

风力机叶片的全局表面摩擦力测量的荧光油膜法

李 鹏^{1,2} 明 晓²

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京, 210016; 2. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要: 表面摩擦力是分析和预测风力机叶片气动特性的重要途径之一。为了实现风力机叶片全局表面摩擦力测量, 获得流动在叶片上的拓扑结构, 理解相关流动机理, 引入了荧光油膜测量技术, 给出了荧光油膜在表面摩擦力作用下的演化模型, 并讨论了该演化模型的求解方法。为了验证该方法在风力机叶片上运用的可行性, 设计了一个简化实验。实验中以平板代替具有三维弧面的叶片, 并采用不同角度的倾斜射流冲击给定平板, 以获得不同摩擦场。实验结果与 E M Sparrow 和 B J Jovell 给出的测试数据一致, 这意味着基于荧光油膜的全局表面摩擦力测量方法具有测量风力机叶片上全局表面摩擦力的潜力。

关键词: 流体力学; 风力机叶片; 表面摩擦力

中图分类号: TK83 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2011)05-0581-05

Fluorescence Oil Film Method for Global Skin Friction Measurement of Wind Turbine Blade

Li Peng^{1,2}, Ming Xiao²

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The skin friction measurement is an important technique that analyses and forecasts the wind turbine blade aerodynamic characteristics. To measure the global skin friction and to obtain the flow topological structure on the surface of a wind turbine blade, a fluorescence oil film measurement is introduced. The evolution model of the fluorescence oil film is given, and the solution of the model is then discussed. A simplified experiment is designed to verify the feasibility of this method. In the experiment, the blade with three-dimensional surface is replaced by a flat one, and the inclined jet at different angles impacts on the flat blade to get different friction fields. The experimental results are in good agreement with the data measured by E M Sparrow & B J Jovell. This demonstrates that the fluorescence oil film measurement is potential in the measurement of the global skin friction on wind turbine blades.

Key words: fluid mechanics; wind turbine blade; skin friction

叶片是风力机结构中的关键部件, 叶片在风的作用下产生空气动力使风轮旋转, 叶片的气动性能决定了风能利用系数的高低。然而, 叶片附近流动复杂, 当来流风速较高时, 靠近叶根流动首先发生分离; 在离心力、科氏力作用下, 分离流会沿着叶

片展向流动, 并引起失速延迟、升力增大^[1]等三维效应。在风力机叶片的设计过程中, 对其气动性能准确可靠的预测是极其重要的并且成为了空气动力学研究者们的一个巨大的挑战。为了实现以上气动特性的预测, 叶片表面参数, 特别是表面摩擦力,

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(“九七三”计划)(2007CB714600)资助项目; 国家自然科学基金(11072112)资助项目; 南京航空航天大学青年创新基金(NS2010010)资助项目; 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2011-04-29; **修订日期:** 2011-07-25

通讯作者: 明晓, 男, 教授, 博士生导师, 1944 年 5 月生, E-mail: mingam@nuaa.edu.cn。

是重要的分析途径之一;通过对叶片全局表面摩擦力的分析,可获得流动在叶片上的拓扑结构,理解相关流动机理,为提高风力机的运行效率提供指导思路^[2]。不少学者通过数值计算的方法对叶片的表面摩擦因数进行了深入研究,并给出了一些有意义的结果^[3-4]。但这些研究仅就计算的表面压力数据与特定测量点的实验数据进行了对比验证,并未给出全局表面摩擦力的实验数据。究其原因,主要是由于全局表面摩擦力的测量是非常困难的。

