

文章编号:1674-8190(2020)02-176-08

# 螺旋桨滑流对自转旋翼气动特性影响分析

吴伟伟,马存旺,孙凯军

(中国航空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司,北京 100074)

**摘要:**前飞时,自转旋翼机的螺旋桨滑流穿过桨盘平面,会对旋翼产生非定常气动干扰。基于 RANS(雷诺平均 Navier-Stokes)方程,采用运动嵌套网格方法建立适用于自转旋翼-螺旋桨气动干扰流场的计算分析方法,并对模型进行模拟;分析低速情况下,孤立状态自转旋翼和组合状态自转旋翼非定常气动特性及流场特性,同时分析不同速度和螺旋桨位置对自转旋翼气动特性的影响。结果表明:螺旋桨滑流会影响自转旋翼在各个方位角的升阻力特性,并使得自转旋翼尾迹在  $0^\circ$  方位角附近发生畸变;相同拉力下,来流速度越大旋翼后倾角越小,螺旋桨滑流对自转旋翼的影响越小;增大螺旋桨与自转旋翼的间距可以减弱螺旋桨滑流对自转旋翼的气动干扰。

**关键词:**自转旋翼;螺旋桨滑流;气动干扰;非定常载荷

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.004

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Analysis on the Propeller Slipstream Interference with Autorotating Rotor Aerodynamic Characteristics

WU Weiwei, MA Cunwang, SUN Kaijun

(Caihong UAV Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** The propeller slipstream passed through the rotor plane when the autogyro is flying forward, will produce the unsteady aerodynamic interference on the autorotating rotor. Based on the RANS equations(Reynolds averaged Navier-Stokes), a computational analysis method for the aerodynamic interference flow field of autorotating rotor-propeller is established by using the moving embedded grids method, and the model is simulated. The unsteady aerodynamic characteristics and flow field characteristics of the isolated and combined autorotating rotor at low speed are analyzed. The effects of different velocities and propeller positions on the aerodynamic characteristics of the spinning rotor are studied. The results show that the propeller slipstream affects the lift-drag characteristics of the autorotating rotor at all azimuths, and causes the distortion of the rotor wake near  $0^\circ$  azimuth. Under the same rotor thrust, the larger the inflow velocity, the smaller the rotor tilt angle, and the smaller the influence of propeller slipstream on the autorotating rotor. Increasing the pitch between the propeller and the autorotating rotor can reduce the aerodynamic interference of the propeller slipstream on the rotor.

**Key words:** autorotating rotor; propeller slipstream; aerodynamic interaction; unsteady airload

收稿日期:2019-06-27; 修回日期:2019-07-15

通信作者:马存旺,726300202@qq.com

引用格式:吴伟伟,马存旺,孙凯军.螺旋桨滑流对自转旋翼气动特性影响分析[J].航空工程进展,2020,11(2):176-183.

WU Weiwei, MA Cunwang, SUN Kaijun. Analysis on the propeller slipstream interference with autorotating rotor aerodynamic characteristics[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 176-183. (in Chinese)

## 0 引 言

自转旋翼机是一种依靠来流驱动旋翼自转产生拉力,螺旋桨推力克服前飞阻力的旋翼类飞行器。自转旋翼机前飞时旋翼后倒,此时旋翼部分区域处于螺旋桨滑流区域内,特别是低速前飞时和下降时,旋翼后倾角较大,螺旋桨滑流对旋翼有较强的干扰作用,使得自转旋翼的气动特性发生变化。

国外对自转旋翼气动特性的研究相对较早,J. B. Wheatley 等<sup>[1]</sup>借助风洞试验研究了自转旋翼的气动特性;F. D. Harris<sup>[2]</sup>介绍了旋翼机计算理论的发展并给出了多种旋翼机的试验数据;F. N. Cotton 等<sup>[3]</sup>采用风洞试验研究了旋翼机机体气动特性及螺旋桨对其的影响。国内,王焕瑾等<sup>[4]</sup>、王俊超等<sup>[5]</sup>、朱清华等<sup>[6]</sup>分别采用叶素理论、自由尾迹方法及风洞试验对自转旋翼气动特性进行了研究。

有关旋翼气动干扰方面的研究多集中在直升机旋翼方面,包括旋翼和尾桨之间的干扰<sup>[7-8]</sup>、共轴旋翼之间的干扰<sup>[9-10]</sup>、旋翼-旋翼之间的干扰<sup>[11-12]</sup>、旋翼和机身之间的干扰<sup>[13-15]</sup>等,而对螺旋桨滑流对自转旋翼气动特性非定常干扰方面的研究较少。

