

倾转旋翼机流动机理及气动干扰特性试验

招启军¹, 倪同兵¹, 李 鹏¹, 张 航¹, 蒋 霜¹, 王 博¹, 林永峰²

(1. 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;

2. 中国航空工业集团有限公司 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333000)

摘 要: 采用试验方法测量了悬停和过渡状态倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰特性,部分揭示了干扰流动的机理。基于3D-PIV(particle image velocimetry)技术的流场测量结果,发现大总距状态相对于小总距时倾转旋翼下洗流收缩更为剧烈,并有更强烈的卷起涡;揭示了“喷泉效应”的产生机理,受旋翼诱导作用的影响,“喷泉”中心的位置会随着总距和间距的改变而发生显著变化。测量了不同构型及状态参数对倾转旋翼/机翼之间气动干扰影响,发现减小垂直或水平距离均可使倾转旋翼升力有所增大,但将会增加机翼受到的旋翼下洗载荷。进行了该构型过渡状态气动干扰特性试验,获得旋翼、机翼综合气动特性与机翼攻角之间的影响关系,在较大机翼攻角时,将会加强对旋翼下洗流的阻碍作用,对旋翼起到类似“地面效应”的增升效果,但该现象随着机翼的偏转不断削弱;机翼升力随机翼段攻角增加呈现出先增大后减小的趋势。

关 键 词: 倾转旋翼机; 流动机理; 气动特性; 喷泉效应; 过渡状态; PIV技术

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Experiment on flow mechanism and aerodynamic interaction characteristics of tilt-rotor aircraft

ZHAO Qijun¹, NI Tongbing¹, LI Peng¹, ZHANG Hang¹,
JIANG Shuang¹, WANG Bo¹, LIN Yongfeng²

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

2. China Helicopter Research and Development Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Limited, Jingdezhen Jiangxi 333000, China)

Abstract: With use of experimental methods, aerodynamic interactional characteristics between rotor and wing of a tilt-rotor aircraft were measured both in hover and transition modes, partly revealing the interactional flow mechanism. The shrinking of rotor downwash was found to be more intense and roll-up vortex was more severe, in its large collective pitch states compared with the small one, based on the result of flow measurement via 3D-PIV (particle image velocimetry) technology. The generation mechanism of “fountain effect” was revealed and the position of “fountain” center influenced by the induced effect of rotor, varied visibly with the changes of collective pitch and the interval between rotor and wing. Then

收稿日期: 2017-10-11

基金项目: 国家自然科学基金(11572156)

作者简介: 招启军(1977—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事直升机计算流体力学、直升机空气动力学、隐身设计及流动控制等方面的研究。E-mail:zhaoqijun@nuaa.edu.cn

引用格式: 招启军,倪同兵,李鹏,等. 倾转旋翼机流动机理及气动干扰特性试验[J]. 航空动力学报,2018,33(12):2900-2912. ZHAO Qijun, NI Tongbing, LI Peng, et al. Experiment on flow mechanism and aerodynamic interaction characteristics of tilt-rotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2900-2912.

the aerodynamic interactions between rotor and wing in different configurations and state parameters were measured, and during the measurement, tilt-rotor's lift was found to be increased either by reducing the vertical or horizontal distances of wind and rotor, bringing to wing the increasing downloads at the same time. A particular configuration at last was selected to perform an interaction experiment in its transition mode to obtain the relationship between the comprehensive aerodynamic characteristics of wing, rotor and the angle of attack of the wing. It is shown that, in large angles of attack of the wing, the encumbering effect of the wing on rotor downwash, acting as a lift-promoting effect on the rotor like "ground effect", is promoted, but this effect is enervating with the turning of the wing; and the wing lift tends to go up firstly then down with the increase of the wing angles of attack.

Key words: tilt-rotor aircraft; flow mechanism; aerodynamic characteristics; fountain effect; transition state; PIV technology

倾转旋翼机兼具直升机垂直起降与固定翼飞机高速巡航的能力,但是旋翼与机翼间的气动干扰十分严重使其运输能力大大受限。悬停时机翼受到明显的下洗载荷,这是由于旋翼下洗流的垂直撞击导致机翼上表面出现高度的三维阻塞效应^[1];同时,由于倾转旋翼机的机身布局沿纵向轴线具有左右对称性,两侧机翼上方的气流沿着翼展方向流向根部并在机身对称面相遇,之后气流向上运动,然后又被旋翼吸入,使得倾转旋翼的气动性能降低。这些复杂的气动干扰现象导致倾转旋翼机的有效载荷无法提升,因此针对倾转旋翼机的气动干扰问题开展试验研究对于揭示干扰机理以及减轻干扰问题意义深远。

国外广泛开展了一系列针对倾转旋翼机气动干扰特性试验和数值模拟研究。1981年,Maisel等^[2]对XV-15开展了一系列悬停试验研究,得到了地效、下洗流现象、不同悬停高度的操纵特性等影响下的悬停性能数据。1987年,Felker等^[3]以V-22缩比模型为对象进行了不同状态的飞行试验,给出了旋翼载荷、下洗流速度和机翼气动力及表面压力分布等性能数据。Tadghighi等^[4]建立了用于提供倾转旋翼机的喷泉流时均流动细节的CFD求解器。Johnson^[5]对孤立倾转旋翼的气动载荷与尾迹形状等开展了风洞试验研究并与计算结果进行对比。Ruith^[6]基于Fluent开展了倾转旋翼机的旋翼与机体部件如短舱之间的气动干扰。2002年,McCluer和Young等^[7-8]在NASA风洞中针对全翼展TRAM(tilt rotor acoustic model)模型的干扰现象、结构载荷、气动特性和噪声特性等方面开展了试验研究。Burley等^[9]对倾转旋翼的噪声特性进行了试验研究并与数值模

拟结果进行了对比。Yamauchi等^[10]则测量了四个不同状态下的1/4缩比的V-22倾转旋翼的涡尾迹,同时也进行了数值计算并做对比。Reddy等^[11]为了研究旋翼飞行器的气动干扰问题对全场的速度进行了测量。Matos等^[12]在低速风洞中开展了低速前飞状态旋翼与固定翼之间的气动干扰试验,研究了挥舞位移对机翼上载荷的影响。由于构型差异,倾转旋翼的数值模拟不同于常规直升机旋翼,因此现有的旋翼尾迹模型的使用受限。如Komerath等^[13]采用自由尾迹方法初步成功地对桨尖涡形成进行了模拟,计算得到的孤立旋翼/机翼在直升机状态下的气动载荷和试验结果有一定的吻合度。但该方法中运用了无黏假设,且失速延迟模型仍缺乏较好的通用性。Meakin^[14]基于运动嵌套网格方法对倾转旋翼机进行了数值模拟,研究了V-22旋翼与机身结构之间的相对运动和干扰现象,初步得出了倾转旋翼机表面的周期性压强以及流场分布特性。Potsdam和Strawn^[15]基于CFD方法系统地分析了悬停状态孤立旋翼、半翼展/全翼展的气动性能并得到了丰富的流场细节。

国内虽然研究起步较晚,但已经在倾转旋翼机气动特性试验方面取得了一些进展,翁智勇等^[16]测量了悬停状态下旋翼升力和机翼表面的压力,但未进行旋翼/机翼干扰流场的测试。李春华等^[17]开展了悬停状态下倾转旋翼机旋翼/机翼干扰的气动力测量,但未进行流场测试。陈平剑等^[18]分别测量了悬停状态不同机翼安装角和旋翼总距角、前飞状态不同机翼安装角和吹风速度等试验条件下的倾转旋翼升力、扭矩以及机翼上下表面压力分布,得出了一些有意义的结论,但未对干扰情况下机翼的向下载荷进行测量研究。此

