

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.08.012

自然层流翼型高雷诺数风洞试验研究

赖国俊*, 李政德, 张颖哲

中国商飞北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211

摘要: 针对所设计的自然层流翼型, 在高速风洞中开展了自然层流翼型高雷诺数风洞试验研究。试验运用了测压和红外成像等技术手段, 在马赫数 $Ma=0.74$ 和雷诺数 $Re=1.5 \times 10^7$ 条件下获得了压力分布、升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数和红外图像。试验结果表明, 在试验条件下, 该翼型上表面能够保持良好的顺压梯度; 该翼型具有良好的纵向气动特性; 在迎角 $\alpha=0^\circ$ 时, 上、下翼面流动均能保持约 60% 的层流面积区。

关键词: 自然层流翼型; 风洞试验; 高雷诺数; 红外成像; 转捩探测

中图分类号: V211 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 08-0012-04

对于未来民用客机而言, 自然层流机翼气动设计是一种成熟度较高的降低客机燃油消耗的技术方向。近年来, 开展了很多针对民用客机的自然层流机翼风洞试验研究^[1-6], 如 TELFONA 项目^[4]、VITAS 项目^[5]、HiReLF 项目^[7]、HiLamBiz 项目^[8]、NLF-WingHiPer 项目^[9] 等。部分研究项目借助低温增压风洞模拟飞行雷诺数, 研究了在飞行状态下自然层流机翼的气动特性, 提高了自然层流机翼气动设计技术的成熟度。本文对所设计的自然层流翼型进行了高雷诺数风洞试验研究, 为探索自然层流机翼气动设计技术积累经验。

1 自然层流翼型和试验模型

本试验所研究的自然层流翼型设计点为: $Ma=0.74$, $Re=1.5 \times 10^7$ 。设计约束为翼型最大厚度须达到 11%。设计中, 使用了反设计方法^[10]: 给定目标压力分布, 运用基于伴随方法的雷诺平均方程 (RANS), 借助自动化设计流程加速设计迭代。自动化设计流程使用了约 260 个设计变量, 可在 5min 内完成 30 个反设计迭代, 生成满足目标压力分布的自然层流翼型, 如图 1 所示。

该翼型上表面压力分布从前缘到 60% 弦长处为顺压梯度, 在 60% 弦长处翼型上表面出现弱激波。为了提供足够裕度, 防止在非设计点出现大范围分离, 设计该激波的强度和位置。翼型下表面压力分布保证翼型在设计点拥有足够的升力。

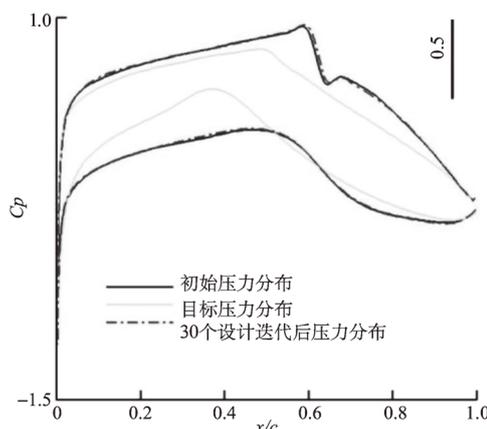


图 1 自然层流翼型初始压力分布和目标压力分布
Fig.1 Initial and target pressure distribution of the natural laminar airfoil

风洞试验采用了二维翼型模型。模型弦长为 0.5m, 长度为约 2m, 由铝合金制造而成。模型上共加工了约 200 个内径为 0.25mm 的测压孔, 主要排布在模型中间的两个剖面上。根据红外成像的观测要求, 模型上、下表面的观测区域内均喷涂了绝热底漆 (见图 2 上、下表面的中间深色区域)。漆面上粘贴了直径 5mm、厚 10mm 的银色标识点, 便于确定转捩线位置。这些标识点很薄, 不会干扰试验观测。没有喷涂绝热漆的模型前缘在试验过程中常被一些微小颗粒撞击而形成小毛刺。当这些小毛刺提前诱发转捩而影响转捩观

收稿日期: 2017-06-02; 退修日期: 2017-06-09; 录用日期: 2017-07-01

* 通讯作者. Tel.: 010-57808869 E-mail: laiguojun@comac.cn

引用格式: LAI Guojun, LI Zhengde, ZHANG Yingzhe. Research on natural laminar airfoil wind tunnel test at high Reynolds number [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (08): 12-15. 赖国俊, 李政德, 张颖哲. 自然层流翼型高雷诺数风洞试验研究 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (08): 12-15.

