

文章编号:1674-8190(2020)01-046-10

高速直升机旋翼/螺旋桨/机身干扰特性分析

申遂愿,朱清华,朱振华,曾嘉楠,陈建炜

(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: 研究双拉力螺旋桨复合式高速直升机的气动特性可以为高速直升机的设计及气动优化提供参考。基于动量源方法构建针对双拉力螺旋桨复合式高速直升机旋翼/螺旋桨/机身干扰特性数值计算及分析方法;对孤立旋翼、旋翼/机身干扰进行算例验证;应用所构建的方法对双拉力螺旋桨高速复合式直升机悬停及前飞状态的干扰流场进行数值模拟,分析机身对悬停流场影响及不同前飞速度旋翼/螺旋桨/机身干扰特性。结果表明:悬停时机身对气流的阻塞作用降低了旋翼的升力,螺旋桨对旋翼下洗气流的加速作用使旋翼升力提高;低速前飞时旋翼/螺旋桨/机身干扰较大,主要体现在旋翼下洗流造成螺旋桨滑流偏折以及机翼上表面压力分布增大,高速前飞时这种干扰较小。

关键词: 动量源;复合式高速直升机;干扰流场;旋翼;螺旋桨;机身

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.01.006

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Analysis of Rotor/Propeller/Fuselage Interaction Characteristics of High-speed Helicopter

SHEN Suiyuan, ZHU Qinghua, ZHU Zhenhua, ZENG Jianan, CHEN Jianwei

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

Abstract: The study on aerodynamic characteristics of high-speed helicopter with double-thrust-propeller can provide the reference for the design and aerodynamic optimization of high-speed helicopter. Based on the momentum source method, a numerical calculation and analysis method for the rotor/propeller/fuselage interaction characteristics of a high-speed helicopter with double-thrust-propeller is constructed. The isolated rotor and rotor/fuselage interaction is verified with examples. The disturbing flow field in the hovering and forward flight state of the double-thrust-propeller high-speed composite helicopter is numerically simulated by using the constructed method. The disturbance of the fuselage to the hovering flow field and the rotor/propeller/fuselage interaction characteristics at different forward flight velocities are analyzed. The results show that the blocking effect of the fuselage on the airflow reduces the lift of the rotor while the propeller is under the rotor, The acceleration of the wash air increases the lift of the rotor; the rotor/propeller/fuselage interaction is greater at low-speed forward flight, which is mainly reflected in the deflection of the propeller slipstream caused by the downwash of the rotor and the increase of the pressure distribution on the upper surface of the wing, while the interaction is smaller at high-speed forward flight.

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

收稿日期:2019-04-02; 修回日期:2019-05-28

基金项目:江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者:朱清华, zhuqinghua@nuaa.edu.cn

引用格式:申遂愿,朱清华,朱振华,等. 高速直升机旋翼/螺旋桨/机身干扰特性分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(1): 46-55.

SHEN Suiyuan, ZHU Qinghua, ZHU Zhenhua, et al. Analysis of rotor/propeller/fuselage interaction characteristics of high-speed helicopter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(1): 46-55. (in Chinese)

0 引言

常规单旋翼带尾桨直升机大速度前飞时前行桨叶接近声速,后行桨叶失速造成阻力及功率激增,速度难以突破 350 km/h^[1]。为解决这个问题,各种复合式高速直升机方案被提出,M. Buhler 等^[2],C. Frank^[3],R. L. Robb^[4]通过加装机翼来提高直升机的飞行速度;王焕瑾等^[5-6],孟佳东^[7],葛讯^[8]设计了几种新构型旋翼飞行器,如增加尾推螺旋桨及鸭翼布局,通过将固定翼飞机与直升机的结合提高飞行器的前飞速度;陈铭等^[9]介绍了欧洲直升机公司提出的一种双拉力螺旋桨复合式高速直升机方案(X3 构型,如图 1 所示),该方案在常规单旋翼带尾桨直升机基础上加装机翼,并在两侧机翼上各安装一副螺旋桨,通过螺旋桨产生的推力实现直升机高速前飞。相对于传统直升机布局,双拉力复合式布局增加了机翼及螺旋桨装置,因此整机气动干扰发生了很大的变化,悬停时,机翼及螺旋桨对旋翼下洗气流会产生较大干扰,同时直升机前飞速度不同,旋翼尾迹对螺旋桨及机翼的影响程度也不同,机身表面压强分布也将发生变化,旋翼/螺旋桨/机身之间的相互干扰对直升机的飞行性能及飞行品质等方面将产生较大影响。因此,针对双拉力螺旋桨复合式高速直升机的旋翼/螺旋桨/机身干扰特性进行研究是具有重要意义的。



图 1 X3 构型双拉力螺旋桨复合式高速直升机
Fig. 1 Double-thrust-propeller composite high-speed helicopter with X3 configuration

目前,CFD 方法已被广泛应用于直升机流场数值模拟,复合式高速直升机干扰流场的 CFD 模拟方法主要有嵌套网格方法和动量源方法两种。曹飞等^[10]在结构运动嵌套网格基础上建立了复合式高速直升机旋翼/机身气动特性 CFD 数值方法,该方法能够有效计算不同飞行状态及不同构型复

