

## 红外成像技术在金属模型转捩测量中的应用

何显中<sup>1</sup>, 袁强<sup>1</sup>, 黄明其<sup>2</sup>, 耿子海<sup>2</sup>, 袁红刚<sup>2</sup>

- (1. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计及测试技术研究所, 四川 绵阳 621000;
2. 中国空气动力研究与发展中心 低速所, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**金属材料由于传热快, 温度在短时间内容易达到热平衡。因此, 用红外热像仪测量金属模型转捩难度大。在中国空气动力研究与发展中心(CARDC)Φ3.2 m 低速风洞中, 采用在金属模型表面喷涂隔热涂料的方法, 用红外热像仪测量旋翼翼型的温度分布, 通过温度跃变判断转捩位置。一般情况下, 红外热像仪放置在试验段某个位置固定不动。模型改变攻角时, 需要转动模型支撑机构, 这样会造成红外图像中的模型位置发生改变, 不利于比较不同攻角下的转捩位置。为解决该问题, 在模型转动平台上设计了红外热像仪固定装置, 实现了红外热像仪与模型的同步转动, 解决了模型不同攻角状态下模型外形成像的差异问题。红外图像与实物坐标对应更为准确, 获得的模型转捩位置更为精准。

**关键词:** 金属模型; 红外成像; 转捩; 隔热涂料; 同步转动

中图分类号: V211.74+2 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA201645.0604004

## Application of infrared imaging technology in boundary layer transition measurement for metal model

He Xianzhong<sup>1</sup>, Yuan Qiang<sup>1</sup>, Huang Mingqi<sup>2</sup>, Geng Zihai<sup>2</sup>, Yuan Honggang<sup>2</sup>

- (1. Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China;
2. Low Speed Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** Due to fast heat conduction of metals, the thermal equilibrium state can be reached within a short period of time, which causes a significant difficulty in measuring the transition of metal models when using infrared thermal imager. To solve the problem, an alternative method was presented in this paper by CARDC (China Aerodynamics Research and Development Center) to spray the thermal-insulating coating on the surface of a metal rotor airfoil model in the Φ3.2 m low speed wind tunnel. Then the infrared thermal imager can be used to measure the temperature distribution, and the transition position of model can be determined through the temperature jump. Since the infrared thermal imager was usually fixed to the test section, therefore, when adjusting the angle of attack, the position of model varied in the obtained infrared images, making it inconvenient to compare the transition positions. Thus, the infrared thermal imager was fixed to the rotating platform during the experiment, to synchronize with the rotation of the model, which eliminated the position difference of model images under different angles of attack. In this way, a highly accurate transition position and a more precise mapping between the infrared thermal images and model coordinates were obtained.

**Key words:** metal model; infrared imaging; transition; heat insulation coating; synchronous circumrotation

收稿日期: 2015-10-05; 修订日期: 2015-11-03

基金项目: 国家 973 项目(61370-001)