目前,采用叶素理论、自由尾迹等方法不能或很难准确模拟螺旋桨滑流对自转旋翼的气动干扰,而风洞试验方法成本较高、试验周期较长。

本文基于 CFD 方法,采用运动嵌套网格技术模拟螺旋桨对自转旋翼的非定常干扰,主要包括不同来流速度及螺旋桨位置的影响。

## 1 计算方法及验证

### 1.1 数值计算方法

流场控制方程采用三维非定常 RANS 方程,其积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_{\sigma} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} d\sigma = 0 \quad (1)$$

式中: $V$  为控制体体积; $Q$  为守恒变量矢量; $\sigma$  为控制体表面积; $\mathbf{F}$  为通过表面  $\sigma$  的净通量矢量,包含粘性项和无黏项; $\mathbf{n}$  为表面  $\sigma$  的单位外法向矢量。

采用有限体积法对控制方程进行空间离散,对流项采用二阶迎风格式,扩散项采用二阶迎风差分

格式,时间采用二阶隐式格式。湍流模型采用有曲率修正的两方程 SST  $k-\omega$  模型。

采用嵌套网格方法模拟旋翼和螺旋桨的运动,其中背景网格采用非结构网格,桨叶和螺旋桨网格采用 C-H 型网格,与背景网格之间通过交界面交换流场信息。

### 1.2 算例验证

前飞状态采用有试验数据作为对比的 7A 旋翼作为算例<sup>[16]</sup>。模型参数为:4 片桨叶,旋翼半径 2.1 m,桨叶弦长 0.14 m,桨叶翼型包括 OA212 和 OA209,桨叶平面形状为矩形,具有非线性扭转角。计算状态为:桨尖马赫数 0.616,前进比 0.167,桨轴前倾角  $1.48^\circ$ ,拉力实度比 ( $C_T/\sigma$ ) 为 0.08。总距角和挥舞角采用平均值,如图 1 所示。

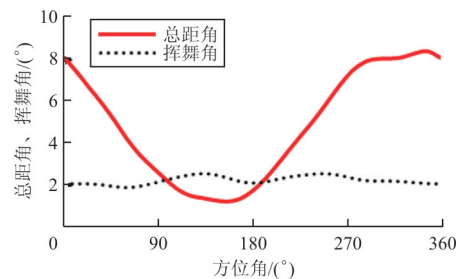


图 1 总距角和挥舞角随方位角变化值

Fig. 1 Variation of pitch angle and flapping angle versus azimuth angle

计算旋翼流场图如图 2 所示, $C_T/\sigma$  随旋转圈数的变化如图 3 所示,可以看出:两圈之后  $C_T/\sigma$  已收敛。

桨叶  $0.92R$  和  $0.98R$  截面处压力系数计算值和试验值对比分别如图 4~图 5 所示,可以看出:本文计算结果与试验值吻合较好。

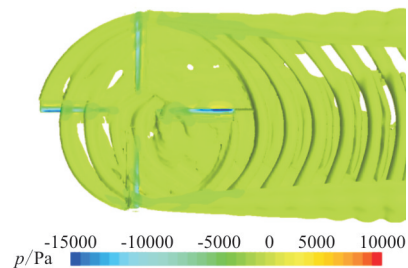


图 2 旋翼流场图

Fig. 2 Flow field map of rotor

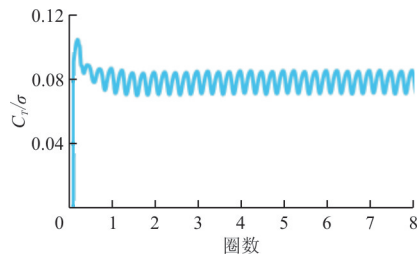
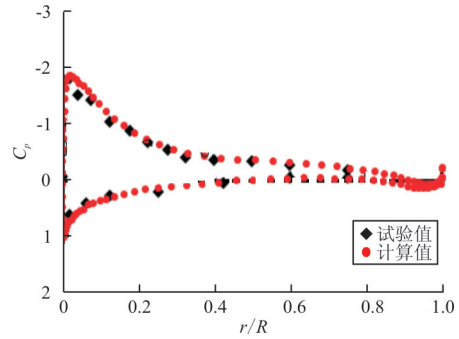


