

红外成像与 Michel 模型在旋翼翼型转捩特性中的应用

耿子海^{1,2}, 蔡晋生¹, 张卫国^{1,2}, 赵俊英³

(1. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000;
3. 天津中德应用技术大学 汽车与轨道交通学院, 天津 300350)

摘要: 旋翼翼型设计是直升机旋翼设计的基础, 准确计算翼型气动特性是设计工程实用翼型的关键。在翼型的气动特性设计过程中, 使用红外成像非接触测量转捩实验技术在大型 $\phi 3.2$ m 低速风洞中测试了 OA309 旋翼翼型的自由转捩位置, 采用 Michel 模型计算了自由转捩位置以及自由转捩对气动力的影响。通过 OA309 旋翼翼型的计算与实验结果对比可以看出, 计算捕捉到的转捩位置与实验结果基本一致。红外成像非接触测量转捩技术与 Michel 模型的联合应用提高了旋翼翼型的阻力计算精度, 为翼型多目标设计奠定了基础。

关键词: 红外成像; Michel 模型; 旋翼翼型; 转捩特性

中图分类号: O43; TN21 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.0803002

Application of infrared imaging and Michel model in rotor airfoil transition characteristics

Geng Zihai^{1,2}, Cai Jinsheng¹, Zhang Weiguo^{1,2}, Zhao Junying³

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

3. Automobile and Rail Transportation School, Tianjin Sino-German University of Applied Sciences, Tianjin 300350, China)

Abstract: Rotor airfoil design is the foundation of helicopter rotor design, and accurate calculation of aerodynamic characteristics is the key to the design of practical engineering airfoil. In the aerodynamic characteristics design process of airfoil, the infrared imaging non-contact measurement transition test technology was used to test the free transition position of OA309 rotor airfoil in a large $\phi 3.2$ m low-speed wind tunnel, and the influence of free transition position and free transition on aerodynamic force was calculated using the Michel model. By comparing the calculation and test results of OA309 rotor airfoil, it can be seen that the transition positions captured in the calculation are basically consistent with the test results. The joint application of infrared imaging non-contact measurement transition technology and Michel model improves the calculation accuracy of rotor airfoil resistance and lays a foundation for multi-objective airfoil design.

Key words: infrared imaging; Michel model; rotor airfoil; transition characteristic

收稿日期: 2019-03-05; 修订日期: 2019-04-03

项目基金: 天津市企业科技特派员项目(18JCTPJC53700)

作者简介: 耿子海(1973-), 男, 博士生, 主要从事流动显示与流动控制风洞及水洞实验技术方面的研究。Email: gzhlxqt_11@163.com

导师简介: 蔡晋生(1962-), 男, 教授, 博士, 主要从事计算流体力学及飞行器气动布局设计方面的研究。Email: jcai@nwpu.edu.cn

0 引言

高性能旋翼翼型设计是直升机旋翼设计的基础,而旋翼流场的复杂性决定其翼型设计是多目标的,准确模拟翼型气动特性是翼型优化设计的基础^[1]。在旋翼翼型的低速气动设计中,如何获得准确的阻力特性是设计的难点,影响阻力预测的因素多而且复杂,转捩位置是重要因素。转捩特性与转捩位置的确定需要通过风洞实验测量解决^[2]。红外成像测量转捩技术具有非接触、大面积、可视化、量化等优势,使用该技术在低速风洞中测量转捩可大幅提高实验效率^[3]。在低速风洞中,气流外掠模型表面时由于模型壁面与气流之间没有温差,气流外掠流过模型表面,模型背景温度与气流温差较低时,流场稳定后模型壁面温度边界层无法形成,这是极为不利的因素,在这种条件下,模型与周围环境热辐射对比度差异低,不易识别。依据红外热像仪准确度标定结论,当被测物体与环境温度相近时,误差最大。为解决这一问题,必须增大模型与环境的辐射对比度,增大模型与环境辐射对比度差异的方法有两种:一是提高模型表面与环境发射率的差值,二是增大模型表面与环境的温差。在模型设计环节,从材料选取、表面处理、喷漆种类确定等都遵循发射率尽可能高的原则,模型确定后发射率就难以改变。而模型表面背景温度是可控的,使模型产生热壁面是提高模型辐射出射度的有效途径^[4]。在翼型的低速气动设计中,如何获得准确的阻力特性是计算的难点,影响阻力预测的因素多而且复杂,翼型几何外形的精度、网格量的大小、湍流模型、转捩位置都会对翼型的阻力预测产生很大影响^[5]。如果只采用全湍流计算而不考虑转捩的影响,阻力及零升阻力与实验差别很大。发展了 Michel^[6]模型来考虑模型自由转捩对气动力的影响,提高了翼型气动力预测的准确度,并在直升机旋翼翼型设计中得到了应用。Michel 转捩计算模型由 P.R.Spalar 和 S.R.allmaras 提出,适用于边界层转捩计算^[6]。该模型是单方程模型,求解变量是运动粘性系数。

