共轴式双旋翼尾迹流场的水洞 PIV 测量

于世美 邓彦敏

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用粒子图像测速(PIV)技术,对共轴式双旋翼在悬停和以不同前进比前飞时的流场进行水洞实验.将激光片光定位于旋翼的纵向截面,桨叶的方位角和图像的获取是同步的.测量得到了旋翼流场的瞬时涡量和速度分布、桨尖涡的结构和脱落轨迹、悬停时的尾迹边界收缩和前飞时的尾迹边界倾斜角等.研究了不同状态下共轴式双旋翼流场的气动干扰特性.为了比较,对单旋翼也进行了同样的测量.实验得到了有价值的结果,对共轴式直升机的气动计算和合理设计具有重要意义.

关 键 词: 共轴式直升机; 旋翼流场; 尾迹; 水洞实验; 粒子图像测速

中图分类号: V 211.41; V 211.7

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)06-0635-05

PIV measurements in the wake of coaxial-rotor in water tunnel

Yu Shimei Deng Yanmin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Particle image velocimetry (PIV) technique was applied to the experiment of coaxial-rotor in hover and in forward flight in water tunnel. The laser sheet was positioned for tip vortices shed at zero and 180 degrees azimuths. The rotor rotation and the imaging system were synchronized to acquire PIV images at specified rotor azimuth angles. Instantaneous vorticity and velocity distributions of the rotor flow fields were obtained. The tip vortices were tracked from their generation to convection downstream. The wake contractions in hover and the wake boundary inclination angles in forward flight were measured. The wake geometries and aerodynamic interaction characteristics of coaxial-rotor flow fields were investigated. For comparison, single-rotor flow fields were also measured. The agreement of the experimental results with the literatures indicates PIV is effective to investigate complex flow fields in water tunnel. The valuable results have important meanings to the aerodynamic calculation and reasonable design of coaxial-rotor helicopter.

Key words: coaxial helicopter; rotor flow fields; wake; water tunnel experiment; particle image velocimetry

尾迹分析是进行旋翼气动性能和载荷计算的关键.共轴式直升机由于上、下旋翼之间的气动干扰,尾迹流场比单旋翼的更加复杂,对其进行的实验研究各有特点,文献[1]采用烟流显示及跟踪摄像的方法,在飞行试验中观测了共轴式双旋翼的尾迹;文献[2]采用染色液显示法,对共轴式双旋翼的尾迹进行了水洞实验,但只是定性研究;文献[3]采用 LDV,对共轴式双旋翼在悬停状态下的流场进行了测量,但只能实现对速度的有限单点测量.

近年来,粒子图像测速(PIV)技术有了长足的发展,作为一种激光非接触性瞬时全场测量方法,能同时测得涡量场和速度场,已被广泛应用于复杂非定常流场的研究中.

本文采用 PIV 技术,在水洞流态显示[2]的基础上,对共轴式双旋翼和单旋翼在悬停和以不同前进比前飞时的流场做进一步的测量,同时,与同前进比下的风洞实验[4]进行相应的比较,得到了

收稿日期: 2006-07-19

作者简介: 于世美(1981-),女,山东威海人,硕士生, shimei@163.com.

有价值的结果, 对进一步探讨共轴式双旋翼流场的运动规律具有重要意义.

1 实验设备与方法

1.1 水洞与模型

实验在北京航空航天大学流体所重点实验室的 1.2m低速水洞中进行. 该水洞为串联水平回流式, 主试验段尺寸 1.2m×1.0m×16m(高×宽×长), 流速范围 0.1~1.0m/s.

模型由上、下两组旋翼构成, 各有两片桨叶, 桨叶剖面形状为 NACA0015, 旋翼半径 R = 250mm, 弦长 25mm, 上、下旋翼间距 0.2R, 为保证扭矩平衡, 上旋翼总距 9°, 下旋翼总距 9.6°, 旋翼转速 120r/min, 上旋翼顺时针旋转, 下旋翼逆时针旋转, 单旋翼时只安装下旋翼.

旋翼模型由电机驱动, 并由调速器控制转速. 减速装置上安装有旋转编码器, 用来给 PIV 系统发送脉冲触发信号, 以使图像的获取和桨叶的方位角达到相位同步.

