

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.02.002

双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机旋翼/ 螺旋桨干扰流场分析

赵寅宇 黎鑫 史勇杰 徐国华

(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:基于动量源方法建立了针对双拉力螺旋桨构型(X3构型)复合式高速直升机旋翼/螺旋桨干扰流场分析的一个高效数值模拟方法,该方法适用于旋翼/螺旋桨之间相互干扰的计算与分析。在该方法中,旋翼和螺旋桨分别使用动量源代替,对干扰流场采用结构化网格进行划分。首先,进行了孤立旋翼、孤立螺旋桨、旋翼/机身干扰流场的算例计算验证了方法的有效性。然后,应用所建立的方法,着重进行了悬停及前飞状态下双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机旋翼/螺旋桨干扰流场的数值模拟,分析了直升机迎角变化对前飞流场的影响,得到了一些关于旋翼/螺旋桨干扰流场的有意义的结论。

关键词:高速直升机;动量源;旋翼;螺旋桨;干扰流场

中图分类号:TN958

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2017)02-0154-11

Analysis on Rotor-Propellers Interaction Flowfield for Compound Double-Thrust-Propeller High-Speed Helicopters

ZHAO Yinyu, LI Xin, SHI Yongjie, XU Guohua

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

Abstract: An efficient numerical simulation method based on the momentum-source method is developed for analyzing rotor-propellers interaction flowfield of the double-thrust-propeller configuration (X3 configuration) compound high-speed helicopter. In the method, rotor and propellers are represented by momentum sources, and the structured grid is applied to the interaction flowfield. Firstly, in order to verify the effectiveness of the method, isolated rotor, isolated propeller and rotor-fuselage interaction are taken as examples, and the calculated values are compared with the available experimental data. Then, by using the established method, rotor-propellers interaction flowfield of X3 helicopter on hover and forward flight is simulated, and the influences of different velocities and different flow angles are analyzed. Some meaningful conclusions are obtained.

Key words: high-speed helicopter; momentum source; rotor; propeller; interaction flowfield

复合式高速直升机发展的目标是扩大直升机的飞行速度包线,使它更加适用于各种用途,例如舰船补给和军事行动等。为了达到这个目标,直升

机的设计者们面临的最大的挑战就是如何克服旋翼前行侧桨叶压缩性以及后行侧桨叶失速对前飞速度的限制。其中一种可行的途径,就是通过加装

收稿日期:2016-12-15;修订日期:2017-03-01

通信作者:徐国华,男,教授,博士生导师,E-mail:ghxu@nuaa.edu.cn。

引用格式:赵寅宇,黎鑫,史勇杰,等. 双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机旋翼/螺旋桨干扰流场分析[J]. 南京航空航天大学学报,2017,49(2):154-164. ZHAO Yinyu, LI Xin, SHI Yongjie, et al. Analysis on rotor-propellers interaction flowfield for compound double-thrust-propeller high-speed helicopters[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2): 154-164.

机翼和辅助推进装置^[1-4],由欧洲直升机公司试飞成功的 X3 复合式高速直升机(图 1)就是这种加装机翼和辅助推进装置的典型代表。X3 构型直升机是完全经过常规直升机改装而成,其在机身两侧加装机翼,并分别在两侧机翼上各安装了一副螺旋桨。它能有效地避免旋翼过度前倾的问题,通过机身两侧的螺旋桨实现高速前飞。并且,高速前飞时,旋翼转速可降低以推迟大速度前飞时旋翼前侧激波的出现。而正由于这种旋翼和螺旋桨的特殊布局,会使得旋翼与左、右螺旋桨之间产生严重的干扰,尤其是在悬停和小速度飞行状态下,旋翼尾迹会直接冲击螺旋桨及其滑流,这种干扰会对该构型高速直升机的性能、飞行品质等产生重要的影响。因此,针对这种双拉力螺旋桨构型(X3 构型)复合式高速直升机的旋翼/螺旋桨干扰流场进行研究具有重要的意义。



图 1 X3 构型复合式高速直升机

Fig. 1 Compound high-speed helicopter with X3 configuration

国内外对双拉力螺旋桨构型(X3 构型)复合式高速直升机的旋翼/螺旋桨干扰流场的研究发表文献很少,但有关共轴刚性旋翼构型(X2 构型)复合式高速直升机的旋翼/螺旋桨尾推干扰的研究有少量文章发表。在文献[5]中,作者采用了涡系传输模型对小速度下共轴刚性旋翼构型高速直升机的旋翼/螺旋桨尾推干扰进行了计算,通过对结果进行处理,指出了共轴刚性旋翼与螺旋桨尾推之间存在着严重的气动干扰。但是本文所研究的双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机与该文献共轴刚性旋翼复合式高速直升机其结构布局是不同的,前者两个拉力螺旋桨位置分别位于机身两侧,而后者只有一个推力螺旋桨,位于机身尾部。显而易见,它们之间的旋翼/螺旋桨的干扰情况是不同的。

目前,国内外对旋翼和螺旋桨计算流体动力学方法(Computational fluid dynamics, CFD)的研究已经开展了许多,并且,也进行了很多干扰流场中的旋翼或螺旋桨的 CFD 方法的实际计算。对于干扰流场中的旋翼或螺旋桨的 CFD 模拟常用的方法

有动量源方法、嵌套网格方法等。虽然嵌套网格目前已经有不少应用^[6-7],但是,本文所研究的双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机,不仅具有旋翼,而且在其机身两侧还各有一副螺旋桨,该构型直升机旋翼和螺旋桨共有 15 片桨叶。如果采用运动嵌套网格方法,则需要生成大量的计算网格,其计算量是巨大的。因此,为了适应直升机设计中的应用,需要建立一个具有合适精度的简化方法,以满足计算精度和计算效率的折衷要求。

动量源方法提供了这种可能。动量源方法不仅适用于旋翼的模拟,也适用于螺旋桨的模拟。该方法是将旋翼或螺旋桨简化为作用盘,在计算时不考虑具体的桨叶外形,其计算效率相较于运动嵌套网格方法得到了相当大的提升,该方法目前已应用于不需要考虑旋翼或螺旋桨桨叶细节流动的干扰计算之中^[8-10]。

鉴于此,本文基于动量源方法,针对双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机的特点,应用 CFD 软件,构建一个适用于该构型复合式高速直升机旋翼/螺旋桨干扰流场分析的高效数值模拟模型,为了更好地分析旋翼/螺旋桨之间的气动干扰,机身将不作考虑。同时,由于先前关于复合式直升机大速度状态下的气动特性研究公开发表的文献很少,本文对该构型直升机的大速度前飞状态进行了模拟,并得出了一些新的结论。

1 数值模拟方法

动量源方法是使用作用盘理论,忽略桨叶附近的细节流动,并将旋转的桨叶等效为作用盘,桨叶对气流的作用被等效为时间平均的动量源项添加到控制方程中,这样桨叶对气流的作用就可以动量源的形式来表示。