1 红外成像精确测量转捩实验

1.1 实验系统

实验系统包括 $\Phi 3.2\text{ m}$ 低速风洞、金属旋翼翼型

(OA309)、红外热像仪、FC-S409 氟碳漆、红外加热器,实验系统工况示意图见图 1,实验现场实际测量工况见图 2。其中红外热像仪型号与参数为:HV900 LW/ST,光学视场 $40^\circ \times 40^\circ$,绝对温度测量精度 0.1°C ,响应波长 $8\sim 13\ \mu\text{m}$ ^[7](见图 3)。使用红外热像仪精确测量模型转捩位置的基本前提是准确测量模型表面温度场。因为本实验使用金属模型,实验前需要开展两项工作:一是对金属模型表面改性,具体方法是在金属模型表面喷涂 FC-S409 型氟碳漆,提升金属模型表面发射系数,降低金属模型导热系数。提升金属模型表面发射系数有助于提高模型辐射对比度^[8];降低导热系数有助于降低模型热耗散。二是建立为金属模型表面提供初始热壁面的实验条件^[9]。

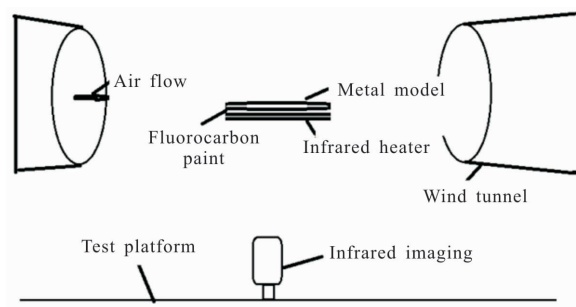


图 1 实验系统工况示意图

Fig.1 Diagram of test condition

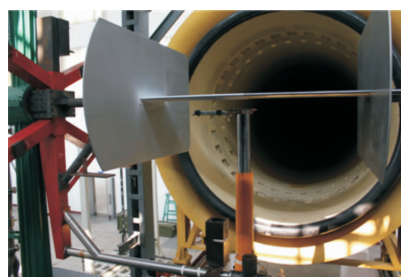


图 2 实验现场工况

Fig.2 Photo of test condition



图 3 红外热像仪与支撑装置

Fig.3 Infrared imager and supporting device

为解决这个问题, 自研一套模型表面加热装置(见图 4), 对模型表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。指标要求是: 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。选用 500 mm×300 mm×20 mm 矩形远红外辐射加热器, 功率 3 000 W, 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, 利用支撑装置使模型与红外热像仪同步。支杆高度方向可自动升降, 横向可自动平移。为提高实验效率, 加热板的工作状态位置在模型正下方, 加热表面距离模型壁面 200 mm。实验前, 通过红外热像仪实时监测热壁面升温并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 50 ℃, 满足实验需求, 加热完成后, 将加热装置移至实验平台侧方, 远离测试区域。



图 4 加热及支撑装置

Fig.4 Heating and supporting device

1.2 实验内容与方法

1.2.1 实验内容

转捩位置测量, 来流 $Ma=0.1$ 、 $Ma=0.2$, 以模型弦长为特征长度的雷诺数分别为 1.13×10^6 、 2.26×10^6 , 翼型迎角 $\alpha=0^\circ \sim 12^\circ$, $\Delta\alpha=1^\circ$, 测量翼型转捩位置。

1.2.2 实验方法

旋翼翼型模型两端面安装端板, 端板固连于张线支撑机构水平连杆, 模型通过张线机构安装于实验段中心, 模型迎角姿态变化通过张线支撑机构水平连杆转动实现。红外热像仪通过支撑装置固连于水平连杆, 与模型同步。模型上翼面朝下, 给定模型迎角后, 调整模型表面加热装置支撑机构使加热器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。开启模型表面加热装置电源对模型表面加热, 现场标定模型壁面发射率, 而后将该参数输入红外热像仪数据处理模块, 对模型表面持续加热, 此过程使用红外热像仪实

时监测模型表面温度, 当模型表面背景温度达到预定值后关闭加热器电源, 同时风洞开车, 风速稳定后通过红外热像仪提供的红外热图像判定转捩区域并采集模型表面温度场数据。