外,在数值模拟方面,李鹏等^[19]采用 CFD 方法计算了悬停状态旋翼/机翼的干扰气动特性,从数值结果中初步揭示“喷泉效应”特性,随后尝试了过渡状态倾转旋翼非定常气动特性的 CFD 分析^[20],但未考虑机翼的影响。叶靓等^[21]也采用 CFD 方法进行了直升机模式下的倾转旋翼/机翼的气动干扰问题研究,给出了干扰情况下的旋翼升力分布特征。

当前,已开展的数值模拟及试验研究多集中于悬停状态倾转旋翼机旋翼/机身的气动干扰特性方面,涉及流动机理较少,且结构影响参数研究不多。针对过渡状态的旋翼/机翼气动干扰的研究主要以数值模拟方法为主,关于过渡状态下的旋翼/机翼气动力变化规律需要得到试验的进一步验证。鉴于此,本文开展了倾转旋翼/机翼干扰的非定常流动机理试验。在机身对称面处设置挡板将试验装置简化为半模构型,试验模型由倾转旋翼、短舱模型、带测力机构的机翼以及机身模型四部分组成,并采用 PIV (particle image velocimetry) 技术测量旋翼/机翼在不同间距状态下的干扰流场特征,得出干扰流场的细节,并分析了倾转旋翼/机翼之间的干扰流场以及由于干扰作用引起的“喷泉效应”。通过开展不同旋翼/机翼垂直间距和水平间距对倾转旋翼/机翼间气动干扰影响的试验研究,发现减小旋翼/机翼垂直或水平间距均可使倾转旋翼的升力有所增大,但是可能增加机翼受到的旋翼下洗载荷。最后,尝试测量分析过渡状态下旋翼/机翼干扰气动力的变化特征。

1 试验装置与方法

1.1 试验台架

本试验是基于南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室低速回流风洞试验环境中的倾转旋翼试验台来开展。倾转旋翼试验台由两台分别实现倾转旋翼的倾转运动和旋翼轴的倾转运动的电动机驱动。由变频器控制电动机转速,可实现旋翼旋转速度和倾转速度的变化。旋翼轴倾转的定位控制系统采用 DSP56F8013,可实现任意倾转角度的自动或手动控制。图 1 给出了试验台架的实物图。

1.2 旋翼/机身/机翼模型

本试验中的倾转旋翼模型由三片桨叶构成,桨叶翼型分布采用分段配置 OA 系列翼型,旋翼半径为 1.1 m,旋翼驱动电动机转速为 750~868

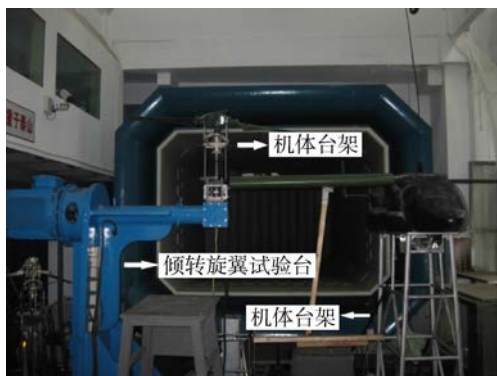


图 1 试验台架及试验模型现场布置图

Fig. 1 Allocation of platform and experiment model

r/min,对应桨尖速度为 86~100 m/s,旋翼的旋转方向设置为逆时针方向。固定在机身台架上的机身根据全尺寸的 V-22 倾转旋翼机缩比而成,机身上部开有槽孔用于安装六分量天平,如图 2 所示。为了分析不同机翼构型的降载效果,机翼模型采用了分段式构型,机翼模型采用上单翼矩形,翼型选取相对厚度为 21% 的 NACA 4421 翼型,机翼长度为 1.5 m 其中固定不动的内段为 0.8 m,可倾转的外端为 0.7 m,机翼弦长为 0.6 m。



图 2 模型机身及 T 型支架系统的安装槽

Fig. 2 Fuselage model and the mounting slot of T-shaped stent system

1.3 PIV 流场测量系统

PIV 由脉冲激光器、PLIF (平面激光诱导荧光) 系统、MicroPIV 系统、标定系统、光源镜头组、跨帧 CCD (电荷耦合器件) 相机、光臂、处理软件等组成。PIV 测量的过程如下:首先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(厚度为 1~2 mm);然后,与激光面垂直方向的专用跨帧 CCD 相机记录下流场层片中流动粒子的图像;接着对图像进行数字化处理后传输到计算机,再利用自相关或互相关原理处理,可以得到流场中的速度场分布。图 3 为 PIV 流场测量系统现场布置图,CCD 相机的拍摄面在对称面(隔板)的垂面上,并处于机翼上方位置。

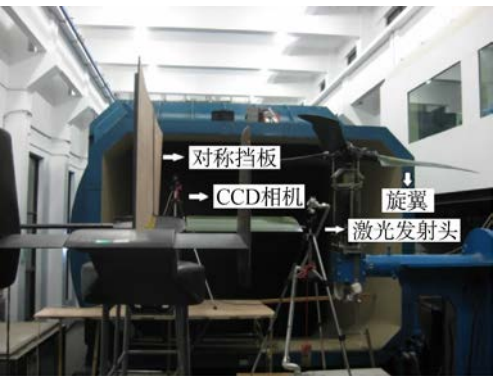
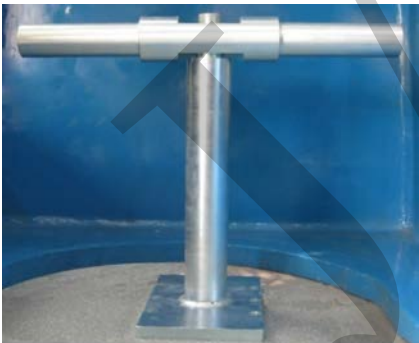


图 3 旋翼/机身/机翼干扰流场的 PIV 测量系统安装图

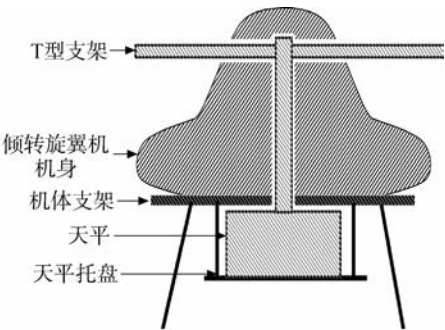
Fig. 3 Installation of PIV measurement system for the interaction flowfield among the rotor/fuselage/wing

1.4 机翼测力系统

为了避免测力系统直接承受机体重力,试验采用 T 型支架系统将机翼上的力直接传递到天平,该 T 型支撑杆结构如图 4(a)所示。图 4(b)给出了测力方案构造图,通过将天平底部与台架用托板相连接,顶部通过 T 型支杆与机翼相连接,天平直接与机翼相连,完全不受机身重力的影响,同时只是测量了机翼上的气动力,机身破坏程度小,且设计安装简单方便,如图 2 所示。



(a) T型支撑杆



(b) 机翼测力方案布局图

图 4 机翼测力方案组成图

机翼测力采用 NI PXI-1042Q 动态数据采集系统,采集数据可输出为文本文件,通过对一段时间内的测量值进行平均得到所需数据。倾转旋翼试验所用的测量与数据采集系统包括动态数据采集系统、旋翼六分量天平 and 扭矩天平等。图 5 给出了数据采集系统及其相关软件界面。

