

纵列式直升机双旋翼流场及性能试验

黄水林¹ 林永峰¹ 黄建萍¹ 招启军² 李明¹

(1. 中国直升机设计研究所旋翼动力学重点实验室, 景德镇, 333001;

2. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要:通过加装一台套单旋翼试验台,与原有的单旋翼试验台组成了双旋翼试验台。基于测力天平和PIV技术,通过改变前后两旋翼的水平和轴向间距,测量了纵列式双旋翼不同气动布局干扰状态下的流场特性和旋翼性能,并与单旋翼情况进行了比较。分别给出了悬停和前飞状态下的旋翼速度场和涡量场分布,对比了不同纵向和轴向间距对双旋翼性能的影响。结果表明:悬停时,后旋翼性能和单旋翼基本一致;前飞时,后旋翼性能比单旋翼差,且随前进比的增加,后旋翼性能与单旋翼性能的差距会更大。

关键词:直升机;旋翼;纵列式;流场

中图分类号:V211.53 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2011)03-0363-06

Experimental Investigations on Flow Field and Performance of Tandem Rotors

Huang Shuilin¹, Lin Yongfeng¹, Huang Jianping¹, Zhao Qijun², Li Ming¹

(1. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China; 2. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A twin-rotor test rig is assembled by equipping another test rig. Using the balance and PIV technique, experimental investigations on the flow field and performance of tandem model rotors are conducted by altering the longitudinal and axial distance between the twin rotors. Furthermore, comparisons of the flow field and performance between tandem rotor and a single rotor are carried out. The flow field and vortices of model rotor both in hovering and in forward flight are shown, and the effects of different longitudinal and axial distances between the twin model rotors on their performance are compared. As a result, the performance of rear rotor is similar with that of single rotor in hovering, while it is slightly worse than that of single rotor in forward flight. And it becomes worse and worse with the increase of the advance ratio.

Key words: helicopter; rotor; tandem; flow field

直升机是低入流的飞行器,其旋翼桨叶拖出的形状畸变和螺旋发展的桨尖涡,直至下游很远处才会散去,导致旋翼更多地受到自身尾流的影响^[1]。对于一前一后分布的纵列式直升机双旋翼来说,两旋翼还存在相互干扰的影响。特别是前飞时,尾迹向后倾斜,后旋翼可直接处在前旋翼的尾流之中,使得后旋翼的流场分布变得更为复杂,而前旋翼一

定程度上也受后旋翼的诱导干扰影响。这些都增加了双旋翼气动干扰计算的难度,因此开展纵列式双旋翼流场及性能试验研究具有重要意义。

纵列式双旋翼气动干扰特性与双旋翼的纵向布局、重叠面积、旋转平面的垂向间距等密切相关。先前的研究工作^[2-3]表明,与单旋翼相比,后旋翼(上旋翼)受干扰影响严重,而前旋翼受影响较小,

尤其是随前进比的加大,这种趋势更加明显。纵列式前后旋翼间的气动干扰影响到旋翼的流场特性,同时也影响旋翼性能。

国外20世纪50年代就开始了纵列式双旋翼直升机的研制,当时的研究大多数是针对于纵列式直升机的总体性能、操稳特性等方面^[4-5],而对气动干扰及干扰下的旋翼性能开展研究很少。而后,一些研究者采用简单的动量和叶素理论研究了两旋翼重叠区域的气动干扰问题,例如,文献[6]推导了悬停情况下纵列式旋翼性能的计算公式,并对之前的一些试验做了综述。尽管国外纵列式直升机已经有比较成熟的机型,然而,在纵列式直升机双旋翼气动干扰试验研究方面,根据检索到的资料来看,国外公开发表的文献并不多。国内近年来开展了纵列式双旋翼及旋翼/机身气动干扰理论研究^[7-8],但尚未进行过相关研究的旋翼台和风洞试验。

本文基于PIV技术,测量了悬停和前飞状态,纵列式双旋翼和单旋翼情况时的旋翼平均速度场、瞬态速度场及涡量分布的结果。基于测力系统,获得了不同纵向间距和轴向间距布局状态下的纵列式旋翼与单旋翼性能的对比。得出对纵列式双旋翼直升机气动设计具有实际意义的结果^[9]。

