

多段翼型风洞侧壁边界层吹除控制实验研究

张理想 解亚军 邓小龙

(西北工业大学,翼型叶栅空气动力学国家重点实验室,西安 710072)

摘要 通过调研国内外相关文献资料,结合实验室建设项目:侧壁边界层控制系统研制,选取相对厚度为 17% 的 GAW—1 翼型进行了风洞侧壁边界层吹除控制下气动性能的实验研究。介绍了该系统的特点和实验方法,研究了侧壁边界层吹除控制对单段和多段翼型的二元性的影响规律。结果表明:(1)对多种吹气位置不同组合来说,以前缝关闭,中缝和后缝打开吹气为最佳吹气方式;(2)不同吹气系数对模型展向中间剖面和端部剖面的压力分布影响不同,存在对应的最佳吹气系数;(3)实验研究验证了 NF—3 风洞侧壁边界层吹除控制系统可以有效控制侧壁边界层的干扰,改善和提高翼型气动特性实验的准确性。

关键词 风洞侧壁边界层 多段翼型 侧壁干扰 吹除控制系统

中图法分类号 V211.74; **文献标志码** B

飞机性能的好坏主要取决于机翼翼型的气动性能。而翼型的气动性能数据来源于精确的风洞实验。在翼型风洞实验中,风洞侧壁边界层的增厚会促使处于大迎角状态时的翼型与侧壁连接处的边界层(尤其是翼型后缘附近的边界层)提早分离,从而导致翼型模型展向出现三维效应。为了减小风洞侧壁边界层的干扰影响,本文以 GAW—1 翼型为研究对象,通过侧壁边界层吹除的测压实验研究翼型气动特性随迎角和边界层控制系统中吹气位置和吹气系数的变化规律,测量翼型模型在风洞中的流场特性和压力分布,以及升力、阻力、俯仰力矩和升阻比特性变化,分析该方法对单段和多段翼型在不同雷诺数、不同迎角,尤其是大迎角时翼型表面边界层分离的改善程度。最后将侧壁吹气时模型中间剖面和端部截面的气动特性比较分析,探讨侧壁边界层吹除技术对改善翼型实验中侧壁边界层干扰的有效性,并形成一套翼型侧壁边界层吹除

的实验控制技术^[1—3]。

1 实验设备

1.1 风洞与数据采集系统

实验是在西北工业大学“翼型—叶栅空气动力学国防重点实验室”的 NF—3 低速风洞二元试验段内进行的,该风洞是直流式闭口风洞,有 3 个可更换实验段:三元实验段、二元实验段和螺旋桨实验段。实验是在二元实验段内进行的,实验段宽 3 m,高 1.6 m,长 8 m,风速范围为(20~139) m/s,实验段紊流度为 0.045 5%。风洞配有一套 PSI9816 电子扫描压力采集系统,其压力传感器大于(17 kPa)(2.5 PSi)量程精度是 0.05% FS。量程小于等于(17 kPa)(2.5 PSi)的压力传感器是 0.15% FS。

1.2 模型

实验采用 GAW—1 主翼型 + 富勒襟翼两段翼型。模型采用钢芯木质结构,弦长 1.0 m,展长 1.6 m。为测量模型在靠近侧壁截面上的压力分布,分别在模型翼展中间剖面和靠近洞壁 80 mm 剖面各开了 87 个测压孔,各测压孔由 Φ1.2 mm 的紫铜管通过转轴引出模型连到 PSI9816 电子扫描阀各对应传感