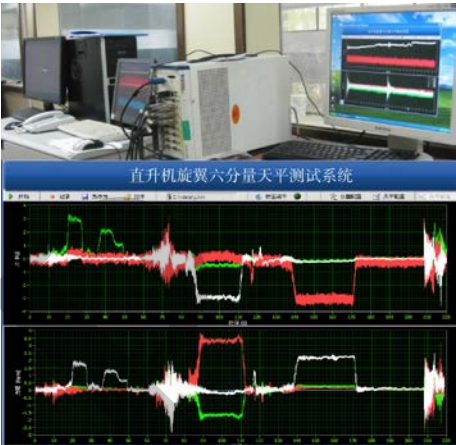


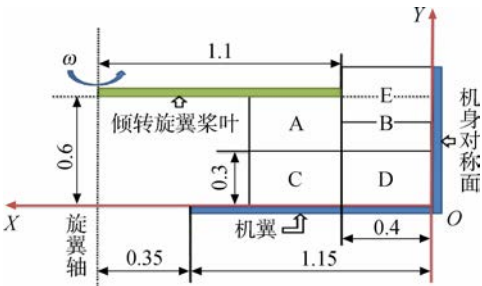
图 5 部分数据采集系统

Fig. 5 Part of data acquisition system

2 悬停状态倾转旋翼机干扰流场测量

2.1 悬停状态试验装置

试验坐标系建立在倾转旋翼机的机身上,坐标原点设在机翼变距轴线(机翼平面形状为简单矩形,变距轴线与 1/4 弦线重合)与机身对称面的交点处,以变距轴线为 X 轴,Y 轴垂直向上,Z 轴按右手规则确定。试验中为了测量倾转旋翼与机身不同相对位置时的干扰流场,并对比分析不同旋翼/机翼垂直间距(间距一为 0.6 m、间距二为 0.45 m)和旋翼总距($\theta_0 = 9^\circ, 12^\circ, 16^\circ$)对倾转旋翼机悬停状态流场的影响,共测量了 A、B、C、D、E 五个位置,如图 6 所示。



(a) 间距一

Fig. 4 Scheme of the wing load measurement

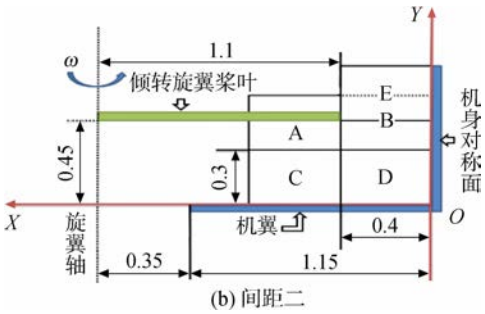


图 6 测量区域的相对位置图(单位:m)
Fig. 6 Relative location of measurement areas
(unit:m)

2.2 流场测量与流动分析

图 7(a)给出了 PIV 技术测量系统发烟示意图,从图中可以看出本试验方法能够较为直观地呈现出倾转旋翼与机体构件之间的气动干扰现象。图 7(b)给出了试验状态下的全局流场特性,可以看出气流流经倾转旋翼桨盘后会呈现出明显的收缩绕流特性。

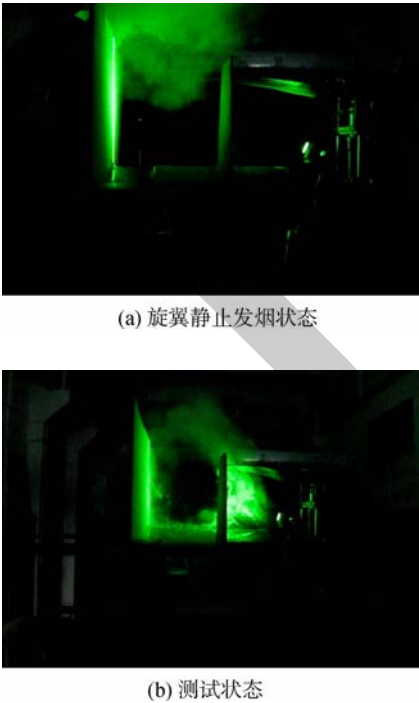


图 7 PIV 技术测量现场
Fig. 7 Measurement site of PIV technology

图 8 给出了间距一时 C 区域不同总距时流动对比,从图中可以看出,在机翼表面均出现了明显的展向流动,旋翼总距为 16°时展向流动较旋翼总距为 12°时更为剧烈。旋翼下洗流冲击到机翼表面后烟流出现了明显的稀薄化现象,该现象表明机翼对旋翼下洗流有明显的阻挡作用。从图

中旋翼周围的烟流分布可以看出,旋翼总距为 16°时相对于旋翼总距为 12°时烟流有更为明显的聚集且流动边界出现了向内移动,表明大旋翼总距相对于小旋翼总距倾转旋翼下洗流收缩更为明显。比较卷起涡的烟流密度和高度可知,小旋翼总距相对于大旋翼总距时形成的卷起涡涡强明显降低。

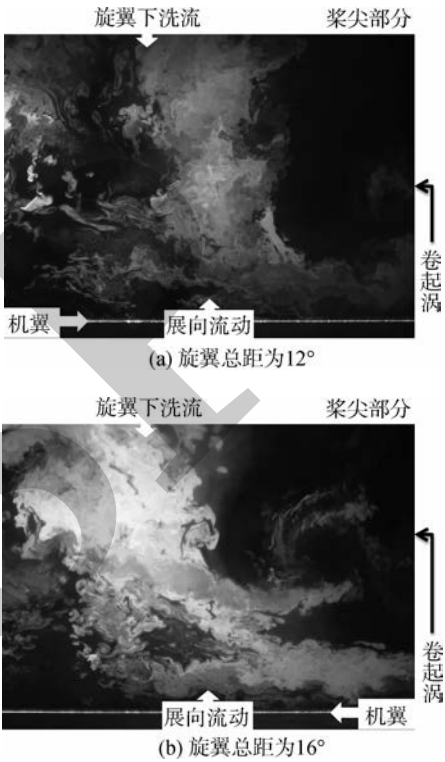


图 8 间距一时 C 区域流场
Fig. 8 Local flowfield of area C with distance 1

从上述分析中得出大旋翼总距会形成较为强烈的卷起涡,因此为了进一步分析卷起涡的流动特性,图 9 给出了另一时刻间距一时 C 区域流场。从图中可以看出,桨尖涡撞击机翼表面后,沿

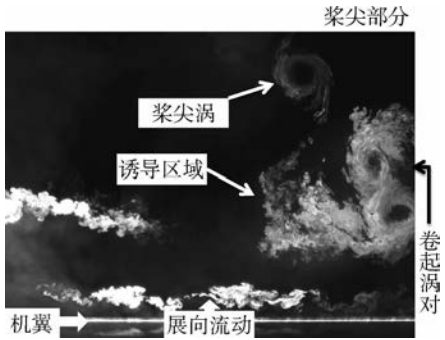
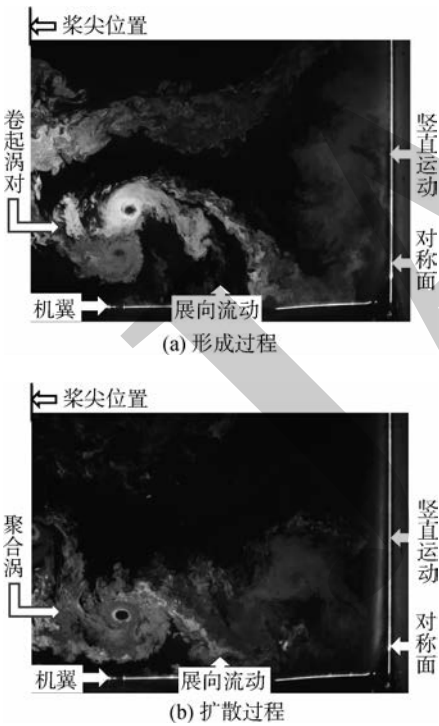


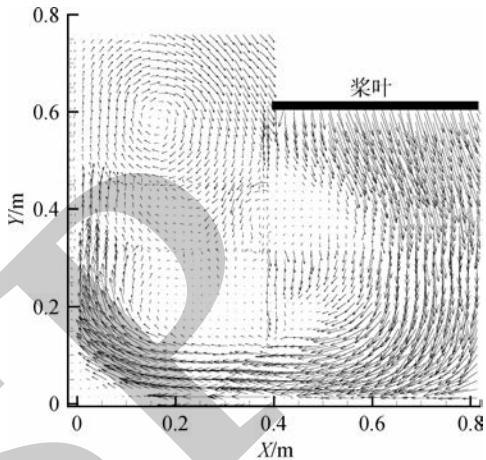
图 9 间距一时 C 区域流场($\theta_0 = 16^\circ$)
Fig. 9 Local flowfield of area C with distance 1
($\theta_0 = 16^\circ$)

