

倾转三旋翼飞行器地面效应风洞试验

陈坤, 史志伟*, 孙加亮

南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016

摘要: 倾转旋翼飞行器在近地悬停或低速前飞时有明显的地面效应, 对飞行器的气动载荷有强烈影响。针对倾转三旋翼(TTR)飞行器的地面效应问题, 采用 0.5 的缩比模型, 在低速回流式开口风洞中设计了可移动地面平台, 模拟 TTR 飞行器悬停和低速前飞时的离地高度, 利用杆式天平测量机体所承载荷大小并使用粒子图像测速(PIV)技术捕捉机体下方的动态流场。试验结果表明: 当 TTR 飞行器悬停离地高度在 1.25 倍旋翼直径以下时, 地面效应影响显著, 机体受到的最大上载荷约为旋翼总推力的 4%, 并观测到明显的涡旋喷泉流现象; 在低速前飞状态, 受旋翼尾流和前向来流影响, 相对于悬停状态机体所受上载荷明显减小, 喷泉流中心后移。试验结果对 TTR 无人飞行器动力系统选择, 控制增稳系统设计以及借助地面效应优势提高承载能力具有一定参考价值。

关键词: 倾转三旋翼; 悬停; 低速前飞; 地面效应; 风洞试验; 粒子图像测速

中图分类号: V211.7 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2015)09-2884-08

倾转旋翼飞行器(如美国的 V22, 以色列的 Panther)在悬停或低速前飞时处在非常复杂的气动环境中, 旋翼尾流会对处在其下方的机翼和机身施加一个下载荷(Download); 在接近地面悬停或低速前飞时, 气动干扰会变得更加复杂, 旋翼产生的向下气流遇到地面后会向上运动, 并在机身下方汇合形成喷泉流, 对机体施加向上的作用力, 此时飞机同时受到下载荷和上载荷(Uplift)的作用^[1-5]。旋翼、机体和地面的相互干扰会影响旋翼的性能、机体上的载荷变化以及噪声辐射^[6]。研究分析倾转旋翼飞行器的地面效应, 可以深入理解倾转旋翼飞行器的悬停和低速前飞性能。

Polak 等^[7]通过利用流动显示技术分析 V22 缩比模型的喷泉流现象, 发现全展长模型比半展长模型喷泉流更强, 循环区域也更大; Lestari 等^[8]对有地面效应和无地面效应的倾转四旋翼

(Quad Tilt-rotor, QTR)飞行器在悬停状态下进行了一个初步的计算流体力学(CFD)研究, 在无地面效应下, 研究发现机身上产生总旋翼推力的 9% 的下载荷, 流场也是极其不稳定, 并在机翼的上表面观察到涡旋喷泉流; 在有地面效应情况下, 下载荷变成了总旋翼推力 0.5% 的上载荷。贝尔直升机公司的 Wood 等^[9]进行关于 QTR 悬停试验的研究。试验使用一个 0.07 的缩比模型, 安装在一个 5 自由度的支点上, 能够分别测量模型所受的升力、阻力、侧滑力、俯仰力矩和滚转力矩。当模型离地高度是旋翼直径的 0.78 倍时, 产生总旋翼推力 5% 的上载荷, 并通过烟雾观测到机身下方的喷泉流。Gupta 和 Baeder^[10-11]对一个简化了的 QTR 模型在有地面效应和无地面效应下的悬停和低速前飞的特性运用 CFD 进行了研究, 计算结果表明: 在没有地面效应低速前飞时, 观察到

收稿日期: 2014-09-28; 退修日期: 2014-11-20; 录用日期: 2014-12-18; 网络出版时间: 2015-01-07 10:41

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/S1000-6893.2014.0353.html

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划项目(KYLX_0217); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

* 通讯作者: Tel.: 025-84896464 E-mail: szwam@nuaa.edu.cn

引用格式: Chen K., Shi Z W., Sun J L. Ground effect test of tri tilt-rotor aircraft in wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2884-2891. 陈坤, 史志伟, 孙加亮. 倾转三旋翼飞行器地面效应风洞试验[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2884-2891.