图 3 拉力实度比随计算圈数变化

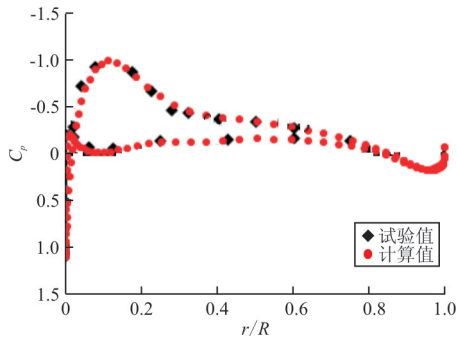
Fig. 3  $C_T/\sigma$  versus number of computing cycles



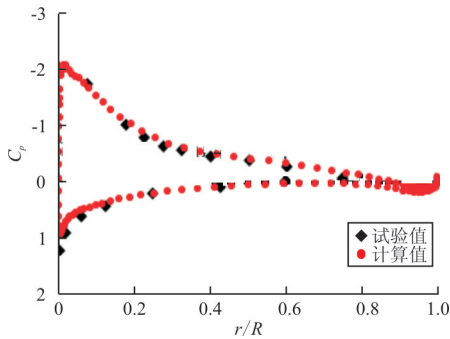
(b) 270°方位角

图 5 0.98R 处压力系数计算值与试验值对比

Fig. 5 Comparison of numerical simulation and test values of pressure coefficient at 0.98R



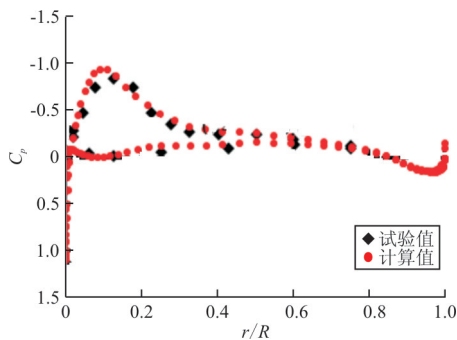
(a) 90°方位角



(b) 270°方位角

图 4 0.92R 处压力系数计算值与试验值对比

Fig. 4 Comparison of numerical simulation and test values of pressure coefficient at 0.92R

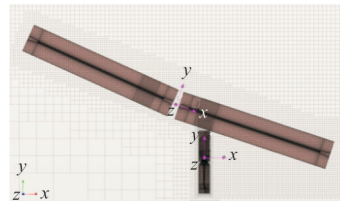


(a) 90°方位角

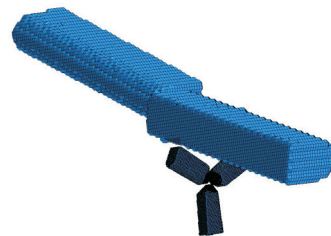
## 2 计算结果与分析

### 2.1 计算模型

本文主要目的是研究自转旋翼—螺旋桨之间的干扰,为了减小网格数量,未加入机身模型。旋翼直径 8.5 m,锥度角 3°,逆时针旋转(从上向下看),桨叶数为两片,桨叶平面形状为矩形,无扭转,翼型为 NACA 8-H-12,桨叶弦长 0.218 m,总距角 2.5°。螺旋桨为三叶桨,直径 1.73 m,逆时针旋转(从后向前看)。采用国际标准大气,高度 1.6 km。螺旋桨中心位于旋翼中心下方 1.5 m、后方 0.8 m 处。模型网格如图 6 所示,旋翼—螺旋桨网格数量为 493 万,采用 20 核主频 2.2 GHz 工作站单个时间步计算时长 58 s。



(a)  $z=0$  m 截面网格



(b) 旋翼—螺旋桨嵌套网格

图 6 模型网格

Fig. 6 Model grid

拉力系数、阻力系数定义如下

$$C_T = T / \left( \frac{1}{2} \rho \Omega^2 R^2 S \right) \quad (2)$$

$$C_d = D / \left( \frac{1}{2} \rho \Omega^2 R^2 S \right) \quad (3)$$

式中:空气密度  $\rho = 1.0476 \text{ kg/m}^3$ ; 桨盘面积  $S = \pi R^2 = 56.745 \text{ m}^2$ ; 桨尖速度  $\Omega_R = 160.2 \text{ m/s}$ 。