展向流动,进而产生堆积卷起,并在图中右侧形成了明显的卷起涡。从桨尖涡和卷起涡的涡核半径可以发现,卷起涡涡核半径和桨尖涡涡核半径大小近似相等,但随着卷起涡进一步卷起后,卷起涡半径出现了明显减小,这是由于桨尖涡和卷起涡间存在的诱导作用所导致。

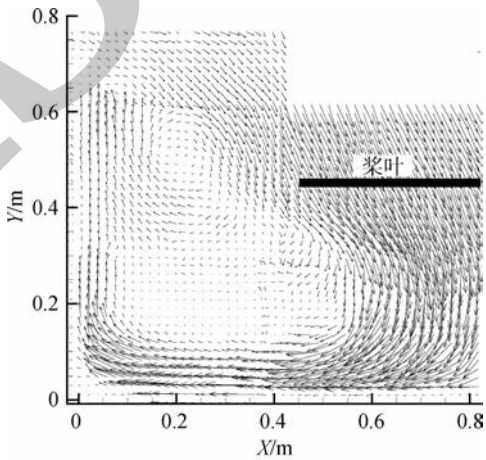
为了进一步分析卷起涡之间的相互诱导特性,图 10 给出了卷起涡沿展向流动的发展历程。从图 10(a)中可以看出,在 D 区域中由于旋翼下洗流撞击机翼表面,进而气流转向展向流动形成了明显的卷起涡对,该展向流动在对称面处转为向上运动,形成了明显的爬升运动,并且该展向运动与卷起涡进一步发生了相互诱导作用。从图 10(b)中可以看出,随着涡对之间的相互诱导,涡核中心不断靠近并糅合成一个聚合涡,进而沿着展向往对称面运动,并在该过程中不断耗散,从而在 D 区域形成了较为紊乱的干扰流场。



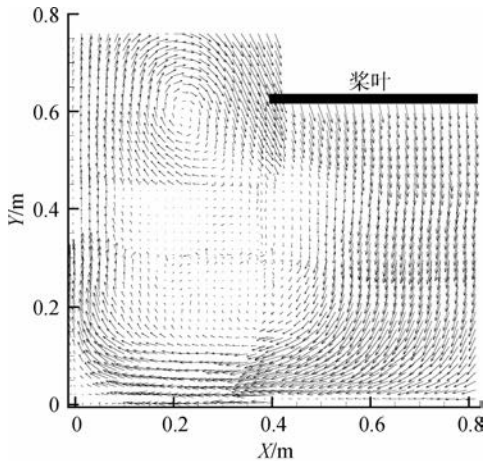
流转为沿着机翼表面展向流动,导致了机翼上表面的旋翼滑流边界出现明显的径向扩张;该径向气流在机身对称面处相遇向上共同卷起,且在运动到桨盘上方后又受到桨盘的诱导作用,再次被吸入桨盘,上述现象不断周期性发生最终形成了类似于喷泉的流动现象被称作“喷泉效应”。从测量结果中发现,“喷泉”中心附近处的流场类似于



(a) 间距一时旋翼总距为9°状态下速度矢量图



(b) 间距二时旋翼总距为9°状态下速度矢量图



(c) 间距一时旋翼总距为12°状态下速度矢量图

图 10 间距二时 D 区域流场($\theta_0=16^\circ$)

Fig. 10 Local flowfield of area D with distance 2 ($\theta_0=16^\circ$)

为了进一步研究整体干扰流场的流动特性,图 11 给出了不同飞行状态下 A、B、C、D 和 E 五个区域拼接得到的空间时均速度矢量分布图。从图中可以看出,气流在旋翼的作用下沿着滑流边界吸入桨盘,然后加速向下流动,但由于机翼的存在,气流受到机翼的阻挡,流动方向发生转变,气

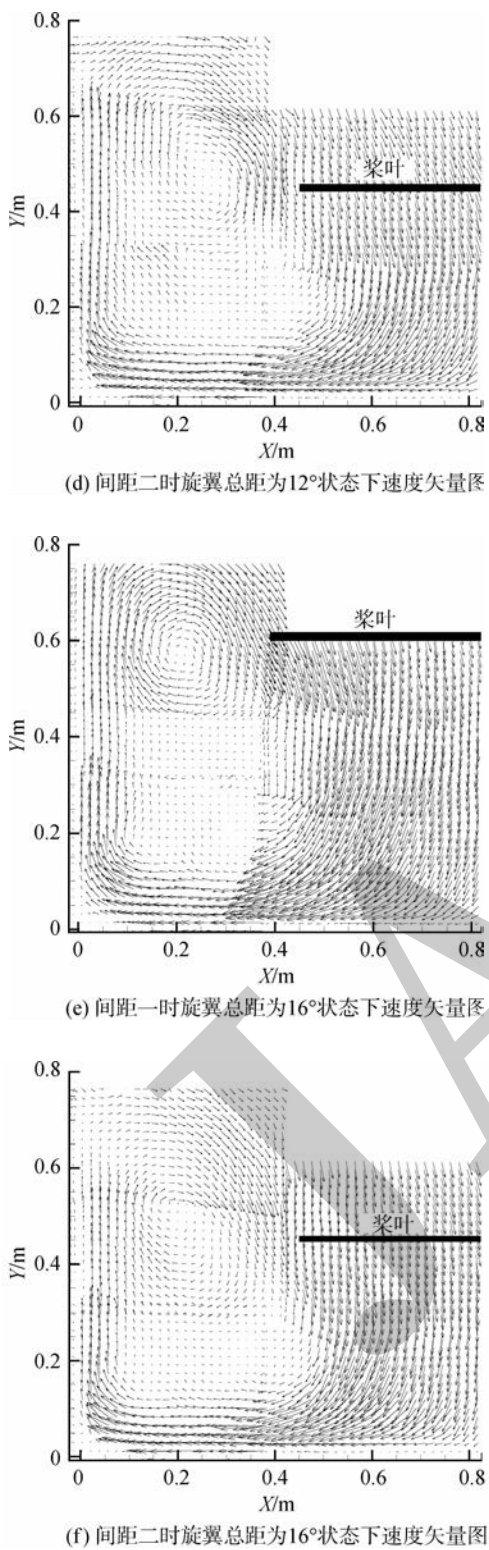


图 11 空间时均速度矢量分布图

Fig. 11 Space distribution of time-mean velocity vector

涡流场,但相对于常规的涡流场,“喷泉”中心存在严重的绕流区域。另外,从 B 和 E 区域中可以看出,“喷泉”中心一般出现在桨尖外侧的附近,并且其位置受到旋翼诱导作用的影响,会随着旋翼总距的不同而不断变化,相同旋翼总距下,随旋翼/

机翼垂直间距减小,“地面效应”增强,“喷泉”中心相对旋翼的垂向距离增加。而相同旋翼/机翼垂直间距下,旋翼总距的变化对其位置影响不明显。随旋翼总距的增加,旋翼下洗流收缩加快,下洗范围增大。从图 11 中可以看到旋翼桨尖附近下方速度矢量随着旋翼总距的增加而变大。

3 悬停状态倾转旋翼机气动性能试验分析

3.1 性能试验状态参数

开展三组不同旋翼/机翼垂直间距与水平间距对倾转旋翼/机翼之间气动干扰影响,每组状态包含三个旋翼总距($\theta_0=5^\circ,9^\circ,12^\circ$),如表 1 所示,其中 d_1 为桨毂中心到机翼端部水平距离, d_2 为旋翼/机翼垂直间距。