机翼下载荷减小;若在有地面效应时低速前飞使上载荷也减小了。目前,国内有关倾转旋翼飞行器地面效应的文献尚不多见。

国外关于倾转旋翼飞行器的地面效应试验,通常有一定局限,或是仅选择悬停状态没有考虑低速前飞状态,或是没有同时对机体载荷和流场进行测量^[12-18]。本文在总结国外研究人员工作的基础上,针对倾转三旋翼(Tri Tilt-rotor, TTR)飞行器,设计了一套相对完整的风洞试验方案,探索 TTR 飞行器在悬停和低速前飞状态下机体上的载荷变化以及机体周围的流场情况。该试验方案同样适用于其他类型的倾转旋翼飞行器。

1 地面效应试验模型与试验设备

1.1 倾转旋翼飞行器的地面效应

图 1 描述了倾转旋翼类飞行器在悬停状态下的流场特性,图 1(a)显示了在无地面效应悬停时,机翼和机身旋翼处在旋翼尾流中,受到了向下的作用力,即下载荷作用;图 1(b)描述了有地面效应悬停时,部分旋翼气流遇到地面后向上运动,在机体下方形成喷泉流,机体受到向上的作用力,即上载荷作用。

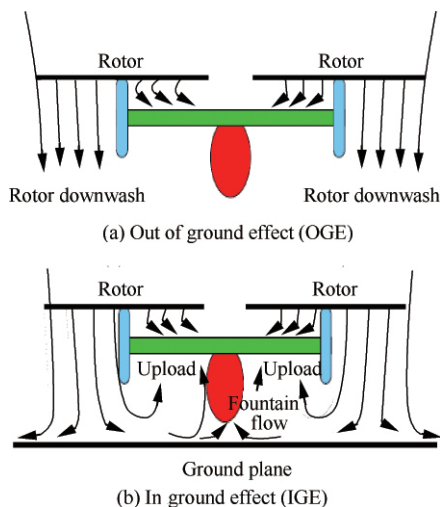


图 1 倾转旋翼飞行器悬停状态下的流场特性

Fig 1 Flow patterns of tilt-rotor aircraft in hovering state

1.2 倾转三旋翼飞行器构型

为验证倾转旋翼类飞行器的可行性,设计了

一款小型的 TTR 无人飞行器。该飞行器融合了固定翼和三旋翼的优势,可以实现垂直(或短距)起飞以及固定翼前飞,在机翼前方的两套旋翼系统下方安装了倾转机构,该机构可以使两套旋翼系统从水平 0° 向上倾转到垂直 90° ,以实现三旋翼悬停和固定翼前飞的过渡转换。TTR 无人飞行器的构型如图 2 所示,TTR 无人飞行器的主要参数如表 1 所示。

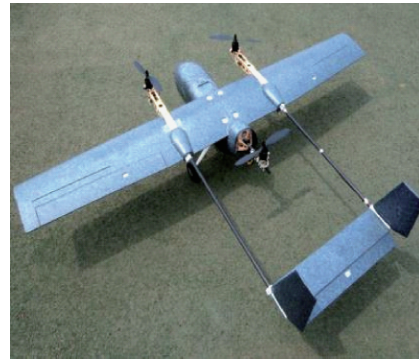


图 2 倾转三旋翼(TTR)无人飞行器构型

Fig. 2 Configuration of tri tilt-rotor (TTR) unmanned aerial vehicle

表 1 TTR 无人飞行器主要参数

Table 1 Major parameters of TTR unmanned aerial vehicle

Parameter	Value
Mass/kg	2.8
Centre of gravity position/m	(0.38, 0, 0.04)
Inertia moment/(kg·m ²)	$I_x=0.313, I_y=0.402, I_z=0.69$ $I_{xz}=-0.045, I_{xy}=I_{yz}=0$
Wing area/m ²	0.43
Wing span/m	1.85
Wing chord/m	0.23

按照表 1 中 TTR 无人飞行器的尺寸进行缩比,制作了一个 0.5 缩比的 TTR 无人飞行器模型,用于地面效应风洞试验。

1.3 地面效应试验设备

使用的试验风洞是一座低速回流式开口风洞,具有低湍流度、低噪声的特点。开口试验段截面为 $1.5 \text{ m} \times 1.0 \text{ m}$,试验段长度为 1.7 m ,最小稳定风速为 3 m/s ,最大稳定风速为 30 m/s ,湍流度 $\epsilon \leq 0.07\%$,雷诺数 $Re = 4.7 \times 10^5$ 。试验采用