旋翼拉力系数  $C_T = 0.0059$  (拉力  $T = 4500 \text{ N}$ ), 旋翼转速  $\Omega = 360 \text{ rpm}$ , 螺旋桨转速  $\Omega_{pr} = 2222 \text{ rpm}$  (顺时针旋转方向, 沿  $x$  轴观察)。首先采用动量叶素理论<sup>[17]</sup>计算孤立状态旋翼的后倾角(如表 1 所示), 然后根据得到的旋翼后倾角, 采用数值方法分别计算孤立状态旋翼、旋翼-螺旋桨的气动特性。

表 1 不同速度旋翼后倾角

Table 1 Rotor tilt angle versus speed

速度/(m·s <sup>-1</sup> )	旋翼后倾角/(°)	速度/(m·s <sup>-1</sup> )	旋翼后倾角/(°)
15	20.5	25	8.3
20	12.0	30	5.8

## 2.2 低速气动特性分析

自转旋翼机起飞时飞行速度较低, 旋翼后倾角最大, 此时旋翼处于螺旋桨滑流区域的面积最大, 气动干扰问题最严重。

速度为 15 m/s 时, 孤立状态旋翼升阻力与组合状态旋翼升阻力对比如表 2 所示, 可以看出: 受螺旋桨滑流干扰, 组合状态旋翼拉力系数和阻力系数相比孤立状态均略有增加,  $\Delta C_T = 0.27\%$ ,  $\Delta C_d = 2.82\%$ 。

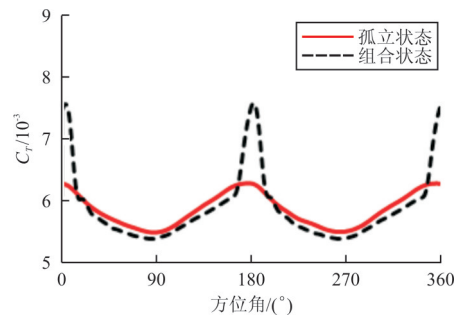
表 2 低速时(15 m/s), 孤立状态与组合状态气动特性对比  
Table 2 Comparison of aerodynamic characteristics between isolated and combined states ( $v = 15 \text{ m/s}$ )

参 数	数 值	
	孤立状态	组合状态
$C_T$	0.005842	0.005858
$C_d$	0.002267	0.002331

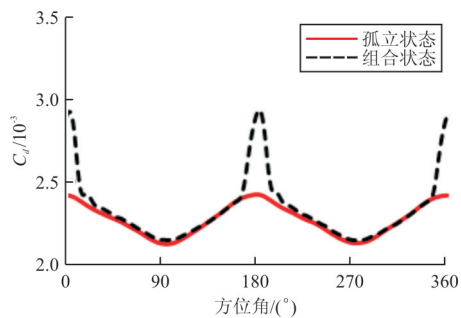
### 2.2.1 升阻力分布对比

15 m/s 时孤立状态和组合状态旋翼拉力系数、阻力系数随方位角的变化对比如图 7 所示, 可

以看出: 螺旋桨滑流对旋翼气动特性具有显著影响, 特别是在  $0^\circ/180^\circ$  方位角左右  $10^\circ$  范围, 旋翼升阻特性变化剧烈, 螺旋桨滑流对于旋翼具有特别强烈的干扰作用; 受螺旋桨滑流影响, 在  $0^\circ/180^\circ$  方位角附近组合状态旋翼拉力系数远大于孤立状态旋翼拉力系数, 最大增量达 21.2%; 而在其他方位角, 组合状态旋翼拉力系数均小于孤立状态, 减小量在 2% 左右; 旋翼阻力系数变化趋势与拉力系数变化趋势类似, 在  $0^\circ/180^\circ$  方位角附近, 组合状态旋翼阻力系数远大于孤立状态, 最大增量达 21.5%, 不同的是组合状态旋翼阻力系数在其他方位角时大于或基本等于孤立状态旋翼阻力系数。



(a) 拉力系数随方位角变化



(b) 阻力系数随方位角变化

图 7 15 m/s 速度旋翼拉力系数、阻力系数随方位角变化  
Fig. 7 Rotor thrust coefficient and drag coefficient versus azimuth angle at 15 m/s

### 2.2.2 流场对比

15 m/s 时旋翼流场如图 8 所示, 可以看出: 旋翼尾迹在  $0^\circ$  方位角附近受螺旋桨滑流影响发生了明显的畸变, 其他方位角没有明显变化。这是由于  $0^\circ$  方位角附近旋翼尾迹在螺旋桨滑流影响范围内, 受螺旋桨滑流影响, 旋翼尾迹向后拉伸。

