

翼型边界层转捩热/油膜及红外测量技术的对比

董昊 耿玺 陆纪椿 史志伟

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:边界层转捩特性的测量,对高性能飞行器的设计具有重要意义。文中在低速来流条件下,应用热膜、油膜干涉和红外测量技术,对二元层流翼型的自然转捩特性进行了实验研究,分析比较了各种测试方法之间的相互联系和差异。研究表明:3种测量方法均能明确地给出翼型边界层的自然转捩区域,特别是油膜干涉测量技术还可以得到定量的摩擦应力值。但3种测试技术各有优缺点,要根据实际测试条件进行选择或综合应用,并可将其应用于低速流动的边界层转捩特性测量中。

关键词:翼型;转捩;热膜;油膜干涉;红外测量

中图分类号:V211.7

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)06-0792-05

Comparative Investigation on Hot Film, Oil Film and Infrared Measurement Techniques of Airfoil Boundary Layer Transition

Dong Hao, Geng Xi, Lu Jichun, Shi Zhiwei

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

Abstract: The boundary layer transition measurement is significant for the design of high performance air vehicles. The natural boundary layer transition characteristics of laminar airfoil are investigated by using different measurement methods, which are hot-film measurement, oil-film interferometry measurement and infrared image measurement, in the condition of low-speed free-stream. And then the comparison results of relationship and diversity of the three measurement methods are given. The results show that all the three methods can measure the location of transition, especially the oil-film interferometry measurement can give the quantitative value of skin friction. While the three methods have advantage and imperfection and should be chosen based on the practical test conditions or used comprehensively. These methods also can be used in the measurement of low-speed boundary layer transition.

Key words: airfoil; transition; hotfilm; oil-film interferometry; infrared image measurement

转捩现象至今仍是流体力学研究的难题之一。由于转捩过程十分复杂,其包含了层流失稳、T-S波的出现和放大、三维扰动的发展和流向涡的形成、流动二次失稳产生高频振荡和湍流斑、湍流斑扩大并发展为完全湍流等一系列复杂的非定常流动现象,这些现象会导致转捩区的速度脉动、压力脉动和热传导率等物理量出现显著变化^[1-2],研究人员正是基于这些特点对转捩现象进行诊断或显

示。对于转捩的测量有多种测量方法,如静压管、Stanton管、升华法^[3]、油膜干涉法^[3-6]、红外测量法^[7-9]及热膜测量法^[10]等。这些方法都能够应用于对转捩区域的测量,并且均能获得结果,但不同测量方法得到的结果有所差异^[3]。目前,对于相同转捩问题的不同测量方法之间的对比分析还较少。

文中在低速风洞中,应用热膜测量技术、油膜干涉测量技术和红外热成像技术,开展了相同来流

条件下的二元层流翼型的边界层转捩实验,得到了转捩区域位置,通过对边界层转捩结果的对比分析,研究了各测量技术的优缺点和适用范围。

1 实验方法

1.1 热膜测量技术

在边界层转捩过程中,存在着脉动量增大、边界层增厚、壁面附近流速增大等现象,这些均可作为测定边界层转捩位置的依据。热膜探头感受的是瞬时表面剪切应力的变化,因此通过对热膜随机信号进行一些统计函数分析(均方根值、概率密度函数、功率谱密度函数),便可以确定转捩区的位置。

在层流转捩到紊流的过程中,可以将热膜信号分为 5 个阶段:第一阶段为层流,热膜信号始终保持在层流水平附近,仅有小量干扰造成的微小波动;第二阶段为局部出现少量紊流斑的情况,热膜信号在多数情况下仍保持层流水平,但在个别时刻会跳跃到紊流水平;第三阶段,信号达到紊流水平与层流水平的概率各占一半;第四阶段,大部分时间内信号为紊流,只有个别时刻跳到层流水平,说明紊流并没有充满全流场;最后,信号完全达到紊流水平,流场变成充分发展的紊流。在层流中,脉动信号的均方根值比较小,而当转捩开始时,由于紊流脉动量显著增加,均方根值会急剧增加,直到峰值,随后保持在比层流区值较大的水平上。由此可知,比较热膜信号的均方根值的大小就可以判断出转捩区域的具体位置。