$\Phi 14$ 杆式六分量杆式天平测量机体所受的气动力与气动力矩。 $\Phi 14$ 杆式天平性能参数指标如表 2 所示。

表 2 $\Phi 14$ 杆式天平静态标定结果

Parameter	X/N	Y/N	Z/N	$M_x/$ (N·m)	$M_y/$ (N·m)	$M_z/$ (N·m)
Load capacities	15.7	58.8	21.6	2.1	1.4	3.7
Precision/%	0.49	0.10	0.48	0.40	0.46	0.13
Accuracy/%	0.08	0.03	0.06	0.02	0.01	0.08

流场测量采用 Vlite-200 PIV(Particle Image Velocimetry)测试系统,该系统所用的激光器为 Nd:Yag 激光器,工作频率为 15 Hz,每个脉冲能量为 200 mJ,脉宽为 8 ns。CCD(Charge Coupled Device)分辨率为 2048×2048 像素,帧频为 14 帧/s,每两帧图像之间的最小时间间隔约为 120 ns。试验中的示踪粒子采用癸二酸二(2-乙基己基)脂,通过压气机雾化,雾化后的粒子具有良好的跟随性,测量结果有效、可靠。Vlite-200 PIV 激光器技术参数如表 3 所示。

表 3 Vlite-200 激光器参数

Parameter	Value
Output energy/mJ	20-200
Work frequency/Hz	1-15
Spot diameter/mm	6
Divergence angle(10^{-3} rad)	<2.5
Laser mode	Super multimode
Pulse duration/ns	6-8
Jitter time/ns	2

试验方案将图 2 中 TTR 飞行器的 0.5 缩比模型固定在风洞中的 $\Phi 14$ 杆式六分量杆式天平上,地面效应试验所用旋翼系统的最大功率和拉力约为 TTR 飞行器旋翼系统的一半,三套旋翼系统由吊杆固定在缩比模型的上方,与飞机的相对位置保持不变,旋翼系统的方向可以倾转,用于模拟低速前飞状态。旋翼系统的拉力是使用 $\Phi 14$ 杆式测力天平单独测量的,得到不同功率下的拉力值。旋翼的直径约为 0.15 m,弦长和扭角分布如表 4 所示,表中: r 为旋翼桨叶弦长; R 为旋翼半径。

表 4 旋翼的弦长和扭角分布

r/R	Chord/mm	Twist/($^\circ$)
0.2	11.50	9.82
0.4	13.57	14.20
0.6	14.49	13.50
0.8	12.25	7.92
1.0	9.60	1.72

在天平下方设计一个可移动平台,面积为 $1.7 \text{ m} \times 1.3 \text{ m}$,模拟 TTR 飞行器悬停或低速前飞时相对地面的高度,缩比模型的机翼参考面积约为 0.1 m^2 ,试验中飞机的机身底部轴线相对地面的高度分别选择为 $1.0D$ 、 $1.25D$ 、 $1.5D$ 、 $2.0D$ 、 $3.0D$ 和 $4.0D$,其中 D 为试验中所用旋翼直径。在悬停地面效应试验时,所有旋翼系统保持垂直向下,旋翼气流向下运动,考察飞行器在不同悬停高度的地面效应。在低速前飞地面效应试验时,设定前面两套旋翼系统由垂直前倾 30° ,飞行速度约为 3 m/s ,此时由低速开口风洞来模拟低速前飞时的前向来流。低速风洞悬停试验台如图 3 所示,可倾转旋翼系统如图 4 所示。



图 3 低速风洞悬停试验台

Fig. 3 Hovering test table in low-speed wind tunnel

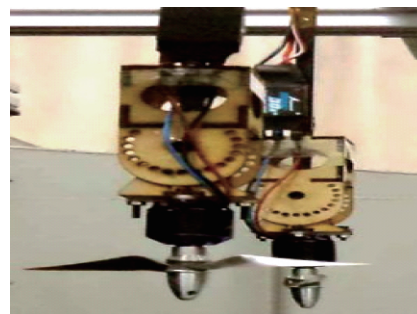


图 4 倾转旋翼系统

Fig. 4 Tilt-rotor system

为了更直观地观测飞行器悬停和低速前飞状态下机体下方的流场变化, 利用 PIV 设备拍摄飞行器机体下方的动态流场。采用癸二酸二酯作为示踪粒子, 使用 Nd:Yag 激光器在短时间内捕捉拍摄 35 张 PIV 图片, 然后选择其中 15 张左右质量较好的图片, 分析计算 PIV 测量的平均结果。试验中选择了机身和机翼下方的 3 个截面, 用于观测机身和机翼下方不同位置的流场变化。从机身对称面向机翼外侧, 依次布置了截面 1(距飞机对称截面 2 cm)、截面 2(距飞机对称截面 13 cm) 和截面 3(距飞机对称截面 28 cm), 机翼下方截面分布如图 5 所示, 图 6 给出了试验中利用雾化粒子进行 PIV 拍摄的场景。