2011 年 4 月 28 日收到

国家自然科学基金,

国家重点实验室基金资助

第一作者简介:张理想(1983—),安徽省临泉县人,西北工业大学硕士研究生,研究方向:多段翼型的风洞侧壁边界层控制。

器上。

1.3 侧壁边界层吹除控制系统

在学校985二期实验室建设项目支持下,在原NF—3风洞侧壁吹气系统基础上^[4,5],将原系统的两条吹气缝增加为三条吹气缝的控制方案,研制的NF—3风洞二元实验段侧壁边界层控制系统由气源、截止阀、电动调节阀、电气比例阀、气控比例阀、过滤器、油雾截止阀、电磁阀、标准压力表、安全阀、稳压罐、稳压盒、吹气缝及管路系统等组成,如图1所示。压缩空气从10个大气压的气源引出,通过截止阀、电动调节阀到稳压箱,经过较长距离流动的气流在稳压箱得到缓冲和稳定,然后由四个电动调节阀门分四路调节控制,将均匀高压气流通过稳压罐送到风洞试验段上、下壁的稳压盒,气流在稳压盒进一步得到稳定后,由风洞上、下内壁的吹气缝沿壁面切向吹入模型与洞壁交汇处,给侧壁边界层补充新的能量,防止或延缓边界层气流的分离。各缝吹气的开闭和吹气量大小可通过计算机进行自动控制。



图1 NF—3风洞侧壁边界层吹除控制系统

1.4 吹气缝

侧壁边界层吹除控制系统采用三条吹气缝的控制方案^[6],缝宽均为2 mm,带吹气缝的稳压盒结构和吹气缝外形如图2所示。前吹气缝位于模型前缘的弦线上,缝长260 mm,中缝距模型前缘460 mm位置处,缝长660 mm,为使翼面上下不串气,在中缝稳压盒中沿轴线隔开,分别用两个阀门控制;后缝在距模型前缘788 mm位置处,缝长120 mm。

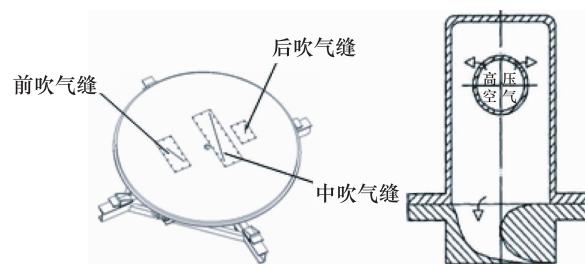


图2 风洞壁面吹气缝

2 实验方法

2.1 吹气系数确定

侧壁边界层吹除控制实验中吹气量通常是由吹气系数 λ 来表征控制的。设试验段自由流的动压为 q_∞ ,吹气缝出口的动压为 q_j ,吹气系数定义为: $\lambda = q_j/q_\infty$ ($q_j = p_{oj} - p_\infty$),其中: p_{oj} ($p_{oj} = p_{\text{表压}} + p_{\text{当地大气压}}$)是稳压盒内的压力; p_∞ ($p_\infty = p_{\text{当地大气压}} - q_\infty$)是风洞实验段静压。稳压盒侧壁开有一个测压孔,可以认为该孔感受的压力就是吹气射流的总压,用橡皮管将该压力连到精密压力表上。这样 q_j 的控制转到精密压力 $p_{\text{表压}}$ 来控制。将 q_j , p_{oj} 和 p_∞ 代入 $\lambda = q_j/q_\infty$ 便得:

$$p_{\text{表压}} = \lambda (q_\infty - 1) \quad (1)$$

用不同吹气系数做实验都是通过 $p_{\text{表压}}$ 来保的。 $p_{\text{表压}}$ 反映的是比当地大气压高出的压力。实验时,我们将连在稳压盒的高压气管上的传感器与计算机相连,从而实现吹气量的智能控制。从而也就保证了实验所用的吹气系数。

2.2 气动力测量

模型实验时,由PSI9816电子扫描压力采集系统采集并处理翼型表面弦向压力数据,然后通过翼型表面压力测量结果进行积分得到翼型的升力、力矩和升阻比系数,由冲量法得到翼型的阻力。