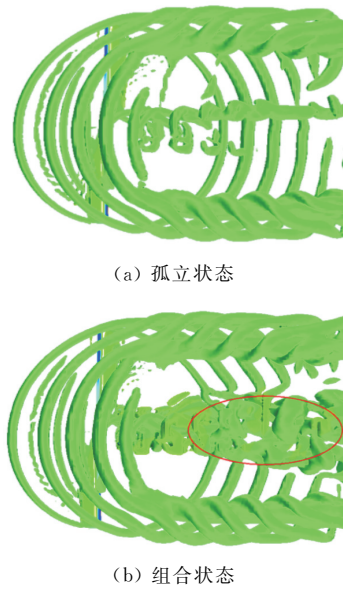


图 8 15 m/s 流场图(俯视图)  
Fig. 8 Flow field diagram at 15 m/s(Top view)

组合状态截面涡量云图如图 9 所示,可以看出:螺旋桨滑流穿过部分桨盘平面,对旋翼流场产生干扰,同时螺旋桨滑流受到旋翼下洗影响,向下偏转。

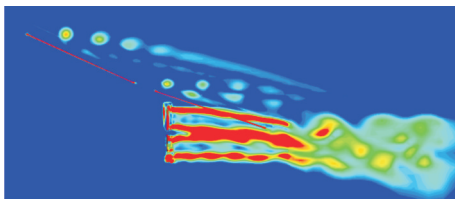


图 9  $z=0$  m 截面涡量云图  
Fig. 9 Vorticity magnitude contours at  $z=0$  m section

### 2.2.3 桨尖涡位置变化

15 m/s 时孤立状态旋翼桨尖涡(简称孤立桨

尖涡)和组合状态旋翼桨尖涡(简称组合桨尖涡)在  $z=0$  m 截面上的位置对比如图 10 所示,可以看出:在前半区旋翼旋转中心左边( $x/R < 0$ ),旋翼孤立桨尖涡和组合桨尖涡位置基本一致;在前半区旋翼旋转中心右边( $x/R > 0$ ),组合桨尖涡  $x$  方向位置与孤立桨尖涡基本一致, $y$  方向位置低于孤立桨尖涡;在后半区组合桨尖涡相比孤立桨尖涡, $x$  方向位置右移, $y$  方向位置上移,说明在后半区螺旋桨滑流对旋翼桨尖涡有较大影响,桨尖涡下降速度减小,后移速度增大。

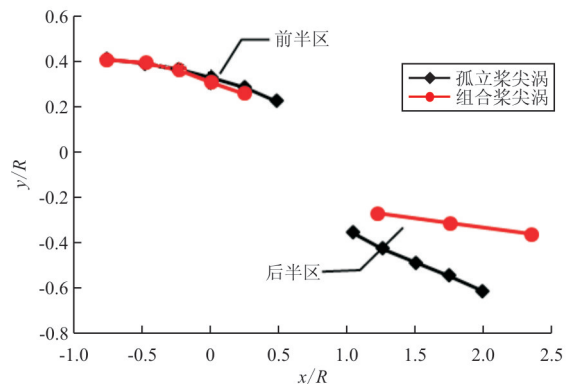


图 10 15 m/s 时桨尖涡位置对比  
Fig. 10 Comparison of tip vortex position at 15 m/s

### 2.3 较高速度气动特性分析

20、25 和 30 m/s 速度下旋翼拉力系数、阻力系数计算结果对比如表 3 所示,可以看出:在恒定拉力系数下,随着速度增加,组合状态旋翼拉力系数、阻力系数减小量均逐渐减小,螺旋桨滑流对于旋翼的干扰逐渐减弱。

表 3 计算结果对比(较高速时)

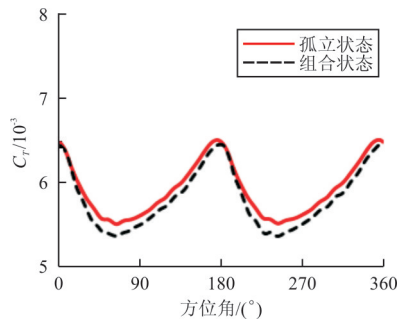
Table 3 Comparison of computation results at higher speeds

速度/( $m \cdot s^{-1}$ )	$C_T$ (孤立)	$C_T$ (组合)	$\Delta C_T/\%$	$C_d$ (孤立)	$C_d$ (组合)	$\Delta C_d/\%$
20	0.005 941	0.005 798	-2.40	0.001 418 9	0.001 389 0	-2.12
25	0.005 903	0.005 797	-1.79	0.001 046 3	0.001 031 0	-1.42
30	0.005 784	0.005 694	-1.56	0.000 785 6	0.000 776 7	-1.14