1 试验设备及模型

试验用到的主要试验设备及模型有:旋翼试验台(两台套)、模型桨叶及桨毂(两套)、低速风洞、六分力天平、数据采集与分析系统、PIV测量系统等。

1.1 试验台及旋翼模型

本试验在南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室的2 m级旋翼试验台上进行。实验室原来的试验台(称为主旋翼台)只能用于单旋翼的试验测量,为了适合于纵列式双旋翼,本试验在实验室设备基础上增加了一个简易的旋翼试验台架(称为副旋翼台),构成了一个纵列式双旋翼模型试验系统。纵列式双旋翼试验台和风洞如图1所示。在保持转速一致的情况下,调整主旋翼台(后旋翼)的转动方向为左旋,副旋翼台(前旋翼)的转动方向为右旋,这样就保证了两旋翼的转速一样且旋向相反。根据风洞的吹风方向,试验时,纵列式的后旋翼置于主旋翼台上,而纵列式的前旋翼安装在副旋翼台上。

模型旋翼的桨毂形式是挥舞铰接式、摆振柔性片。旋转方向:后旋翼为左旋,前旋翼为右旋。转速1 200 r/min,对应桨尖速度为128.2 m/s。

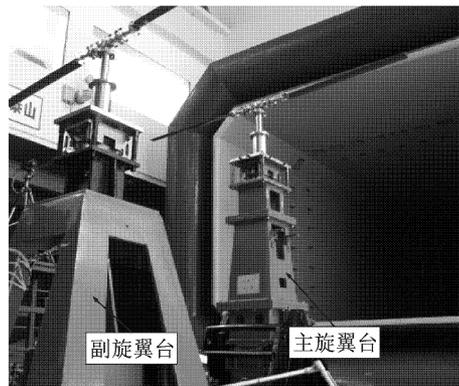


图1 模型旋翼试验台及风洞

1.2 旋翼气动力测量系统

试验时,用于旋翼气动力测量的数据采集与分析系统包括动态数据采集分系统、旋翼六分量天平和扭矩天平等。模型旋翼的拉力由六分量天平测量,扭矩由扭矩天平测定。需要说明的是,试验时只有一套数据采集系统可用,因此性能测量时,只测量了受干扰严重的后旋翼。

1.3 旋翼流场PIV测量系统

PIV技术是测量与图像分析技术的一种,它采用时间间隔很短的两个脉冲光源照亮所需测量的流场,利用CCD(感光器)将所照明的流场中的示踪粒子记录下来,再使用计算机进行图像处理得出速度场的信息。其原理为:由脉冲激光器发出的激光通过由球面镜和柱面镜形成的片光源镜头组,照亮流场中一个很薄的面;再采用与激光面垂直方向的PIV专用跨帧CCD相机摄下流场层片中的流动粒子的图像,然后把图像数字化送入计算机,利用自相关或互相关原理处理,得到流场中的速度场分布。

PIV测试设备硬件系统包括:照明激光器、同步控制器、图像采集板、高速数字相机和计算机。

2 试验状态及方法

纵列式双旋翼及单旋翼情况PIV流场测量试验状态如表1所示。

表1 PIV流场测量状态总表

	纵向间距	垂向间距	前进比 μ
	单旋翼		
纵列式双旋翼	$d_L/R=2.05$	$d_V/R=0.2$	0.0, 0.05, 0.1
	$d_L/R=1.8(\delta=30\%)$	$d_V/R=0.2$	0.0, 0.05, 0.1
	$d_L/R=1.5(\delta=50\%)$	$d_V/R=0.2$	0.0, 0.05, 0.1
	$d_L/R=1.3(\delta=70\%)$	$d_V/R=0.3$	0.0, 0.05, 0.1
		$d_V/R=0.4$	0.0, 0.05, 0.1