1.1 控制方程

本文的控制方程采用忽略体积力和热传导作用,并且包含动量源项的三维定常不可压 Navier-Stokes 方程

$$\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = \mathbf{J} \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量; \mathbf{F} 、 \mathbf{G} 和 \mathbf{H} 分别为笛卡尔坐标系下 3 个坐标轴的通量; \mathbf{J} 为计入了旋翼或螺旋桨影响的动量源项。

1.2 动量源模型的建立

1.2.1 旋翼动量源模型的建立

取计算域笛卡尔坐标轴系 OXYZ,如图 2 所示。图 2 中, Ox, Y, Z_s 为旋翼桨盘坐标系, α_s 为桨盘左倾角, β_s 为桨盘前倾角。

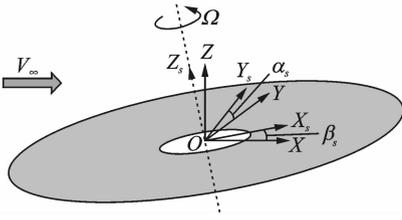


图2 计算域笛卡尔坐标系与旋翼桨盘坐标系示意图

Fig. 2 Cartesian coordinate system and disk coordinate system

从图2中可看出两个坐标系具有如下转换关系

$$\begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta_s & \sin\alpha_s \sin\beta_s & -\cos\alpha_s \sin\beta_s \\ 0 & \cos\alpha_s & \sin\alpha_s \\ \sin\beta_s & -\sin\alpha_s \cos\beta_s & \cos\alpha_s \cos\beta_s \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X - x_r \\ Y - y_r \\ Z - z_r \end{bmatrix} = \mathbf{M} \times \begin{bmatrix} X - x_r \\ Y - y_r \\ Z - z_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: (x_r, y_r, z_r) 为旋翼桨盘旋转中心在计算域笛卡尔坐标系中的坐标; \mathbf{M} 为转换矩阵。

图3给出了翼型剖面受力图。图中 α_r 为叶素迎角, β_r 为来流角, θ_r 为安装角, dL_r 和 dD_r 分别为翼型剖面的升力和阻力。

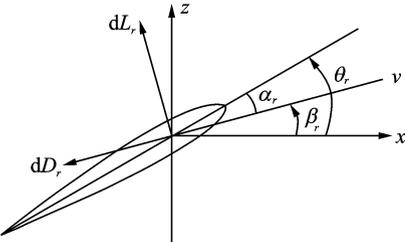


图3 翼型剖面受力图

Fig. 3 Force diagram of airfoil profile

翼型升力 dL_r 和阻力 dD_r 分别为

$$\begin{cases} dL_r = \frac{1}{2} \rho |v_{rel}|^2 C_l c dr \\ dD_r = \frac{1}{2} \rho |v_{rel}|^2 C_d c dr \end{cases} \quad (3)$$

式中: C_l 和 C_d 分别为翼型的升力和阻力系数, 它们均根据来流马赫数以及叶素迎角通过插值方法得到; c 为桨叶翼型弦长; v_{rel} 为桨叶相对速度; ρ 为密度。

那么, 翼型拉力 dT_r 和翼型阻力 dQ_r 可分别表示为

$$\begin{cases} dT_r = dL_r \cos\beta_r - dD_r \sin\beta_r \\ dQ_r = dD_r \cos\beta_r + dL_r \sin\beta_r \end{cases} \quad (4)$$

将翼型拉力 dT_r 和翼型阻力 dQ_r 转换至旋翼桨盘坐标系上, 可表示为

$$\begin{cases} dF_{r_x} = dQ_r \cdot \sin\psi \\ dF_{r_y} = -dQ_r \cdot \cos\psi \\ dF_{r_z} = dT_r \end{cases} \quad (5)$$

然后, 将式(5)中的各项力转换至笛卡尔坐标系中

$$\begin{bmatrix} dF_x \\ dF_y \\ dF_z \end{bmatrix} = \mathbf{M}^T \begin{bmatrix} dF_{r_x} \\ dF_{r_y} \\ dF_{r_z} \end{bmatrix} \quad (6)$$

根据式(6)就可以得到该桨叶微段在流场中的力为 $-d\mathbf{F}_r$ 。

最后将计算好的力添加至时均的动量源项 $\mathbf{S}_r = (S_{r_x}, S_{r_y}, S_{r_z})$ 中, 即可得到

$$\mathbf{S}_r = \frac{b\Delta\varphi}{2\pi} (-d\mathbf{F}_r) \quad (7)$$

式中: b_r 为桨叶片数; $\Delta\varphi$ 为桨叶在网格单元上插值的角度差。

1.2.2 螺旋桨动量源项的建立

图4给出了螺旋桨叶素受力及相对速度示意图。图中, α_i 为叶素诱导迎角, α_e 为叶素有效迎角, α_g 为叶素几何安装角, ω 为螺旋桨转速, V'_o 为相对速度, dL_p 和 dD_p 则分别为叶素升力和叶素阻力, dT_p 和 dQ_p 分别表示叶素拉力和叶素扭矩。

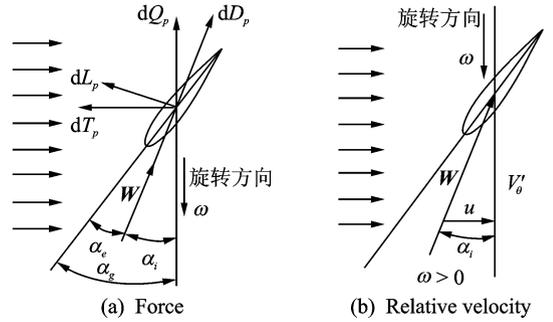


图4 螺旋桨叶素受力和相对速度示意图

Fig. 4 Sketch of force and relative velocity of propeller blade section

那么, 叶素上的各项力以及力矩分别为

$$dL_p = \frac{1}{2} \rho W^2 C_{l_i} c_p dr \quad (8)$$

$$dD_p = \frac{1}{2} \rho W^2 C_{d_i} c_p dr \quad (9)$$

$$dT_p = dL_p \cos\alpha_i - dD_p \sin\alpha_i \quad (10)$$

$$dQ_p = r(dL_p \sin\alpha_i + dD_p \cos\alpha_i) \quad (11)$$

式中: C_{l_i} 和 C_{d_i} 分别为叶素的升力系数和阻力系数, 它们均根据来流马赫数以及叶素迎角通过插值方法得到; c_p 为叶素弦长。

令叶素前的气流速度为 (u, V_θ, V_r) , 则可得气流的诱导迎角以及合速度

$$\alpha_i = \arctan\left(\frac{u}{\omega r - V_\theta}\right) \quad (12)$$

$$W = \sqrt{u^2 + (\omega r - V_\theta)^2} \quad (13)$$

在等效盘上,微元之间的压差 ΔP 和环向速度差 ΔV_θ 是不一样的。令 $d\bar{T}_p$ 和 $d\bar{Q}_p$ 为微元面上拉力和扭矩沿圆周方向的平均值, dA 为等效盘上的微元面积。那么,可得到如下关系式

$$d\bar{T}_p = \frac{dT_p \cdot d\phi_p}{2\pi} \quad (14)$$

$$d\bar{Q}_p = \frac{dQ \cdot d\phi_p}{2\pi} \quad (15)$$

$$\Delta P = \frac{Nd\bar{T}_p}{dA} \quad (16)$$

$$\Delta V_\theta = \frac{Nd\bar{Q}_p}{\rho r^2 dA} \quad (17)$$

式中 N 为螺旋桨桨叶片数。

1.3 旋翼/螺旋桨流场网格生成

由于采用动量源方法来模拟旋翼和螺旋桨的流场,此时的旋翼和螺旋桨桨叶将用作用盘模型来表示,为了减小计算误差,本文对旋翼以及螺旋桨桨盘采用了结构化网格,同时在综合考虑计算效率和计算精度后,本文对流场空间采用结构化网格进行填充,计算域为 $10D \times 8D \times 8D$ (D 为旋翼桨叶直径)的长方体,网格点数为 1 24 510 个,网格面数为 4 814 388 个,网格单元数为 1 595 072 个,图 5 给出了网格示意图。