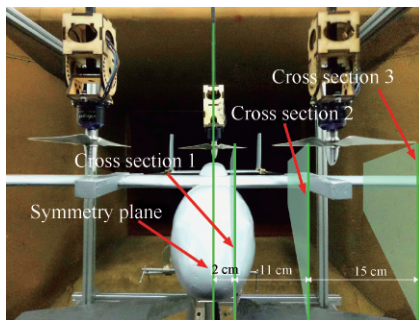


图 5 机翼下方截面分布

Fig. 5 Locations of cross sections under wing

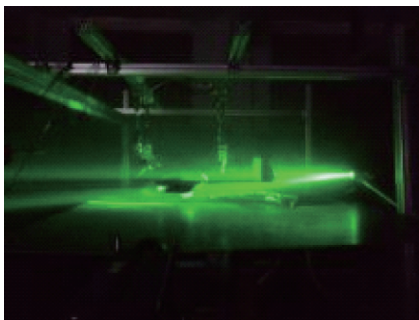


图 6 粒子图像测速(PIV)拍摄场景

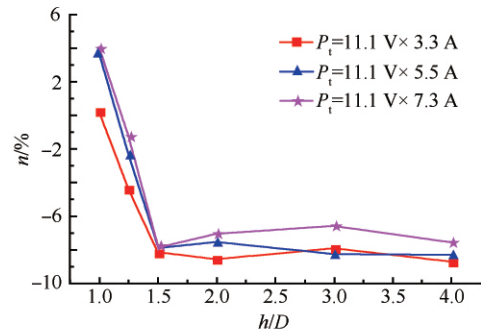
Fig. 6 Shooting scenes of particle image velocimetry (PIV)

2 试验结果与分析

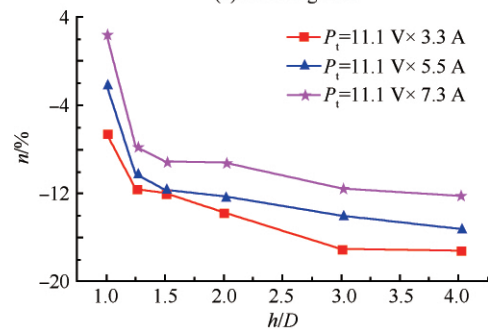
2.1 风洞试验地面效应测力结果

飞机在悬停和低速前飞时机体所受的载荷通过 $\Phi 14$ 杆式六分量天平测量得到, 图 7 给出了在不同高度和旋翼功率下机体所受的载荷, 横坐标

h/D 为模型旋翼距离地面高度 h 除以旋翼直径 D 得到的无量纲高度, 纵坐标 $n = UL/T$ 为飞机模型所受的上载荷 UL (Upload) 与 3 个旋翼总推力 T 的比值, 正值表示飞机所载荷向上, 即上载荷。图中 3 条曲线分别为旋翼总功率 $P_t = 11.1 \text{ V} \times 3.3 \text{ A}$, $11.1 \text{ V} \times 5.5 \text{ A}$, $11.1 \text{ V} \times 7.3 \text{ A}$ 。从图 7(a) 旋停状态下的数据可得, 在飞机模型高度从 $1.0D$ 逐渐增大时, 机体所受的载荷从最大 4% 的上载荷逐渐减小为 8% 左右的下载荷, 之后变化不大。可以看出当悬停高度低于 $1.25D$ 时, 飞机受到明显的上载荷作用, 地面效应明显; 当悬停高度高于 $1.25D$ 时, 地面效应逐渐减弱。将功率不同的 3 条曲线进行比较可以发现, 随着旋翼总功率的增加, 模型受到的上载荷也随之增加。