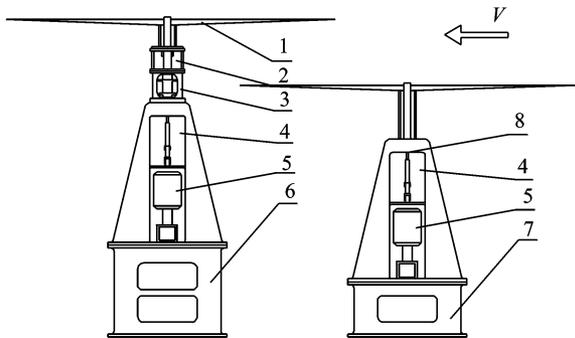
表中, d_L/R 代表纵向间距与旋翼半径之比, δ 表示两旋翼的重合度,而 d_V/R 为轴向间距与旋翼

半径之比。旋翼性能测量状态总表如表2所示。

表2 旋翼性能测量状态总表

	纵向间距	垂向间距	前进比 μ
纵列式双旋翼	单旋翼		0.0, 0.05, 0.1, 0.15
	$d_L/R=2.05$	$d_V/R=0.4$	0.0, 0.05, 0.1, 0.15
	($\delta=0\%$)	$d_V/R=0.2$	0.0, 0.05, 0.1, 0.15
	$d_L/R=1.8$	$d_V/R=0.2$	0.0, 0.05, 0.1, 0.15
	($\delta=30\%$)		0.0, 0.05, 0.1, 0.15
	$d_L/R=1.3$	$d_V/R=0.3$	0.0, 0.05, 0.1, 0.15
	($\delta=70\%$)	$d_V/R=0.4$	0.0, 0.05, 0.1, 0.15

图2为试验件及试验台结构示意图,图中左侧旋翼台为主旋翼试验台,右侧旋翼台为副旋翼试验台, V 代表风洞吹风方向。以后旋翼(R_1)的桨毂中心定义为坐标中心,沿 x 方向为机体纵向,沿 y 方向为机体横向。试验时分别调整简易旋翼台的底座高度来满足试验状态中垂向结构参数 d_V 的需要,调整简易旋翼台的纵向安装位置来改变旋翼纵向间距 d_L 。



1. 旋翼桨叶; 2. 六分量天平; 3. 扭矩天平; 4. 联轴节
5. 电机; 6. 底座一; 7. 底座二; 8. 台架

图2 试验件及试验台结构示意图

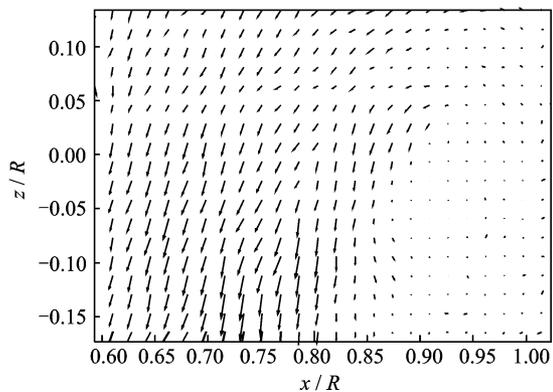
3 试验结果及分析

3.1 旋翼速度场及涡量分布测量试验

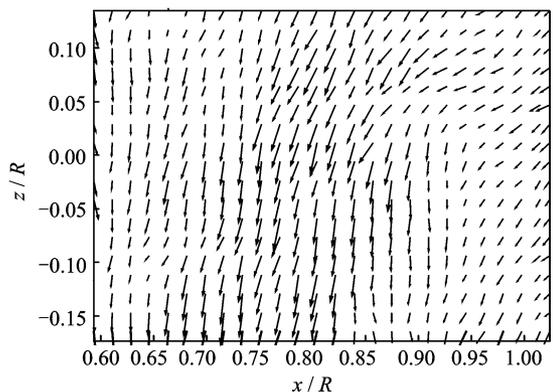
3.1.1 旋翼平均速度场

图3给出了悬停状态总距 9° 时,纵列式双旋翼纵向间距 d_L/R 为1.5,轴向间距 d_V/R 为0.2时(下文中简化表示为(1.5-0.2))与单旋翼情况时桨尖处的平均速度场。总体而言,在该测量区域,相比于单旋翼,纵列式双旋翼时的下洗更大,且尾迹的径向收缩程度要小于单旋翼。