红外热像仪可直接得到模型表面温度场分布的红外热图, 从热图的颜色跳跃可直观初步判定转捩区域。红外热像仪同时可获得模型表面测试区域温度场定量数据。选取模型表面沿模型弦向分布的温度值, 绘制出弦向位置与模型表面温度一一对应的曲线, 依据初始热壁面测试区温度一致, 而转捩前后因层流与湍流传热系数的差异导致实验条件下模型表面温度在转捩区域会存在跳变。把层流与区域之间的临界点界定为转捩起始点, 把转捩区域与湍流之间的临界点界定为转捩结束点, 起始点与结束点之间的区域界定为转捩区域。在模型表面温度数据曲线中, 从模型前缘向后缘把温度最高点作为转捩起始位置, 把温度跳跃区域内的最低点位置作为转捩结束位置^[10-12]。

1.3 实验结果与分析

图 5 是来流 $Ma=0.1$ 时, 模型迎角从 $0^\circ \sim 12^\circ$ 实验状态下, 翼型表面转捩位置曲线。图 6 是来流 $Ma=$

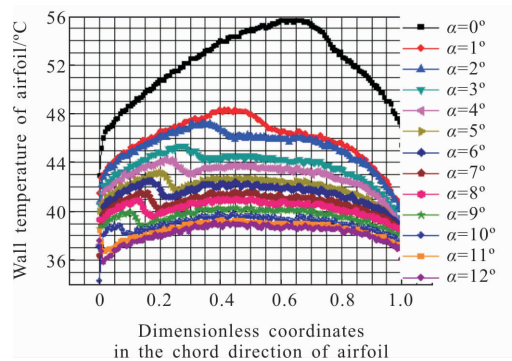


图 5 $Ma=0.1$ 不同迎角下转捩位置曲线

Fig.5 $Ma=0.1$ transition position of different AOA

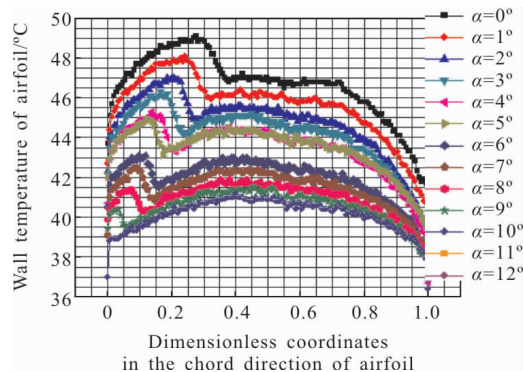


图 6 $Ma=0.2$ 不同迎角下转捩位置曲线

Fig.6 $Ma=0.2$ transition position of different AOA

0.2 时,模型迎角从 0°~10°实验状态下,翼型表面转捩位置曲线。图 7 是来流 $Ma=0.2$ 时,模型迎角从 0°~9°实验状态下,翼型表面转捩位置的红外热图。

从图 5~图 7 可以获得如下信息:来流 $Ma=0.1$,模型迎角从 0°~10°实验状态下,翼型表面转捩区域随模型迎角增大向翼型前缘扩散,在小角度范围内,该翼型转捩位置对角度参数敏感。当迎角为 11°、12°的状态下,湍流区域已经发展到模型前缘,

整个翼型表面被充分发展的湍流覆盖。来流 $Ma=0.2$ 时,模型迎角在 0°~10°实验状态下,转捩区域随模型迎角增大向翼型前缘扩散,当模型迎角为 10°时,湍流已经发展到翼型前缘,整个翼面都是充分发展的湍流区域。对比来流 $Ma=0.1$ 与 $Ma=0.2$ 时不同迎角下的转捩位置,从图中能够判定:随马赫数增大,转捩区域前移。马赫数对转捩影响大,是影响转捩的核心参数。