3 实验结果与分析

3.1 最佳吹气缝组合

图3~图4为雷诺数 $Re = 0.685 \times 10^6$,吹气系

数 $\lambda = 20$ 时, 不吹气和不同吹气方式的 GAW—1 单段翼型升力特性曲线和攻角 $\alpha = 15^\circ$ 时的压力分布。图中三种吹气方式指: 第一种吹气方式是后缝关闭, 前缝和中缝打开; 第二种方式是前缝关闭, 中缝和后缝打开; 第三种方式是前、中、后缝同时打开。从图 3 中可以清楚的看出: 相对不吹气而言, 三种方式吹气时, 翼型的升力都有较为明显增大。其中以第二种方式的升力、升力线斜率和最大升力系数增大最大。例如, 当迎角 $\alpha = 12^\circ$ 时, 侧壁吹气时的升力系数为 1.536 2, 不吹气时的升力系数为 1.449 8, 相对增大了 5.96%。从图 4 中可以看出, 三种方式时的压力分布高于不吹气时的压力分布, 其中也以第二种方式吹气时压力吸力峰包络最大, 压力变化较大区域表现在距模型前缘 10% ~ 50% 范围。因此, 对于本次 GAW—1 单段翼型实验来说, 最佳吹气方式为前缝 + 中缝组合的第二种吹气方式。

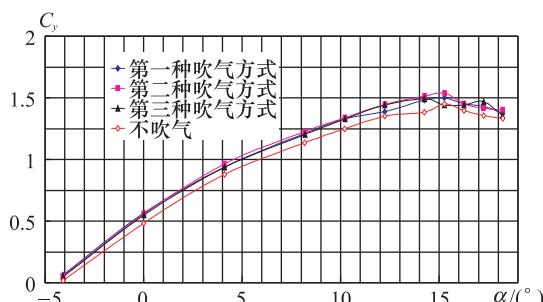


图 3 GAW—1 单段翼型升力特性曲线

$$Re = 0.685 \times 10^6, \lambda = 20$$

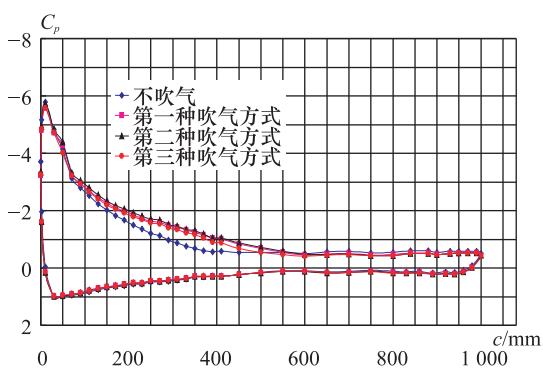


图 4 GAW—1 单段翼型压力特性曲线

$$Re = 0.685 \times 10^6, \lambda = 20, \alpha = 15^\circ$$

3.2 最佳吹气系数确定

图 5 ~ 图 6 为雷诺数 $Re = 0.685 \times 10^6$, 吹气系数 $\lambda = 0, 7, 13, 20, 29$ 时, GAW—1 单段翼型升力、和阻力特性曲线。从图中可以清楚地看出, 侧壁吹气时翼型的升力、阻力特性曲线比不吹气时都有明显的改善; 升力系数有不同程度的提高, 而阻力系数略有减小, 其中吹气系数 $\lambda = 20$ 时翼型的气动特性改善最为显著; 如当攻角 $\alpha = 16^\circ$ 翼型最大升力系数为 1.602 7, 相对不吹气时的升力增大了 14.83%, 而阻力为 0.066, 相比不吹气减小了 41%。图 7 为相同雷诺数下, 襟翼偏角 $\delta_j = 30^\circ$, GAW—1 多段翼型在不同吹气系数 λ 时的升力特性曲线, 与单段翼型情况相同, 吹气时的升力系数明显大于不吹气的升力系数, 如当翼型攻角 $\alpha = 11^\circ$, 吹气系数 $\lambda = 29$ 时, 对应的最大升力系数为 3.094 1, 比不吹气时增加了 2.873%。从以上分析看出, 无论单段翼型还是多段翼型, 吹气系统均可以减小或消除洞壁边界层的干扰, 而且对带增升装置的翼型, 其效果更好一些。在本次实验条件下, GAW—1 单段翼型最佳吹气系数为 20, 多段翼型最佳吹气系数为 29。