合式直升机流场数值模拟,但存在网格数量及计算量大的缺点;谢冠一^[11]在其基础上对旋翼/机身/尾面气动干扰特性进行了分析,并在计算过程中考虑了旋翼配平因素,但两者只针对传统单旋翼带尾桨直升机构型进行了分析;黄深^[12]应用动量源方法建立了共轴刚性旋翼带尾推螺旋桨复合式高速直升机(X2 构型)旋翼/机身/尾推干扰流场计算方法,该方法中用动量源替换了旋翼及螺旋桨,给出了动量源网格生成方法并分析了刚性旋翼对尾推的气动干扰,为动量源方法在不同构型复合式高速直升机中的应用提供了参考;赵寅宇等^[13]运用动量源方法建立了 X3 构型旋翼/螺旋桨干扰流场计算方法,该方法分析了 X3 构型悬停及不同前飞速度下旋翼与螺旋桨之间的相互干扰,但并未考虑机身对旋翼/螺旋桨干扰流场的影响。

本文在前人研究基础上,基于动量源方法构建针对双拉力螺旋桨复合式高速直升机旋翼/螺旋桨/机身干扰特性数值计算及分析方法,该方法考虑了机身对整机气动特性的影响,较真实地模拟直升机悬停及前飞状态下旋翼/螺旋桨/机身干扰特性,以期对双拉力螺旋桨复合式高速直升机的设计及气动优化提供参考。

1 数值计算方法

动量源方法中桨叶分为多段微段,每一微段对空气的作用力作为源项直接计入动量方程。动量源方法采用作用盘替代了桨叶,降低网格生成的难度并减少网格数目,从而缩短了计算时间。

1.1 控制方程

本文计算采用三维非定常 RANS 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{H} dV + \iint_{aS} [\mathbf{D}(\mathbf{H}) - \mathbf{K}(\mathbf{H})] dS = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{H} 为守恒变量; $\mathbf{D}(\mathbf{H})$ 为无黏通量; $\mathbf{K}(\mathbf{H})$ 为黏性通量。

1.2 动量源模型

建立桨盘与计算域直角坐标系如图 2 所示,分别用 (μ, ν, ζ) 及 (M, N, Q) 表示,则两种坐标系转换关系为

$$\begin{bmatrix} \mu \\ \nu \\ \zeta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos A & \sin B \sin A & -\cos B \sin A \\ 0 & \cos A & \sin B \\ \sin \alpha & -\sin B \cos A & \cos B \cos A \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} M - M_a \\ N - N_a \\ Q - Q_a \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: A 、 B 分别为桨盘前倾角与侧倾角; (M_a, N_a, Q_a) 为旋转中心在计算域直角坐标系中的坐标位置。

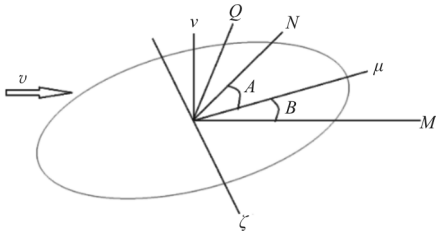


图 2 桨盘直角坐标系和计算域直角坐标系关系图

Fig. 2 Diagram of the rectangular coordinate system of the propeller disk and the Cartesian coordinate system of the computing domain

桨盘圆柱坐标系 (σ, ω, ψ) 与桨盘直角坐标系 (μ, ν, ζ) 转换关系为

$$\begin{bmatrix} K_\sigma \\ K_\omega \\ K_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} K_\mu \\ K_\nu \\ K_\zeta \end{bmatrix} \quad (3)$$

翼型升力 L_i 与阻力 D_i 分别为

$$L_i = \frac{1}{2} \rho v^2 C_L l ds \quad (4)$$

$$D_i = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D l ds \quad (5)$$

式中: v 为桨叶剖面来流速度; l 为翼型弦长; C_L 、 C_D 分别为升力系数与阻力系数。

拉力 T_i 与阻力 Z_i 分别为

$$T_i = L_i \cos \gamma - D_i \sin \gamma \quad (6)$$

$$Z_i = -L_i \sin \gamma - D_i \cos \gamma \quad (7)$$

则桨盘直角坐标系 (μ, ν, ζ) 下桨叶剖面对流场的反作用力为

$$T'_i = -T_i \quad (8)$$

$$Z'_i = -Z_i \quad (9)$$

考虑到桨盘 N 片桨叶, 桨盘旋转一周, 则半径 r 处任意方位角桨叶的作用力 \mathbf{F}'_{ν} 为

$$\mathbf{F}'_{\nu} = \frac{N \cdot \mathbf{F}}{2\pi r} \quad (10)$$

$$\mathbf{F}' = \mathbf{T}' + \mathbf{Z}' \quad (11)$$

动量源方法中, 以桨盘处的面网格替代桨盘平面, 动量源将直接添加到这个网格平面, 该网格平面单位网格面积为 S' , 则单位网格作用力为

$$\mathbf{F}_i = \mathbf{F}'_{\nu} \cdot S' \quad (12)$$

通过叠加则可求得桨盘拉力 T_i 与阻力 Z_i 。最后将 \mathbf{F}_i 在计算域直角坐标系 (M, N, Q) 下进行转换, 得到动量源项 (S_{ix}, S_{iy}, S_{iz}) , 再以通量的形式将动量源项添加至网格单元的控制体方程中。