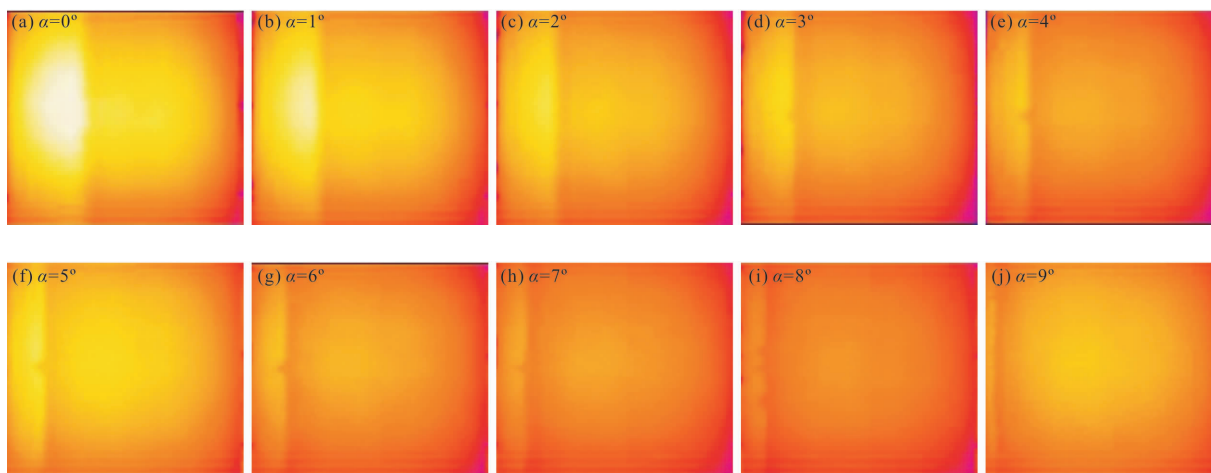


图 7 $Ma=0.2$ 不同迎角下转捩位置红外热图

Fig.7 $Ma=0.2$ infrared imaging picture of different AOA

2 Michel 模型转捩位置计算

文中采用 Michel 模型来计算旋翼翼型自由转捩位置^[13]。转捩点起始点判据为:

$$Re_{\theta, tr} = 2.9 Re_{x, tr}^{0.4}$$

动量厚度采用 Thwaites 方法近似计算:

$$\theta(s)^2 = \frac{0.45 v_e}{u_e} \int_0^s u_e^5 dx$$

此处的“0”代表驻点位置,其位置可以通过在物面点中查找最大静压点得到,这适用于翼型这种仅仅考虑前驻点的情况。“s”为当前位置到驻点位置的弧长。 u_e 为边界层外缘速度,采用不可压的公式 $u_e = V_\infty \sqrt{|1 - (C_p)_e|}$ 近似计算:边界层外缘的压力系数由物面压力梯度很小而近似得到。上述模型仅仅可用于附着流动,当出现层流分离或湍流分离时不能正确地预测转捩点,因此还必须考虑分离的情况。这里采用了 Mayle 模型^[14]。

$$(Re_x)_{LT} = U_s(x_T - x_r) / v_s = 400 Re_{\theta_s}^{0.7}$$

$$(Re_x)_{LT} = U_s(x_T - x_r) / v_s = 400 Re_{\theta_s}^{0.7}$$

分离点的位置通过判断当地点左右两侧切向速度矢量点乘是否小于零得到,需要避开驻点。由于文中计算采用 SA 模型,在判断出转捩点后,可以根据一些经验公式求得转捩长度及间歇函数,将间歇函数与 SA 源项相乘作为新的源项;也可在转捩点以前将 SA 模型的源项关闭,在转捩点后再将源项打开即可,都可以得到光滑的转捩过程^[15]。

以 OA309 旋翼翼型为例,进行了转捩的数值模拟计算研究,计算采用了转捩模型耦合湍流模型的计算方法^[16],并与风洞实验结果进行了对比。

计算网格采用程序 Grid2d 生成,Grid2d 采用抛物化的方程,推进求解方程生成网格。文中计算网格均以“C”型为主。这种网格拓扑结构的好处是生成的网格模拟尾迹较好,缺点是后缘厚度的壁面的粘性效应模拟较差。考虑到后缘厚底处的物面对计算结果影响不大,因此文中的计算均采用了这种结构

的网格。网格外边界延伸到 100 倍弦长,前缘点坐标 $(-0.25, 0)$, 俯仰力矩参考点 $(0, 0)$, 图 8 为 OA309 计算网格近景, 网格在翼型前缘及后缘均进行了加密, 第一层网格距壁面为 $10^{-5} C^{[17]}$ 。