表 1 性能试验参数

Table 1 Parameters of characteristics experiment			
构型	$\theta_0/(^\circ)$	d_1/m	d_2/m
I	5,9,12	0	0.4
II	5,9,12	0	0.6
III	5,9,12	0.2	0.4
IV	5,9,12	0.2	0.6

3.2 旋翼性能受旋翼/机翼间距的影响

图 12 给出了孤立旋翼状态及 I、II、III、IV 四种不同构型下旋翼升力 L_r 、旋翼功率 P_r 随旋翼总距 θ_0 的变化曲线。从图 12 中可以看出,小旋翼总距状态下旋翼下洗流较弱,机翼对旋翼下洗流阻碍作用影响较小,导致该状态下的旋翼升力以及扭矩差异性较小。但随着旋翼总距的增加,机翼对旋翼下洗流的阻塞作用逐渐增强,并且减小旋翼/机翼垂向间距进一步增加了阻塞作用,该阻塞效应提高了桨盘的有效迎角,导致了旋翼升力和扭矩的明显增加。当旋翼轴位于机翼尖端(即水平距离为 0 m)时,降低旋翼/机翼垂向距离引起“地面效应”,导致桨叶内侧的增升效果大于桨叶尖部由于“喷泉效应”产生的气动性能损失,因而提高了旋翼的升力,并在一定程度上提高倾转旋翼的气动效率。这里需要指出的是,对于倾转旋翼机来说,考虑旋翼下洗流对机翼垂直增重的影响,实际上会导致倾转旋翼的气动性能下降,也即需要产生更大旋翼升力和功率消耗。当水平距离 $d_1=0.2\text{ m}$ 时,增加旋翼/机翼垂向间距能明

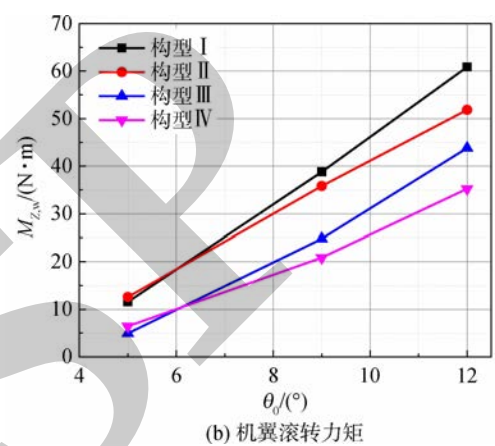
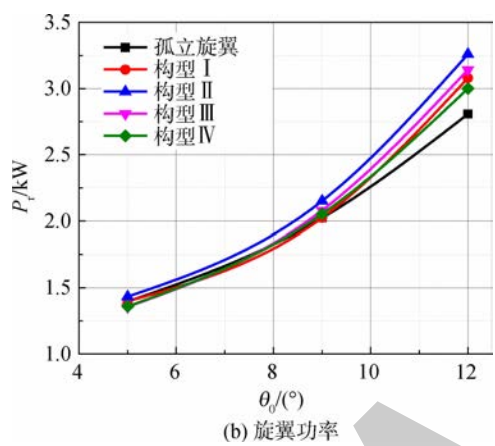
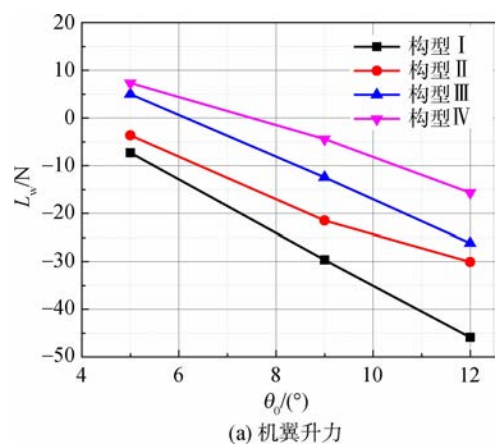
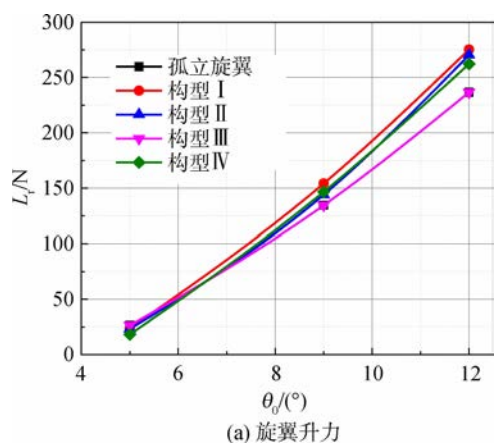


图 12 倾转旋翼性能随旋翼与机翼水平和垂直间距的变化

图 13 机翼性能随水平和垂直间距的变化

Fig. 12 Titl-rotor characteristics varying with horizontal and vertical distances between rotor and wing

Fig. 13 Wing characteristics varying with the horizontal and vertical distances between rotor and wing

显提高旋翼升力及旋翼的气动效率。当垂向间距一定时,小水平间距所导致的地面阻塞效应能提高旋翼的升力,但该效应在垂向间距较大时增升效果出现明显的减弱。

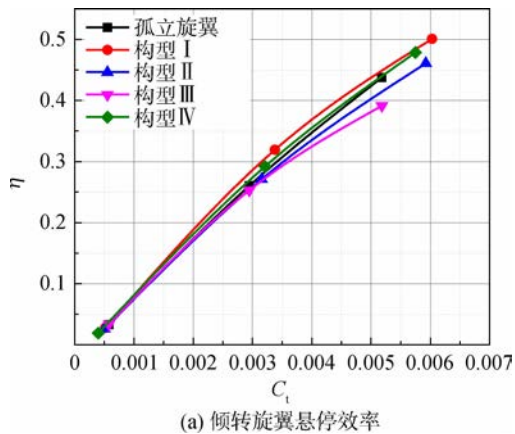
3.3 机翼气动力受旋翼/机翼间距的影响

图 13 对比测量了旋翼/机翼间距对机翼升力 L_w 和滚转力矩 $M_{z,w}$ 的影响。随着旋翼总距的增加,旋翼下洗流不断增强,导致机翼受到的下洗载荷出现了明显的增加。此时,小间距导致的下洗载荷最大,该现象说明减小机翼在旋翼下洗流中的浸入面积能在很大程度上提高倾转旋翼机的悬停性能。增加垂向和水平间距均能降低机翼受到的气动载荷,但是相对而言,水平间距的效果更为明显,这是由于水平间距直接减少了机翼在旋翼下洗流中的浸入面积。

3.4 悬停状态下旋翼气动性能分析

图 14 给出了旋翼悬停效率 η 和旋翼/机翼总

升力 L_t 的分布,其中 C_t 表示旋翼升力系数。从图中可以看出,倾转旋翼悬停效率在拥有最小间距的构型 I 中最高,并且构型 I 的总升力相对于孤立旋翼仅有略微的降低。构型 II 中倾转旋翼气动性能接近于小总距孤立旋翼,但总的可用升力有所降低。构型 III 中旋翼性能和总升力均出现了明显的降低,并且该现象随着总距的增加愈加明显,这是由于在该间距分布下,旋翼/机翼间气动



(a) 倾转旋翼悬停效率

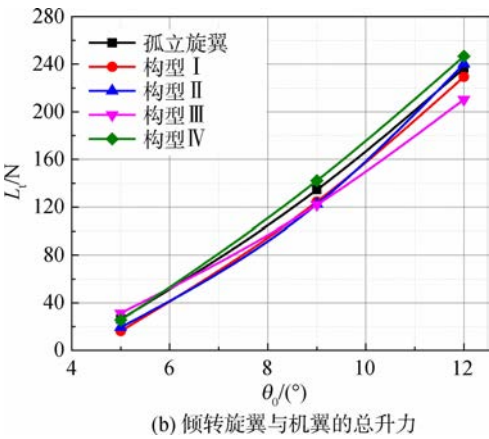


图 14 倾转旋翼/机翼总体气动特性

Fig. 14 General aerodynamic characteristics of tilt-rotor/wing

干扰导致的气动性能降低的负面作用相对于小垂向间距对旋翼的增升效果对最终升力的影响更为明显。最大升力出现在水平和垂向间距最大的构型Ⅳ中,并且相对于孤立旋翼,倾转旋翼悬停效率得到了一定的提高,该现象表明增大间距能在综合性能上最优化倾转旋翼与机翼间的气动干扰,并在一定程度上提高倾转旋翼的气动性能。