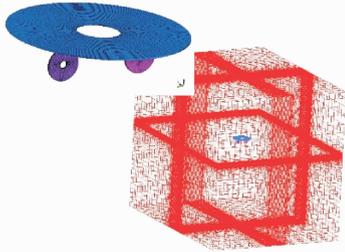


图 5 计算流场网格示意图

Fig. 5 Sketch of computational flowfield grid

2 方法验证

2.1 孤立旋翼动量源方法的验证

本文为验证旋翼动量源方法的有效性,以文献[11]中的旋翼模型悬停状态为算例,表 1 给出了算例中旋翼的相关参数。

表 1 验证算例旋翼计算参数

Tab. 1 Rotor parameters of example

参数	数值
旋翼半径 R/m	0.914
旋翼根切 R_c/m	0.228 5
桨叶片数	2
旋翼转速/($\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$)	122.2
弦长 c/m	0.1
旋翼桨叶总距/($^\circ$)	11
旋翼翼型	NACA0012

图 6 是本文计算得到的旋翼桨盘下方不同高度处的动压与试验值^[11]的对比。可以看出,应用本文所建立的旋翼动量源方法计算得到的计算值与试验值基本吻合,并且桨盘不同高度处的动压呈对称分布,这与悬停状态下的旋翼流场特征相符合,因此,本文所建立的旋翼动量源方法是有效的。

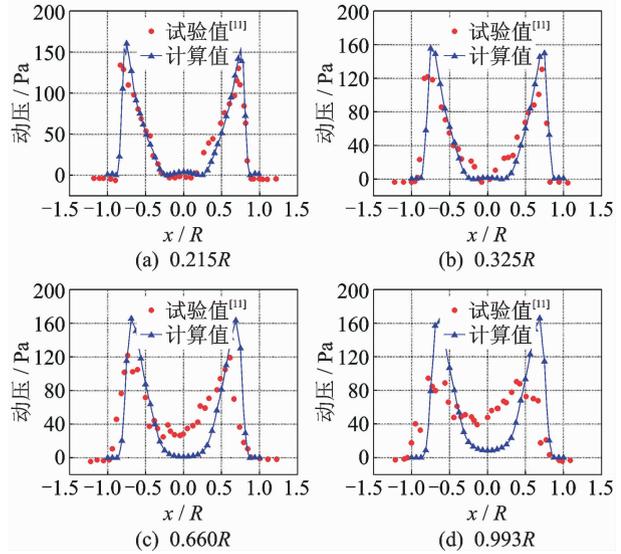


图 6 桨盘下方不同高度处计算得到的动压与试验值对比
Fig. 6 Comparison of dynamic pressure between calculated and test values at different heights of rotor disc

2.2 孤立螺旋桨动量源方法的验证

本文对文献[12]中的螺旋桨算例进行了数值计算以验证本文螺旋桨动量源方法的有效性。计算状态如下:转速 1 100 r/min,螺旋桨半径 1.6 m,螺旋桨根切 0.4 m,轴向飞行速度 50 m/s。图 7 给出了螺旋桨桨盘前后截面内速度矢量图。由图可见,桨盘前的截面内其气流没有产生周向速度,当气流经过桨盘后,桨盘后的切面内的气流产生了周向速度,这与螺旋桨的实际工作状态相符合。

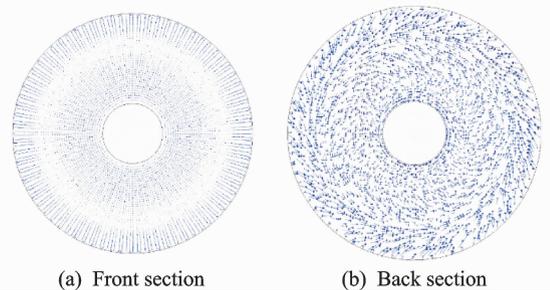


图 7 螺旋桨桨盘前后截面内速度矢量图

Fig. 7 Velocity vector diagram of front and back sections of propeller

图 8 为计算的螺旋桨桨盘纵向截面流线图。从图中可以看出,气流经过桨盘后得到了加速,在桨盘后形成了滑流区域,并且桨盘后的流管相较于

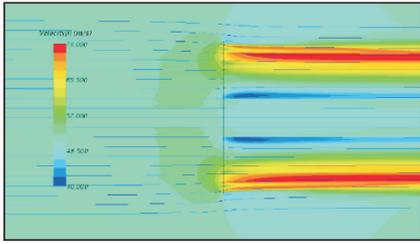


图 8 螺旋桨桨盘纵向截面流线图

Fig. 8 Streamline on longitudinal section of propeller

桨盘前有着明显的收缩,这符合物理意义。

图 9 给出了桨盘径向 $0.7R$ 处前后压力和速度沿轴向的变化曲线。由图 9(a)可以看出,桨盘前的压力从远到近逐渐变小,而桨盘后的压力则由近到远逐渐变小,并且,压力在桨盘处产生了突变。在图 9(b)中,可以看到沿轴向的速度连续增加。虽然很难找到直接的验证试验数据以提供对比,但本文计算得到的压力和速度沿轴向的变化趋势与其他学者计算所得到的结果^[12]是一致的,这表明本文所建立的螺旋桨动量源方法是有效的。

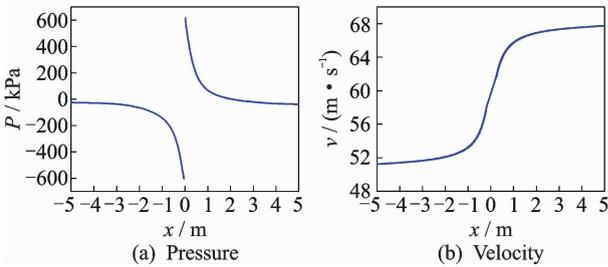


图 9 桨盘径向 $0.7R$ 处前后压力和速度沿轴向变化

Fig. 9 Pressure and velocity changing across disk at $0.7R$

2.3 旋翼/机身干扰动量源方法的验证

直接的有关旋翼/螺旋桨干扰流场的验证算例很难找到,但为验证动量源方法的有效性,本文选取了有试验数据可供对比的 GIT(Georgia Institute of Technology)旋翼/机身组合模型^[13]进行数值模拟。表 2 给出了算例中旋翼的相关参数^[13],图 10 给出了 GIT 模型计算中旋翼和机身位置的示意图。应当指出的是,验证算例中需生成旋翼/机身流场结构化网格。