(a) Hovering state



(b) Low-speed forward flight state

图 7 不同高度和旋翼功率下机体载荷变化

Fig. 7 Changes of body loads at different heights and rotor powers

图 7(b) 给出了当飞机处在低速前飞状态时, 机体上的载荷变化。由于该飞机构型所致, 当旋翼倾转 30° 时, 有更多的旋翼气流直接作用在机翼上, 机翼所受的下载荷更大。当旋翼功率较大且飞行高度较低时, 从图中可以看出, 机体仍然受到一定的上载荷作用。所以, 当由悬停转低速前

飞时,采取离地较近功率较大的策略,可以充分利用上载荷的作用,这对飞机的承载是有利的。

图 8 给出了 TTR 飞行器在不同高度和旋翼功率下所受到的俯仰力矩大小,其中图 8(a)为悬停状态,图 8(b)为低速前飞状态。横坐标仍为无量纲高度 h/D ,纵坐标为无量纲俯仰力矩系数 C_m (模型抬头为正)。从图中可以看出,在悬停状态下飞机受到明显的低头力矩作用,前飞状态下受高度影响,由低头力矩向抬头力矩转换。若要使飞机能在悬停和低速前飞下稳定飞行,需要设计控制增稳系统来配平俯仰力矩。

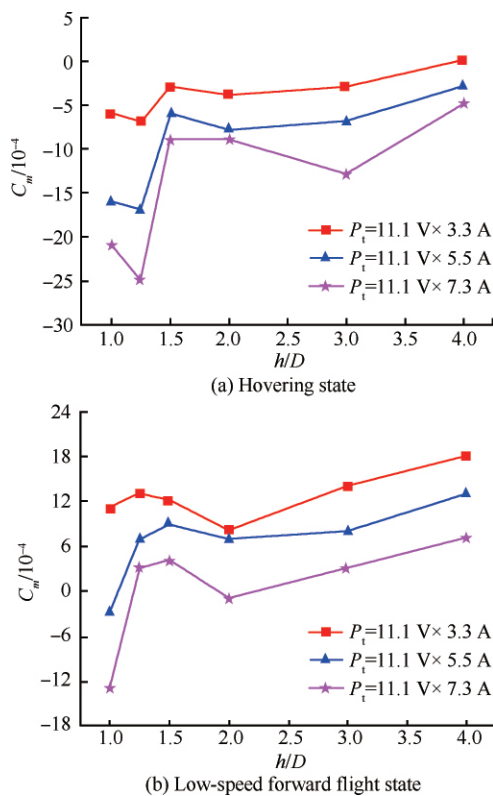


图 8 不同高度和旋翼功率下机体所受俯仰力矩变化

Fig. 8 Changes of body pitching moments at different heights and rotor powers

2.2 PIV 测试结果

为了直观地显示悬停状态下的喷泉流效应,首先观测 PIV 成像结果。所有 PIV 图像中机体下方的箭头表示气流的运动方向,机体下方的气流强弱由图右侧的速度 V 强弱等级色带所示,气流越强区域颜色越红,气流越弱区域颜色越蓝。PIV 图像中部灰色区域为天平 (Balance),

所有深蓝色区域为激光未捕捉到的区域或雾化粒子较弱区域,以至于不能较好地显示该区域流场。

根据 PIV 图像观测结果表明,在截面 1 处形成的喷泉流效应最明显,所以首先分析截面 1 在悬停离地不同高度上的 PIV 图像,如图 9 所示。图 9(a)为悬停离地高度 $1.0D$ 的 PIV 图像,缩比模型前方两套旋翼向下运动的气流部分作用在机体上表面,对机体施加一个下载荷;其余气流遇到地面后向后和向上运动,后方的旋翼向下作用的气流遇到地面后向前和向上运动,两股气流在机体的中后部相遇一起向上运动,在机身下方形成了一个较强的喷泉流区,向上运动的气流使机体受到了明显的上载荷作用。