近年来,出现了一些获取全局表面摩擦场力的新技术。如:剪切敏感液晶(Shear sensitive liquid crystal, SSLC)技术^[5]、表面剪切敏感膜(Surface stress sensitive film, S3F)技术^[6]及荧光油膜技术^[7]。尽管 SSLC 和 S3F 技术已经成功运用于冲击射流实验中的表面摩擦力测量,但其制作和校准过程较复杂,这阻碍了其进一步的推广应用。荧光油膜技术是基于荧光油膜厚度与油膜中荧光物质亮度间的线性关系,将表面摩擦力作用下的油膜厚度演化方程映射到图像平面,进而将表面摩擦力求解问题转变为图像平面上的微分方程求解问题。由于荧光油膜的制备及涂覆简单,因此可减少测量成本提高实验效率。在荧光油膜技术中,为了从连续荧光油膜图像帧中提取摩擦力信息,关键在于求解图像平面上的微分方程。为了解决该问题,2008年 Liu 等人^[7]引入计算机视觉领域的光流技术^[8],运用该技术中的变分法给出了以上微分方程的求解途径。鉴于该技术以上优势,本文将以此技术(即基于光流的全局表面摩擦场技术)为基础开展可用于风力机叶片全局表面摩擦场测量的方法研究。

本文根据油膜演化方程与其荧光图像亮度间的关系,给出了荧光油膜演化方程;以此为基础讨论了荧光油膜演化方程求解过程中涉及的求解方法,并将以上处理方法运用到多角度入射条件下的冲击射流实验中,用以验证该方法用于风力机叶片实验中的可行性。

1 荧光油膜演化方程

由 Brown 和 Naughton 给出的油膜演化方程如下

$$\frac{\partial h}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial X_i} \left[\frac{\tau_i h^2}{2\mu} - \left(\frac{\partial p}{\partial X_i} - \rho g_i \right) \frac{h^3}{3\mu} \right] = 0 \quad (1)$$

$i = 1, 2$

式中: h 为油膜的高度; t 为时间; τ 为表面剪切力; μ 为油膜粘度; p 为压力; ρ 为油膜密度; g 为重力加速度; i 为油膜平面坐标轴。

从以上油膜演化方程可知,为了确定表面剪切力 τ ,关键在于准确测量油膜高度 h 。为了获得油膜的高度信息,1993年,Monson 等人^[9]通过处理激光干涉条纹图像的方法得到该信息,而在2008年,Liu 等人^[7]则通过测量加入荧光物质的硅油的亮度来获得油膜的高度信息,与 Monson 等人的方法相比,实验的可操作性更强,因此本文就该方法获得的图像进行研究。

当在油膜中均匀分布了荧光粒子后,该油膜在给定制度 $I_{ex}(X_1, X_2)$ 的激励下激发出的光强分布为

$$I(X_1, X_2) = aI_{ex}(X_1, X_2)h(X_1, X_2) \quad (2)$$

式中: a 为与荧光离子的发光量子效率及发光粒子浓度有关的系数; $I(X_1, X_2)$ 为测得的油膜平面亮度(灰度)分布。于是可得油膜高度 h 与油膜平面亮度(灰度)分布间的关系为

$$h(X_1, X_2) = I(X_1, X_2) / [aI_{ex}(X_1, X_2)] \quad (3)$$

为了将油膜高度的空间分布进一步映射到图像采集设备的像平面,可通过在待测平面与成像平面间建立仿射变换关系。若待测平面 (X_1, X_2) 与成像平面 (x_1, x_2) 间相互平行,则可得如下关系: $(X_1, X_2) = \lambda(x_1, x_2)$,其中 λ 为常数。令 $g = I(X_1, X_2) / I_{ex}(X_1, X_2)$,并引入相对表面剪切力 $\bar{\tau} = \tau g / (2\mu a)$,于是式(1)可转换为

$$\frac{\partial g}{\partial t} + \nabla \cdot (g\bar{\tau}) = f(x_1, x_2, g) \quad (4)$$

式中: $\nabla = \partial / \partial x_i (i = 1, 2)$ 为图像平面的梯度算子; $f(x_1, x_2, g)$ 用式(5)表示,可看成压力梯度和体积力的影响。

$$f(x_1, x_2, g) = \lambda \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\lambda \frac{\partial p}{\partial x_i} - \rho g_i \right) \frac{g^3}{3\mu a^2} \right] \quad (5)$$