1.3 计算网格

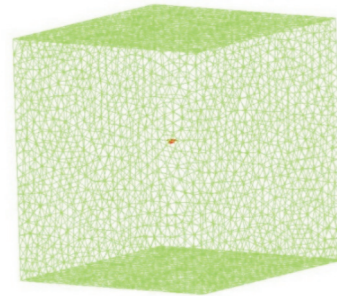
采用动量源方法时, 需要将旋翼与螺旋桨和机身分开进行网格划分。旋翼与螺旋桨等效为圆盘, 进行结构网格划分, 对机身进行非结构网格划分, 双拉力螺旋桨复合式高速直升机计算网格如图 3 所示。



(a) 旋翼/螺旋桨网格



(b) 机身网格



(c) 计算域网格

图 3 双拉力螺旋桨复合式高速直升机计算网格

Fig. 3 Computational grid of double-thrust-propeller composite high-speed helicopter

2 计算方法验证

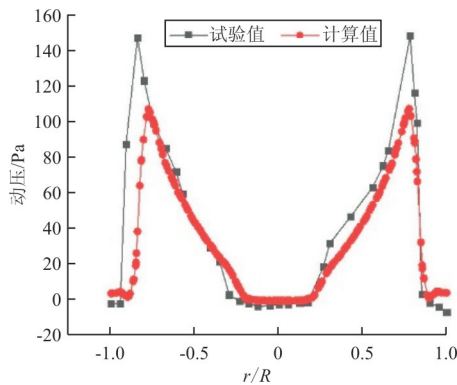
2.1 孤立旋翼计算验证

采用旋翼模型^[14]作为计算算例验证孤立旋翼动量源计算方法的可行性,旋翼具体参数如表 1 所示。计算桨盘下方不同高度动压试验值^[14]与计算值的对比如图 4 所示,可以看出:计算值与试验值大体吻合,总体变化趋势相同,说明本文动量源方法可靠。

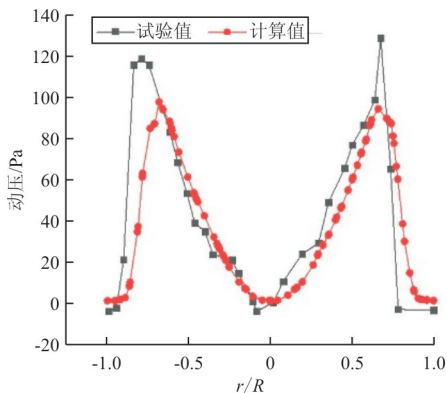
表 1 验证算例旋翼参数

Table 1 Rotor parameters of validation example

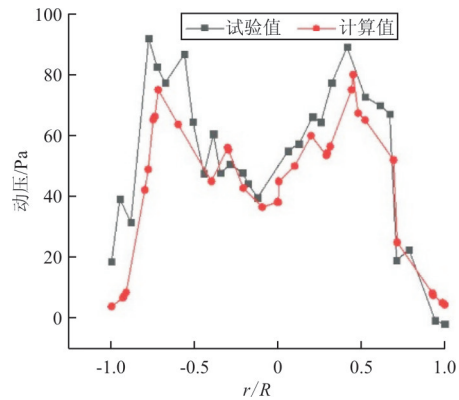
参 数	数 值
旋翼半径 R/m	0.914
弦长 c/m	0.1
翼型	NACA0012
桨叶片数/个	2
负扭度/ $^\circ$	0
旋翼根切 R_c/m	0.228 5
旋翼转速/ $(rad \cdot s^{-1})$	122.2
旋翼总距/ $^\circ$	11



(a) 桨盘下方 0.104R



(b) 桨盘下方 0.325R



(c) 桨盘下方 0.993R

图 4 桨盘下方不同高度处动压计算值与试验值对比图

Fig. 4 Comparison of calculated and experimental values of dynamic pressure at different heights below the rotor disc

2.2 旋翼/机身计算验证

采用 GIT (Georgia Institute of Technology) 旋翼/机身组合模型^[15]进行旋翼/机身干扰动量源计算方法验证。GIT 模型中旋翼参数如表 2 所示^[15],GIT 模型机身参数示意图如图 5 所示^[15]。

表 2 GIT 模型旋翼参数

Table 2 Rotor parameters of GIT model

参 数	数 值
旋翼半径 R/m	0.457 2
弦长 c/m	0.086
翼型	NACA0015
桨叶片数/个	2
旋翼根切 R_c/m	0.123 444
旋翼转速/ $(rad \cdot s^{-1})$	2 100
旋翼总距/ $^\circ$	10

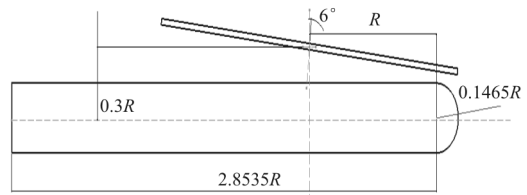


图 5 GIT 模型参数图

Fig. 5 Parameter diagram of GIT model

机身表面不同截面压力系数计算值与试验

值^[16]对比结果如表 3~表 4 所示,可以看出:本文动量源方法计算的机身上下及左右压力系数分布与试验值整体趋势基本吻合,表明本文旋翼/机身干扰动量源计算方法可靠。