测时,须停止试验,对前缘的毛刺进行适度打磨,以消除其对流场观测的干扰。

为保证模型上表面具有较好的型面加工精度和表面粗糙度,大部分口盖都布置在模型下表面。模型下表面中间设计有一个方形大口盖,方便安装测压管路和迎角传感器等仪器设备。与风洞侧壁贴合的模型侧面设计了浅槽,用于安装防止模型端部上下窜气的密封条。图2中上图为俯视图,下图为仰视图,箭头代表来流方向。

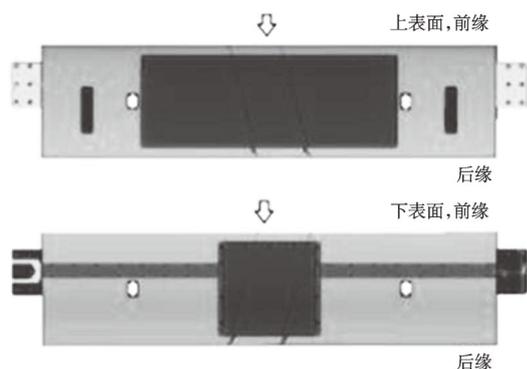


图2 风洞试验模型
Fig.2 Wind tunnel test model

2 风洞与试验方法

本次试验在德荷风洞集团的DNW-HST风洞试验进行。该风洞为跨声速增压闭式风洞,试验段尺寸为 $2\text{m} \times 1.6\text{m}$,上、下壁面开槽,侧壁为实壁。模型两端的法兰被安装固定在风洞侧壁外的旋转机构上;两根刚性支杆从风洞下壁面的开槽中伸出,分别在左右距侧壁 0.4m 处与模型铰接,以增强模型刚度。试验共使用了3台安装 45° 镜头的红外相机:两台安装在风洞上壁面的观察窗后,用于观察模型上表面;第三台相机安装在风洞下壁面的观察窗后,以拍摄模型下表面。长波红外线无法穿透普通玻璃,观察窗上的普通玻璃被更换为硒化锌玻璃。图3为风洞试验布置图。

试验通过模型上的测压孔获得了翼型压力分布,运用尾迹靶测量了翼型阻力系数,采用红外相机观测了翼型上、下表面的转换线位置。为获得稳定的试验测量结果,试验数据的采集以步进方式进行,即调整模型到设定迎角,待流场稳定后,才开始采集在该迎角下的压力数据和红外图像数据。

在壁面绝热条件下,湍流区域热传导系数比层流区域高,两个区域之间会形成一定的温度差。红外成像技术利用边界层的上述特点来观测近壁面流动的转换位置。在低马赫数条件下,层流与湍流区域之间温差不大,使得在红外图像中层流与湍流区域之间对比度较弱,不利于判断转换线位置。为解决这个问题,在试验中采取临时关闭风洞冷却器的措施:

空气静温因风洞冷却器关闭而升高,湍流区域得益于其更高的热传导系数而温度升高更快,其与层流区域之间温差被迅速拉大,两者之间图像对比度因此被增强。此方法存在一个弱点:风洞控制系统无法随风洞静温升高而迅速调整风洞来流密度,导致风洞试验雷诺数随之下降。当冷却器关闭时间越长,试验雷诺数下降越大,对转换线位置影响越明显。在试验中,风洞冷却器关闭时间被控制在 1min 左右。激波和流动分离等现象也会影响近壁面流动的温度场,形成一定的温差,需结合压力分布等信息对这些现象加以甄别。



图3 风洞试验布置图
Fig.3 Wind tunnel test setup

3 试验结果

在 $Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$ 条件下,二维翼型模型迎角从 -3° 步进到 3° 。试验采集了6个迎角下的压力分布,如图4所示。当 $\alpha=2^\circ$ 时,在上表面 $x/c=0.6$ 处出现一道弱激波。当迎角增大至 3° 时,激波变得更强,激波位置保持不变。翼型上表面顺压梯度($0.1 < x/c < 0.5$)随迎角增大而减弱,如图5所示。

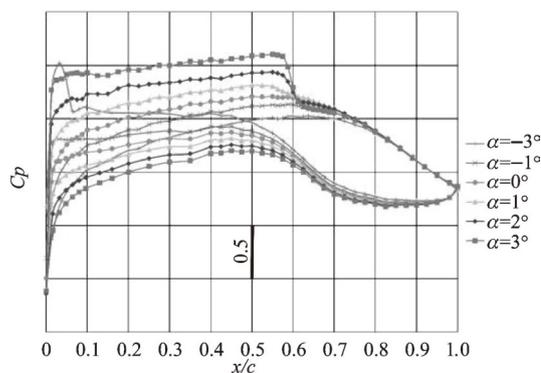


图4 压力分布 ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)
Fig.4 Pressure distribution ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)