$i = 1, 2$

由此可见,以上方程建立起了待测模型相对表面剪切力与成像平面亮度(灰度)分布间的映射关系,为进行全局表面剪切力直接测量方法的研究、建立求解模型提供了有利基础。

2 荧光油膜演化方程求解

为了用获取的荧光油膜演化图像序列从式(4)中解算出图像中各对应点的表面剪切力,进而获取整个面上的全局表面剪切力场,需要对式(4)进行分析。由于式(4)与 Liu & Shen^[10]给出的基于物理的光流方程有相同的形式,因此可采用该文的方法进行求解。

为了简化方程的求解过程,忽略式(4)中压力

梯度和体积力对油膜运动/演化的影响,即使式(5)的 $f(x_1, x_2, g) = 0$,这在流动平面处于水平时的大多数流动区域是容易满足的,因此本文主要依照式(5)给出的模型作为荧光油膜演化方程。简化后式(4)变为

$$\frac{\partial g}{\partial t} + \nabla \cdot (g\bar{\tau}) = 0 \quad (6)$$

式中若相对表面剪切力 $\bar{\tau}$ 的空间变化率较小,即 $\partial \bar{\tau}_i / \partial x_i \ll 1$,则 $\bar{\tau}$ 可提到梯度算子前,即

$$\frac{\partial g}{\partial t} + \bar{\tau} \cdot \nabla g = 0 \quad (7)$$

式(7)与计算机视觉科学中 Horn & Schunck^[8]的光流方程具有相同的形式。这一现象为式(5)的求解提供了两条有用的信息:(1)可直接运用光流技术求解式(7),并将式(7)的解作为求解式(6)的初值,从而加快式(6)求解过程的收敛速度;(2)可模仿光流技术的求解方法从式(6)中寻找结果。以下给出式(6)的具体求解过程。

为了解算出相对表面剪切力 $\bar{\tau} = (\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_2)$,显然只有式(6)是无法使方程封闭的,为此加入一个额外的约束条件,即光滑条件。该条件要求表面剪切力处处平滑,不出现间断点,这在大多数具有连续表面的物体上的流动实验中都是满足要求的。于是,类似 Horn & Schunck 的方法,将式(6)左边看成数据项,平滑条件为约束项,可得到一个关于相对表面剪切力 $\bar{\tau} = (\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_2)$ 的函数,即

$$J(\bar{\tau}) = \int_{\Omega} \left[\frac{\partial g}{\partial t} + \nabla \cdot (g\bar{\tau})^2 + \alpha \left(|\nabla \bar{\tau}_1|^2 + |\nabla \bar{\tau}_2|^2 \right) \right] d\Omega \quad (8)$$

式中 α 为拉格朗日乘数,该数在计算时需要根据具体情况调整,在本文计算中均取 100。使式(8)中 $J(\bar{\tau})$ 最小化的 $\bar{\tau}$ 值即为解。为了达到此目的,采用变分法^[7]求解。此处,令 $F(\bar{\tau}) = \frac{\partial g}{\partial t} + \nabla \cdot (g\bar{\tau})^2 + \alpha(|\nabla \bar{\tau}_1|^2 + |\nabla \bar{\tau}_2|^2)$,为当前问题中的泛函核,则式(8)取极值时 $\bar{\tau} = (\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_2)$ 必满足如式(9)所示的欧拉方程

$$\begin{cases} F_{\bar{\tau}_1} - \frac{\partial F_{\bar{\tau}_1 x_1}}{\partial x_1} - \frac{\partial F_{\bar{\tau}_1 x_2}}{\partial x_2} = 0 \\ F_{\bar{\tau}_2} - \frac{\partial F_{\bar{\tau}_2 x_1}}{\partial x_1} - \frac{\partial F_{\bar{\tau}_2 x_2}}{\partial x_2} = 0 \end{cases} \quad (9)$$