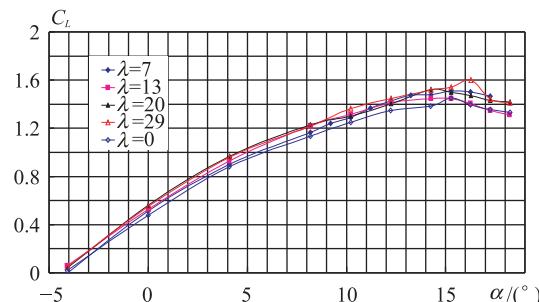


图 5 GAW—1 单段翼型升力曲线 $Re = 0.685 \times 10^6$

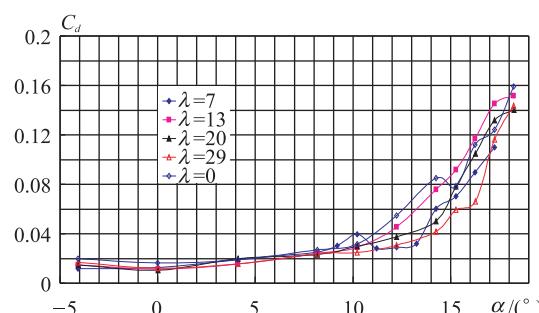
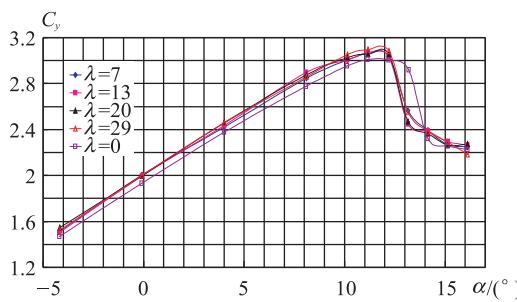


图 6 GAW—1 单段翼型阻力曲线 $Re = 0.685 \times 10^6$

图7 GAW—1 多段翼型升力曲线 $Re = 0.685 \times 10^6$ $\delta_j = 30^\circ, O/L = 3.0, GAP = 2.0$

3.3 展向气动特性比较

图8为 $Re = 0.685 \times 10^6$,襟翼偏角 $\delta_j = 30^\circ$ 时,GAW—1多段翼型中间剖面和端部截面有无吹气时的升力特性比较曲线。从图中可以看出,吹气时,中间剖面和端部截面的升力增大,最大升力系数增大。例如 $\lambda = 29$ 时,机翼中间剖面和端部截面的最大升力系数分别为2.322 6和2.387 6,与无吹气(即 $\lambda = 0$)时,对应截面的最大升力系数分别增大了2.16%和6.766%。此外,从图9迎角 $\alpha = 12^\circ$ 的GAW—1多段翼型压力分布曲线可以看出,侧壁吹气改善了翼型展向的二维流动性。

图10为 $Re = 0.685 \times 10^6$,襟翼偏角 $\delta_j = 30^\circ$,有无吹气时GAW—1多段翼型力矩特性曲线。从图中可以看出:吹气情况相对无吹气时,中间剖面和端部截面的力矩绝对值都有所增大,侧壁吹气增大了翼型的低头力矩。