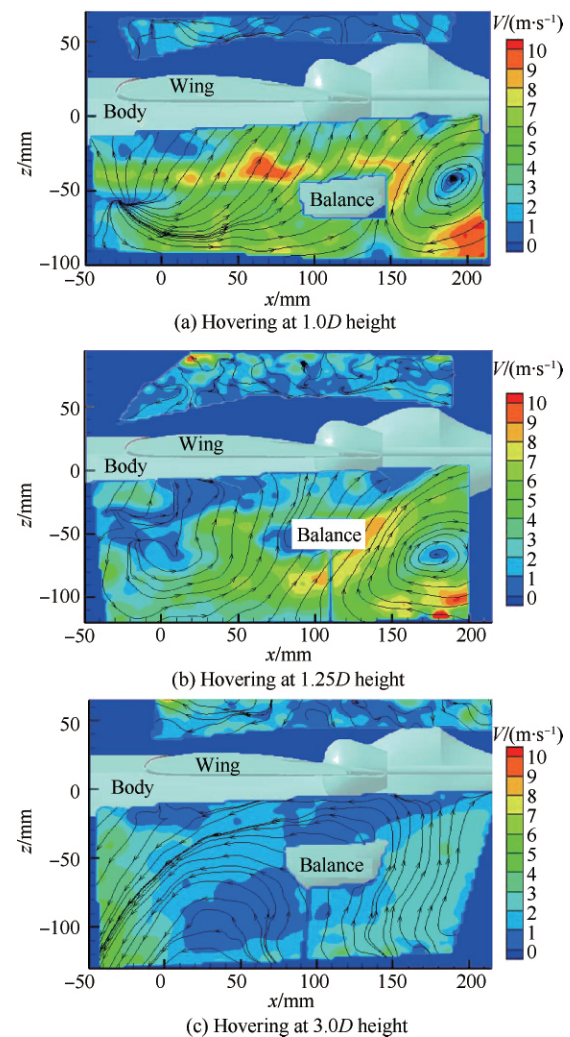


图 9 悬停状态下截面 1 的 PIV 图像

Fig. 9 PIV images of hovering state in cross section 1

图 9(b)和图 9(c)分别为截面 1 在悬停离地高度分别为 $1.25D$ 和 $3.0D$ 时的 PIV 图像,可以看出,在悬停高度为 $1.25D$ 时机身下方气流仍然形成喷泉流运动,但向上运动的气流强度减小,上载荷也相对较小。当悬停高度达到 $3.0D$ 时,机身下方没有形成明显的喷泉流效应,机身下方的气流随着旋翼的气流一起向下运动,机身下方的上载荷也进一步减小。PIV 图像的流场特性较直观地说明了悬停状态下机体上所受载荷变化的成因。

图 10(a)和图 10(b)分别为离地高度为 $1.0D$ 时截面 2 和截面 3 的 PIV 流场图像。图 10(a)的前部红色区域是由于受截面 2 前方旋翼直接向下高速运动气流的影响。虽然截面 2 和截面 3 下方也形成了一定的向上运动的气流,但相比于截面 1,对飞行器的上载荷贡献比较小。

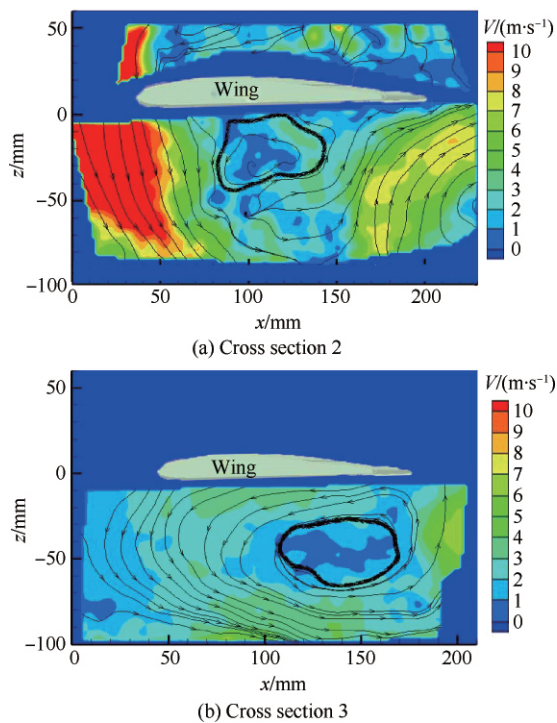


图 10 悬停离地高度 $1.0D$ 状态下不同截面的 PIV 图像
Fig. 10 PIV images of $1.0D$ height of hovering above ground in different cross sections