表 3 机身上下表面压力系数计算值与试验值对比

Table 3 Comparison of calculated and experimental values of pressure coefficients of upper and lower surfaces

压力系数	计算值		试验值		误差/%	
	上表面	下表面	上表面	下表面	上表面	下表面
0.0	0.021 6	0.006 8	0.022 2	0.007 5	2.7	9.3
0.5	1.509 0	0.244 0	1.526 0	0.251 0	1.1	2.8
1.0	-0.047 0	0.231 0	-0.049 0	0.238 0	4.1	2.9
1.5	0.747 0	0.208 0	0.754 0	0.212 0	0.9	1.9
2.0	1.636 0	0.040 2	1.651 0	0.041 6	0.9	3.4

表 4 机身左右表面压力系数计算值与试验值对比

Table 4 Comparison of calculated and experimental values of pressure coefficients of left and right surfaces

压力系数	计算值		试验值		误差/%	
	左表面	右表面	左表面	右表面	左表面	右表面
0.0	0.889 0	0.886	0.911 0	0.912	2.4	2.9
0.5	-0.109 0	0.112	-0.116 0	0.114	6.0	1.8
1.0	-0.068 9	-0.148	-0.070 3	-0.162	2.0	8.6
1.5	-0.043 1	0.031	-0.043 6	0.033	1.1	6.1
2.0	-0.809 0	-0.649	-0.821 0	-0.655	1.5	0.9

3 旋翼/螺旋桨/机身干扰特性计算与分析

本文旋翼/螺旋桨/机身干扰特性计算模型如图 6 所示,旋翼与机身顶部的间距为 0.21 m,左右螺旋桨间距为 2.3 m,螺旋桨旋转轴线与旋翼平面的间距为 0.7 m,螺旋桨在旋翼旋转轴线前处 0.2 m,机身长 5.6 m。旋翼具体参数如表 5 所示,螺旋桨具体参数如表 6 所示。

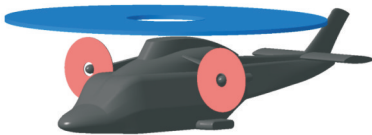


图 6 计算模型示意图

Fig. 6 Schematic diagram of computational model

表 5 双拉力螺旋桨复合式高速直升机旋翼参数

Table 5 Rotor parameters of double-thrust-propeller configuration compound high-speed helicopter

参 数	数 值
旋翼半径 R/m	2.1
弦长 c_{xy}/m	0.125
翼型	NACA0015
桨叶片数/个	4
负扭度/ $^{\circ}$	-8
旋翼根切 R_c/m	0.515

表 6 双拉力螺旋桨复合式高速直升机螺旋桨参数

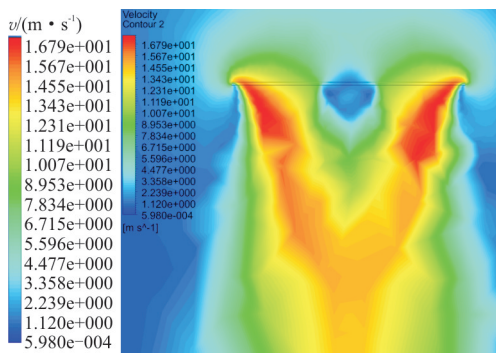
Table 6 Propeller parameters of double-thrust-propeller configuration compound high-speed helicopter

参 数	数 值
桨叶半径 R/m	0.42
弦长 c_{lsj}/m	0.055
翼型	NACA63(2)
桨叶片数/个	3
负扭度/ $^{\circ}$	-28
桨叶根切 R_c/m	0.091

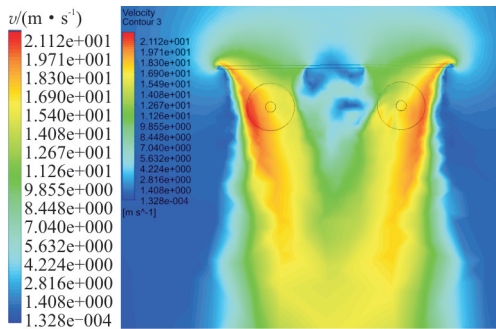
3.1 悬停旋翼/螺旋桨/机身干扰特性

双拉力螺旋桨复合式高速直升机通过控制旋翼桨盘倾角以平衡螺旋桨推力,旋翼反扭矩通过左右螺旋桨的推力差抵消^[17]。

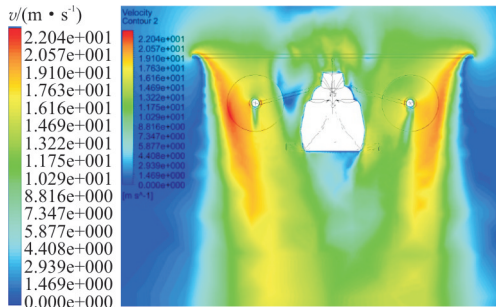
为研究悬停状态下旋翼/螺旋桨/机身干扰特性,分别对单独旋翼、旋翼/螺旋桨组合及旋翼/螺旋桨/机身组合进行计算,得到横向截面速度云图如图 7 所示,可以看出:三种组合横向截面速度云图有较大差别,单独旋翼下洗流离桨盘较近处两侧速度较快,离桨盘较远处中部速度较快,气流向中部聚集,旋翼/螺旋桨组合及旋翼/螺旋桨/机身组合桨盘下方中部低速区域面积比单独旋翼低速区域面积大,推迟了气流的聚集,在机身附近及下方速度较低,这是因为机身阻挡了气流的流动,对气流有阻塞作用。