表 2 GIT 模型旋翼参数

Tab. 2 Rotor parameters of GIT model

参数	数值
旋翼半径 R/m	0.457 2
旋翼根切 R_r/m	0.123 444
桨叶片数	2
旋翼转速/ $(r \cdot m^{-1})$	2 100
弦长 c/m	0.086
旋翼桨叶总距/ $(^\circ)$	10
旋翼翼型	NACA0015

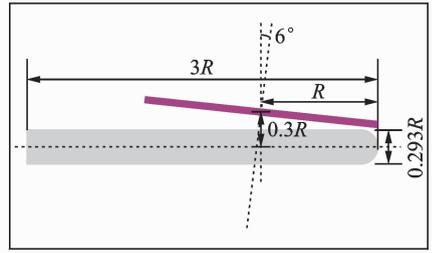


图 10 GIT 模型旋翼和机身位置示意图

Fig. 10 Position of GIT model's rotor and fuselage

图 11 给出了应用本文动量源方法计算得到的机身表面上下及左右的压力系数及与文献^[14]试验值的对比。从图中可以看出,本文动量源方法计算给出的结果与参考文献试验值整体趋势吻合得较好,尽管局部存在一些误差,这表明本文所建立的动量源方法可靠。

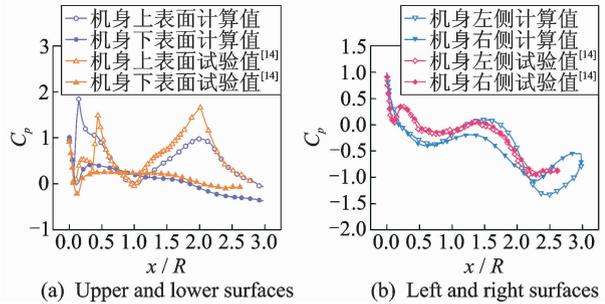


图 11 机身表面不同截面处压力系数计算值与试验值对比

Fig. 11 Comparison of C_p between calculated and test values at different sections of fuselage

3 旋翼/螺旋桨干扰流场计算与分析

图 12 给出了本文流场计算时的旋翼和两侧螺旋桨坐标系示意图,图中旋翼坐标系的 X_s, Y_s 平面为旋翼桨盘纵向对称面, Y_s, Z_s 平面为旋翼桨盘的横向对称面,对于两侧螺旋桨坐标系也有类似定义。

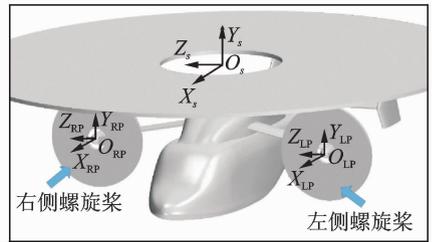


图 12 旋翼和两侧螺旋桨坐标系示意图

Fig. 12 Sketch of coordinate system of rotor and propellers

本文干扰流场计算所用到的双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机,其旋翼参数如表 3 所示。需要指出的是,前飞时的低速前飞、中速前飞和高速

表 3 双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机旋翼参数

Tab. 3 Rotor parameters of double-thrust-propeller configuration compound high-speed helicopter

参数	数值
旋翼半径 R/m	6.3
旋翼根切 $/m$	1.512
旋翼桨叶片数	5
旋翼翼型	NACA6412
弦长 C/m	0.385
旋翼桨叶总距 $/^\circ$	8
旋翼桨叶负扭转 $/^\circ$	-10.2
前飞时旋翼轴倾角 $/^\circ$	-6
旋翼转速 $n/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	36.55
旋翼旋转方向	左旋

前飞的速度分别为 86, 172 和 407 km/h。

本文干扰流场计算所用到的双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机其左、右两侧螺旋桨参数如表 4 所示。

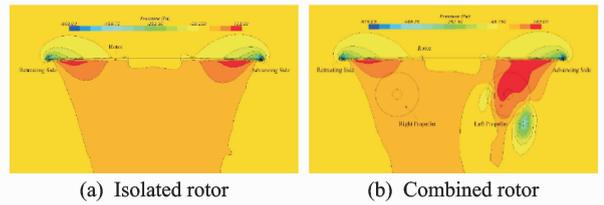
表 4 双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机左、右侧螺旋桨参数

Tab. 4 Propeller parameters of double-thrust-propeller configuration compound high-speed helicopter

参数	左侧	右侧
桨叶半径 R_p/m	1.2	1.2
桨叶根切 R_{pk}/m	0.264	0.264
桨叶片数	5	5
螺旋桨翼型	NACA0012	NACA0012
弦长 C_p/m	0.15	0.15
桨叶负扭转 $/^\circ$	-30	-30
转速 $n/(\text{r} \cdot \text{m}^{-1})$	2 000	2 000
旋转方向	右旋	左旋

3.1 悬停时旋翼/螺旋桨流场特性

图 13, 14 分别计算了悬停状态时, 孤立旋翼及旋翼/螺旋桨组合两种情况下, 在旋翼桨盘横向截面的压力云图和速度流线。从图中对比可以看出, 孤立旋翼状态下, 截面上的压力和速度分布是对称的, 而在旋翼/螺旋桨组合状态下, 截面上的压力和速度流线是不对称的, 且在旋翼 90° 方位角下方的压力和速度都有明显不同。图 13 中, 由于左侧螺旋桨滑流在旋翼下洗流作用下产生偏折, 将在左侧螺旋桨下方出现了一个涡状的低压区。图 14 中, 左侧螺旋桨后方的气流出现了明显的周向速度。造成这种差异的原因是, 由于在悬停状态下, 右侧的螺旋桨拉力等于零, 仅自由地劈开空气^[15], 而左侧的螺旋桨为了平衡旋翼扭矩, 其拉力并不为零^[16-17], 左侧螺旋桨的滑流与旋翼的下洗流会产生相互干扰, 进而导致旋翼桨盘横向截面处压力和速度流线出现不对称。

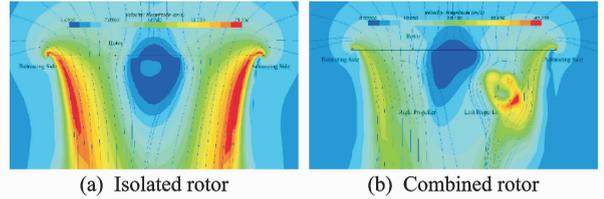


(a) Isolated rotor

(b) Combined rotor

图 13 悬停时旋翼桨盘横向截面压力云图

Fig. 13 Pressure contours of transverse section of rotor disc in hovering



(a) Isolated rotor

(b) Combined rotor

图 14 悬停时旋翼桨盘横向截面速度流线

Fig. 14 Velocity contours and streamlines of transverse section of rotor disc in hovering