图 11 中给出了在低速前飞状态下截面 1 的 PIV 图像,图 11(a)和图 11(b)分别为在离地高度 $1.0D$ 和 $1.25D$ 状态下的 PIV 图像。与图 9 相比,机体上表面主要作用的是向下和向后的气流,

下表面的喷泉流中心受前向来流的影响明显后移,机身下方的气流强度相对变弱,上载荷也因此会减小。低速前飞状态相比较悬停状态,对机体施加的上载荷较弱,这与天平的测力数据是一致的。

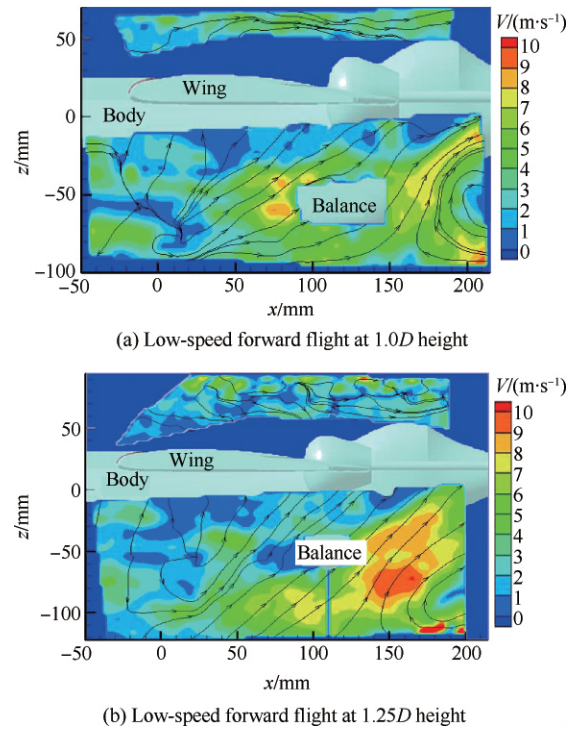


图 11 低速前飞状态下截面 1 的 PIV 图像

Fig. 11 PIV images of low-speed forward flight state in cross section 1

3 结 论

1) 在离地较近悬停时,机身上有明显的上载荷,当离地逐渐增高时,上载荷变为下载荷;低速前飞与悬停状态相比,在同样高度的上载荷变弱,下载荷变强。

2) 在距离地面较近悬停或低速前飞时,由 PIV 图像可以观测到明显的喷泉流现象,该现象随着离地高度的增加和前向来流速度的增加而逐渐减弱。

3) 机体上所受的最大下载荷占旋翼系统总推力的比值,为 TTR 飞行器的动力系统设计提供参考;机体上所受的最大上载荷占旋翼系统总推力的比值,为 TTR 飞行器的最大承载能力设计提供参考。

悬停和低速前飞的地面效应试验同样为飞行仿真和增稳系统设计提供数据模型。为了更好地模拟在垂直起飞或降落过程中的动态效应,拟在以后设计一个可以按指定速度上下移动的动平台,模拟飞机接近或离开地面时的动态地面效应。文中的 TTR 无人飞行器已经完成了手动垂直起飞和降落、过渡以及固定翼前飞测试,目前正在进行自主飞行仿真和自主飞行测试,后续将结合风洞试验和飞行试验,进一步验证和分析地面效应。