(a) 单独旋翼悬停速度云图



(b) 旋翼/螺旋桨组合悬停速度云图



(c) 旋翼/螺旋桨/机身组合悬停速度云图

图 7 三种组合悬停状态速度云图对比

Fig. 7 Velocity contour comparison of three combined hovering state

三种组合旋翼拉力系数对比数据如表 7 所示,可以看出:机身对气流的阻塞作用降低了旋翼的升力,螺旋桨对旋翼下洗气流有一定的加速作用,因此旋翼/螺旋桨组合中旋翼拉力系数要较高于单独旋翼。

表 7 三种组合旋翼拉力系数

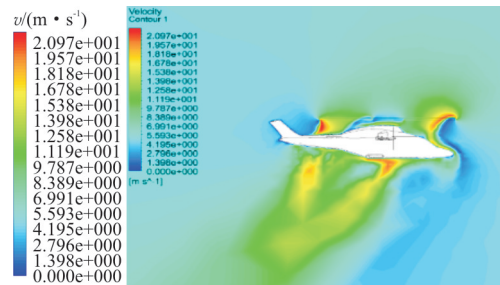
Table 7 Tension coefficient of rotor at three combination

组合类型	旋翼拉力系数
单独旋翼	0.013 23
旋翼/螺旋桨	0.013 32
旋翼/螺旋桨/机身	0.013 15

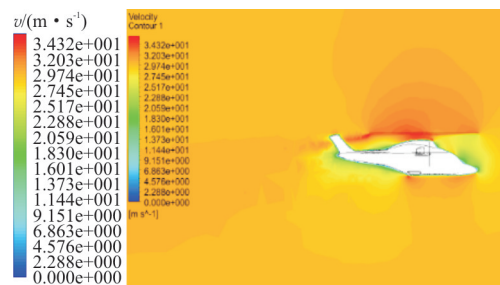
3.2 前飞旋翼/螺旋桨/机身干扰特性

拉力螺旋桨产生的推力能使双拉力螺旋桨复合式高速直升机实现高速前飞,因此其前飞时的流场特性与传统直升机有所不同,为研究双拉力螺旋桨复合式高速直升机前飞状态的旋翼/螺旋桨/机身干扰特性,选取前飞速度为 5、30、50、70、90、110 m/s 这 6 个从低速到高速状态对单独机身、旋翼/螺旋桨/机身组合及螺旋桨/机身组合进行计算。

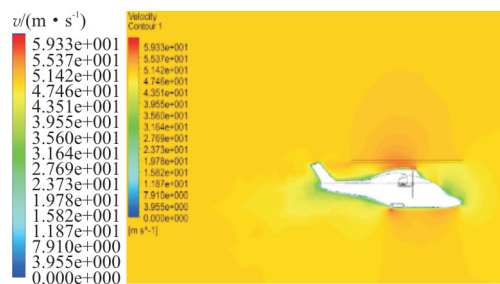
旋翼/螺旋桨/机身组合不同前飞速度纵向截面速度云图如图 8 所示,可以看出:在低速飞行时,旋翼下洗流在前飞来流的影响下发生偏折,但偏折角度较小,机身对旋翼下洗流依旧存在干扰作用,随着前飞速度的增加,旋翼下洗流趋近于水平,此时机身对旋翼下洗流的干扰较小。