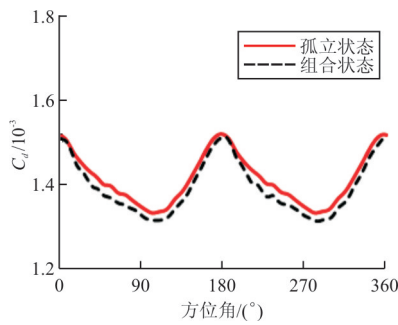
速度分别为 20、25 和 30 m/s 下孤立状态和组合状态旋翼拉力系数、阻力系数随方位角变化对比如图 11~图 13 所示,可以看出:组合状态旋翼拉

力系数、阻力系数在各个方位角均小于孤立状态,但随着前飞速度增大差值逐渐减小,同时和 15 m/s 速度相比,旋翼在  $0^\circ/180^\circ$  方位角未出现拉

力系数、阻力系数突增现象。

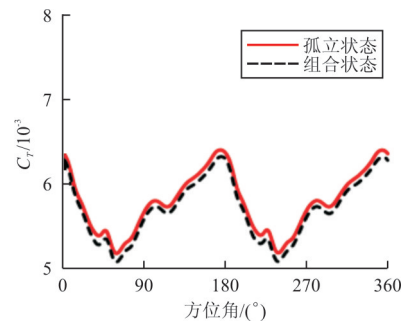


(a) 拉力系数随方位角变化

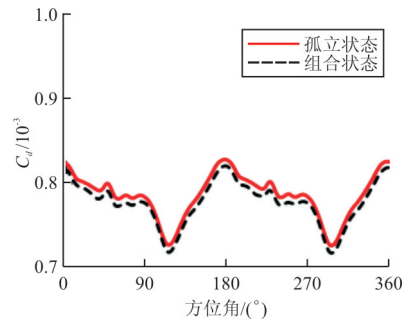


(b) 阻力系数随方位角变化

图 11 20 m/s 速度旋翼拉力系数、阻力系数随方位角变化  
Fig. 11 Rotor thrust coefficient and drag coefficient versus azimuth angle at 20 m/s

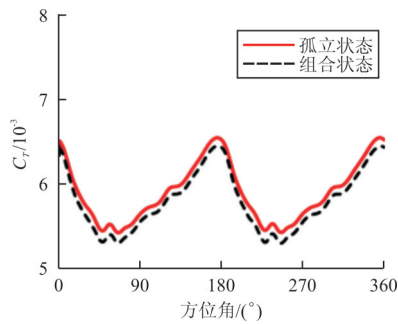


(a) 拉力系数随方位角变化

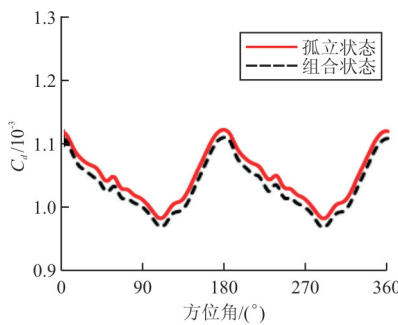


(b) 阻力系数随方位角变化

图 13 30 m/s 速度旋翼拉力系数、阻力随方位角变化  
Fig. 13 Rotor thrust coefficient and drag coefficient versus azimuth angle at 30 m/s



(a) 拉力系数随方位角变化



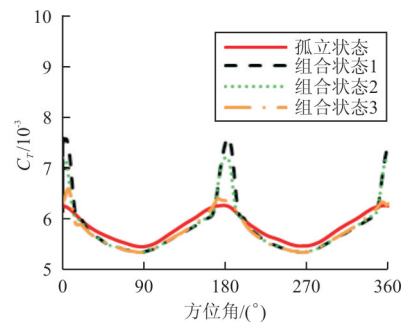
(b) 阻力系数随方位角变化

图 12 25 m/s 速度旋翼升阻力随方位角变化  
Fig. 12 Rotor thrust coefficient and drag coefficient versus azimuth angle at 25 m/s