4 过渡状态倾转旋翼机气动干扰特性分析

4.1 过渡状态试验装置

为了进一步分析倾转旋翼机过渡飞行状态下的气动干扰特性,本文开展了相应的试验研究。试验在试验段长×宽为 3 m×2.4 m 不封闭回流式风洞内进行。限于风洞尺寸,本试验采取了半机身模拟试验,试验部位为右机翼及右旋翼,其中机身置于机身台架上,机翼与机翼测力系统固定,并与机身保持绝对独立。为了简化试验,旋翼与机翼并不相连,旋翼由单独的旋翼台系统驱动以实现倾转,试验布局结构参数如图 15 所示。其中 V 为风洞来流速度, α_w 为机翼攻角, ϕ 为倾转旋翼倾转角, ω 为旋翼转速。

试验研究参数有倾转旋翼总距、可倾转段机翼攻角、风速以及倾转角等,试验状态见表 2。

4.2 旋翼性能随机翼攻角的变化规律

图 16 为旋翼升力随机翼攻角的变化曲线,从图 16(a)中可以看出,在旋翼总距为 18°时,倾转旋翼升力系数出现了如下典型的变化:首先,随机翼攻角的增加旋翼升力出现了一定增加的趋势,这是由于当机翼攻角刚开始增加时,大部分机翼

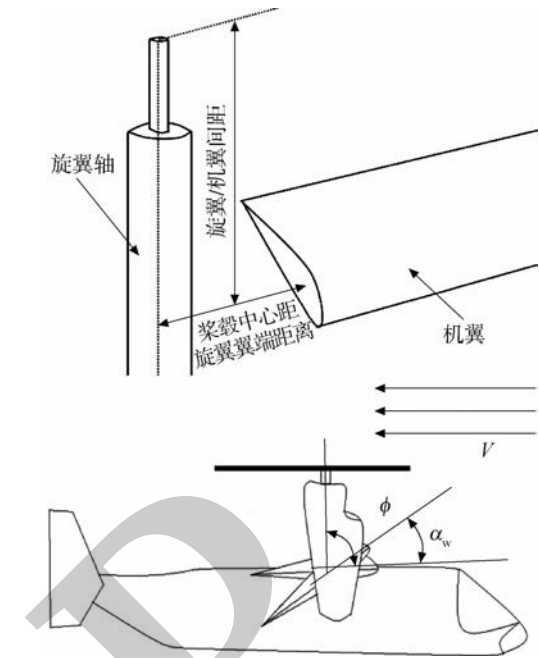


图 15 试验模型主要布局参数示意图

Fig. 15 Main parameters of experiment model

表 2 过渡状态试验参数

Table 2 Experimental parameters in transition state

参数	状态编号		
	1	2	3
风速 $V/(m/s)$	10	10	10
总距 $\theta_0/(^\circ)$	16	18	20
机翼攻角 $\alpha_w/(^\circ)$	0,15,45, 60,75	0,15,45, 60,75	0,15,45, 60,75
倾转角 $\phi/(^\circ)$	10,80	10,80	10,80
转速 $\omega/(r/min)$	750	750	750

处于旋翼下洗流的影响区域中,对旋翼下洗流有明显的阻塞作用,提高了倾转旋翼的有效攻角所导致;然后,机翼上表面对旋翼下洗流的阻塞作用随着机翼攻角的增加不断削弱,故导致了旋翼升力的降低;接着,随着机翼攻角的增加,旋翼升力又出现了明显的回升。这是由于较大机翼攻角时,外端机翼前缘靠近了旋翼,在一定程度上加强了对旋翼下洗流的阻碍作用,从而导致了旋翼升力的小幅增加,并且该干扰现象随着机翼的偏转不断削弱。上述原因同样造成了图 16(b)中的旋翼升力的变化。

从图 16(a)和图 16(b)中的升力振荡幅度可以看出,两个倾转角状态下,不同旋翼总距对应的升力曲线变化趋势基本一致,大旋翼总距下的升力较大。倾转角为 10°时,倾转旋翼机仍处于直

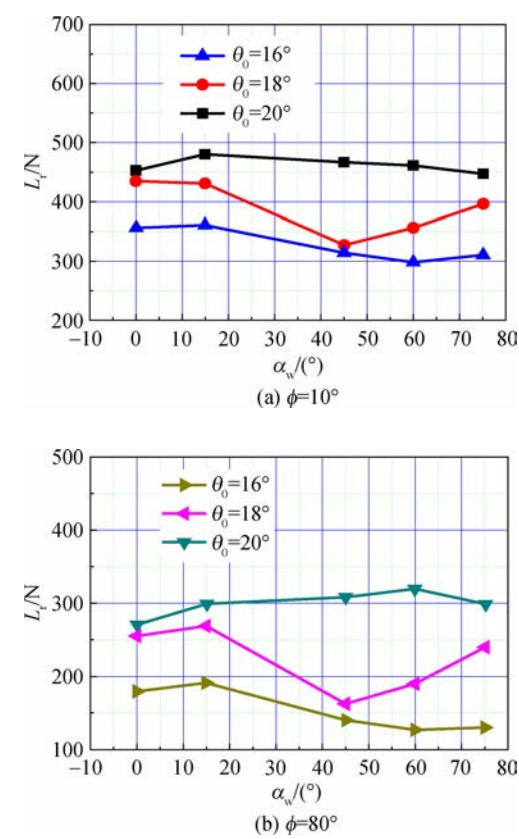


图 16 旋翼升力随机翼攻角的变化曲线
Fig. 16 Variation curves of rotor lift with angle of attack of wing

升机模式,旋翼主要提供升力,且升力均大于倾转角为 80° 的状态。倾转角为 80° 时,倾转旋翼机即将完成过渡模式,此时机翼取代旋翼成为提供升力的主要部件,旋翼则逐渐发挥螺旋桨的作用提供部分向前的升力。

图 17 给出了旋翼功率随机翼攻角的变化曲线,从图中可以看出,旋翼功率分布呈现出了与旋翼升力相似的分布趋势,随着倾转旋翼的倾转,旋翼提供的升力与功率均出现了明显的减小,这是由于轴向来流降低了旋翼的有效迎角造成的。但

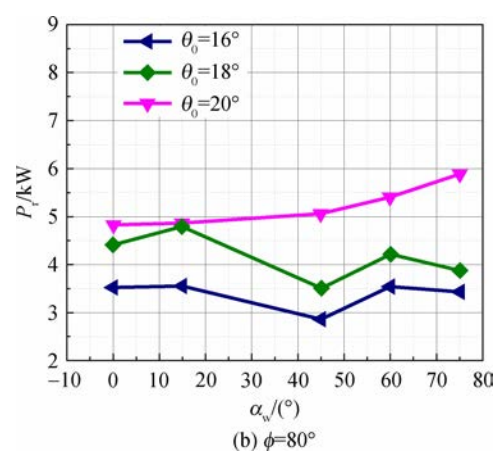


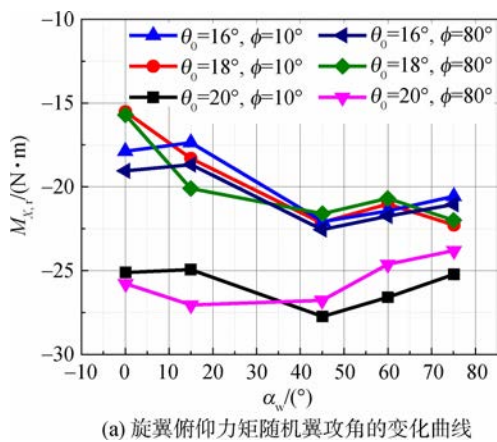
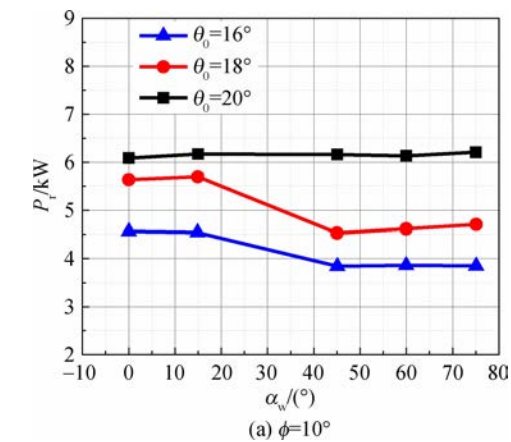
图 17 旋翼功率随机翼攻角的变化曲线
Fig. 17 Variation curves of rotor power with angle of attack of wing