(a) $v=5$ m/s



(b) $v=30$ m/s



(c) $v=50$ m/s

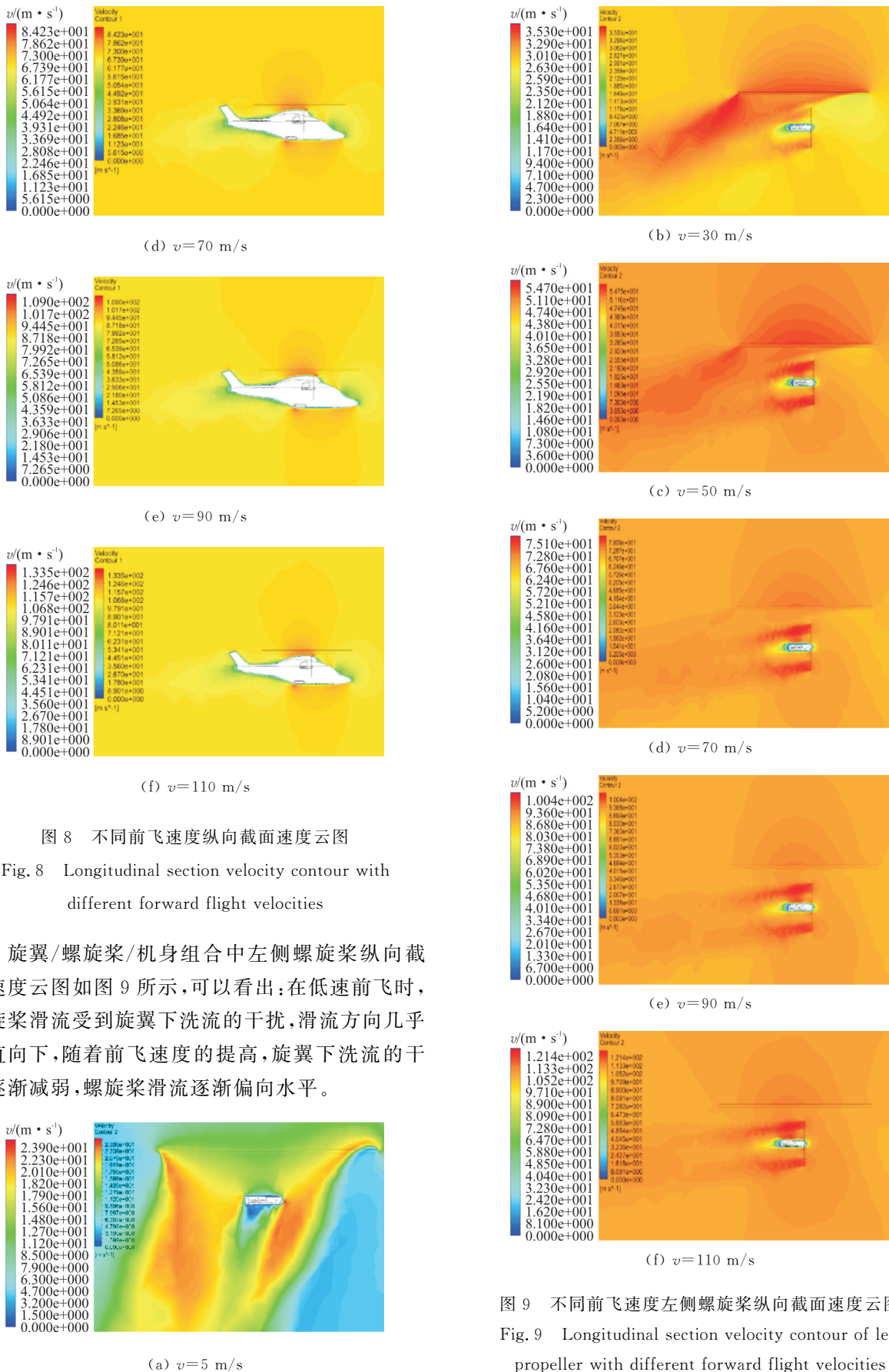


图 8 不同前飞速度纵向截面速度云图

Fig. 8 Longitudinal section velocity contour with different forward flight velocities

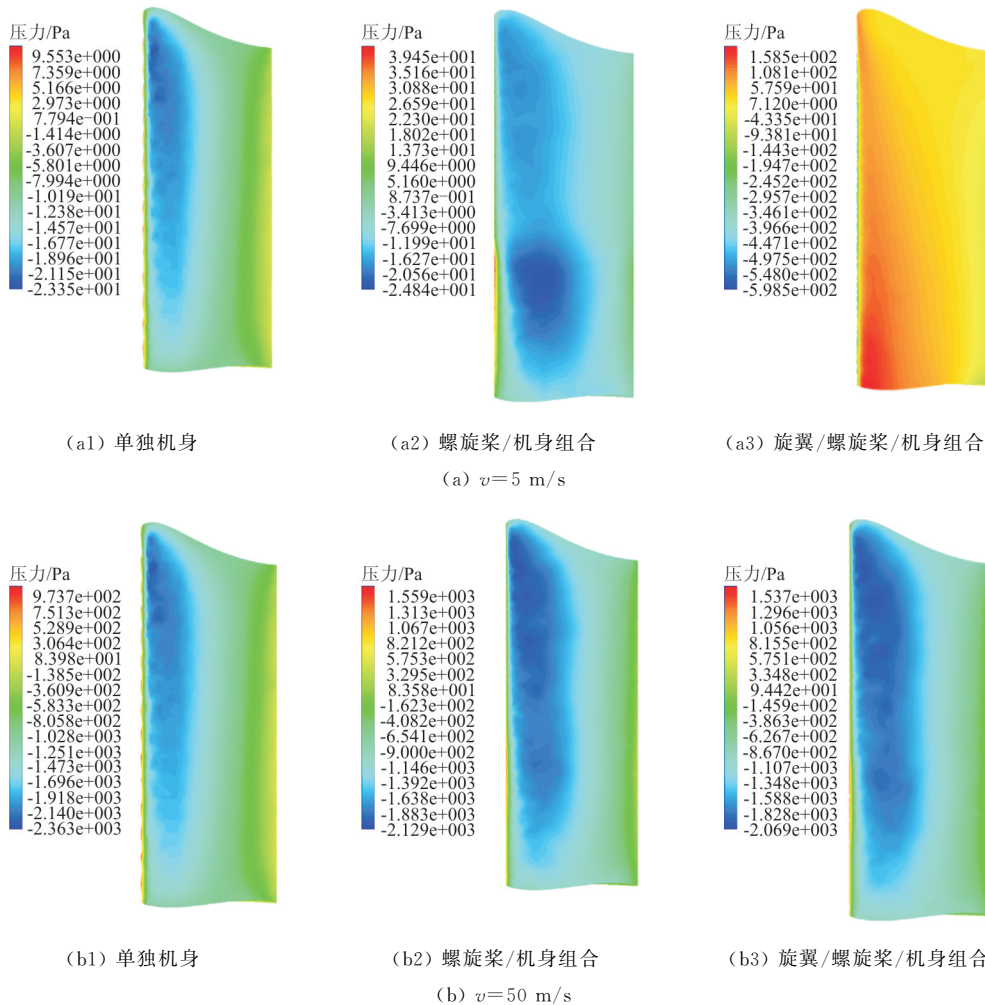
旋翼/螺旋桨/机身组合中左侧螺旋桨纵向截面速度云图如图 9 所示,可以看出:在低速前飞时,螺旋桨滑流受到旋翼下洗流的干扰,滑流方向几乎垂直向下,随着前飞速度的提高,旋翼下洗流的干扰逐渐减弱,螺旋桨滑流逐渐偏向水平。