1.2 PIV 系统

采用 2D-PIV 系统, 主要由激光器、数字相机、同步控制器以及专业图像处理软件组成. 激光器采用脉冲能量 50mJ的双腔 ND: YAG 激光器; 数字相机分辨率 1600×1200, 采集速率 20帧/s, 采集区域约 200×150mm; MicroPulse710同步控制器延时精度 10ns, 基于 USB接口, 编码器接输入端口, 两路激光器分别接两个输出端口, 相机接 1个输出端口; 示踪粒子选用跟随性良好的直径 0.5μm左右的空心玻璃微珠; MicroVec专业图像处理软件设定整个系统的工作参数, 在计算机中实时显示并同步记录图像, 并对图像进行批处理和统计平均, 得到的向量计算结果用 Tecplot视觉化软件进行处理分析.

1.3 实验方法

1.3.1 实验原理

实验原理如图 1所示, 旋翼模型安装于水洞上方, 电机、减速装置及编码器位于水面之上, 旋翼安装于旋翼轴下端, 位于水洞工作区中间, 激光器安装于水洞下方, 数字相机安装于三角架上, 正对激光片光进行拍摄.

考虑到 PIV 最佳工作频率为 10Hz, 而旋翼转速为 120r/min, 所以将编码器一周 5等份, 即从桨叶方位角 Φ= 0°时开始, 每隔 72°, 即 0.1s, 发送给 PIV 一个脉冲触发信号. 软件设定工作模式为外同步上升沿触发, 图像缓存 100帧, 跨帧延时 1000μs. 实验时调节相机焦距使粒子图像清晰, 待旋翼转速稳定后进行测量. 通过对同一相位连续曝光的奇数帧和偶数帧图像进行互相关计算, 两帧图像得到一个向量结果. 多次测量并对同一相位的结果进行统计平均.

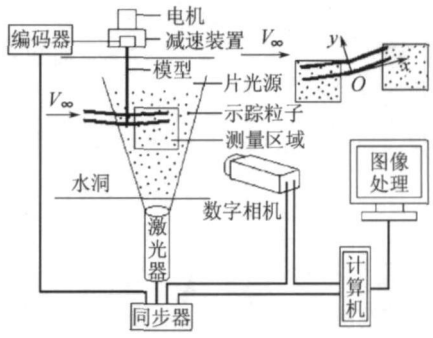


图 1 实验原理示意图

1.3.2 坐标系

如图 1所示, 坐标系取固连于桨毂的旋翼构造轴系, x 轴沿桨叶变距轴线, 指向外, y 轴沿旋翼轴, 指向上.

1.3.3 测量区域

实验对共轴式双旋翼和单旋翼, 对应不同前进比 μ($\mu = V_\infty/\Omega R$, V_∞为来流速度, ΩR 为旋翼的桨尖速度, 其中, Ω 为桨尖角速度, R 为桨叶半径), 分别对悬停状态(μ= 0)和 3种不同前飞状态(μ= 0.05, μ= 0.1, μ= 0.15)的流场进行测量. 前飞状态的旋翼迎角取该前进比下直升机平衡时的值.

测量时将激光片光定位于旋翼的纵向截面(Φ= 0°~180°). 悬停时, 由于旋翼流场的轴对称性, 只需测量任意方位角的流场, 实验时将测量区域定位于 Φ= 0°处; 前飞时, 为了获得尾迹的前后边界, 需分别将测量区域定位于 Φ= 180°和 Φ= 0°处. 由于一副旋翼有两片对称的桨叶, 可以同时测得方位角相差 $\Delta\Phi$= 180°的两片桨叶分别形成的桨尖涡, 即以桨叶方位角步长 $\Delta\Phi$= 72°获取的图像, 可以得到尾迹角步长 $\Delta\Psi$= 36°的桨尖涡脱落轨迹.

测量图像需有桨叶的影像, 以根据桨叶在不同 Φ 时的影像变化来判断相位. 为了对图像结果进行尺寸标定, 还需在固定激光器与相机的位置之后, 拍摄带标尺的参考图像.