旋翼总距为 20°,倾转角为 80° 时,旋翼功率呈现出较为明显的增加趋势,这是由于该状态下,相对于其余状态旋翼下洗速度较高,当机翼攻角较大时,对旋翼下洗流的阻碍作用有了一定的提高所导致的。

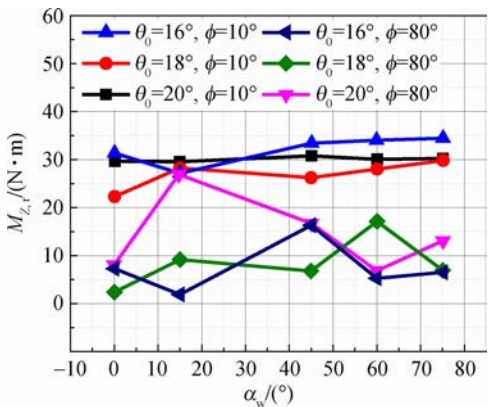
图 18(a)和图 18(b)分别给出了倾转旋翼俯仰力矩 $M_{x,r}$ 和滚转力矩 $M_{z,r}$ 随机翼攻角的分布特性。从图中可以看出,大旋翼总距($\theta_0 = 20^\circ$)状态下,俯仰力矩相对于其余状态有明显的提高,这是由于该状态下由旋翼产生的下洗速度相对于水平来流速度较大,增强了机翼对旋翼的阻塞作用,并进一步加强了桨盘上升力分布的不均匀性。俯仰力矩随机翼攻角变化较小,表明此时由机翼对旋翼下洗流的阻塞作用对旋翼俯仰力矩影响较小。

4.3 机翼性能随机翼攻角的变化规律

图 19 给出了该飞行状态下机翼阻力 D_w 随机翼攻角的变化。过渡状态下机翼阻力随着机翼段攻角增加而逐渐增加,当机翼攻角增加到 15°



(a) 旋翼俯仰力矩随机翼攻角的变化曲线

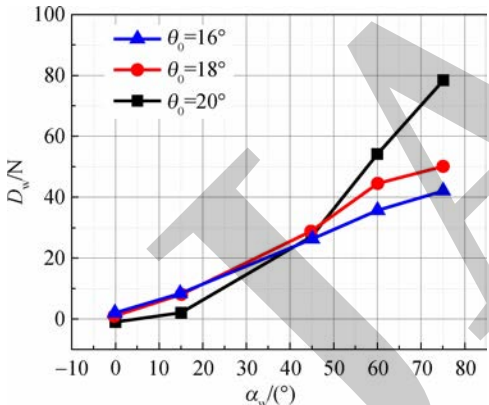


(b) 旋翼滚转力矩随机翼攻角的变化曲线

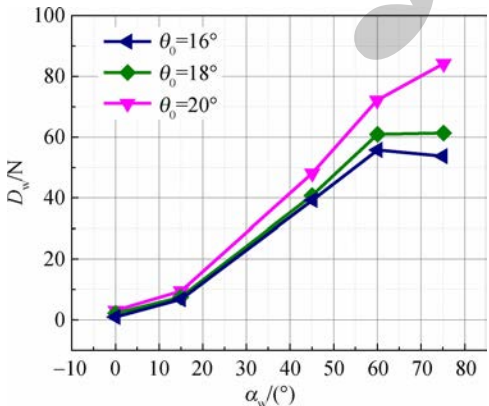
图 18 旋翼力矩随机翼攻角的变化曲线

Fig. 18 Variation curves of rotor torque with angle of attack of wing

后,阻力增加得愈加明显。这是由于此时机翼攻角超出翼型的临界迎角后,机翼表面出现明显气流分离,并综合迎风面积的影响所导致。当攻角超过 60°时,阻力增长的幅度出现了降低,这是由于旋翼下洗流、机翼迎角、来流速度综合影响导致



(a) $\phi=10^\circ$



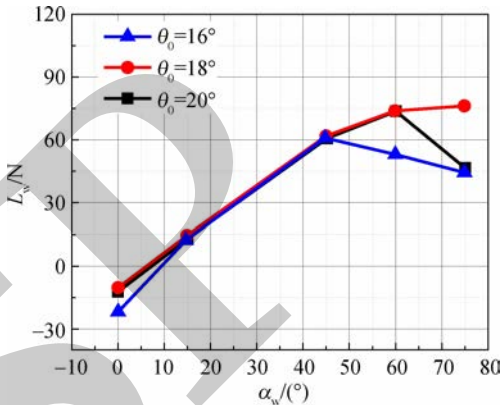
(b) $\phi=80^\circ$

图 19 机翼阻力随机翼攻角的变化曲线

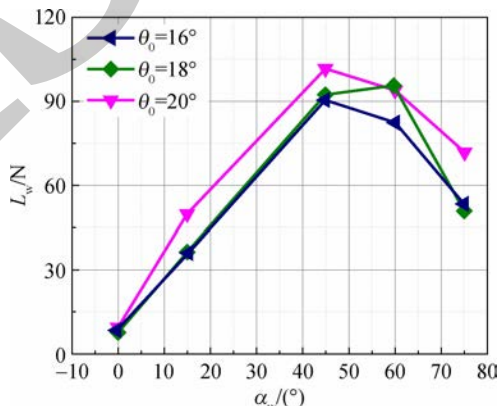
Fig. 19 Variation curves of wing drag with angle of attack of wing

气流在机翼表面出现了再附着现象。

图 20 给出了该飞行状态下机翼升力随机翼攻角的变化。从图中可以看出,过渡状态下机翼升力随机翼段攻角增加呈现出先增大后减小的趋势。上述现象的出现是由于在过渡状态初始阶段,机翼攻角的增加伴随着机翼有效迎角的增加,升力呈现出线性增加的趋势。但机翼升力在 45°攻角后出现了明显的降低,这是由于机翼表面不断加剧的气流分离所导致。



(a) $\phi=10^\circ$



(b) $\phi=80^\circ$

图 20 机翼升力随机翼攻角的变化曲线

Fig. 20 Variation curves of wing lift with angle of attack of wing

4.4 过渡状态下旋翼气动性能分析

图 21 给出了旋翼/机翼总升力 L_t 的分布。从图中可以看出,总升力随机翼攻角的变化较为平缓,旋翼总距最大且旋翼倾转角较小时,旋翼/机翼有最大的升力。在相同旋翼总距下,总升力的变化趋势较为一致,且仅随着旋翼倾转角变化出现幅值上的变动。当旋翼倾转角一定时,随着旋翼总距的增加,旋翼下洗流和前飞来流速度相互耦合,导致了总升力出现了较为独特的变化:小