式中: $F_{\bar{\tau}_i}$ 代表泛函核 $F(\bar{\tau})$ 对相对表面剪切力分量 $\bar{\tau}_i$ 求偏导; $\bar{\tau}_{i x_1}$ 代表相对表面剪切力分量 $\bar{\tau}$ 对 x_1 求偏导,其他与此类似。将式(9)展开合并后便得到

$$\begin{cases} \frac{\partial g}{\partial x_1} \left[\frac{\partial g}{\partial t} + \bar{\tau} \cdot \nabla g \right] - \alpha \nabla^2 \bar{\tau}_1 \\ \frac{\partial g}{\partial x_2} \left[\frac{\partial g}{\partial t} + \bar{\tau} \cdot \nabla g \right] - \alpha \nabla^2 \bar{\tau}_2 \end{cases} \quad (10)$$

式(10)可采用 Jacobi 迭代法进行求解。至此便可通过荧光油膜图像序列信息 g 将相对表面剪切力 $\bar{\tau} = (\bar{\tau}_1, \bar{\tau}_2)$ 从式(10)给出的方程中求解出来。

3 全局表面摩擦力测量实验

以荧光油膜技术为基础,可研究风力机叶片上与表面剪切力相关流动现象,为了验证该方法在风力机叶片上运用的可行性,同时为了简化验证实验的装置。本文以平板代替具有三维弧面的叶片,并采用不同角度的倾斜射流冲击给定平板,在平板上产生摩擦场,通过测量该表面摩擦场以验证可行性。若该方法可用于平面测量,则可通过引入投影测量技术,将具有三维弧面的叶片的图像投影映射到三维空间进行测量^[11]。

倾斜冲击射流是指自由射流对壁面或液体表面等的冲击流。根据文献^[12],影响倾斜冲击射流流动特性的参数包括射流出口 Reynolds 数、几何冲击距离/射流出口直径 (H/D)、冲击角 ϕ 等参数,如图 1 所示。

具体实验装置示意图如图 2 所示。该装置由气源系统和荧光视觉系统两部分组成。其中,气源系统包括空气压缩机、空气干燥器、储气罐、闸阀、过滤器、减压阀、气动定值阀、直管段取压点、差压流量计,该部分可根据指定速度为射流喷管提供稳定的气流;荧光视觉系统由荧光油膜、紫外光源、成

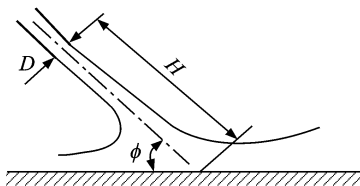


图 1 倾斜冲击射流几何参数示意图

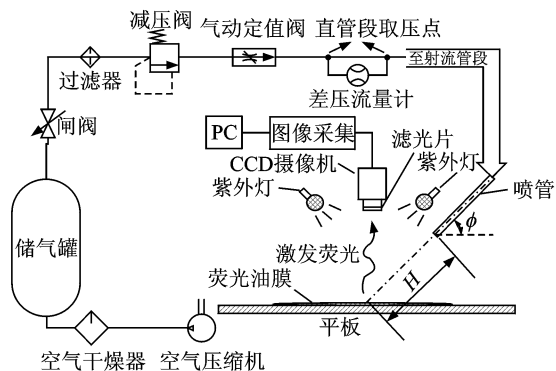


图 2 实验装置示意图及部分实物图

像系统、图像采集设备及计算机组成。荧光油膜在紫外光源的激发下由于斯托克斯位移(Stokes shift)辐射出一较长波段的荧光。为了使荧光油膜获得均匀的激励光源,实验中采用两个功率为60 W、长600 mm的紫外灯管平行放置在两端。为了减少激励紫外光源对所采集图像的干扰,实验中在CCD摄像机镜头前加了一片紫外滤光片。

实验在工况压力为102 370 Pa、工况温度为11℃进行,实验中射流出口Reynolds数为5 500,几何冲击距离/射流出口直径(H/D)为7、冲击角 ϕ 分别为45°,60°,75°和90°,视频采集帧率设为25帧/s。