参 考 文 献

- [1] Polak D R, Rehm W. Effects of an image plane on the tiltrotor fountain flow[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2000, 10(4): 90-96.
- [2] McVeigh M A. The V-22 tilt-rotor large-scale rotor performance/wing download test and comparison with theory [C]//Proceeding of the 11th European Rotorcraft Forum. London: ATI, 1985: 18-25.
- [3] Felker F F, Light J S. Aerodynamic interactions between a rotor and wing in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 32(2): 53-61.
- [4] McVeigh M A, Grauer W K, Paisley D J. Rotor/airframe interactions on tiltrotor aircraft[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1990, 35(2): 43-51.
- [5] Gupta V. Quad tiltrotor simulations in helicopter mode using computational fluid dynamics[D]. Maryland: University of Maryland, 2005.
- [6] Mosher M, Light J S. Study of noise on a small scale hovering tilt rotor[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1996, 41(2): 27-36.
- [7] Polak D, Rehm W, George A. Effects of an image plane on the tiltrotor fountain flow[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2000, 45(2): 90-96.
- [8] Lestari A, Niazi S, Rajagopalan R. Preliminary numerical analysis of a quad tilt rotor flowfield and performance [C]//Tiltrotor Independent Aircraft Technology and Applications Specialists' Meeting of the American Helicopter Society. Montreal: AHS, 2001: 20-22.
- [9] Wood T L, Collins B, Isaac M. Quad tiltrotor: A solution for intra-theater lift[C]//Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society. Montreal: AHS, 2002: 1754-1767.
- [10] Gupta V, Baeder J D. Quad tiltrotor aerodynamics in ground effect [C]//58th Annual Forum of the American Helicopter Society. Montreal: AHS, 2002: 48-61.
- [11] Gupta V, Baeder J D. Low Mach number preconditioning for tiltrotor rotor-wing interaction [C]//4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics. Montreal: AHS, 2004: 5331-5340.
- [12] Wood T L, Peryea M A. Reduction of tiltrotor download [C]//49th Annual Forum of the American Helicopter Society. Montreal: AHS, 1993: 1177-1193.
- [13] Snyder D E. The quad tiltrotor: Its beginning and evolution [C]//56th Annual Forum of the American Helicopter Society. Montreal: AHS, 2000: 79-85.
- [14] Marr R L, Ford D G, Ferguson S W. Analysis of the wind tunnel test of a tilt rotor powered force model, NASA-CR-137529 [R]. Williamsburg, D. C.: NASA, 1974.
- [15] Anon. Wind tunnel test of a powered tilt rotor performance model, AFFDL-TR-71 [R]. Washington, D. C.: AFFDL, 1972.
- [16] Fradenburgh E A. Aerodynamic factors influencing overall hover performance, AGARD-CP-111 [R]. Marseille: AGARD, 1972.
- [17] Heuze O, Diaz S, Desopper A. Simplified models for tiltrotor aerodynamic phenomena in hover and low speed flight [C]//CEAS Aerospace, Aerodynamics Research Conference. Cambridge: Royal Aeronautical Society, 2002: 129-133.
- [18] Felker F F. A review of tilt rotor download research [C]//14th European Rotorcraft Forum. Milano: ERF, 1988: 20-23.

作者简介:

陈坤 男, 博士研究生。主要研究方向: 空气动力学、飞行力学。
Tel: 15195887135
E-mail: mailzhi2008@163.com

史志伟 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 空气动力学、风洞试验。
Tel: 025-84896464
E-mail: szwam@nuaa.edu.cn

孙加亮 男, 博士研究生。主要研究方向: 空气动力学。
Tel: 15951752379
E-mail: 2431626359@qq.com

Ground effect test of tri tilt-rotor aircraft in wind tunnel

CHEN Kun, SHI Zhiwei^{*}, SUN Jialiang

College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: Tilt-rotor aircraft has an obvious ground effect in hover or low-speed forward flight near ground, which has a strong effect on the aircraft aerodynamic loads. According to the ground effect problems of tri tilt-rotor (TTR) aircraft, a 0.5-scale TTR aircraft model is used in tests, a movable plat is designed to simulate the height of TTR vehicle above the ground in low-speed opening wind tunnel, a rod balance is used to measure the loads on the body and particle image velocimetry (PIV) is applied to the shot of dynamic flow field underneath the body. The test results show that with the influence of ground effect, the maximum upload on the body is about 4% of the thrust of total rotors when the TTR aircraft hovers height is less than 1.25 times of the rotor diameter, and the vortex fountain flow phenomenon is observed; in low-speed forward flight, with the influence of rotor wake flow and forward flow, the upload on the body significantly reduces with respect to the hover state, and the fountain flow center shifts afterward. The test results provide a reference for the TTR unmanned aerial vehicle power system selection, design of control systems and improvement of carrying capacity by using the advantage of ground effect.

Key words: tri tilt-rotor; hovering; low-speed forward flight; ground effect; wind tunnel test; particle image velocimetry

Received: 2014-09-28; Revised: 2014-11-20; Accepted: 2014-12-18; Published online: 2015-01-07 10:41

URL: www.cnki.net/kcms/detail/S1000-6893.2014.0353.html

Foundation items: Innovation Program Fund for University Graduate in Jiangsu (KYLX_0217); Funds for Advantage Disciplinary Construction Project of Jiangsu Universities

^{*} Corresponding author. Tel.: 025-84896464 E-mail: szwam@nuaa.edu.cn