图 9 不同前飞速度左侧螺旋桨纵向截面速度云图
Fig. 9 Longitudinal section velocity contour of left propeller with different forward flight velocities

单独机身、螺旋桨/机身组合及旋翼/螺旋桨/机身组合从低到高三种前飞速度下右机翼压力分布云图如图 10 所示,可以看出:低速时,旋翼/螺旋桨/机身组合机翼上表面压力最大,主要原因是旋翼下洗流冲击在机翼上表面导致其压力上升, $v=5\text{ m/s}$ 时螺旋桨/机身组合机翼最大压力为 39.45 Pa,最小压力为-24.84 Pa,这是因为螺旋桨滑流加速了机翼表面流速,提高了其表面压力分布;单独机身状态时,机翼最大压力为 9.553 Pa,最小压力为-23.35 Pa,此时无旋翼下洗流的干扰,上表面压力值不会骤升,但也无螺旋桨滑流的加速作用,因此其升力将大于旋翼/螺旋桨/机身的组合,小于螺旋桨/机身的组合;随着前飞速度的提高,旋翼/螺旋桨/机身组合机翼表面压力上升迅速, $v=110\text{ m/s}$ 时,其压力峰值已超过单独机身压力峰值,与螺旋桨/机身组合压力峰值相差不大,说明随着前飞速度的提高,旋翼下洗流发生偏折逐渐

接近水平,旋翼下洗流对螺旋桨滑流及机翼的干扰逐渐减弱。

单独机身、旋翼/螺旋桨/机身组合及螺旋桨/机身组合不同前飞速度机翼升力值如表 8 所示,可以看出:前飞速度较低时,螺旋桨/机身组合及单独机身机翼升力远大于旋翼/螺旋桨/机身组合机翼升力,进一步说明了前飞速度较低时旋翼下洗流对螺旋桨滑流产生了较大干扰,旋翼下洗流打在机翼上表面造成机翼上表面压力增大,机翼上下表面压力差下降,机翼升力降低;螺旋桨/机身组合机翼升力较高于单独机身机翼升力,进一步说明了螺旋桨滑流的增升作用;随着前飞速度的增加,螺旋桨/机身组合与旋翼/螺旋桨/机身组合机翼升力差值在减小,当前飞速度超过 90 m/s 时,旋翼/螺旋桨/机身组合机翼升力超过单独机身机翼升力,进一步说明了随着前飞速度的增加,旋翼下洗流对螺旋桨滑流及机翼的干扰逐渐减弱。



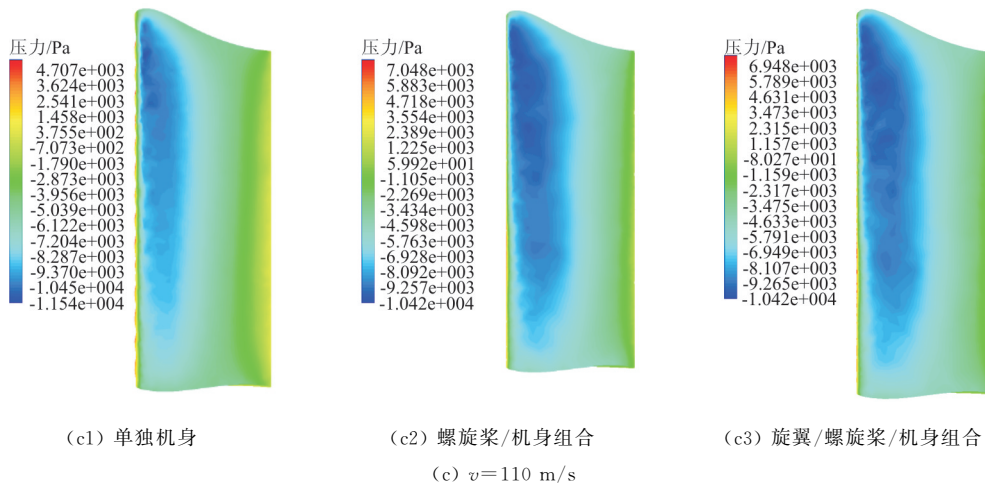


图 10 三种组合不同前飞速度右机翼压力分布云图

Fig. 10 Pressure contour distribution on right wing of three combinations with different forward flight velocities