翼型升力系数和俯仰力矩系数(力矩参考点距前缘 $1/4$ 弦长)通过压力分布积得到,翼型阻力系数通过对尾迹积分得到。该自然层流翼型在设计点($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)

的升力曲线,阻力曲线和俯仰力矩曲线如图 6~ 图 8 所示。其中,升力线斜率为 $0.129 (^{\circ})$,零升阻力系数为 0.0079 ,零升俯仰力矩系数为 -0.118 。

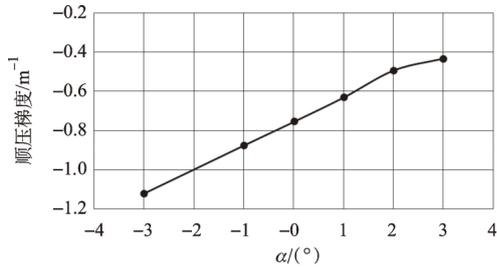


图5 上表面顺压梯度 ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$, 求导范围 $0.1 < x/c < 0.5$)

Fig.5 Pressure gradient at the upper surface from $x/c = 0.1$ to $x/c = 0.5$ ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)

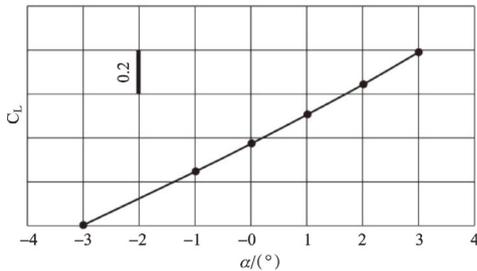


图 6 升力系数曲线 ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)

Fig.6 Lift coefficient curve ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)

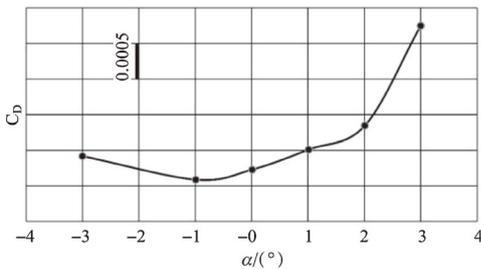


图 7 阻力系数曲线 ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)

Fig.7 Drag coefficient curve ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)

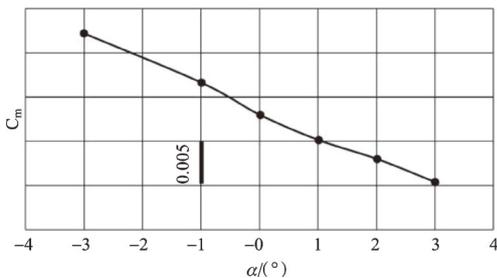
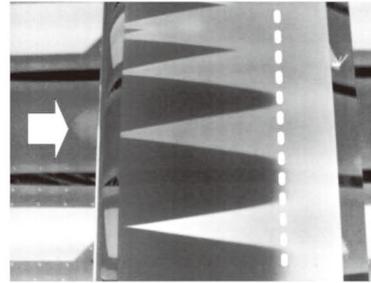


图 8 俯仰力矩曲线 ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)

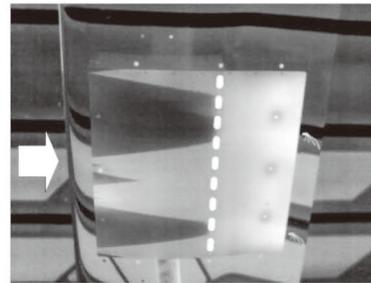
Fig.8 Pitching moment coefficient curve ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7$)

如 $\alpha=0^{\circ}$ 时所采集的红外图像所示 (见图 9),该自然层流翼型上、下表面流动分别在 $x/c=0.68$ 和 $x/c=0.56$ 处由层流

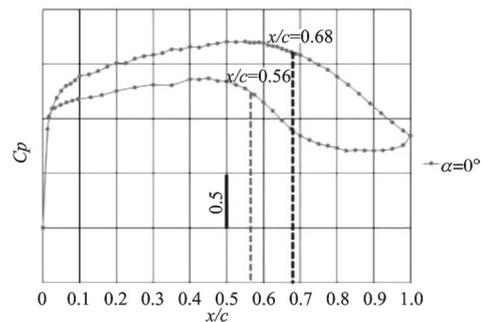
转换为湍流。在图 9 中还观察到很多浅色楔形区域。这些楔形区域也属于湍流,是被位于前缘的污染物提前诱发转捩而形成。对比 $\alpha=0^{\circ}$ 下的压力分布可知,上、下表面的转捩线均位于压力恢复区,逆压梯度使层流转换为湍流。图 9 中白色箭头代表来流方向,白色虚线为转捩线。