图4给出了前飞状态($\mu=0.1$)的平均速度场。由图可知,单旋翼情况时,由于此状态该位置的轴向诱导速度与来流相比很小,所以图中基本呈现为来流方向速度。而纵列式双旋翼时,因为两副旋翼的相互诱导作用,该区域仍有较大的下洗速度,因

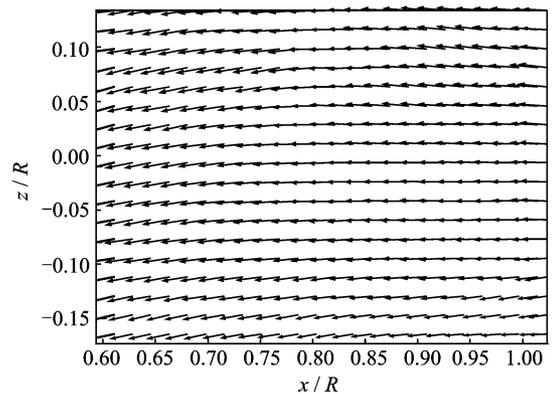


(a) 单旋翼

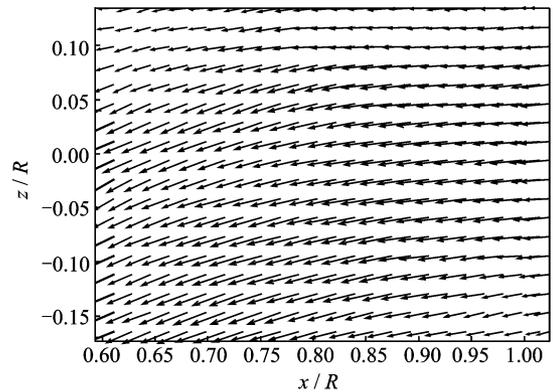


(b) 双旋翼

图3 悬停状态纵列式单旋翼和双旋翼速度场



(a) 单旋翼



(b) 双旋翼

图4 前飞状态纵列式双旋翼和单旋翼速度场($\mu=0.1$)

而其合速度矢量向左下偏斜。

3.1.2 旋翼瞬态速度场及涡量分布

图5给出了纵列式双旋翼(1.5-0.2)与单旋翼悬停状态总距为 9° ，一个典型方位角(282.8°)时，测量位置的旋翼瞬态涡量(图中用灰度代表)及诱导速度场(图中用箭头线代表，箭头长度代表大小)，对比图5(a,b)可以看出，双旋翼情况时的速度矢量更大，且径向收缩更小。

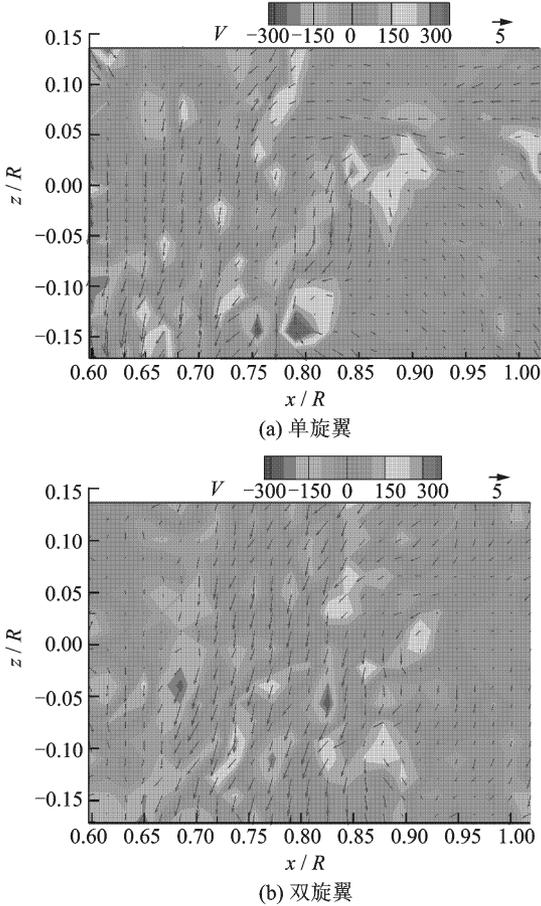


图5 旋翼瞬态涡量及速度场($\mu=0, \Psi_v=282.8^\circ$)