表 8 三种组合不同前飞速度机翼升力值

Table 8 Wing lift at different forward speeds of three combinations

速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	升力/N		
	单独机身	螺旋桨/机身	旋翼/螺旋桨/机身
5	4.832 60	6.093 674 8	-82.071 71
30	178.411 79	194.377 078 0	104.749 36
50	498.150 91	538.900 020 0	438.272 55
70	978.542 71	1 058.183 990 0	970.516 48
90	1 623.015 13	1 747.239 710 0	1 670.010 23
110	2 428.566 10	2 600.547 900 0	2 522.424 40

4 结 论

(1) 悬停时,机身对气流的阻塞作用降低了旋翼的升力,螺旋桨尾流对旋翼下洗气流的加速作用提高了旋翼升力。

(2) 前飞时,旋翼下洗流发生偏转,前飞速度越大,其偏转角度越大,前飞速度较低时旋翼下洗流使螺旋桨滑流发生偏折,随着前飞速度的提高,旋翼下洗流对螺旋桨滑流的影响逐渐减弱。

(3) 旋翼下洗流在前飞速度较低时对机翼表面压力分布有较大影响,旋翼下洗流冲击机翼上表面使其上表面压力分布上升,升力下降,随着前飞速度的提高,这种影响逐渐减弱。

参考文献

- [1] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空

航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.

WU Ximing. Current status, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 47(2): 173-179. (in Chinese)

[2] BUHLER M, NEWMAN S. The aerodynamics of the compound helicopter configuration[J]. The Aeronautical Journal, 1996, 100: 111-120.

[3] FRANK C. SpeedHawk; phase I [J]. Vertiflite, 2007, 53(4): 18-22.

[4] ROBB R L. Hybrid helicopters: compounding the quest for speed[J]. Vertiflite, 2006, 52(2): 30-54.

[5] 王焕瑾, 高正. 高速直升机方案研究[J]. 飞行力学, 2005, 23(1): 38-42.

WANG Huanjin, GAO Zheng. Research on the scheme of a high-speed helicopter[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(1): 38-42. (in Chinese)

[6] 王焕瑾, 高正. 转换式高速直升机 RD15 方案[J]. 航空学报, 2005, 26(1): 36-39.

WANG Huanjin, GAO Zheng. The scheme of high-speed helicopter RD15[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 36-39. (in Chinese)

[7] 孟佳东. 高速共轴式直升机总体方案设计及操纵机构力学分析[D]. 兰州: 兰州交通大学, 2014.

MENG Jiadong. Conceptual design and mechanical analysis on manipulating mechanism of high-speed coaxial helicopter [D]. Lanzhou: Lanzhou Jiaotong University, 2014. (in Chinese)

[8] 葛讯. 鸭式旋翼/机翼飞行器研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

GE Xun. Research on aircraft of canard rotor/wing [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[9] 陈铭, 武梅丽文, 曹飞. 复合式直升机技术特点及发展概述

- [J]. 航空制造技术, 2017(21): 94-101.
CHEN Ming, WU Meiliwen, CAO Fei. Technology and development overview for compound helicopter[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(21): 94-101. (in Chinese)
- [10] 曹飞, 陈铭, 马艺敏. 复合式直升机旋翼/机身干扰流场数值计算[J]. 计算机仿真, 2018, 35(8): 31-35.
CAO Fei, CHEN Ming, MA Yimin. Numerical computation on rotor/fuselage interactive flow field for compound helicopter[J]. Computer Simulation, 2018, 35(8): 31-35. (in Chinese)
- [11] 谢冠一. 直升机旋翼/机身/尾面气动干扰特性的 CFD 分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
XIE Guanyi. Analysis on aerodynamic interactions of helicopter rotor/fuselage/empennage based on CFD[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [12] 黄深. 复合式高速直升机旋翼/机身/尾推干扰流场的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
HUANG Shen. Research on the interaction flowfield of compound high-speed helicopter rotor/fuselage/auxiliary propulsor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [13] 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 and Astronautics, 2017, 49(2): 154-164. (in Chinese)
- [14] MCKEE J W, NAESETH R L. Experimental investigation of the drag of flat plates and cylinders in the slipstream of a hovering rotor: NACA-TN-4239 [R]. [S. l.]: NACA, 1958.
- [15] O'BRIEN D M. Analysis of computational modeling techniques for complete rotorcraft configurations[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2006.
- [16] 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.
- [17] 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 and Astronautics, 2012. (in Chinese)

作者简介:

申遂愿(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:旋翼飞行器总体设计。

朱清华(1975—),男,博士,副教授。主要研究方向:旋翼飞行器总体设计。

朱振华(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:自转旋翼机总体设计。

曾嘉楠(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:旋翼飞行器总体设计。

陈建炜(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:旋翼飞行器总体设计。

(编辑:丛艳娟)