作者简介: 何显中(1973-), 男, 副研究员, 硕士, 主要从事红外成像测量方面的研究。Email: hxzdxh@sina.com

## 0 引言

在风洞试验中,温度测量是一项基本的试验内容。用红外热像仪测量模型温度,因其具有不破坏模型表面,不影响流场的特点,因此被广泛应用于风洞模型温度测量中,根据模型表面温度分布可计算模型热流分布和判断转捩位置<sup>[1-10]</sup>。影响红外成像测温精度的因素较多,模型表面发射率、周边环境温度、气体透过率都会影响测量精度,其中模型表面的发射率是影响红外成像测温精度的最大不确定因素<sup>[11-12]</sup>。发射率作为表征材料表面辐射特性的一个物理量,其大小与表面温度、辐射波长、发射角度、偏振方向有关,这种依赖关系很容易受表面状况的影响,发射率的准确测量非常困难。测温时,仅依据输入发射率的某一数据来计算温度显然会给测温精度带来严重影响。因此,若想减小测量误差,必须确定准确的发射率,否则,测量的温度值将与实际值有较大的误差。对于金属材料模型,物体为光洁表面时,其方向性非常敏感,这样在成像范围内难以给出一个准确的发射率值。而对于非金属材料模型,由于发射率高,则环境对测温影响较小,直接标定即可。除此之外,金属材料由于传热快,温度在较短时间内容易达到热平衡,因此,一般情况下,用于红外测温的模型多选用传热慢的非金属模型<sup>[16-10]</sup>。但非金属材料加工性能和力学性能都较差,因此,风洞试验模型一般都采用金属材料来加工模型。如何用红外成像方法获取金属模型转捩结果成为一个难题。日本在2005年最早开展了金属模型在低速风洞的转捩测量研究<sup>[4]</sup>,美国弗吉尼亚理工大学航空航天与海洋工程学院的里赛尔教授采用在金属模型表面贴一层厚度为0.8 mm的硅树脂实现了转捩测量<sup>[5]</sup>。但这种硅树脂不容易紧贴模型表面,容易造成模型外形改变。CARD C 早期也开展了对金属模型转捩测量技术的初步研究<sup>[11]</sup>,提出了在金属模型表面喷涂 FC-S409 型水溶性隔热材料涂料的方法,这种隔热材料颗粒小,喷涂均匀后不改变模型表面外形。同时,由于较高的发射率,可以减小环境温度造成的干扰<sup>[13]</sup>。因此,试验结果更接近真实情况。但只给出了与油流测量结果的定性比较,没有给出定量测量结果。文中在此基础上,选用颗粒更小的同类产品涂料,进一步完善喷涂方法,同

时采用模型和红外热像仪同步转动的方式,定量获得转捩数据。

## 1 测量原理

湍流边界层内不规则脉动产生的热交换约高于层流边界层热交换一个数量级,由此引起物面温度在转捩过渡区发生阶跃,对于低速不可压缩流动,温度的阶跃只可能由边界层的转捩引起,因而由红外热成像检测温度阶跃就可以得到转捩位置。

## 2 试验设备和测试仪器

### 2.1 试验风洞

试验在 CARD C  $\Phi 3.2$  m 低速风洞中进行,该风洞是一座开、闭口两用试验段的连续回流式低速风洞,开口试验段风速范围为 11.5~115 m/s,闭口试验段风速范围为 11.5~145 m/s,配有 2 m 直升机旋翼试验台。

该次试验在开口试验段完成。

### 2.2 测试设备

试验使用 THV900 LW/ST 型红外热成像仪,主要参数如下:

- (1) 测量精度为 $\pm 1$  °C;
- (2) 测温范围为-30~1500 °C;
- (3) 响应波长为 8~12  $\mu\text{m}$ ;
- (4) 光学视场为 40°×40°;
- (5) 动态范围为 4096(12 位)。

### 2.3 试验模型

该次试验模型为一个用金属铝加工的旋翼翼型,用红外成像的方法测量转捩位置,需要在该金属模型壁面喷涂隔热涂料。在试验中,仍喷涂 FC-S409 型隔热涂料,但改进了喷涂工艺。在喷涂过程中,首先用铜丝滤网多次过滤溶剂,然后用喷枪分几次均匀喷涂,喷涂后再做打磨处理,总喷涂厚度约 0.5 mm。

### 2.4 模型加热及支撑装置

CARD C  $\Phi 3.2$  m 低速风洞采用常温空气作为气流介质,模型壁面初始温度与气流之间温差小,转捩位置不易辨识,无法直接应用红外热像仪测量模型壁面温度场。为解决这一问题,采取改变模型初始温度的方法<sup>[11]</sup>。自行研制一套模型壁面加热装置,对模型壁面预加热,产生热壁面,形成模型壁面与气流之间的温差,流场稳定后产生温度边界层。加热装置要求加热面积大、均匀性好、热壁面温度可调、加热效

率高、不干扰流场。加热装置主体部件为 500 mm×300 mm×20 mm 矩形远红外辐射加热板,如图 1 所示。



图 1 模型与加热装置

Fig.1 Model and heating device

模型加热装置功率为 3 kW,支撑框架为金属结构,框架表面为一层 5 mm 厚的石棉板,用于隔热,支杆高度方向可自动升降,横向可自动平移。为提高试验效率,加热板的工作状态位置在模型正下方。模型的壁面加热装置与支撑装置如图 2 所示。