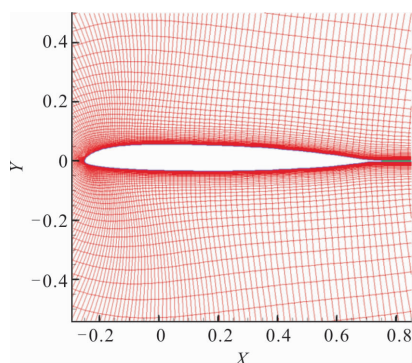


图 8 OA309 计算网格

Fig.8 Calculation mesh of OA309

图 9 给出了 OA309 旋翼翼型在 $Ma=0.2$ 时不同攻角下风洞实验转捩位置和计算捕捉到的转捩位置的对比。其中红色曲线是实验测得的转捩的起始位置和结束位置, 蓝色的曲线是计算所得的转捩位置。从图中可以看出, 小攻角时计算的转捩位置靠后, 3° 迎角后, 计算转捩位置都落在实验的过渡区内, 这表明计算所采用的转捩模型准确性较高, 说明了文中发展的方法的正确性。

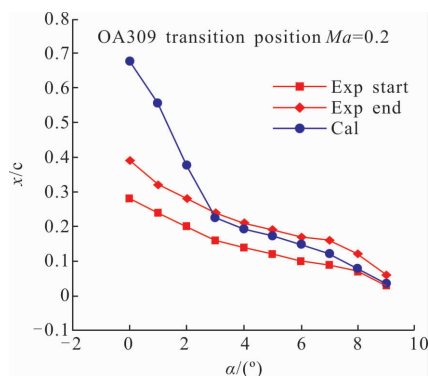


图 9 OA309 风洞实验与计算转捩位置比较

Fig.9 Comparison of OA309 transition positions between wind tunnel experiment and calculation

3 结论

通过以上分析, 得出如下结论:

(1) 红外成像非接触转捩测量低速风洞实验技术成熟、精准、高效。

(2) Michel 模型转捩计算结果规律正确, 与实验结果对比, 小迎角存在偏差, 3° 迎角后计算结果与实验结果基本一致。

(3) 实验获得的转捩区域可以准确确定翼型表面的层流与湍流浸润面积, 实验与计算相结合能够为旋翼翼型多目标设计提供依据。

参考文献:

- [1] Richter K, Koch S, Gardner A D. Experimental investigation of unsteady transition on a pitching rotor blade airfoil [J]. *J Am Helicopter Soc*, 2014, 59(1): 10.4050/JAHS.59.012001.
- [2] Scott A Berry, Thomas J. Infrared imaging of boundary layer transition flight experiments [J]. *AIAA*, 2008, 22(3): 4026.
- [3] Richter K, Koch S, Gardner A D. Detection of unsteady boundary layer transition using three experimental methods [C]//54th AIAA Aerospace Science Meeting, 2016: AIAA-2016-1072.
- [4] Raffel M, Merz C B. Differential infrared thermography for unsteady boundary layer transition measurements [J]. *AIAA*, 2014, 52(9): 2090-2093.
- [5] Joseph A Wehrmeyer, Andrew Alexander, Carl Hall. Boundary layer transition and heat transfer-imaging of the AEDC materials wedge in the VKF tunnel B using infrared thermography[C]//AIAA AVIATION Forum, 2018.
- [6] Gardner A D, Eder C, Wolf C C. Analysis of differential infrared thermography for boundary layer transition detection [J]. *EXP Fluids*, 2017, 58: 122.
- [7] Simon B, Filius A, Tropea C, et al. Infrared thermography for dynamic detection of laminar-turbulent transition[J]. *EXP Fluids*, 2016, 57: 93.
- [8] Spalart P R, Allmaras S R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows [C]//30th Aerospace Science Meeting and Exhibit, 1992: AIAA-1992-0439.
- [9] Fan Shuyan. Accuracy and error analysis of infrared radiation temperature mresurement [D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2005: 8-20. (in Chinese)
- [10] P De Palma. Accurate numerical simulation of compressible transitional flows in turbomachinery separation [J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(4): 702-708.
- [11] Sun Peng. Estabilshment and demonstration of infrared temperature measurement physical model [D]. Changchun: Jilin University, 2003: 33-38. (in Chinese)

- [12] Guo Yonghuai. Lecture Notes on Boundary Layer Theory[M]. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 2008: 11–22. (in Chinese)
- [13] Wu Ziniu. Aerodynamics [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2007: 330–352. (in Chinese)
- [14] Yu Huaizhi. Infrared Optical Material [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007: 32–35. (in Chinese)
- [15] Zhang Jianqi, Fang Xiaoping. Infrared Physics [M]. Xi'an: Xidian University Press, 2007: 86–92. (in Chinese)
- [16] Scott T Shaw, Jason L Hill. Application of engineering transition models to an isolated helicopter rotor in hovering flight [C]//43rd AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 2013: AIAA–2005–467.
- [17] Ren Yuxin, Chen Haixin. Fundamentals of Computational Fluid Dynamics [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006: 80–85. (in Chinese)