1.2 油膜干涉测量技术

油膜干涉法是一种间接测量转捩区域的方法,其测量得到的为表面摩擦阻力的大小。由于边界层层流状态和湍流状态的表面摩擦阻力相差很大(通常情况下湍流状态的摩擦阻力大于层流状态下的摩擦阻力),因此通过表面摩擦阻力的变化可以判断转捩区域的位置。

油膜法的基本原理是利用涂在模型表面的硅油,在流场中受到流体粘性摩擦的作用发生移动,由于边界层内的流体速度分布的差异,形成楔形油膜,在单色光或白光照射下显示出明暗或彩色条纹,通过条纹宽度计算油膜的厚度,进而得到表面摩擦阻力。由于油膜的厚度很薄,对流场的影响很小,所以可以视作无干扰测量,同时由于硅油的布置不需要破坏模型表面,几乎可以在任意位置布置,且可以方便地进行多点、线测量,因此明显优于传统的单点测量方式。其基本原理如图 1 所示。

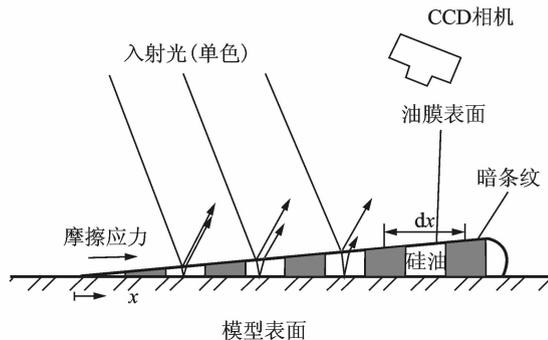


图 1 油膜干涉法测量实验示意图^[6]

1.3 红外测量技术

由于边界层内紊流区的热交换强度明显高于层流区,在转捩区域会出现非常明显的温度突变,可通过测量模型表面温度得出转捩区域的位置。红外测量技术具有能够直观观察到整个加热面温度变化情况的优点,使得它在转捩测量中有巨大的发展潜力。

2 实验设备和模型

(1) 实验风洞

本次实验均在南京航空航天大学(以下简称“南航”)一米非定常风洞中进行。该风洞为低紊流度、低噪声的回流式低速风洞,试验段为开口形式,风洞示意图见图 2。试验段尺寸为:宽 \times 高 \times 长 1.5 m \times 1.0 m \times 1.7 m,最大风速为 30 m/s,最小稳定风速为 3 m/s,紊流度 $\epsilon \leq 0.07\%$ 。

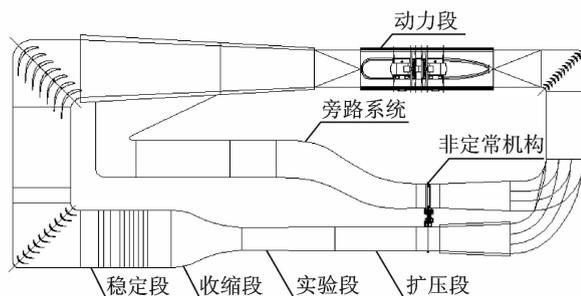


图 2 南航一米非定常风洞简图

(2) 热膜、热线风速仪

在距二元翼型前缘 $x/c = 0.69 \sim 0.81$ 之间等间距粘贴 8 片自行研制的热膜,进行热膜转捩位置的测量。实验中热膜信号由热线风速仪进行测量,所用热线风速仪为 TSI 公司生产的 8 通道 IFA100 热线风速仪,如图 3 所示。