图3给出了4个冲击角下第1 020帧采集图像。图4给出了4个冲击角下带矢量方向箭头的剪切力幅值图(X/D 表示 X 坐标/射流出口直径,

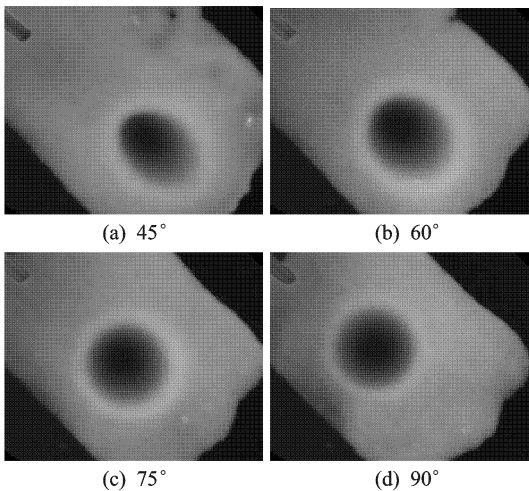


图3 各冲击角下第1 020帧图片

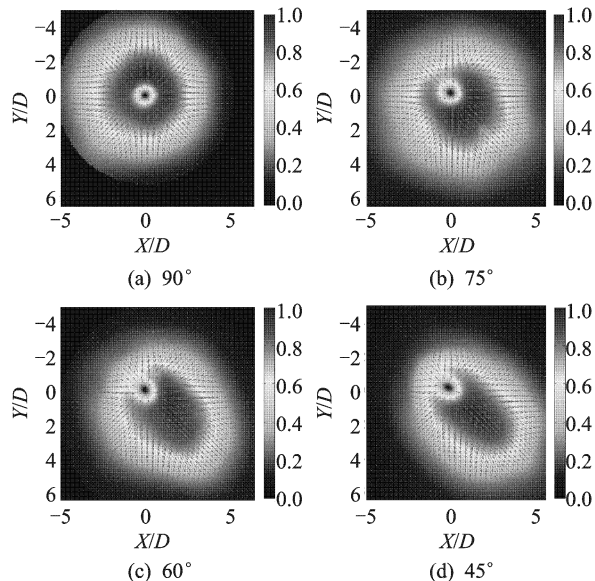


图4 各冲击角下带矢量方向箭头的剪切力幅值图、剪切力等势线图

Y/D 表示 Y 坐标/射流出口直径)。图中各测试条件下的射流喷管均在其左上角的上方。各剪切力幅值图均用最大剪切力进行了归一化,其空间坐标(即 X, Y 轴)采用射流喷管的直径进行重新标度,并将剪切力最小点(滞点)平移到坐标系的原点。为了便于描述,本文定义射流喷管在冲击平面的投影线为主轴,剪切力最小点(滞点)为原点,与射流喷管夹角小于90°的半轴为负半轴,反之为正半轴。由图4可看出,随着冲击角的变小,表面剪切力最大区域不断向一个区域集中,且该区域逐渐变得狭长。

图5给出了各冲击角下主轴上表面剪切力曲线。该图表明,75°~90°范围内的冲击角在主轴的正半轴及45°~60°范围内的冲击角在主轴的负半轴的相对表面剪切力曲线形状相差很小。此外,除90°冲击角外各角度下的最大表面剪切力点均出现在主轴的正半轴,且随着角度的减小而不断向外移动。在主轴的负半轴上,最大表面剪切力归一化峰值随着冲击角的减小而减小。这一结果与Sparrow和Jovell^[13]给出的测量结果一致,这意味着基于荧光油膜的全局表面摩擦力测量方法具有测量风力机叶片上全局表面摩擦力的潜力。