图6则为前飞状态($\mu=0.05$)的旋翼瞬态涡量及诱导速度场。需要说明的是，前飞时，图中速度矢量已经减去了来流的影响。对比悬停和前飞试验结果可见，前飞时由于尾迹的偏斜，其流场的涡量分布和诱导速度分布与悬停时有很大不同，而且轴向诱导速度明显比悬停时要小。

图7还相应给出了单旋翼前飞($\mu=0.05$)总距角为 9° 时，不同方位角下局部放大的桨尖涡附近诱导速度分布。从图中可清晰地看出，桨尖涡附近的诱导速度呈现出明显的漩涡状分布，且漩涡中心所处位置会随桨叶方位角的不同而变化($\Psi_v=180^\circ$ 时，涡中心位置约为 $x/R=0.74$ ，而 $\Psi_v=282.8^\circ$ 时，涡中心位置则在 $x/R=0.84$ 左右)。

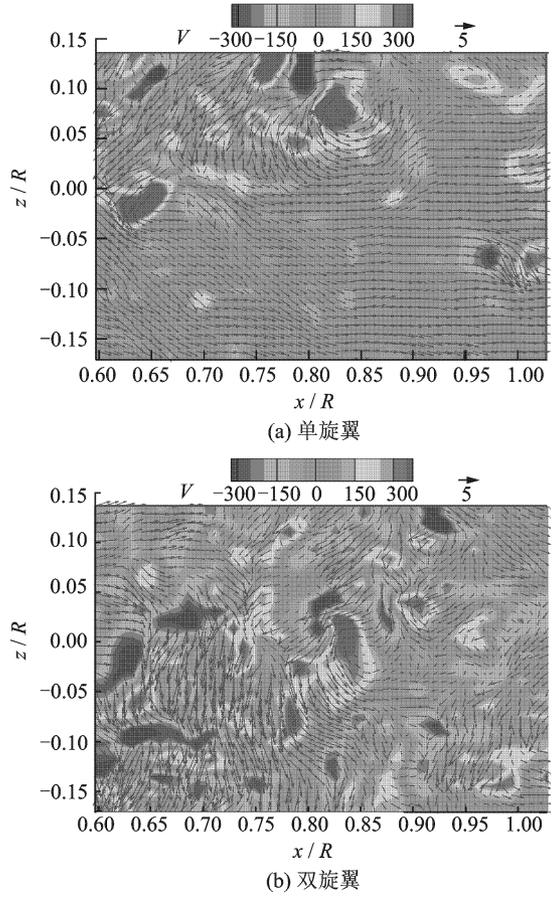


图6 旋翼瞬态涡量及速度场($\mu=0.05, \Psi_v=282.8^\circ$)

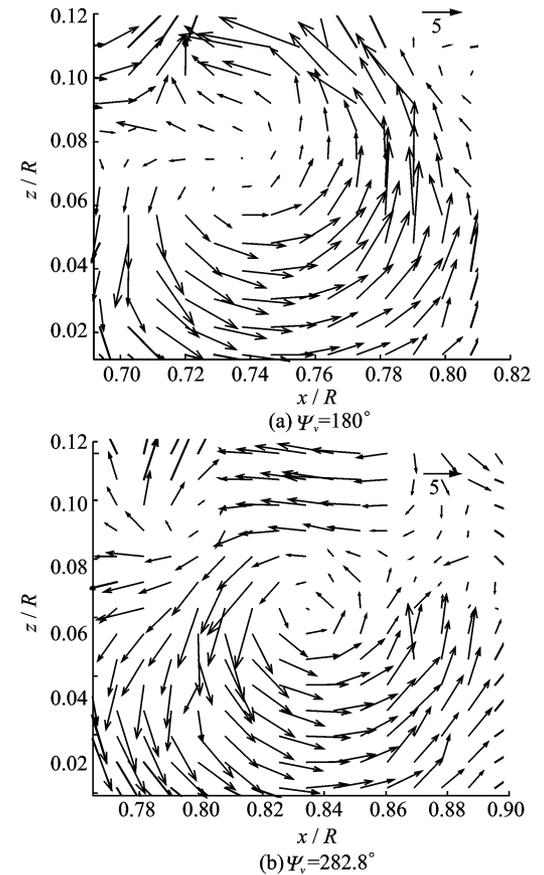


图7 不同方位角时的单旋翼瞬态涡量及速度场($\mu=0.05$)