图 15 给出了悬停时左侧螺旋桨桨盘纵向截面速度云图。可以看出, 悬停状态下, 螺旋桨完全处于旋翼流场中, 由于旋翼下洗流的作用, 右侧螺旋桨的滑流尾迹结构发生了改变, 本来是平直的滑流有了一个向下的速度, 并且这个向下的速度要比水平方向的速度更大, 因此, 滑流产生了很大的向下的偏折。

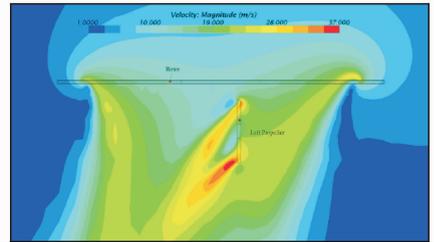


图 15 悬停时左侧螺旋桨桨盘纵向截面速度云图

Fig. 15 Velocity contours of longitudinal section of left propeller in hovering

为了更好地说明旋翼与螺旋桨之间的干扰, 表 5 给出了悬停时旋翼/螺旋桨组合状态下的旋翼、左侧螺旋桨的拉力和扭矩系数, 并与孤立旋翼、孤立螺旋桨时做了对比。

从表 5 中可以看到, 旋翼/螺旋桨组合状态时的旋翼拉力系数与孤立旋翼时相比略有提升, 而扭矩系数与孤立旋翼时相比并没有发生改变, 但是左侧螺旋桨在有旋翼时的拉力系数和扭矩系数要比没有旋翼时发生了较大改变, 这是由于在旋翼下洗流的作用下, 左侧螺旋桨的叶素迎角和速度都发生了变化, 从而使得螺旋桨的拉力系数和扭矩系数也

表5 悬停时旋翼、螺旋桨拉力系数和扭矩系数对比

Tab.5 Comparison of tension coefficient and torque coefficient of rotor and propeller in hovering

系数	旋翼/螺旋桨组合	孤立旋翼	孤立螺旋桨
旋翼拉力系数 C_T	0.008 60	0.008 57	
旋翼扭矩系数 m_k	0.000 69	0.000 69	
左侧螺旋桨拉力系数 $C_{T,LP}$	0.065		0.051
左侧螺旋桨扭矩系数 $C_{M,LP}$	0.003 9		0.003 2

变大。而右侧螺旋桨在实际计算时,其拉力和扭矩并不为零,但数值很小,因此在无量纲之后将其近似为0。

表6给出了悬停时旋翼/螺旋桨组合、孤立旋翼以及孤立螺旋桨状态中旋翼的悬停效率以及左侧螺旋桨效率。可以看出,旋翼/螺旋桨组合的旋翼悬停效率相较于孤立旋翼时略有提升,左侧螺旋桨效率相较于孤立螺旋桨时也稍有增大,但是旋翼悬停效率和左侧螺旋桨效率增加的幅度都很小。同时,从表中还可以看到,悬停时左侧螺旋桨效率很低,这是因为悬停时左侧螺旋桨主要作用是提供拉力以平衡旋翼扭矩,此时的螺旋桨进距比很小^[15],因此,左侧螺旋桨效率很低。

表6 悬停时旋翼悬停效率以及左侧螺旋桨效率

Tab.6 Rotor hover efficiency and efficiency of left propeller in hovering

效率	旋翼/螺旋桨组合	孤立旋翼	孤立螺旋桨
旋翼悬停效率	0.582	0.579	
左侧螺旋桨效率	0.066 3		0.064 4

3.2 前飞时旋翼/螺旋桨流场特性

图16给出了旋翼/螺旋桨组合和孤立旋翼状态时旋翼拉力系数、扭矩系数随前飞速度变化的对比曲线。可以看出,旋翼拉力系数和扭矩系数随前飞速度的增加而增大,并且在小速度前飞时,旋翼/螺旋桨组合与孤立旋翼状态对应的旋翼拉力系数几乎相同。在中速和高速前飞时,拉力系数要比孤立旋翼时都小。虽然旋翼/螺旋桨组合和孤立旋翼两者的结果存在一定差异,但是变化的数值较小,可以认为前飞时螺旋桨对旋翼桨盘的拉力系数影响可以忽略。从图16(b)可以看出,旋翼/螺旋桨组合与孤立旋翼状态对应的旋翼扭矩系数在不同前飞速度下几乎是相同的。

图17给出了旋翼/螺旋桨组合与孤立螺旋桨状态下,左、右两侧螺旋桨拉力系数随前飞速度变化的对比曲线。从图中可以看出,低速前飞状态

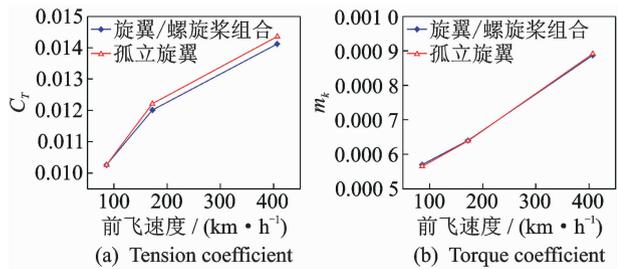


图16 前飞时旋翼拉力系数、扭矩系数随前飞速度的变化对比

Fig.16 Comparison of tension coefficient and torque coefficient of rotor in forward flight

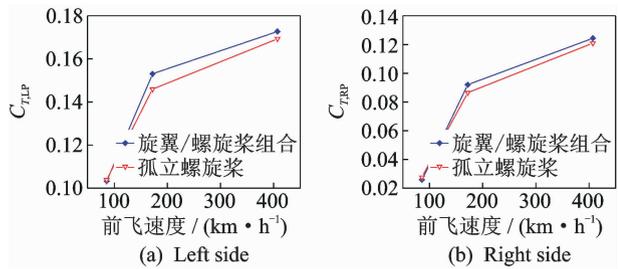


图17 两侧螺旋桨拉力系数随前飞速度的变化对比

Fig.17 Comparison of propeller drag coefficient changing with forward speed

下,有旋翼时的左、右两侧螺旋桨拉力系数要比孤立螺旋桨时稍小,而中速前飞和高速前飞状态下,有旋翼时的左、右两侧螺旋桨拉力系数要比孤立螺旋桨时大,并且两者的差异在中速前飞状态下最大,产生左、右两侧螺旋桨拉力系数变化的原因是由于两侧螺旋桨前方的直升机迎角由旋翼下洗速度和水平来流速度合成决定,在中速前飞时的直升机迎角更有利于提升螺旋桨的拉力。

图18~20为不同前飞速度下旋翼/螺旋桨组合和孤立旋翼状态对应的桨盘截面垂向速度分布云图。由图可见,随着前飞速度的增加,在旋翼桨盘截面内后行侧的垂向反流区域不断增大,当高速前飞时,垂向反流区域几乎占据了整个旋翼的后行侧。从图中还可以看出,不同前飞速度下,旋翼/螺旋桨组合的旋翼桨盘截面内的垂向速度分布会与孤立旋翼时有所不同,不同的地方出现在左、右两侧螺旋桨对应向上并稍靠前的区域,该区域内的垂向速度均会有所增加,而且,随着前飞速度的增加,该区域增大,在高速前飞状态下,这种现象最为明显。由螺旋桨的动量理论可知,在螺旋桨桨盘前会有一个速度增量,因此,在该截面内的对应区域内垂向速度会有所增加,并且,随着前飞速度的增加,两侧螺旋桨需要提供更多的拉力,所以该区域会逐渐变大。