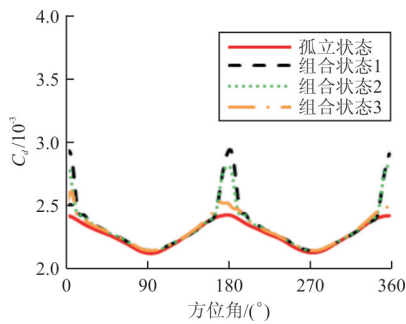
### 2.4 螺旋桨位置变化影响

#### 2.4.1 垂向位置变化影响

螺旋桨位置由 1.5 m(组合状态 1)下移至 1.7 m(组合状态 2)和 1.9 m(组合状态 3),对比计算 15 m/s 速度下不同垂向位置螺旋桨滑流对自转旋翼的影响,如图 14 所示,可以看出:随着螺旋桨位置下移,螺旋桨对自转旋翼的影响逐渐减弱,特别是在 0°/180°方位角左右 10°范围,在其他方位角螺旋桨对自转旋翼的影响基本没有变化。



(a) 拉力系数随方位角变化对比



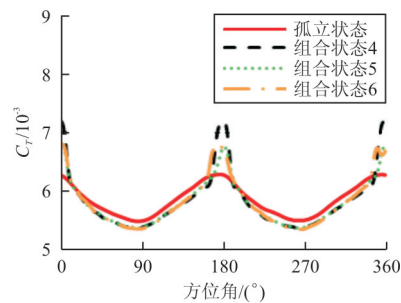
(b) 阻力系数随方位角变化对比

图 14 螺旋桨不同垂向位置自转旋翼气动特性对比

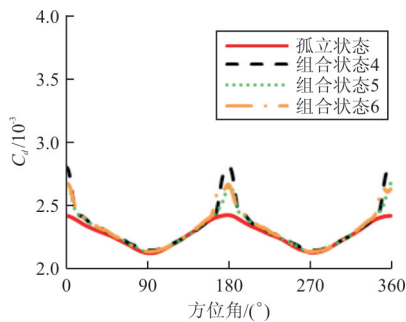
Fig. 14 Comparison of aerodynamic characteristics of autorotating rotor versus different vertical positions of propeller

#### 2.4.2 纵向位置变化影响

螺旋桨垂向位置保持 1.7 m 不变,纵向位置由 0.8 m(状态 4)前移至 0.6 m(状态 5)和 0.4 m(状态 6)。15 m/s 速度下不同纵向位置螺旋桨滑流对自转旋翼的影响如图 15 所示。



(a) 拉力系数随方位角变化对比



(b) 阻力系数随方位角变化对比

图 15 螺旋桨不同纵向位置自转旋翼气动特性对比

Fig. 15 Comparison of aerodynamic characteristics of autorotating rotor versus different longitudinal positions of propeller

从图 15 可以看出:随着螺旋桨位置前移,螺旋

桨对自转旋翼的影响减弱,状态 5 和状态 6 相比,螺旋桨对自转旋翼的影响变化较小,说明螺旋桨纵向位置远离自转旋翼有利于减小螺旋桨对自转旋翼气动特性的影响,但增大到一定距离后,影响变化较小,可能是由于超过一定距离螺旋桨滑流的范围及速度趋于稳定的原因。

### 3 结 论

(1) 螺旋桨滑流影响自转旋翼在各个方位角的升阻力特性,低速时,自转旋翼升阻力会在  $0^\circ/180^\circ$  方位角附近出现突增;较高速度时,组合状态旋翼升阻力在各个方位角均略小于孤立状态,旋翼总的拉力系数和阻力系数变化在 3% 以内。