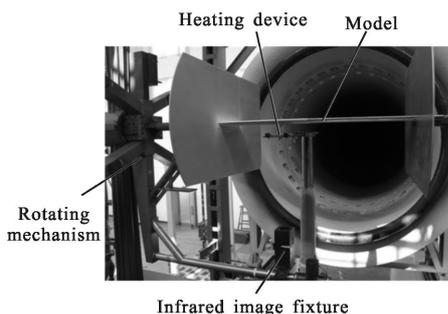


图 2 加热装置与支撑装置

Fig.2 Model heating device and supporting device

### 3 试验及结果分析

#### 3.1 试验内容

(1) 来流  $Ma=0.10$ ,以模型弦长为特征长度的雷诺数为  $1.13 \times 10^6$ ,翼型迎角  $0^\circ \sim 10^\circ$ ,  $\Delta\alpha=2^\circ$ ,测量翼型转捩位置。

(2) 翼型迎角为时  $2^\circ$ ,来流  $Ma=0.10, 0.12, 0.15, 0.18, 0.20$ ,以模型弦长为特征长度的雷诺数分别为  $1.13 \times 10^6, 1.33 \times 10^6, 1.67 \times 10^6, 2.00 \times 10^6, 2.26 \times 10^6$ ,测量翼型转捩位置。

#### 3.2 试验方法

模型通过张线机构水平连杆安装于试验段中心,水平连杆转动实现模型迎角变化,红外热像仪通过支撑装置固定于水平连杆,与模型同步。模型上翼

面朝下,给定模型迎角后,调整模型壁面加热装置支撑机构使热源所在平面与模型翼型中心线平面平行,锁定支撑机构保持模型与加热装置的相对位置。试验前,通过红外热像仪实时监测热壁面温升标定预热时间与模型壁面温度的对应关系,加热 10 min,模型壁面温度达到约  $50^\circ\text{C}$ ,满足试验需求,加热完成后,将加热装置移至试验平台侧方。

试验时,开启模型壁面加热装置电源,对模型壁面加热,此过程用红外热像仪实时监测模型壁面温度,当模型壁面背景温度达到预定值后,关闭加热装置电源,同时加热装置离开原来区域,风洞开车,风速稳定后,采集红外图像。通过红外热像仪获得的红外热图像判定转捩区域。

#### 3.3 结果与分析

##### 3.3.1 热壁面背景温度均匀性

图 3 是模型壁面加热后产生热壁面背景温度均匀性红外热图,模型区域温差不超过  $1.5^\circ\text{C}$ ,整个翼型表面背景温度均匀性好,满足红外热像仪测试条件。

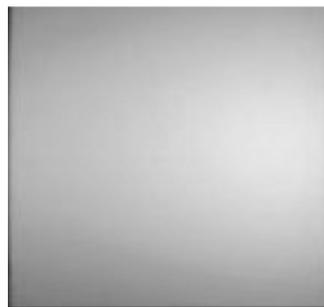
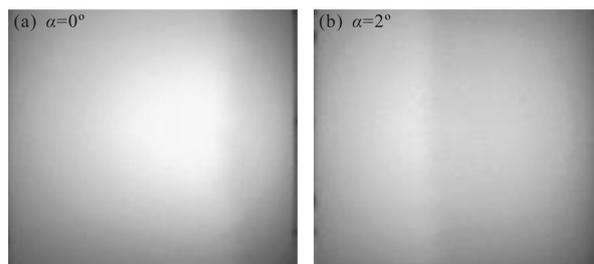


图 3 模型热壁面背景温度红外热图

Fig.3 Background temperature when model heated

##### 3.3.2 不同迎角下转捩位置

在  $Ma=0.10$ ,雷诺数为  $1.13 \times 10^6$ ,翼型迎角  $0^\circ \sim 10^\circ$ ,  $\Delta\alpha=2^\circ$ 条件下吹风,图 4 是翼型不同吹风状态下的红外热图,来流方向从左至右。从图中可以识别:图中存在温差跳跃分界,分界线左侧为高温区,