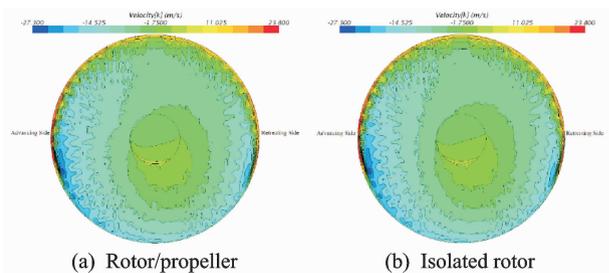


图 18 低速前飞时旋翼/螺旋桨和孤立旋翼状态桨盘截面垂向速度分布云图

Fig. 18 Vertical velocity contours of rotor disc section of rotor/propeller and isolated rotor in low speed forward flight

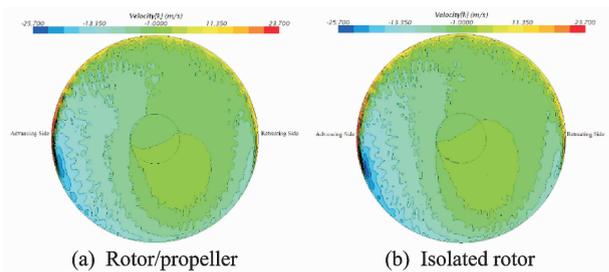


图 19 中速前飞时旋翼/螺旋桨和孤立旋翼状态桨盘截面垂向速度分布云图

Fig. 19 Vertical velocity contours of rotor disc section of rotor/propeller and isolated rotor in medium speed forward flight

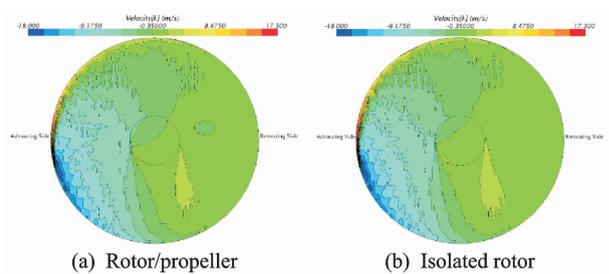
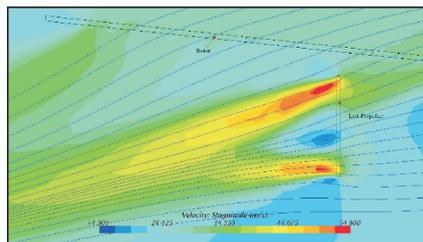


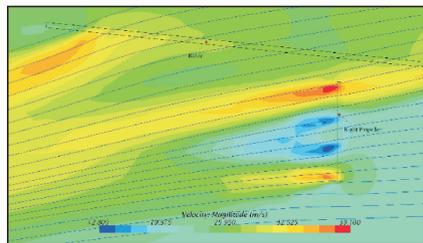
图 20 高速前飞时旋翼/螺旋桨和孤立旋翼状态桨盘截面垂向速度分布云图

Fig. 20 Vertical velocity contours of rotor disc section of rotor/propeller and isolated rotor in high speed forward flight

图 21~23 给出了不同前飞速度下左、右两侧螺旋桨纵向截面速度流线图。可以看出,低速前飞时左、右两侧螺旋桨的滑流结构在旋翼下洗流的作用下发生了明显的改变,随着前飞速度的增加,右侧螺旋桨的滑流逐渐变为平直,但是左侧螺旋桨的滑流依然受到影响而产生了一定程度的偏折。这是由于左侧螺旋桨位于旋翼的前行侧,而右侧螺旋桨位于旋翼的后行侧,随着前飞速度的增加,旋翼后行侧的反流区逐渐变大,诱导速度的分布不对称性更为严重,因此,左侧螺旋桨在本文所进行的计



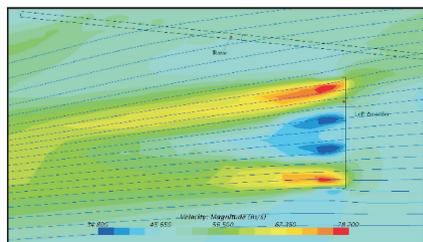
(a) Left side



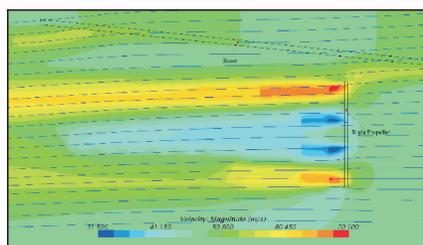
(b) Right side

图 21 低速前飞时左、右两侧螺旋桨纵向截面速度流线图

Fig. 21 Velocity contours and streamlines of longitudinal section of left and right propellers in low speed forward flight



(a) Left side



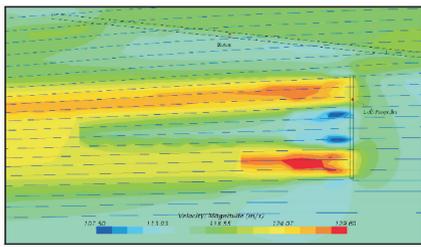
(b) Right side

图 22 中速前飞时左、右两侧螺旋桨纵向截面速度流线图

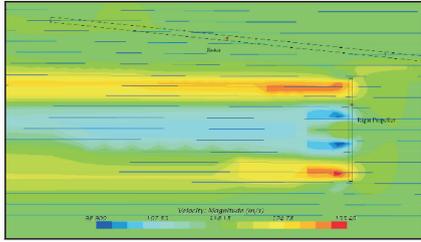
Fig. 22 Velocity contours and streamlines of longitudinal section of left and right propellers in medium speed forward flight

算中始终受到旋翼下洗流的影响而使得滑流产生了偏折。

表 7 给出了不同前飞速度下旋翼/螺旋桨组合和孤立螺旋桨时对应的左、右两侧螺旋桨的效率对比。从表中可以看出,在不同前飞速度下,旋翼/螺旋桨组合左、右两侧螺旋桨的效率都要略高于孤立螺旋桨时的效率,并且,在相同的前飞速度下,右侧螺旋桨的效率都要稍高于左侧螺旋桨的效率。



(a) Left side



(b) Right side

图 23 高速前飞时左、右两侧螺旋桨纵向截面速度流线图
Fig. 23 Velocity contours and streamlines of longitudinal section of left and right propellers in high speed forward flight

表 7 不同前飞速度时左、右两侧螺旋桨效率对比

Tab. 7 Efficiency of left and right propellers at different speeds

前飞速度/ (km · h ⁻¹)	旋翼/螺旋桨组合		孤立螺旋桨	
	左侧	右侧	左侧	右侧
86	0.455	0.461	0.447	0.458
172	0.565	0.629	0.549	0.612
407	0.443	0.579	0.437	0.571