(a) $Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7, \alpha=0^{\circ}$, 上表面



(b) $Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7, \alpha=0^{\circ}$, 下表面



(c) $Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7, \alpha=0^{\circ}$, 压力分布

图 9 红外图像和相应的压力分布 ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7, \alpha=0^{\circ}$)

Fig.9 Infrared images and pressure distribution ($Ma=0.74, Re=1.5 \times 10^7, \alpha=0^{\circ}$)

4 结论

本次自然层流翼型风洞试验运用了测压和红外成像等技术手段,在 $Ma=0.74$ 和 $Re=1.5 \times 10^7$ 条件下获得了压力分布、升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数和红外图像。试验结果表明:

- (1) 在设计马赫数和高雷诺数下,该自然层流翼型上表面能够保持良好的顺压梯度,有利于层流的形成;
- (2) 在设计马赫数下,该翼型具有良好的纵向气动特

性,升力线斜率为 $0.129 (^{\circ})$, 零升阻力系数为 0.0079 , 零升俯仰力矩系数为 -0.118 ;

(3) 在 $\alpha=0^{\circ}$ 时, 该翼型的顺压梯度令上、下表面流动均维持约 60% 的层流面积, 直至逆压梯度促使翼面流动转换为湍流。

AST

参考文献

- [1] Perraud J, Itham S E D, Schrauf G, et al. High Reynolds number transition experiments in the ETW test facility with the Pathfinder model [C] // V European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2010. Lisbon, Portugal, 2010; 13.
- [2] Perraud J, Schrauf G, Archambaud I, et al. Transonic High Reynolds number transition experiments in the ETW cryogenic wind tunnel [J]. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010.
- [3] Perraud J, Archambaud J P, Schrauf G, et al. High Reynolds number transition experiments in ETW (TELFONA project) [G] // IUTAM Bookseries, 2010, 18; 553–556.
- [4] Steeit T, Schrauf G, Din I S E, et al. The Telfona pathfinder model, a second look [C] // V European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2010. Lisbon, Portugal, 2010; 16.
- [5] Fauci R, Nicoli A, Imperatore B, et al. Wind tunnel tests of a transonic natural laminar flow wing [G] // 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2006.
- [6] Jun Z, Zhenghong G, Hao Z, et al. A high-speed nature laminar flow airfoil and its experimental study in wind tunnel with nonintrusive measurement technique [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22 (3): 225–229.
- [7] Quest J. HiReLF (Transonic High Reynolds Number Testing of a Large Laminar Wing Half Model) report summary [EB/OL]. (2012) [2017]. http://cordis.europa.eu/result/rcn/58770_en.html.
- [8] Guntermann P. NLF-WingHiPer (NLF Wing High Speed Performance Test) report summary [EB/OL]. (2015) [2017]. http://cordis.europa.eu/result/rcn/182279_en.html.
- [9] Guntermann P. HiLamBiz report summary [EB/OL]. (2015) [2017]. http://cordis.europa.eu/result/rcn/182243_en.html.
- [10] Lee JD, Jameson A. Natural-laminar-flow airfoil and wing design by adjoint method and automatic transition prediction [J]. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2009 (1): 1–25.

(责任编辑 黄贞静)

作者简介

赖国俊 (1982—) 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 风洞试验与数据分析、气动特性。

Tel.: 010-57808869

E-mail: laiguojun@comac.cc

Research on Natural Laminar Airfoil Wind Tunnel Test at High Reynolds Number

LAI Guojun*, LI Zhengde, ZHANG Yingzhe

Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute of COMAC, Beijing 102211, China

Abstract: A high speed wind tunnel test was conducted at high Reynolds number in a transonic wind tunnel to investigate a natural laminar airfoil. It was obtained that the pressure distribution, lift curve, drag curve, pitching moment curve and infrared images at $Ma=0.74$ and $Re=1.5 \times 10^7$ during the test. Results showed that mild favorable pressure gradient can remain on the upper surface of the airfoil at the test condition. The airfoil also proved to be of good aero characteristics. At $\alpha=0^{\circ}$, laminar flow can maintain about 60% of the chord on both surfaces of the airfoil.

Key Words: natural laminar airfoil; wind tunnel test; high Reynolds number; infra-red imaging; transition detection

Received: 2017-06-02; Revised: 2017-06-09; Accepted: 2017-07-01

*Corresponding author. Tel.: 010-57808869 E-mail: laiguojun@comac.cc