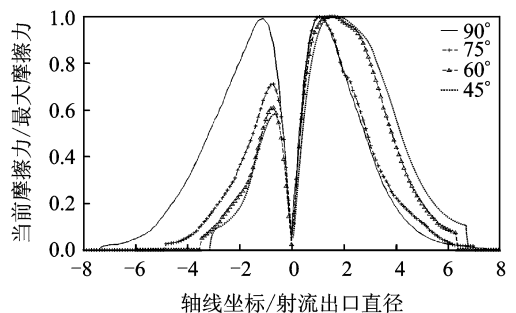


图5 各冲击角下主轴上表面剪切力曲线

4 结束语

风力机叶片的全局表面摩擦场对于风力机叶片的气动性能准确可靠的预测,理解相关流动机理,从而优化风力机叶片设计具有重要意义。为了探寻获取风力机叶片上全局表面摩擦场的可行方案,本文以荧光油膜演化方程为出发点,运用Horn & Schunck的光流技术及变分法推导了从荧光油膜演化图像中求解全局表面剪切力的方法;并以平板代替具有三维弧面的叶片,开展了倾斜冲击射流全局表面摩擦场实验研究,获得了不同冲击角下的实验结果。从各实验状态下全局表面剪切力图像可清晰地了解到随着冲击角的变化最大表面剪

切力区域的分布情况及发展趋势,这一测量数据与已有的测量结果一致,从而验证了基于荧光油膜的全局表面摩擦力测量方法的可行性及其在测量风力机叶片上全局表面摩擦力的潜力。

当然,出于简化验证实验装置及解算过程的目的,本文并未在风力机叶片上开展实验。因此,下一步本文将引入投影测量技术,将具有三维弧面的叶片图像投影映射到三维空间进行测量,进而实现具有三维弯曲表面的风力机叶片上全局表面摩擦力场的测量。

参考文献:

- [1] van Rooij R P J O M, Arens E A. Analysis of the experimental and computational flow characteristics with respect to the augmented lift phenomenon caused by blade rotation [C]//Journal of Physics Conference Series 75. London: Iop Publishing Ltd, 2007:1-11.
- [2] Roger A, Leonardo C, Fotis S. On the skin friction drag reduction in large wind turbines using sharp V-grooved riblets [C]//Bulletin of the American Physical Society 63rd Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics. Maryland: American Physical Society, 2010,55(16):768-772.
- [3] 俞国华,杜朝辉. 水平轴风力机气动性能的三维数值计算[J]. 中国科技论在线, 2009,4(10):752-757.
- [4] 刘磊,徐建中. 湍流模型对风力机叶片气动性能预估的影响[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(7):1136-1139.
- [5] Buttsworth D R, Elston S J, Jones T V. Directional sensitivity of skin friction measurements using nematics liquid crystal [J]. Measurement Science and Technology, 1998,9(11):1856-1865.
- [6] Fonov S D, Jones G, Crafton J, et al. The development of optical technique for the measurement of pressure and skin friction [J]. Measurement Science and Technology, 2006,17(6):1261-1268.
- [7] Liu Tianshu, Montefort J. Global luminescent oil-film skin-friction meter [J]. AIAA Journal, 2008,46(2):476-485.
- [8] Horn B K P, Schunck B G. Determining optical flow [J]. Artificial Intelligence, 1981,17(1/3):185-204.
- [9] Monson D J, Mateer G G. Boundary-layer transition and global skin friction measurement with an oil-fringe imaging technique [C]//SAE Aerotech' 93. Warren Dale: Society of Automotive Engineers, 1993:671-677.
- [10] Liu T, Shen L. Fluid flow and optical flow [J]. J Fluid Mech, 2008,614(11):253-291.
- [11] Liu Tianshu, Cattafesta III L N, Radeztsky R H. Photogrammetry applied to wind-tunnel testing [J]. AIAA Journal, 2000,38(6):964-970.
- [12] Beltaos S. Oblique impingement of plane turbulent jets [J]. Journal of the Hydraulics Division, 1976, 102(9):1177-1192.
- [13] Sparrow E M, Jovell B J. Heat transfer characteristics of an obliquely impinging circular jet [J]. Transactions of the ASME, 1980,102(2):202-209.