

文章编号:1674-8190(2015)01-093-06

襟翼表面粗糙度对多段翼型升力的影响

朱奇亮,高永卫,叶正寅

(西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室,西安 710072)

摘要: 在襟翼上表面填充多孔吸声材料,虽然缝道的噪声有所降低,但翼型升力系数也有较大损失。为了确定是否因多孔材料造成翼面粗糙度增加而降低了升力系数,也为了进一步确定数值模拟中粗糙表面简化模型的适用性,通过风洞试验和数值模拟进行研究。数值模拟采用沿流向三角形凸起模拟吸声材料的粗糙度,采用 ANSYS-Fluent 的二维模块、非结构网格和 $k-\omega$ SST 湍流模型进行计算。风洞试验在某 NF-3 低速翼型风洞中完成,采用等弦长的二维测压模型,光滑模型表面是通过在吸声材料上覆盖光滑薄膜实现的。结果表明:可以采用沿流向三角形凸起模拟吸声材料的粗糙度对升力特性的影响;吸声材料的粗糙度影响翼型的升力系数。因此,若通过吸声材料降低缝道流动噪声,需要进一步研究吸声性能好且表面比较光滑的材料/结构。

关键词: 风洞试验;吸声材料;粗糙度;多段翼型;三角形凸起模型

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

Influence of Flap Surface Roughness on the Lift of Multi-element Airfoil

Zhu Qiliang, Gao Yongwei, Ye Zhengyin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The upper surface of flap is filled with porous sound-absorbing material. The wind tunnel experiment is accomplished in NF-3 low-speed wind tunnel. The result shows that, although the noise of gap is decreased, the airfoil lift coefficient is of a larger loss. In order to determine whether the increased roughness of flap surface by porous material causes the drop of lift coefficient, and determine the applicability of numerical simulated the rough surface with a simplified model, the experiment and numerical simulation research are both applied. The triangular protrusion along the flow direction is used to simulate the roughness of absorption material. The numerical simulation is carried on the two-dimensional simulation of ANSYS Fluent with the unstructured mesh and $k-\omega$ SST turbulence model. The experiment model is two-dimensional model with the same chord length. The smooth and rough situations are achieved by filling sound-absorbing porous material in upper surface of flap and using plastic membrane to overlap it or not. The result shows that the triangular protrusion can simulate the roughness of absorption material and the roughness of sound-absorbing material indeed affect airfoil lift coefficient. Thus, further research on smooth surface of sound-absorbing material/structure is needed before using the sound-absorbing material to reduce the flow noise in gap.

Key words: wind tunnel experiment; sound-absorbing porous material; surface roughness; multi-element airfoil; triangular protrusion

0 引言

增升装置设计是现代大型飞机提高起飞重量、缩短起降滑跑距离、增强机场适应性的关键技术。增升装置通常采取多段翼型的形式,一般由前缘缝

翼、主翼和后缘襟翼组成,具有复杂的几何外形和流动机理。多段翼型气动性能的改变,主要是缝道流动和各翼面表面流动,特别是分离特性发生了改变^[1-4]。研究表明,缝道流动参数对高升力构型具有举足轻重的地位^[5]。

若缝道及襟翼表面流动中脉动速度(湍流度)和脉动压力(噪声)过大通常影响整个多段翼型附近的流场,降低多段翼型的升力系数^[6-9],因此降低噪声可能同时提高多段翼型的声学特性和气动特性。

采用多孔吸声材料被动降噪,在单段翼型降噪方面已经有了一些进展。T. Geyer 等^[10-11]通过后缘填充吸声材料的单段翼型试验,研究了翼型后缘降噪和边界层效应,结果表明吸声材料可以降低翼型后缘中低频率的脉动压力信号。E. Sarradj 等^[12]通过吸声材料翼型研究发现吸声材料可以大幅度降低低频噪声。然而,在多段翼型方面,如何利用吸声材料抑制缝道流动中的噪声,尚未见到公开报道。

