前飞状态时,“ASU”尾桨则要优于“ASD”尾桨。

5) 低速前飞状态时,旋翼尾迹对尾桨的气动干扰影响并不一定总是负面的。低速前飞时状态,尾桨自身的桨-涡干扰现象比较严重,旋翼尾迹对尾桨的干扰影响可能在一定程度上减弱这种自干扰现象,这取决于飞行状态。在本文计算的巡航状态时,旋翼干扰下的“ASD”尾桨和“ASU”尾桨都获得了这种效果。

参考文献:

- [1] Schultz K J, Spletstoesser W R. Helicopter main rotor/tail rotor noise radiation characteristics from scaled model rotor experiments in the DNW[R]. St. Louis, Missouri; Presented at the American Helicopter Society 49th Annual Forum, 1993.
- [2] Leverton J W, Pollard J S, Wills C R. Main rotor wake/tail

- rotor interaction[J]. Vertica, 1977, 1(1): 213-221.
- [3] Ahmadi A R. An experimental investigation of the chopping of helicopter main-rotor tip vortices by the tail-rotor [R]. NASA-CR-177338, 1984.
- [4] Yin J P, Ahmed S R. Aerodynamics and aeroacoustics of helicopter main-rotor/tail-rotor interaction[R]. AIAA 99-1929, 1999.
- [5] Langer H J, Dieterich O, Oerlemans S, et al. The EU HeliNOVI project-wind tunnel investigations for noise and vibration reduction [R]. Florence, Italy; Presented at the 31st European Rotorcraft Forum, 2005.
- [6] Yin J P, Van der Wall B, Oerlemans S, et al. Representative test results from HeliNOVI aeroacoustic main rotor/tail rotor/fuselage test in DNW[R]. Florence, Italy; Presented at the 31st European Rotorcraft Forum, 2005.
- [7] Visingardi A, Dummel A, Falchero D, et al. Aerodynamic interference in full helicopter configurations: validation using the HeliNOVI database[R]. Maastricht, NL; Presented at the 32nd European Rotorcraft Forum, 2006.
- [8] Fletcher T M, Duraisamy K, Brown R E. Aeroacoustic analysis of main rotor-tail rotor interaction[R]. Liverpool, UK; Presented at the 34th European Rotorcraft Forum, 2008.
- [9] Fletcher T M, Brown R E. Helicopter tail rotor thrust and main rotor wake coupling in crosswind flight[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(6): 2136-2148.
- [10] Yang C, Aoyama T, Kondo N, et al. Numerical analysis for main-rotor/tail-rotor interaction of helicopter [R]. JAXA-RR-08-006E, 2009.
- [11] 尹坚平, 胡章伟. 直升机主、尾桨自由尾迹互相干扰的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(4): 406-410.
YIN Jianping, HU Zhangwei. Numerical simulation on interaction of the free wake of helicopter main and tail rotor [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 1998, 16(4): 406-410. (in Chinese)
- [12] 唐正飞, 李鸿志. 直升机旋翼/尾桨气动干扰初步研究[R]. 成都; 第十七届全国直升机年会, 2001.
- [13] Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [14] Luo H, Baum J D. A fast, matrix-free implicit method for computing low Mach number flows on unstructured grids [R]. AIAA 99-3315, 1999.
- [15] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [16] Heffernan R M, Gaubert M. Structural and aerodynamic loads and performance measurements of an SA349/2 helicopter with an advanced geometry rotor [R]. NASA TM 88370, 1986.
- [17] David B S, Gloria K Y, Charles A S, et al. Performance and loads data from an outdoor hover test of a lynx tail rotor [R]. NASA TM-101057, 1989.
- [18] Schmitz F H, Boxwell D A, Splettstoesser W R, et al. Model-rotor high-speed impulsive noise: full-scale comparisons and parametric variations[J]. Vertica, 1987, 8(4): 395-422.