2 实验结果与分析

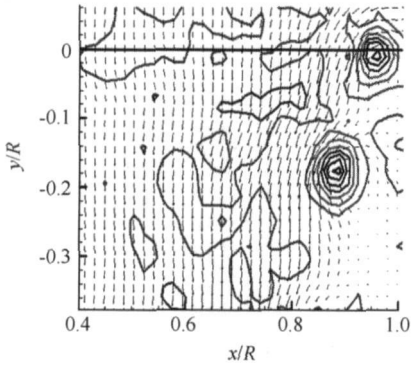
2.1 瞬时涡量场与速度场

2.1.1 悬停状态

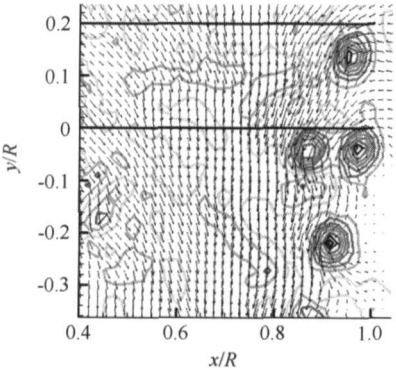
图 2清楚地反映出桨尖涡的螺旋型结构及其

对速度的诱导效应, 桨尖涡的涡核半径大约为桨叶弦长的 35%, 接近于 Scully涡核模型.

比较图 2中靠近桨尖的桨尖涡外侧, 可以看出, 图 2a中单旋翼的桨尖涡外侧存在上洗流, 而图 2b中, 共轴式上旋翼的桨尖涡外侧不再存在上洗流, 这是由于下旋翼下洗的吸引作用, 而下旋翼的桨尖涡外侧, 仍像单旋翼那样存在明显的上洗流, 这是由于下旋翼的桨尖涡位于上旋翼的滑流边界之外, 所受影响很小, 其流场情形基本与单旋翼相同.



a 单旋翼



b 共轴式双旋翼

图 2 悬停时的瞬时涡量场与速度场

2 1.2 前飞状态

从图 3可以看出, 在旋翼前半边的流场中, 共轴式上下旋翼靠近桨尖的桨尖涡外侧, 均存在明显的上洗流, 这与悬停状态不同, 说明由于前飞时尾迹的后掠, 下旋翼的下洗对上旋翼的吸引作用比悬停时要小.

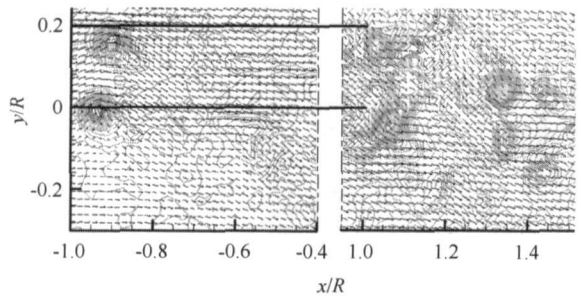


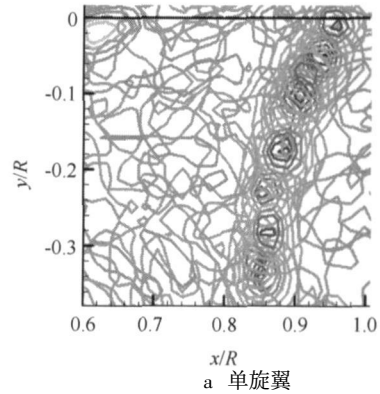
图 3 共轴式双旋翼前飞时的瞬时涡量场与速度场 (μ= 0. 1)

从桨尖涡的涡量及其附近速度的分布可以看出, 旋翼前半边和后半边流场的桨尖涡旋转方向相反, 分别为顺时针和逆时针方向.