(3) CCD 相机

实验中所用的 CCD 相机为德国 LaVison 生



图3 热线风速仪

产,该相机的分辨率为 2 048 像素 \times 2 048 像素,镜头为尼康 Nikkor 70~300 mm f/4~f/5.6D,如图 4 所示。实验数据由配套软件进行处理。



图4 CCD相机和镜头

(4) 红外热像仪

红外测量实验中使用的红外热像仪为 Fluke Ti25 热像仪,温度量程为 $-20\sim+350\text{ }^{\circ}\text{C}$,热灵敏度为 $\leq 0.1\text{ }^{\circ}\text{C}@30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。实验数据由配套的 Smart-View 软件进行处理。

(5) 实验模型

实验采用的模型为二元层流翼型模型,带热膜的层流翼型如图 5 所示。翼型弦长 0.65 m,展长 0.61 m,在模型两侧安装翼型端板以减弱翼端的三维流动及其对机翼中段的影响,从而保证在机翼转捩测量区内的流动为二维流动。

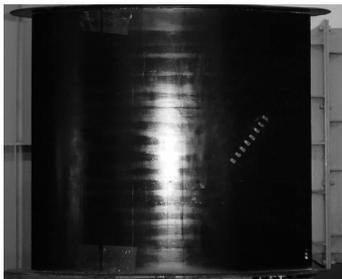


图5 二元层流翼型模型

3 实验结果与分析

本次实验中来流风速为 20 m/s,对应的雷诺

数为 8.90×10^5 。模型攻角选取了 3 个角度,分别为: 0° , 2° 和 4° 。

3.1 热膜测量结果

图 6 为模型在不同攻角下热膜信号的均方根值沿着弦长变化的情况。由图 6 可知,通过热膜信号的均方根值变化,可以非常明显地得到边界层转捩区域的起始位置和结束位置。在本次实验条件下,二元层流翼型的自然转捩的区域基本在 $0.73 < x/c < 0.79$ 的范围内。另外从图 6 中还可以看出,随着攻角的增加,翼型上表面转捩位置有所提前。由于受试验条件限制,热膜片布置的比较稀疏,因此得到的边界层转捩区域也比较粗略。

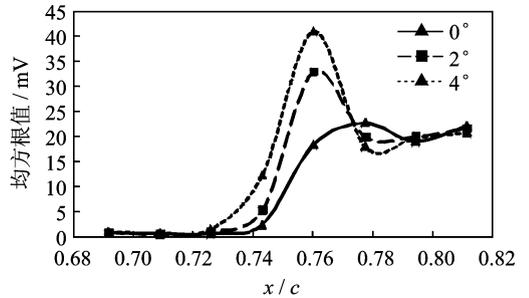


图6 不同攻角下的热膜信号均方根值

3.2 油膜干涉测量结果

油膜干涉实验中使用的硅油黏度为 100 cst,光源为单色黄色光源。实验光路的布置如图 7 所示。图 8 和图 9 分别给出了实验过程中层流和湍流状态下的油膜干涉条纹图。从图中可以看到,无



图7 油膜干涉测量法光路布置



图8 层流状态下的干涉条纹

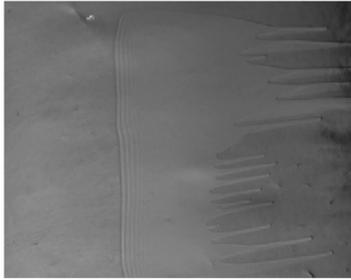


图 9 湍流状态下的干涉条纹

论是层流还是湍流,都产生了间距均匀的干涉条纹。通过得到的干涉条纹,可以计算出不同区域的表面摩擦阻力系数,如图 10 所示。由图 10 可知,在距离翼型前缘相对位置 0.60 左右至 0.80 左右的区域内油膜无法产生干涉条纹,经分析,原因是由于该区域内边界层中产生了分离气泡,而分离气泡内无流动,油膜无法被吹动,故不能产生干涉条纹。从得到的干涉条纹数据来看,湍流区内的表面摩擦阻力系数明显大于层流区内的表面摩擦阻力