3.2 旋翼气动性能测量试验

3.2.1 悬停状态旋翼性能试验

由于测量中只有一套天平和相应的采集系统,试验中只测量了纵列式受干扰比较严重的后旋翼。图8为悬停状态不同纵向间距和轴向间距时,本文试验测量的后旋翼性能及与单旋翼性能的对比。从图中可以看出,悬停时,在本文的测量状态下,纵列式双旋翼情况的后旋翼由于受到前旋翼的干扰程度较弱,其性能和单旋翼基本一致,但略微差些,总的来看,纵向间距和轴向间距对后旋翼性能的影响不大。

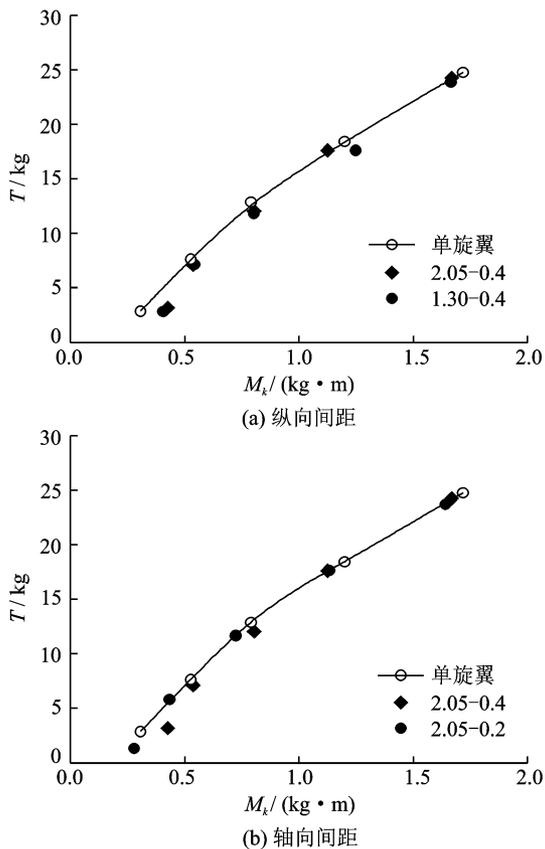


图8 纵列式后旋翼与单旋翼性能比较($\mu=0$)

3.2.2 前飞状态旋翼性能试验

图9为纵向间距1.8,轴向间距0.2时,不同前进比下的后旋翼性能与单旋翼性能的对比。从图中可以看出,前飞时后旋翼性能比单旋翼差,且随前进比的增加,后旋翼性能与单旋翼性能的差距会越来越大。这是因为,前飞时纵列式前旋翼的尾迹倾斜,对后旋翼产生了越来越严重的干扰。

图10给出了前飞($\mu=0.1$)不同纵向间距和轴向间距时后旋翼性能与单旋翼性能测量结果的比较。由图可见,由于前旋翼的干扰影响,后旋翼性能明显比单旋翼时差,且随纵向间距的减小,性能会变得更差些,而轴向间距对后旋翼性能影响相对