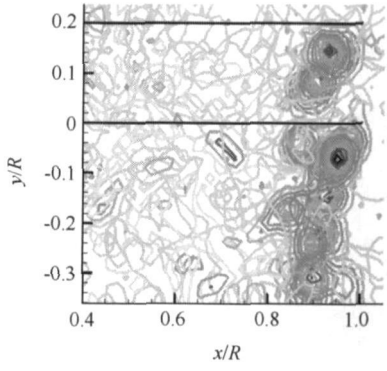
2 2 桨尖涡脱落轨迹

2 2 1 悬停状态

图 4为旋翼旋转一周内的不同时刻测得的涡量场的叠加图. 图 4a中单旋翼的桨尖涡存在着比较稳定的脱落轨迹, 而图 4b中共轴式上旋翼的桨尖涡经过下旋翼之后, 变得逐渐模糊而难以辨认, 这是由于: 上旋翼的桨尖涡与下旋翼桨叶之间产生强烈的桨涡干扰; 在下旋翼下方, 上下旋翼的桨尖涡靠的很近, 增大了桨尖涡之间的相互干扰; 另外, 由于粘性的影响, 涡强向下游会自然衰减, 使桨尖涡逐渐耗散而变得不稳定.



a 单旋翼



b 共轴式双旋翼

图 4 悬停时的桨尖涡脱落轨迹

2 2 2 前飞状态

从图 5可以看出, 前飞时的旋翼尾迹后掠, 空间结构不再像悬停时那样呈圆弧形螺旋发展, 桨尖涡不稳定程度增加, 产生扭曲、缠绕、破碎等相比悬停时更复杂的非定常现象, 上下旋翼的气动干扰也发生变化.

从旋翼前半边的流场来看, 图 5a低速前飞时, 共轴式上下旋翼前部的桨尖涡, 均先定位于桨

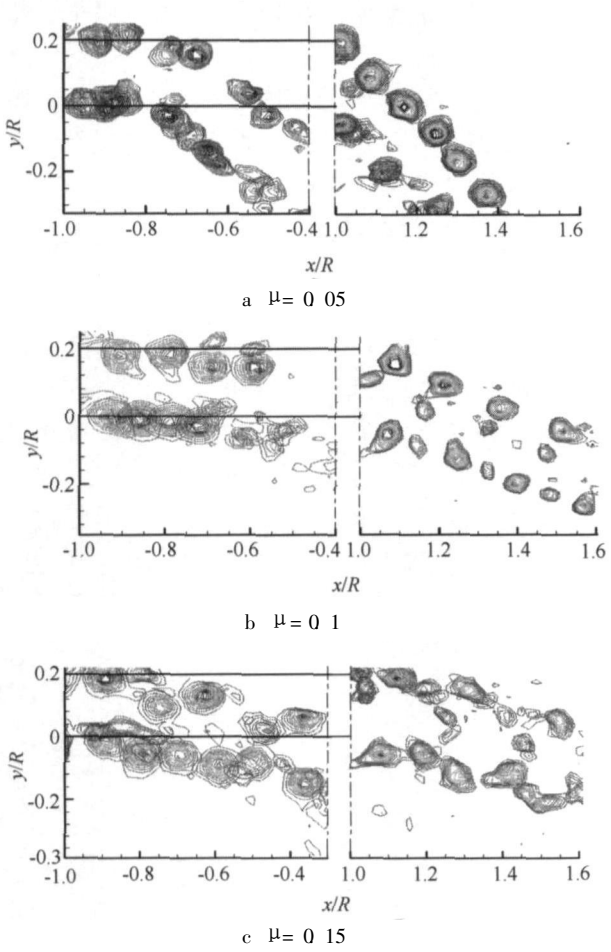


图 5 共轴式双旋翼前飞时的桨尖涡脱落轨迹

盘平面的上方, 直到大约 $x/R = -0.75$处桨尖涡才开始下降, 这与文献[1]中的观测结果基本一致. 随着 μ的增大 (图 5b, 图 5c), 桨尖涡迅速后掠, 上述现象不再存在.

从旋翼后半边的流场来看, 图 5a低速前飞时, 共轴式下旋翼的桨尖涡脱落轨迹明显不如上旋翼的清晰连贯, 说明这时上旋翼对下旋翼的干扰较强; 而当 μ= 0.1时 (图 5b), 情况则相反, 上旋翼的桨尖涡变得比下旋翼的紊乱, 说明这时上旋翼对下旋翼的干扰减弱, 下旋翼对上旋翼的干扰增强; 当 μ= 0.15时 (图 5c), 上下旋翼桨尖涡的不稳定程度比较接近, 说明这时上下旋翼之间的相互干扰程度相差不大, 尾迹呈各自独立发展的趋势, 而且由于此时尾迹的进一步后掠, 两旋翼的桨尖涡都离各自的桨盘很近, 桨涡干扰对流场起主导作用, 使桨尖涡变得更不稳定. 上述结论与文献[2,4]中的结论基本一致.