3.3 直升机迎角变化对前飞流场的影响

图 24~26 给出了在不同前飞速度下旋翼/螺旋桨组合和孤立旋翼状态的旋翼拉力系数和扭矩系数随直升机迎角变化的曲线。从图 24~26 可以看出,在不同的前飞速度下,旋翼的拉力系数均随直升机迎角的增加而增大,而且,旋翼/螺旋桨组合在相同的直升机迎角下的旋翼拉力系数都要比孤立旋翼时要小一些。

从旋翼扭矩系数上看,低速前飞时旋翼/螺旋桨组合和孤立旋翼状态的旋翼扭矩系数随直升机迎角的增加而减小,而且,在有螺旋桨时旋翼的扭矩系数在相同直升机迎角下,要比没有螺旋桨时更大。中速和高速前飞时旋翼/螺旋桨组合和孤立旋翼状态的旋翼扭矩系数随直升机迎角的增加先变大后减小,并且,中速飞行时直升机迎角小于 0°以及高速飞行时直升机迎角小于 2°时,没有螺旋桨状态的旋翼扭矩系数要比有螺旋桨时的大。

产生如上变化的原因是,由于直升机迎角的变化引起了旋翼尾迹的变化,特别是在中速前飞和高速前飞状态下,当直升机迎角为负时,旋翼尾迹与

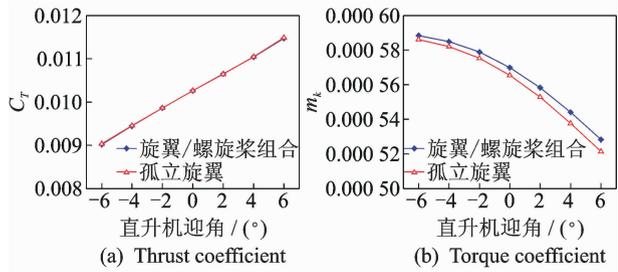


图 24 低速前飞时旋翼拉力系数及扭矩系数随直升机迎角的变化
Fig. 24 Variation of rotor thrust coefficient and torque coefficient with helicopter angle of attack in low speed forward flight

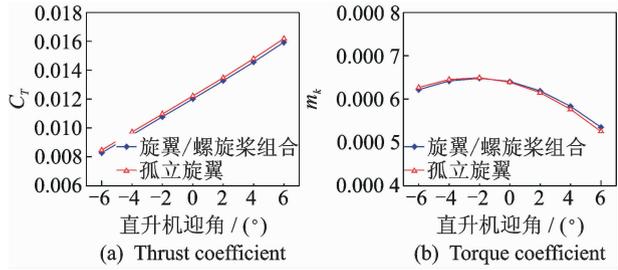


图 25 中速前飞时旋翼拉力系数及扭矩系数随直升机迎角的变化
Fig. 25 Variation of rotor thrust coefficient and torque coefficient with helicopter angle of attack in medium speed forward flight

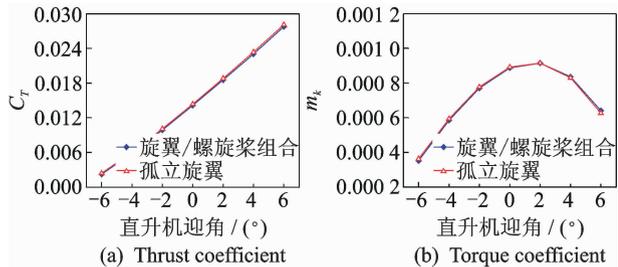


图 26 高速前飞时旋翼拉力系数及扭矩系数随直升机迎角的变化
Fig. 26 Variation of rotor thrust coefficient and torque coefficient with fuselage angle of attack in high speed forward flight

螺旋桨桨盘及滑流的接触面积均有所增加,从而增大了螺旋桨对旋翼的干扰。

图 27 给出了不同前飞速度下旋翼/螺旋桨组合与孤立螺旋桨状态左、右两侧螺旋桨拉力系数随直升机迎角变化的曲线。图 27(a)中,在低速前飞状态下,旋翼/螺旋桨组合的左、右两侧螺旋桨的拉力系数随直升机迎角的增加而不断增大,并且,当直升机迎角小于 1°时,有旋翼时左、右两侧螺旋桨

的拉力系数比没有旋翼时的小。从图 27(b,c)中可以看出,在中速前飞和高速前飞状态下,有旋翼时左、右两侧螺旋桨在直升机迎角为 $-6^{\circ}\sim 6^{\circ}$ 范围内的拉力系数均比没有旋翼时大。

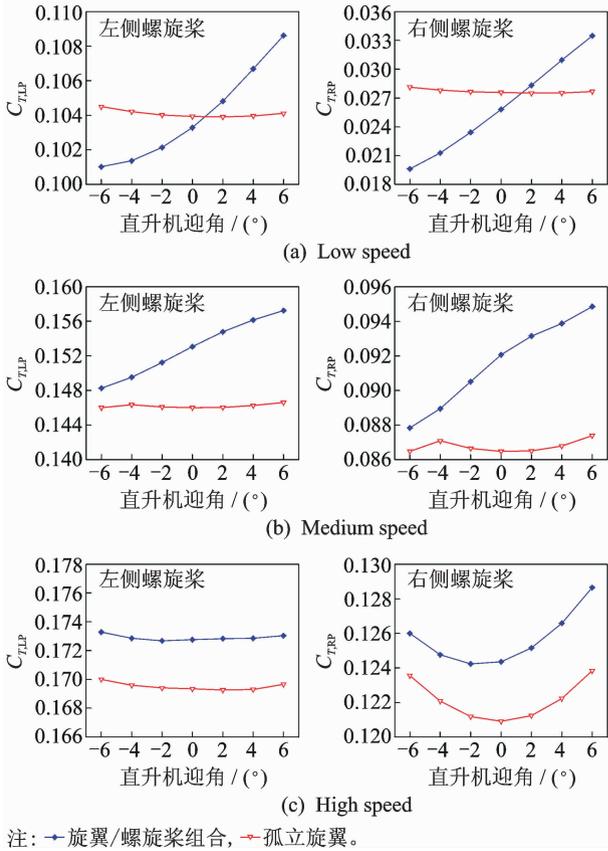


图 27 不同前飞速度下左、右两侧螺旋桨拉力系数随直升机迎角变化曲线

Fig. 27 Thrust coefficient of left and right propellers changing with fuselage angle of attack at different forward speeds