旋翼总距和大旋翼总距下均出现了先增加后减小的变化趋势,中等旋翼总距时总升力则先减小后增加。机翼攻角较小时,不同旋翼倾转角和总距下,机翼的升阻比(L_w/D_w)差别较大。这是由于该状态下旋翼的下洗流均主要冲击在机翼的上表面,故上表面存在较为复杂的气动环境,并在前飞速度的叠加状态下,机翼的有效攻角出现较大的差异性。随着机翼攻角的增加,上述现象逐渐消失,这是由于机翼有效攻角已超出了翼型的临界攻角,此时机翼表面的流场出现了明显的气流分离。

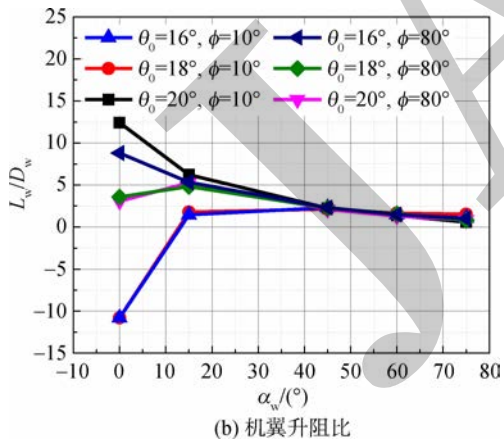
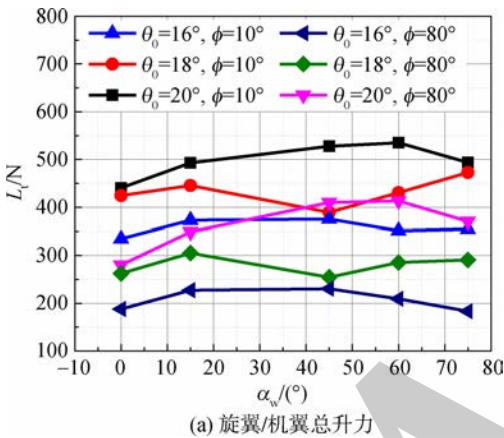


图 21 旋翼/机翼总体气动特性

Fig. 21 General aerodynamic characteristics of rotor/wing

5 结 论

本文针对悬停/过渡状态下的旋翼/机翼气动干扰特性开展了初步试验,结论可总结如下:

1) 通过 PIV 流场测量系统、机体测力系统等试验/数值相结合的分析方法,能够有效地得出干扰流场细节,由于机翼的阻挡作用,导致旋翼下洗

流冲击到机翼表面后的烟流出现了明显的稀薄化。

2) 桨尖涡撞击机翼表面后将会沿着机翼展向流动并形成了明显的卷起涡对,两者涡核半径大小近似相等,但由于两者之间的相互诱导作用,涡核中心不断靠近并糅合成一个聚合涡,进而沿着展向往对称面运动,并在过程中不断耗散,从而在机翼表面形成了较为紊乱的干扰流场。

3) 由于机翼对下洗流的阻塞以及双旋翼间的综合干扰作用,倾转旋翼机在机身横向对称面处会出现明显的“喷泉效应”,并且该干扰现象导致了倾转旋翼气动性能的降低。

4) 试验研究结果表明:大的旋翼/机翼垂向和水平间距状态能在最大程度上减弱旋翼/机翼气动干扰的影响。小旋翼/机翼垂直间距时,水平间距对倾转旋翼气动性能的影响较为剧烈;大水平间距时,垂向间距对倾转旋翼气动效率有较为明显的影响。

5) 低速倾转过程中,过渡状态下旋翼/机翼之间存在明显的气动干扰,外端机翼前缘靠近旋翼时,将会加强对旋翼下洗流的阻碍作用,导致了旋翼升力的提升,但该干扰现象随着机翼的偏转不断削弱。

参考文献:

[1] POLING D R, ROSENSTEIN H, RAJAGOPALAN G. Use of a Navier-Stokes code in understanding tiltrotor flowfields in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1998, 43(2): 103-109.

[2] MAISEL M D, HARRIS D J. Hover tests of the XV-15 tiltrotor research aircraft[R]. AIAA 81-2501, 1981.

[3] FELKER F F, SIGNOR D B, YOUNG L A. Performance and loads data from a hover test of a 0.658-scale V-22 rotor and wing[R]. NASA-TM-89419, 1987.

[4] TADGHIGHI H, RAJAGOPALAN R G. A user's manual for ROTTILT solver; tiltrotor fountain flow field prediction[R]. NASA/CR-1999-208973, 1999.

[5] JOHNSON W. Airloads and wake geometry calculations for an isolated tiltrotor model in a wind tunnel[R]. Moscow, Russian; 27th European Rotorcraft Forum, 2001.

[6] RUTH M R. Unstructured, multiplex rotor source model with thrust and moment trimming-fluent's VBM model [R]. Toronto, Canada; 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2005.

[7] MCCLUER M S, JOHNSON J L. Full-span tiltrotor an aeroacoustic model "FS TRAM" overview and initial testing[R]. San Francisco, US; American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluations Technical Specialists' Meeting, 2002.

[8] YOUNG L A, LILLIE D, MCCLUER M. Insights into airframe aerodynamics and rotor-on-wing interactions from a 0.25-scale tiltrotor wind tunnel model[R]. San Francisco, US; American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluations Technical Specialists' Meeting, 2002.

[9] BURLEY C L, BROOKS T F, CHARLES B D. Tiltrotor aeroacoustic code (TRAC) prediction assessment and initial comparisons with TRAM test data[R]. Rome, Italy; 25th European Rotorcraft Forum, 1999.

[10] YAMAUCHI G K, JOHNSON W, WADCOCK A J. Vortex wake geometry of a model tiltrotor in forward flight [R]. Tochigi, Japan; AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Lift Saving Activities, 2002.

[11] REDDY U C, KOMERATH N M. Whole-field velocity measurement for rotorcraft aerodynamic interactions[R]. Montreal, Canada; 55th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1999.

[12] MATOS C, REDDY U, KOMERATH N. Rotor wake/fixed wing interactions with flap deflection[R]. Montreal, Canada; 55th American Helicopter Society Annual Forum, 1999.

[13] KOMERATH N, MATOS C, REDDY U. Flowfield issues related to tiltrotors[R]. Arlington, US; Tiltrotor/Runway Independent Aircraft Technology and Applications Specialists' Meeting of the American Helicopter Society, 2001.

[14] MEAKIN R L. Moving body overset grid methods for complete aircraft tiltrotor simulations[R]. AIAA 93-3350, 1993.

[15] POTSDAM M A, STRAWN R C. CFD simulations of tiltrotor configurations in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 82-94.

[16] 翁智勇, 唐正飞, 陈仁良. 旋翼/机翼悬停状态气动干扰的试验研究[R]. 天津: 第二十一届全国直升机年会, 2005.

[17] 李春华, 徐国华. 倾转旋翼机旋翼对机翼气动干扰研究[R]. 河北 保定: 第二十二届全国直升机年会, 2006.

[18] 陈平剑, 林永峰, 黄水林. 倾转旋翼机旋翼/机翼气动干扰的试验研究[J]. 直升机技术, 2008(3): 107-115.

CHEN Pingjian, LIN Yongfeng, HUANG Shulin. Experimental study on rotor/wing aerodynamic interaction for tilt-rotor aircraft[J]. Helicopter Technique, 2008(3): 107-115. (in Chinese)

[19] 李鹏, 招启军. 悬停状态倾转旋翼/机翼干扰流场及气动力的 CFD 计算[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 361-371.

LI Peng, ZHAO Qijun. CFD calculations on the interaction flowfield and aerodynamic force of tiltrotor/wing in hover [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 361-371. (in Chinese)

[20] LI Peng, ZHAO Qijun, ZHU Qiuxian. CFD calculations on the unsteady aerodynamic characteristics of a tilt-rotor in a conversion mode [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(6): 1593-1605.

[21] YE Liang, ZHANG Ying, YANG Shuo, et al. Numerical simulation of aerodynamic interaction for a tilt rotor aircraft in helicopter mode[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(4): 843-854.

(编辑: 陈 越)