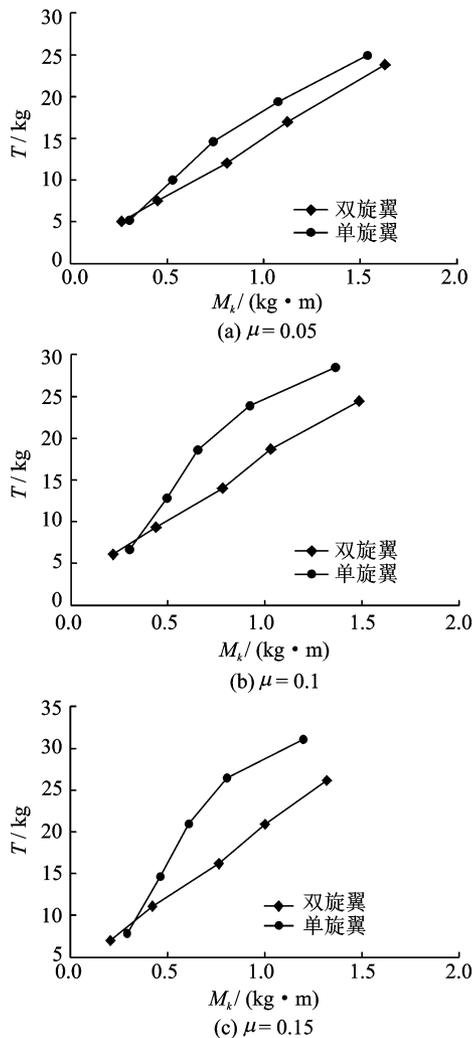


图9 不同前进比时后旋翼与单旋翼性能曲线(1.8-0.2)

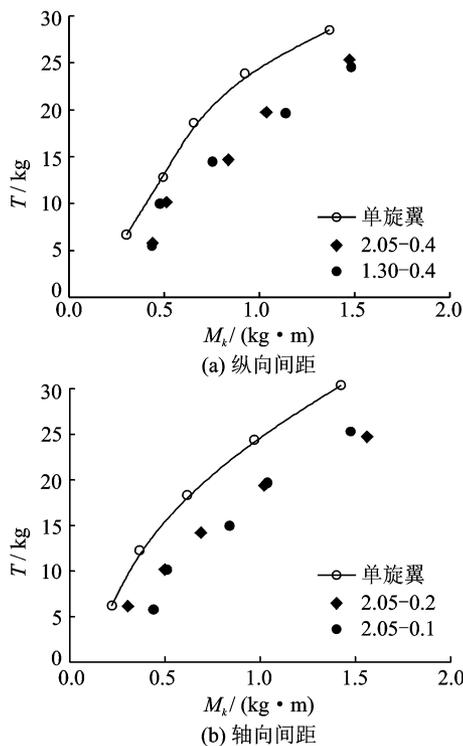


图10 纵列式后旋翼与单旋翼性能比较($\mu=0.1$)

较小。

4 结 论

(1) 悬停时,相比于单旋翼,纵列式双旋翼时重叠区域下洗更大,且尾迹的径向收缩程度要小。

(2) 前飞时由于尾迹的偏斜,其流场的涡量分布和诱导速度分布与悬停时有较大不同。相对于单旋翼情况,纵列式双旋翼下方流场中仍然有较大的下洗速度。

(3) 前飞时,旋翼桨尖涡附近的诱导速度呈现出明显的漩涡状分布,且漩涡中心所处位置会随桨叶方位角的不同而变化。

(4) 悬停时,纵列式的后旋翼由于受到前旋翼的干扰程度较弱,其性能和单旋翼基本一致,且纵向和轴向间距的变化对后旋翼性能的影响都不大。

(5) 前飞时,后旋翼受前旋翼的干扰影响严重,后旋翼性能比单旋翼差,且随前进比(本试验状态)的增加,其差值会越来越大;前飞时纵向和轴向间距对纵列式后旋翼性能有一定的影响,程度与前飞状态相关。

参考文献:

[1] Leishman J G. Principle of helicopter aerodynamics

[M]. New York:Cambridge University Press,2000.

- [2] Huston R J. Wind tunnel measurements of performance, blade motions, and blade air loads for tandem-rotor configurations with and without overlap [R]. NASA TN D-1971, 1963.
- [3] Zili T, Mao S. Flow analysis of twin-rotor configurations by navier-strokes simulation [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2000, 45(2): 97-105.
- [4] Stepniewski W Z, Keys C N. Rotary-wing aerodynamics[M]. New York:Dover Publications, 1981.
- [5] Dingeldein R C. Wind-tunnel studies of the performance of multirotor configurations[R]. NACA TN 3236, 1954.
- [6] Harris F D. Twin rotor hover performance [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1999, 44(1):34-37.
- [7] 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].空气动力学报,2011,29(2):28-35.
- [8] 吴林波.纵列式直升机双旋翼/机身流场特性的CFD分析[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2009.
- [9] 黄水林.纵列式直升机双旋翼气动干扰特性的理论和试验研究[D].南京:南京航空航天大学航空宇航学院,2009.