(2) 受螺旋桨滑流影响,自转旋翼尾迹在  $0^\circ$  方位角附近发生畸变,向后拉伸。

(3) 相同拉力系数下,来流速度越大旋翼后倾角越小,螺旋桨滑流对自转旋翼影响越小,自转旋翼升阻力减小量越小。

(4) 增大螺旋桨与自转旋翼垂向或纵向间距,均可以减弱螺旋桨滑流对自转旋翼的气动干扰。

#### 参考文献

- [1] WHEATLEY J B, HOOD M J. Full-scale wind-tunnel tests of a PCA-2 autogyro rotor: NACA Report 515[R]. USA: NACA, 1936.
- [2] HARRIS F D. Introduction to autogyros, helicopters, and other V/STOL aircraft volume I: overview and autogyros [M]. US: NASA Center for Aerospace Information, 2011.
- [3] COTON F N, SMRCEK L. Aerodynamic characteristics of a gyroplane configuration[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(2): 274-279.
- [4] 王焕瑾, 高正. 自转旋翼的气动优势和稳定转速[J]. 航空学报, 2001, 22(4): 337-339.  
WANG Huanjin, GAO Zheng. Aerodynamic virtue and steady rotary speed of autorotating rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(4): 337-339. (in Chinese)
- [5] 王俊超, 谭剑锋, 李建波, 等. 基于自由尾迹方法的自转旋翼气动特性研究[J]. 航空学报, 2015, 36(11): 3540-3548.  
WANG Junchao, TAN Jianfeng, LI Jianbo, et al. Investigation of autorotating rotor aerodynamic characteristics based on free wake methods[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(11): 3540-3548. (in Chinese)
- [6] 朱清华, 李建波, 倪先平, 等. 自转旋翼气动特性分析及试验研究[J]. 实验流体力学, 2008, 22(3): 1-7.  
ZHU Qinghua, LI Jianbo, NI Xianping, et al. Analysis and

- experimental study on aerodynamic characteristics of auto-rotating rotor[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2008, 22(3): 1-7. (in Chinese)
- [7] 谭剑锋. 直升机旋翼对尾桨非定常气动载荷的影响[J]. *航空学报*, 2015, 36(10): 3328-3240.  
TAN Jianfeng. Influence of helicopter rotor on tail rotor unsteady aerodynamic loads[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(10): 3328-3240. (in Chinese)
- [8] 樊枫, 徐国华, 史勇杰. 基于 CFD 方法的直升机旋翼/尾桨非定常气动干扰计算[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(11): 2633-2642.  
FAN Feng, XU Guohua, SHI Yongjie. Calculations of unsteady aerodynamic interaction between main-rotor and tail-rotor of helicopters based on CFD method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(11): 2633-2642. (in Chinese)
- [9] 邓彦敏, 陶然, 胡继忠. 共轴式直升机上下旋翼之间气动干扰的风洞实验研究[J]. *航空学报*, 2003, 24(1): 10-14.  
DENG Yanmin, TAO Ran, HU Jizhong. Experimental investigation of the aerodynamic interaction between upper and lower rotors of a coaxial helicopter[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2003, 24(1), 10-14. (in Chinese)
- [10] COLEMAN C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research: NASA Technical Paper 3675[R]. USA: NASA, 1997.
- [11] 牛嵩, 田旭, 徐宝石, 等. 多机起降旋翼间气动干扰数值模拟研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2018, 50(2): 173-178.  
NIU Song, TIAN Xu, XU Baoshi, et al. Numerical simulation of aerodynamic interactions between multiple rotors during take-off and landing[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 50(2): 173-178. (in Chinese)
- [12] 黄水林, 招启军, 徐国华. 纵列式双旋翼悬停状态气动干扰特性参数影响分析[J]. *空气动力学学报*, 2011, 29(2): 155-162.  
HUANG Shuilin, ZHAO Qijun, XU Guohua. Parametric effect investigations on aerodynamic interaction characteristics for tandem rotors in hover[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(2): 155-162. (in Chinese)
- [13] 叶靓, 招启军, 徐国华. 非结构嵌套网格的直升机旋翼/机身前一流场数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(4): 903-910.  
YE Liang, ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical simulation of flowfield of helicopter rotor and fuselage in forward flight based on unstructured embedded grid technique[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(4): 903-910. (in Chinese)
- [14] 许和勇, 叶正寅, 史爱明. 基于非结构嵌套网格的旋翼-机身干扰流场数值模拟[J]. *西北工业大学学报*, 2010, 28(6), 814-817.  
XU Heyong, YE Zhengyin, SHI Aiming. An effective method for numerically simulating helicopter rotor-fuselage aerodynamic interference using unstructured overset grids [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2010, 28(6): 814-817. (in Chinese)
- [15] 谭剑锋, 王浩文. 直升机旋翼/机身非定常气动干扰数值分析[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(3): 320-327.  
TAN Jianfeng, WANG Haowen. Numerical analysis of helicopter rotor/fuselage unsteady aerodynamic interaction[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(3): 320-327. (in Chinese)
- [16] BIAVA M, BINDOLINO G, VIGEVANO L. Single blade computations of helicopter rotors in forward flight[C]// 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Nevada: AIAA, 2003: 52.
- [17] JOHNSON W. *Helicopter theory*[M]. Princeton: Princeton University Press, 1980.

### 作者简介:

吴伟伟(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

马存旺(1977—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

孙凯军(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计、螺旋桨设计。

(编辑:马文静)