系数。转捩区域大致在距离前缘相对位置为 0.65 ~0.83 的范围内。另外,攻角的增大可以使转捩提前。

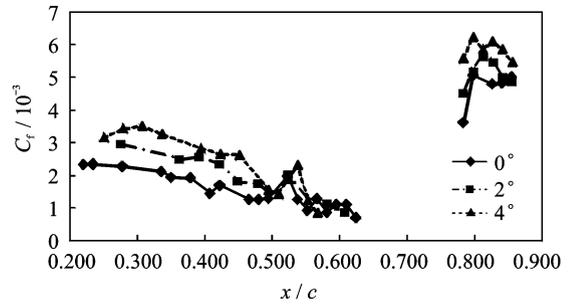


图 10 不同攻角下表面摩擦阻力系数

3.3 红外测量结果

图 11 为翼型在不同攻角下的红外图谱。图 12 为不同攻角下温度沿弦向分布的变化曲线。从图中可以看到,在距离前缘相对位置 0.72~0.80 的区域内,温度曲线骤然下降,由红外测量技术原理可判断该区域为转捩区。

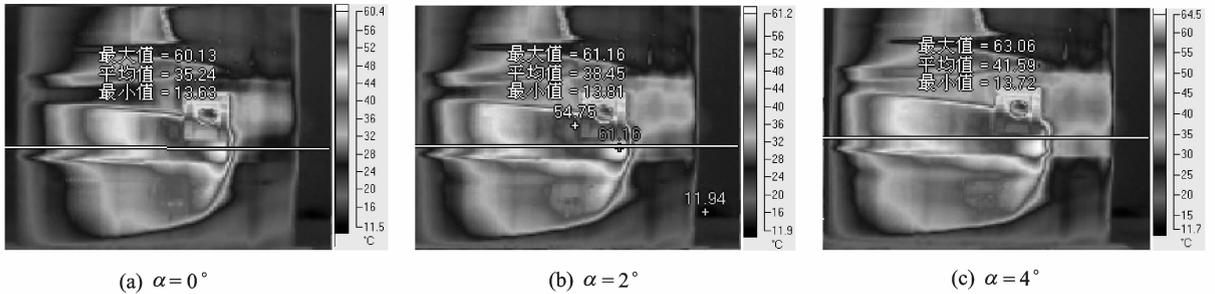


图 11 不同迎角下翼型红外图谱

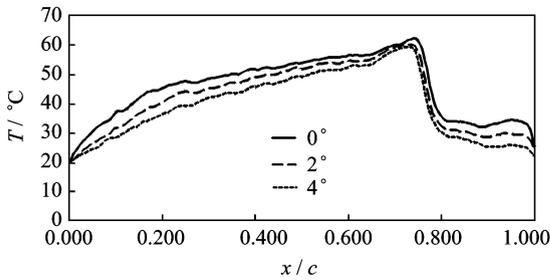


图 12 不同攻角下温度分布曲线

3.4 不同测量方法结果比较

3 种不同测量方法得到的转捩位置的起始和结束位置如表 1 所示。

由表 1 可知,油膜干涉测量得到的转捩区域范围偏大,其原因是由于边界层出现了分离气泡,使油膜无法呈现出干涉条纹,从而影响到测量结果的

表 1 不同测量方法得到的边界层转捩区域

序号	攻角/(°)	测量方法	转捩开始位置(x/c)	转捩结束位置(x/c)
1	0	热膜	0.74	0.79
2	0	油膜	0.68	0.83
3	0	红外	0.74	0.80
4	2	热膜	0.73	0.78
5	2	油膜	0.65	0.82
6	2	红外	0.73	0.81
7	4	热膜	0.73	0.78
8	4	油膜	0.64	0.82
9	4	红外	0.73	0.82