单段翼型研究发现吸声材料能降低翼型后缘中低频噪声,但升力系数也降低了^[10-12]。T. Geyer 等认为吸声材料的粗糙表面可能是升力系数降低的原因,但未给出明确的结论。

目前,在模拟粗糙度的数值研究方面大致有两类做法。E. Sagol 等^[13]采用等效颗粒粗糙度的数值模拟方法模拟了模型表面粗糙度,此方法不改变模型的外形,仅通过改变程序的参数(例如表征表面粗糙程度的粗糙雷诺数 Re_k)来模拟粗糙表面的影响。田丽梅等^[14]则在模型表面布置凸包、凹坑、棱纹和沟槽等模拟表面粗糙度。虽然模型表面粗糙度对气动力影响的数值模拟研究取得了一定进展,但对于如何模拟吸声材料表面粗糙度,尚未有深入的研究。因模型参数简单且易于生成数模,本文拟采用沿流向等边三角形凸起模型模拟吸声材料的表面粗糙度。

因本文着重研究襟翼粗糙表面对翼型升力系数的影响,关于缝道中降噪研究的情况将不做详细介绍。本文首先介绍试验设备及模型(采用多孔吸声材料填充某两段翼型襟翼的上表面,以期降低缝道流动噪声,从而改善两段翼型的声学和气动性

能),并对试验结果进行分析;然后进行数值模拟,进一步分析薄膜厚度和襟翼表面粗糙度对升力特性的影响。

1 试验设备及模型

试验在某 NF-3 低速风洞进行,该风洞是直流式闭口风洞,动力为轴流式风扇,驱动电机功率为 1 120 kW。风洞配有三个可以互换的试验段。其中,翼型试验段横截面为矩形,高为 1.6 m,宽为 3.0 m,试验段长为 8.0 m;试验段最大风速为 130 m/s,湍流度为 0.045%。

试验模型为 GAW-1 两段翼型襟翼改型,襟翼弦长为 29%^[15]。模型弦长为 500 mm,钢芯木质结构,在模型展向中心剖面布置 86 个测压点(主翼上 57 个,襟翼上 29 个)。

襟翼模型结构设计要求既能填充吸声材料,又要保持襟翼的外形。因此,在模型的中段采用翼型剖面作为加强筋板,加强筋板的间隔处填充吸声材料,外面用 120 目的尼龙丝网保持外形,如图 1~图 2 所示,网格表示吸声材料和尼龙丝网。模型展向中间的加强筋板上因为要布置测压管,厚度取 10 mm,其余加强筋板厚度为 5 mm。

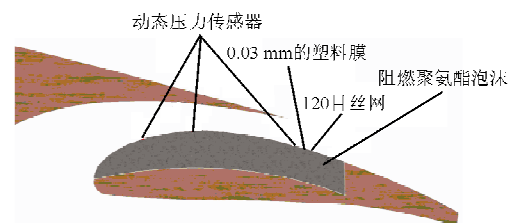


图1 填充吸声材料的襟翼

Fig. 1 Flap embedded by sound-absorbing material embedded

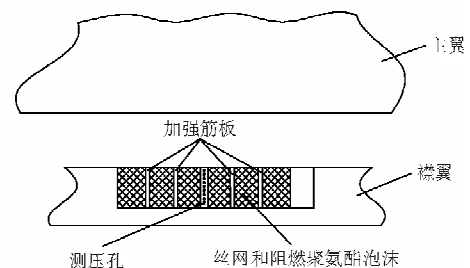


图2 填充吸声材料的襟翼俯视图

Fig. 2 Top view of flap with sound-absorbing material

试验为固定转换,ZZR 型粗糙带^[16]贴于主翼上表面 5% 的位置。试验风速为 15 m/s,对应雷诺数为 0.51×10^6 。静态压力信号由 PSI9816 电子扫描阀采集,翼型的升力系数由压力系数积分得到。