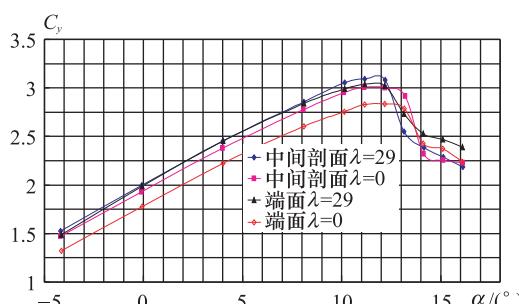


图8 GAW—1 多段翼型升力曲线

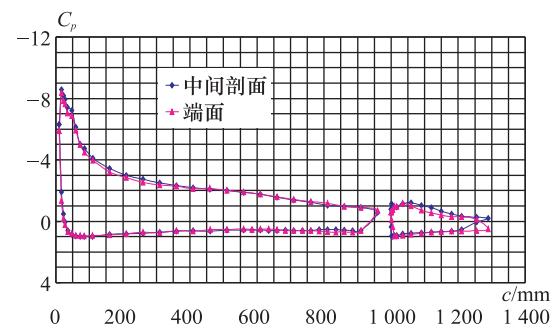
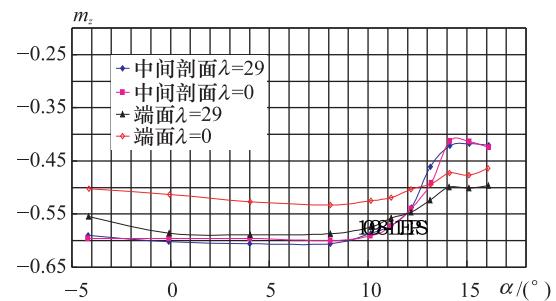
 $Re = 0.685 \times 10^6, \delta_j = 30^\circ$ 图9 GAW—1 多段翼型压力曲线 $Re = 0.685 \times 10^6$, $\delta_j = 30^\circ, \lambda = 29, \alpha = 12^\circ$ 

图10 GAW—1 多段翼型力矩曲线

 $Re = 0.685 \times 10^6, \delta_j = 30^\circ$

4 结论

(1) 通过将GAW—1多段翼型有无侧壁吹气实验结果的比较分析,以及侧壁吹气时模型中间剖面和端部截面的气动特性比较分析,说明了NF—3风洞新研制的侧壁边界层吹除系统的设计合理,实现了吹气压力的自动控制,系统可以正常运行。

(2) 在本次实验的低雷诺数($Re = 0.685 \times 10^6$)情况下,NF—3低速风洞GAW—1翼型测压实验的最佳吹气方式是前缝关闭,中缝+后缝打开组合,针对不同的翼型构型有不同最佳吹气系数。

(3) 所研制的吹除系统可以有效的控制翼型与风洞侧壁边界层的干扰,改善翼型展向的二维流动性,提高翼型气动特性测量的精确性。

参 考 文 献

- 1 Girardi R M, Assato M Effect of the blown plane jet thickness on the minimization of three-dimensional flow over a three-element airfoil model. AIAA, 2006;1391—1402
- 2 Assato M, Fico Jr N G C R, da Mota Girardi R. Effect of tangential blowing on two dimensional boundary layer of a wind tunnel. AIAA 2006;3874—3887
- 3 Assato M. Analysis of a methodology for 2-D high lift testing using a boundary-layer control system by air blowing. AIAA 2007; 7051—7062
- 4 周瑞兴,上官云信,郗忠祥,等.大型低速二元风洞侧壁边界层控制及对单段翼型实验结果的影响.实验力学,1997;12(2):28—32
- 5 解万川. NF—3 风洞二元侧壁附面层控制技术研究. 西安:西北工业大学硕士论文,2007
- 6 解亚军,叶正寅,高永卫.翼型风洞实验侧壁附面层控制技术的研究,弹箭与制导学报,2008;28(6):205—207

Experiment Investigation of Side Wall Boundary-layer Blowing Control of a Multi-element Airfoil Model in Wind Tunnel

ZHANG Li-xiang, XIE Ya-jun, DENG Xiao-long

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, NWPU, Xi'an 710072, P. R. China)

[Abstract] Based on a lot of materials about SWBL's researches, and one of development projects in NWPU—the equipment of NF—3 wind tunnel side wall boundary blowing control system, the aerodynamics of GAW—1 airfoil with relative thickness for 17% has been experimented under the condition of wind tunnel side wall boundary-layer blowing control. Characteristics of the system are introduced here. And the effects of the airfoil's 2D performance influenced by wind tunnel side wall boundary-layer are investigated. The experiments indicate that: (1) for the different types of blowing slots combination in this experiment, the best type is thought for second blowing way: the former slot close, the middle and after slots open. (2) different blowing coefficients have different effects for the pressure distribution of the middle section profile and the end section profile close to tunnel wall; (3) analysis of the experiment results verifies the effectiveness of the blowing system to decrease or eliminate interference from wind tunnel side wall boundary layer, and improvement of the experiment accuracy in aerodynamic characteristic of airfoil tests.

[Key words] wind tunnel side wall boundary layer multi-element airfoil model interference blowing control system