图 28 给出了不同前飞速度下旋翼/螺旋桨组合左、右两侧螺旋桨效率随直升机迎角变化的曲线,并与孤立螺旋桨状态作了对比。由图可见,在本文所进行的计算中,低速前飞和中速前飞时,旋翼/螺旋桨组合左、右两侧螺旋桨的效率随直升机迎角变大而增加,高速前飞时,旋翼/螺旋桨组合左侧螺旋桨的效率几乎不变,右侧螺旋桨的效率则是随直升机迎角变大而先减小再增加,并且,在中速前飞和高速前飞时,有旋翼时左、右两侧螺旋桨的效率要大于没有旋翼时的效率。从图中还可以看出,在低速前飞和中速前飞状态下,有旋翼时左、右两侧螺旋桨效率受直升机迎角变化的影响比没有旋翼时要大,这是由于两侧螺旋桨浆盘前的气流速度由远方来流和旋翼下洗流合成得到,当远方直升机迎角度发生变化时,两侧螺旋桨浆盘前的气流角

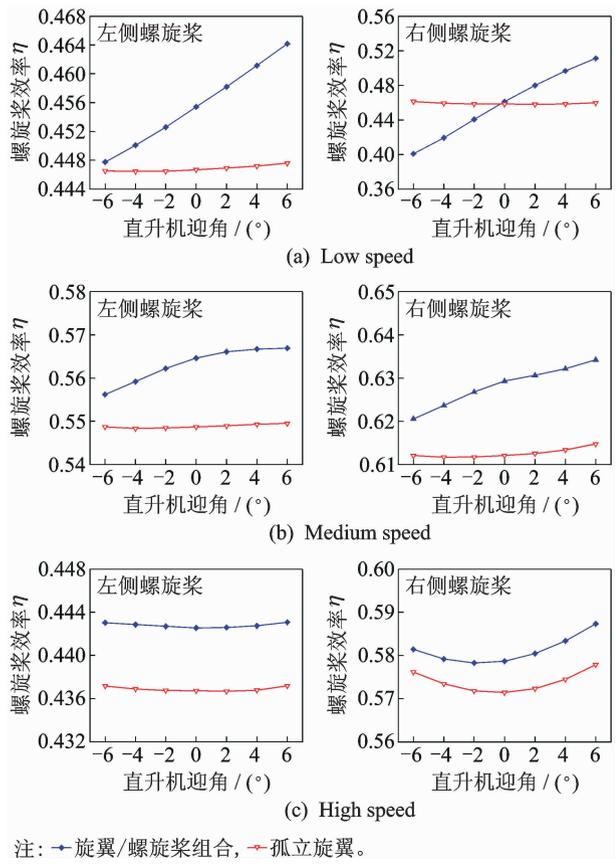


图 28 不同前飞速度下左、右两侧螺旋桨效率随直升机迎角变化曲线

Fig. 28 Change curve of efficiency of left and right propellers with fuselage angle of attack at different speed

度变化更大,进而导致两侧螺旋桨效率产生较大幅度的变化。

4 结 论

本文基于动量源方法,建立了适用于双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机旋翼/螺旋桨干扰流场分析的数值模拟方法。对旋翼/螺旋桨组合在悬停和前飞状态下干扰流场进行了计算与分析,还研究了直升机迎角变化对前飞时旋翼/螺旋桨干扰流场的影响,得到如下结论:

- (1)悬停时,旋翼下洗流会与左侧螺旋桨的滑流产生相互干扰,干扰可导致旋翼桨盘横向截面的气流分布不对称以及左侧螺旋桨滑流严重的偏折。
- (2)悬停时,螺旋桨对旋翼拉力系数、扭矩系数的干扰影响很小,但是旋翼流场的干扰会使螺旋桨拉力系数和螺旋桨效率增大。
- (3)前飞时,螺旋桨的干扰可导致旋翼桨盘处一定区域内的垂向速度增加,且在高速前飞时,该区域变大。而旋翼下洗流的干扰会使两侧螺旋桨

的滑流发生偏折。但随着前飞速度的增加,旋翼下洗流对螺旋桨滑流的干扰不断减弱。

(4)在不同前飞速度下,随着直升机迎角的变化,旋翼对左右两侧螺旋桨拉力系数及螺旋桨效率具有较大的影响,而螺旋桨对旋翼拉力系数、扭矩系数、侧向力及后向力的影响却很小。

参考文献:

- [1] NEWMAN S. The compound helicopter configuration and the helicopter speed trap[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1997, 69(5): 407-413.
- [2] BUHLER M, NEWMAN S. The aerodynamics of the compound helicopter configuration [J]. *The Aeronautical Journal*, 1996, 100(994): 111-120.
- [3] PROUTY R W. Helicopter performance, stability and control[M]. Malabar, FL: Krieger Publishing Company, 1990.
- [4] ORCHARD M, NEWMAN S. The fundamental configuration and design of the compound helicopter [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2003, 217(6): 297-315.
- [5] KENYON A R, BROWN R E, DURAISAMY K. Interactional aerodynamics and acoustics of a hingeless coaxial helicopter with an auxiliary propeller in forward flight[J]. *Aeronautical Journal*, 2009, 113(1140): 65-78.
- [6] TANABE Y, SAITO S, OTANI I. Validation of computational results of rotor/fuselage interaction analysis using Flow3D code[J]. *Jaxa Research & Development Report*, 2010, 10(463/464): 1-14.
- [7] 叶舟, 徐国华, 史勇杰. 直升机旋翼/尾桨/垂尾气动干扰计算研究[J]. *航空学报*, 2015, 36(9): 2874-2883.
YE Zhou, XU Guohua, SHI Yongjie. Computational research on aerodynamic characteristics of helicopter main-rotor/tail-rotor/vertical-tail interaction[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(9): 2874-2883.
- [8] 王博. 基于 CFD 方法的直升机旋翼/机身流场模拟及分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.
WANG Bo. Numerical simulation and analysis of helicopter rotor/fuselage flowfield based on CFD method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007.
- [9] 李文浩. 复合式高速直升机旋翼/机身气动干扰特性的 CFD 分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
LI Wenhao. Analysis on aerodynamic interactions of the compound high-speed helicopter rotor/fuselage based on CFD[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012.
- [10] 白方兵. 螺旋桨/机翼气动干扰的数值模拟研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
BAI Fangbing. Numerical study on aerodynamic interaction of propeller and wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014.
- [11] MCKEE J W, NAESETH R L. Experimental investigation of the drag of flat plates and cylinders in the slipstream of a hovering rotor[R]. *NACA TN 4239*, 1958.
- [12] 李博, 梁德旺, 黄国平. 基于等效盘模型的滑流对涡桨飞机气动性能的影响[J]. *航空学报*, 2008, 29(4): 845-852.
LI Bo, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Propeller slipstream effects on aerodynamic performance of turbo-prop airplane based on equivalent actuator disk model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(4): 845-852.
- [13] ÓBRIEN D M. Analysis of computational modeling techniques for complete rotorcraft configurations[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2006.
- [14] BRAND A G. An experimental investigation of the interaction between a model rotor and airframe in forward flight [J]. Georgia Institute of Technology, 1989, 102(3): 327-329.
- [15] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006.
LIU Peiqing. Air propeller theory and application [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006.
- [16] 刘成. ZF-1 型高速直升机初步方案设计研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
LIU Cheng. Research on preliminary design of ZF-1 type high-speed helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012.
- [17] FERGUSON K, THOMSON D. Flight dynamics investigation of compound helicopter configurations [J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(1): 1-12.