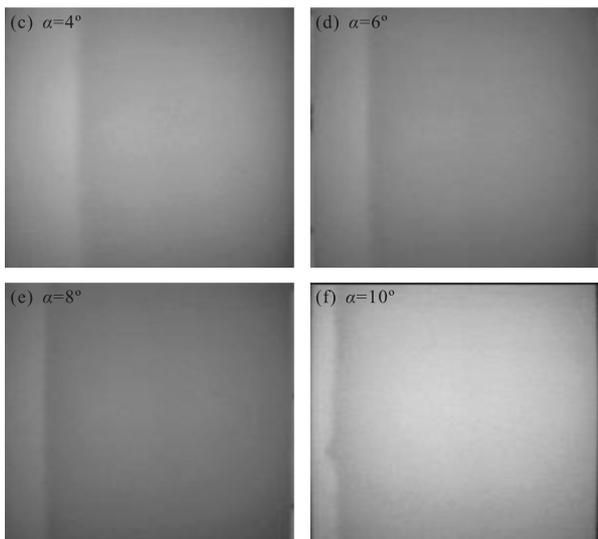


图 4 不同攻角下的红外热图  
Fig.4 Infrared image with different attack angles

该区域为层流区域;分界线右侧为低温区,该区域为湍流发展区域;温度跳变梯度大的区域是层流向湍流的过渡区域,即是转换区域。

为定量判定转换区域,沿翼型弦向温度曲线选取为同一位置,该位置为翼型测试区域中央弦线。不同条件下温度分布如图 5 所示。图中横坐标为弦向无量纲,翼型前缘为无量纲坐标零点,纵坐标为翼型中央弦向壁面温度。

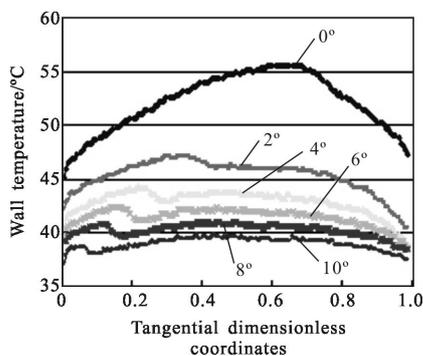


图 5 不同攻角下转换位置对比曲线

Fig.5 Comparison of transition curves with different attack angles

图 5 中温度从高点降低的位置为转换开始点。容易看出,随着迎角增大,转换位置向模型前缘移动,翼型表面层流区域不断减小,湍流区域不断增大。

### 3.3.3 不同风速下转换位置

按照同样的方法,对翼型迎角为 2°,来流  $Ma=0.10、0.12、0.15、0.18、0.20$  状态下的红外图像数据

进行处理,翼型弦向温度分布如图 6 所示。从图中可以看出,随着马赫数的增加,转换位置前移。

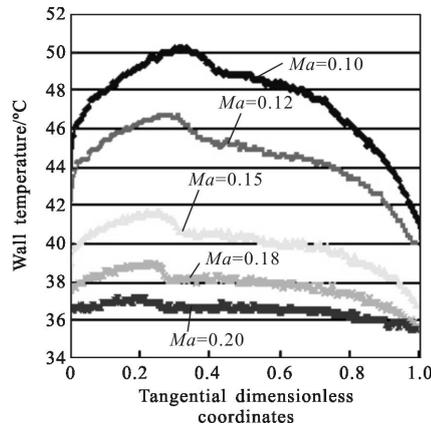


图 6 不同马赫数状态下转换位置对比曲线

Fig.6 Comparison of transition curves with different  $Ma$

## 4 结论

(1) 在金属模型表面喷涂隔热材料的方法可以获得理想的红外图像,采用好的喷涂工艺后,可用于转换定量测量。

(2) 红外热像仪与模型同步转动,使得迎角发生变化时,红外图像中的模型外形位置不发生任何改变,有利于比较不同攻角下的转换位置。

FC-S409 型水溶性隔热材料涂料经过多次研发,其粒径逐渐减小,但目前还不是采用纳米材料制成,喷涂后有一定的粗糙度,对转换发生会造成一定的影响。该次试验没有测量喷涂前后模型表面粗糙度的具体值,若喷涂后能达到喷涂前的表面粗糙度,则更能真实反映模型的转换位置。随着科技的深入发展,纳米级的新材料必将在金属模型转换测量中得到更广泛的应用。