2.3 前飞状态尾迹边界的倾斜角

从图 6可以看出, 共轴式上下旋翼的尾迹倾斜角 δ均比单旋翼的大, 上旋翼的 δ最大, 并且此差异随着 μ的增大而减小. 这是由于共轴式上下旋翼流场之间的相互诱导, 使尾迹滑流边界向外有所扩大, 上旋翼的尾迹由于下旋翼下洗的吸引作用, 变化更加明显, 随着 μ的增大, 两旋翼的尾迹呈各自独立发展的趋势, 从而使其与单旋翼之间的差异变小.

无论是共轴式双旋翼还是单旋翼, 尾迹前边界的 δ都比后边界的小, 其差异随着 μ的增大而减小. 这是由于尾迹的前部处于旋翼的干扰流场之内而受到较大影响, 后部则基本不受影响, 在 μ较小时, 尾迹的 δ较大, 上旋翼的尾迹部分冲击到下旋翼上, 产生一定的桨涡干扰, 随着 μ的增大, 两旋翼的尾迹趋于独自发展, 上述干扰减弱, 从而使尾迹前后边界之间的差异变小.

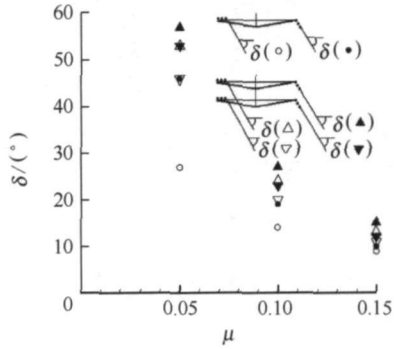


图 6 前飞状态尾迹边界的 δ值

2.4 尾迹边界

2.4.1 悬停状态

从尾迹的径向位置来看 (图 7), 共轴式下旋翼尾迹的收缩速度明显比单旋翼的慢, 这是由于上旋翼尾涡外侧的诱导速度对下旋翼尾涡的扩张作用; 而上旋翼尾迹的收缩情形与单旋翼的相比差别不大. 从尾迹的轴向位置来看, 共轴式上下旋翼的尾迹由于相互诱导, 轴向下降速度均比单旋