准确度。另外,本次实验中用红外热成像法测量出的结果与热膜测量结果相比较,转捩起始位置相同,而结束位置红外测量的结果靠后,原因是由于转捩结束位置处温度变化不明显,没有形成温度突

变,从而造成了一定的误差。总体而言,3种测量方法的结果基本上是一致的。

4 结 论

本文采用热膜测量、油膜干涉测量和红外测量等3种不同测量方法测量了二元层流翼型自然转捩特性。从实验结果来看,3种测量方法各有优缺点:

(1)热膜对速度脉动的敏感性较强,因此其测量结果比较精确,但是由于热膜是单点测量,因此为提高测量的准确性,要求布点要密,这给实验安排带来困难,尤其是在飞行实验过程中。

(2)油膜干涉测量的结果的准确性依赖于实验使用的硅油的粘度、干涉条纹间距的精度等因素,在保证这些因素的前提下,油膜干涉测量的结果是比较准确的。但是油膜干涉测量需要表面的油层被吹出楔形,如果测量区域内没有流动、油层无法被吹出楔形,则无法得到定量的测量结果。另外,油膜干涉测量法对光路的布置有一定的要求,因此,在封闭试验段的风洞中开展转捩测量具有一定的难度。

(3)红外热成像技术可以进行整个翼面上的测量,且比较直观。由于是非接触测量,模型对温度的变化比较敏感,因此其测量精度还有待提高。此种方法可以运用于飞行试验中。

(4)由测量原理和实验结果可知,3种方法均可应用于低速流动的边界层转捩特性测量中。

参考文献:

- [1] 李存标. 转捩和湍流研究的最新进展[J]. 流体力学实验与测量,1998,12(1): 8-27.
- [2] 胡成行,黄叙辉,李红梅,等. 应用脉动压力测试技术探测边界层转捩[J]. 流体力学实验与测量,2002,16(2):67-71.

- Hu Chenghang, Huang Xuhui, Li Hongmei, et al. The location of boundary-layer transition detected by pressure fluctuation measurements[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2002,16(2): 67-71.
- [3] Vavra A J, Solomon W D Jr, Drake A. Comparison of boundary layer transition measurement techniques on a laminar flow wing[R]. AIAA 2005-1030,2005.
- [4] Tanner L H, Blows L G. A study of the motion of oil films on surfaces in air flow, with application to the measurement of skin-friction [J]. *Journal of Physics E*, 1976, 9(3): 194-202.
- [5] Monson D J, Mateer G G, Menter F R. Boundary-layer transition and global skin-friction measurement with an oil-fringe imaging technique[R]. SAE Paper No. 932550. Costa Mesa: [s. n.], 1993:27-30.
- [6] Driver D M. Applications of oil-film interferometry skinfriction to large wind tunnels[J]. *Experiments in Fluids*, 2003, 34(6):717-725.
- [7] Crowder J P. Infrared cameras for detection of boundary layer transition in transonic and subsonic wind tunnels[R]. AIAA 1990-1450,1990.
- [8] Berry S A, Horvath T J. Infrared imaging of boundary layer transition flight experiments [R]. AIAA 2008-4026,2008.
- [9] 耿子海,何显中,王勋年,等. 红外成像非接触测量低速风洞实验技术研究[J]. *实验流体力学*,2010,24(6):77-82.
Geng Zihai, He Xianzhong, Wang Xunnian, et al. Non-intrusive test technique investigation on transition measurement with infrared image in low speed wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*,2010,24(6):77-82.
- [10] Zhang X F, Mahallati A, Sjolander S A. Hot-film measurements of boundary layer transition, separation and reattachment on a low pressure turbine airfoil at low Reynolds numbers[R]. AIAA 2002-3643,2002.