## 参考文献:

[1] Ehud Gartenberg, Roberts A S. Twenty-five of aerodynamic research with IR imaging [C]//SPIE, Proceedings, 1991, 12: 46461.  
 [2] Scott A Berry, Thomas J Horvath. Infrared imaging of boundary layer transition flight experiments [C]//AIAA, Thermophysics Conference, 2008: 4026.  
 [3] Zhao Xuejun, Jin Xin, Shen Qing. Experiment researches on the location of transition outset in the hypersonic wind tunnel

- [C]//AIAA, 2010: 674.
- [4] Yokokawa Y. Transition measurement on metallic aircraft model in typical low speed wind tunnel [J]. *Transactions of the Japan Society of Aeronautical and Space Sciences*, 2005, 48(161): 175–176.
- [5] Liselle A. Transition detection for low speed wind tunnel testing using Infrared thermograph [C]//30th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2014: 2939.
- [6] Li Ming, Liao Junbi, Zhu Zhiwei, et al. Application of infrared imaging in the thermal effect test of the plate model impinged by plume flow [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(5): 796–800. (in Chinese)  
李明, 廖俊必, 祝智伟, 等. 红外成像在羽流撞击平板热效试验中的应用[J]. 红外与激光工程, 2010, 39(5): 796–800.
- [7] Dong Hao, Geng Xi, Lu Jichun, et al. Comparative investigation on hot film, oil film and infrared measurement techniques of airfoil boundary layer transition [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2013, 45(6): 792–796. (in Chinese)  
董昊, 耿玺, 陆纪椿, 等. 翼型边界层转捩热/油膜及红外测量技术对比 [J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(6): 792–796.
- [8] Li Ming, Yang Yanguang, Zhu Zhiwei. Experiment of the characteristic of aerodynamic heating on CAV using infrared thermography [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(2): 285–289. (in Chinese)  
李明, 杨彦广, 祝智伟. 利用红外热图开展通用航空飞行器气动热特性试验[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(2): 285–289.
- [9] Zhu Zhaoxia, Shangguan Yunxin, Zhang Li. An application with infrared imaging technique in the low-speed flow investigation [J]. *Laser & Infrared*, 2001, 31(5): 277–279. (in Chinese)  
竹朝霞, 上官云信, 张理. 在低速风洞中红外热图诊断技术的实验研究[J]. 激光与红外, 2001, 31(5): 277–279.
- [10] Yang Yueming, Li Man, Wei Zhewei. Thermal image technologies in the experiment of low-speed wind tunnel [J]. *Engineering & Test*, 2009, 49(3): 51–52, 63. (in Chinese).  
杨越明, 李满, 魏哲伟. 低速风洞试验中的热图技术[J]. 工程与实验, 2009, 49(3): 51–52, 63.
- [11] Geng Zihai, He Xianzhong, Wang Xunnian, et al. Non-intrusive test technique investigation of transition measurement with infrared image in low speed wind tunnel [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(6): 77–82. (in Chinese)  
耿子海, 何显中, 王勋年, 等. 红外成像非接触转捩测量低速测量低速风洞试验技术研究 [J]. 实验流体力学, 2010, 24(6): 77–82.
- [12] Hu Jianhong, Ning Fei, Shen Xiangheng, et al. Influence of surface emissivity of objects on measuring accuracy of infrared thermal imagers [J]. *Chinese Journal of Optics and Applied Optics*, 2010, 3(2): 152–156. (in Chinese)  
胡剑虹, 宁飞, 沈湘衡, 等. 目标表面发射率对红外热像仪测温精度的影响[J]. 中国光学与应用光学, 2010, 3(2): 152–156.
- [13] Li Dongzhen, Yang Li, Zhang Shicheng. Influence of coating emissivity on the infrared characterization of sailing ships [J]. *Infrared Technology*, 2010, 32(11): 676–680. (in Chinese)  
李东臻, 杨立, 张士成. 涂料发射率对航行舰艇红外特性的影响研究[J]. 红外技术, 2010, 32(11): 676–680.