2 试验结果与分析

2.1 升力特性

首先,在襟翼吸声材料完全裸露的情况下,进行吹风试验。然后,在吸声材料表面覆盖 0.03 mm 的薄膜(模拟光滑表面),选择相同的风速、迎角和襟翼位置,再次进行试验。

选取构型襟翼偏角 $\delta_f = 10^\circ$, 搭接量 $O/L = 0$ mm, 缝宽 $G = 20$ mm, 覆盖薄膜和取掉薄膜,交替进行 7 次试验,重复性曲线如图 3 所示。

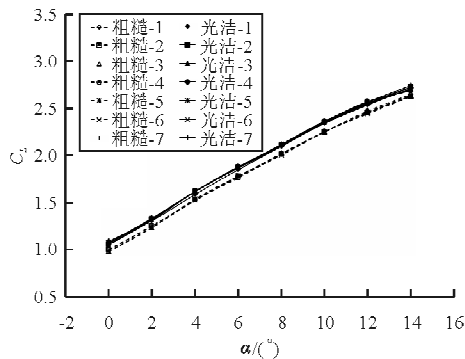


图 3 重复性试验升力系数

($\delta_f = 10^\circ, O/L = 0$ mm, $G = 20$ mm, $v = 15$ m/s)

Fig. 3 Lift coefficient of the repeatability experiment

($\delta_f = 10^\circ, O/L = 0$ mm, $G = 20$ mm, $v = 15$ m/s)

从图 3 可以看出:蒙上薄膜时翼型的升力系数比取掉薄膜时大,线性段呈平移趋势,即襟翼表面粗糙时,翼型的升力系数降低;试验结果的重复性较好,表明升力系数的变化不是试验的误差引起的。

2.2 压力分布

对于上述襟翼构型, $\alpha = 6^\circ$ 时,翼型的压力分布如图 4 所示。为了清楚地表示襟翼压力分布,襟翼 x 轴坐标沿正方向平移了 20 mm,下同。

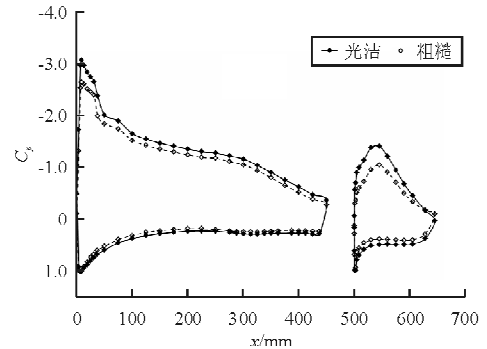


图 4 翼型的压力分布

($\delta_f = 10^\circ, O/L = 0$ mm, $G = 20$ mm, $v = 15$ m/s, $\alpha = 6^\circ$)

Fig. 4 Pressure distributions for two types of model

($\delta_f = 10^\circ, O/L = 0$ mm, $G = 20$ mm, $v = 15$ m/s, $\alpha = 6^\circ$)

从图 4 可以看出:整个翼型升力系数的降低是襟翼上翼面和主翼上翼面的负压减小造成的。

粗糙表面还会引起襟翼分离特性的变化。典型构型 $\delta_f = 40^\circ, O/L = 0$ mm, $G = 20$ mm, $\alpha = 6^\circ$ 时,翼型的压力分布如图 5 所示。在该状态下,翼型升力系数变化量 ΔC_L 为 $-0.485 81$ 。

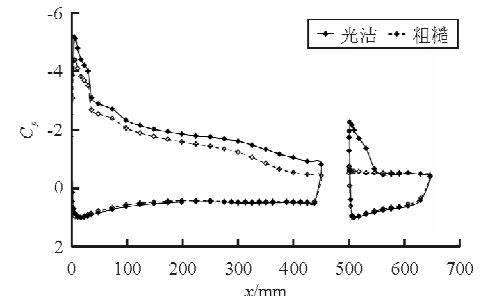


图 5 翼型的压力分布

($\delta_f = 40^\circ, O/L = 0$ mm, $G = 20$ mm, $v = 15$ m/s, $\alpha = 6^\circ$)