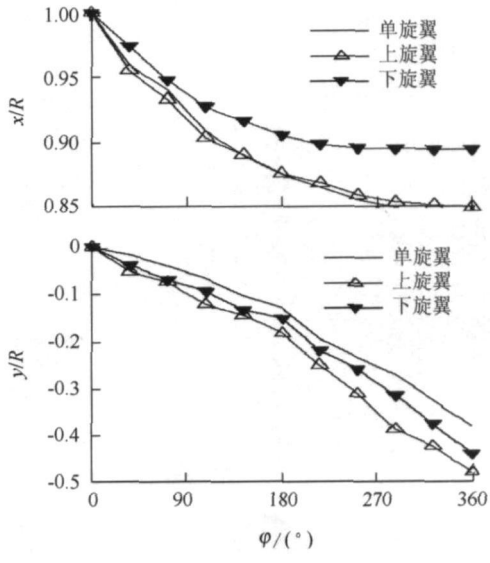


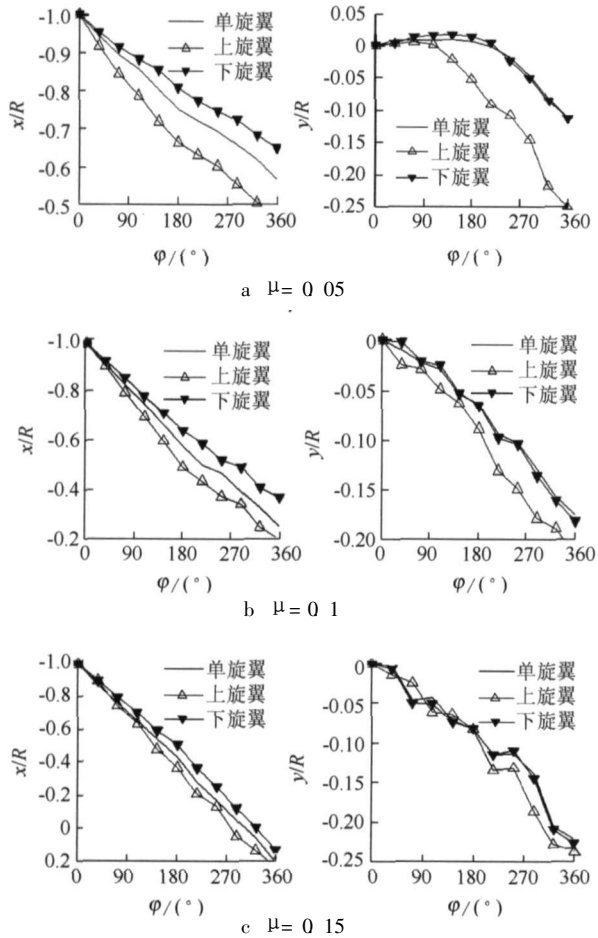
图 7 悬停时尾迹的径向及轴向位置

翼的快, 上旋翼的尾迹由于下旋翼下洗的吸引, 下降更快.

在 $\varphi = 360°$时, 即尾迹移动一周的位置, 共轴式上下旋翼的尾迹分别收缩于 0.85R 和 0.895R, 共轴式上旋翼的尾迹在下旋翼桨盘平面处 (大约在 $\varphi = 180°$时) 收缩于 0.875R; 单旋翼的尾迹收缩情形与下旋翼的相差不大, 在尾迹移动一周时收缩于 0.842R.

2.4.2　前飞状态

从图 8可以看出, 前飞时尾迹的轴向畸变比径向畸变严重, 并且尾迹的畸变程度随着 μ的增大而增大.



a　$\mu = 0.05$

b　$\mu = 0.1$

c　$\mu = 0.15$

图 8　前飞时尾迹前边界的径向及轴向位置

从共轴式双旋翼与单旋翼的比较来看, 共轴式上旋翼尾迹的径向收缩和轴向下降的速度均比单旋翼的快; 共轴式下旋翼尾迹的径向收缩速度比单旋翼的慢, 而其轴向下降情形与单旋翼的差别不大. 随着 μ的增大, 共轴式双旋翼与单旋翼尾迹边界之间的差异变小.

3　结　论

1) 悬停时共轴式上、下旋翼与单旋翼的尾迹在移动一周时分别收缩于 0.85R, 0.895R, 0.842R;

2) $\mu = 0.05$时, 上旋翼对下旋翼的干扰较强; $\mu = 0.1$时, 下旋翼对上旋翼的干扰较强; $\mu = 0.15$时, 上下旋翼的尾迹呈独自发展的趋势;

3) $\mu = 0.05$时, 旋翼前部的桨尖涡先定位于桨盘平面的上方, 直到约 $x/R = -0.75$处才开始下降;

4) 前飞时, 共轴式双旋翼的 δ比单旋翼的大, 尾迹前边界的 δ比后边界的小, 上述差异均随着 μ的增大而变小.

参考文献 (References)

[1] Akimov A I, Butov V P, Bourtsev B N, et al. Flight investigation of coaxial rotor tip vortex structure [C] //50th Annual Forum of the American Helicopter Society. USD: Washington D C, 1994

[2] 李洪昌. 共轴式双旋翼尾迹形态及桨尖涡结构的实验研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2004
LiHongchang. Experimental investigation of coaxial rotor wake and tip vortex[D]. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 2004(in Chinese)

[3] 高正. 直升机空气动力学的新成果 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1999
Gao Zheng. Recent achievements in the field of helicopter aerodynamics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1999(in Chinese)

[4] 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)

[5] Mahalingam R, Komerath N M. Measurements of the near wake of a rotor in forward flight[R]. AIAA-98-0692, 1998

(责任编辑: 刘登敏)