Fig. 5 Pressure distributions for two types of model

($\delta_f = 40^\circ, O/L = 0$ mm, $G = 20$ mm, $v = 15$ m/s, $\alpha = 6^\circ$)

从图 5 可以看出:当襟翼上表面吸声材料裸露时,即上表面比较粗糙的情况下,其流动分离提前;主翼上表面的压力也发生了较大的变化。

3 数值模拟

3.1 计算方法

数值计算采用二维定常雷诺平均不可压 N-S 方程。方程的离散采用有限体积法;无粘项采用二阶迎风格式,粘性项采用中心差分格式,速度压力

耦合采用高精度格式。湍流模型采用 $k-\omega$ SST 模型^[17]。

3.2 计算模型及网格

计算采用与风洞试验一致的襟翼修型两段翼型模型。根据文献[18-20]确定 120 目丝网的厚度 F_t 约为 0.1 mm(如图 6 所示^[18])。本文选取易于生成的沿流向等边三角形凸起模型模拟襟翼表面粗糙度,如图 7 所示。等边三角凸起模型高度与试验用丝网的厚度 F_t 一致。



图 6 丝网的厚度

Fig. 6 The thickness of silk screen

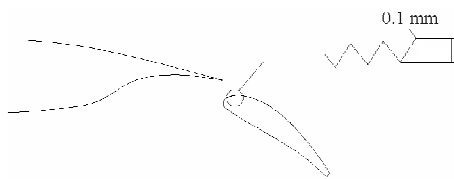
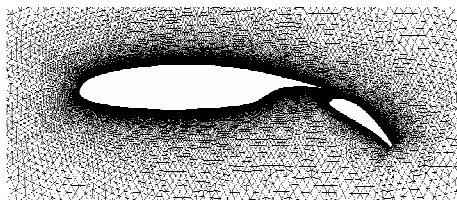


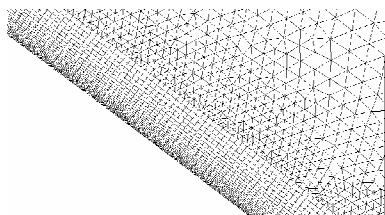
图 7 襟翼粗糙表面的计算模型

Fig. 7 Computation model of rough surface flap

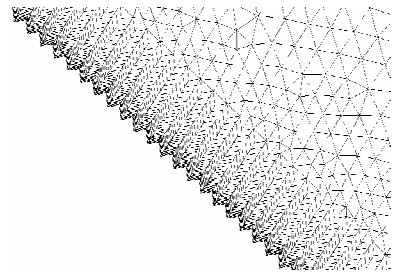
计算网格如图 8(a)所示,计算区域设置为:上下左右边界均取 25 倍翼型弦长的长度,网格数量为 1.1×10^6 。光洁表面和粗糙表面网格分别如图 8(b)~图 8(c)所示。边界层网格层数为 25 层,首层厚度为 0.005 7 mm,增长因子为 1.1。



(a) 模型附近的网格



(b) 光洁表面的网格



(c) 粗糙表面的网格

图 8 计算网格示意图

Fig. 8 Computation mesh used for simulation

进口条件设置为速度入口边界条件,使用均匀的自由来流速度;出口条件设为零梯度的压力出口边界;翼型表面采用无滑移无穿透的壁面边界条件。

3.3 计算结果可靠性

计算状态:来流速度 $v = 15$ m/s,构型 $\delta_f = 10^\circ$, $O/L = 0$ mm, $G = 20$ mm,以翼型弦长为参考长度的雷诺数 $Re = 0.515 \times 10^6$,迎角 α 为 $-4^\circ \sim 18^\circ$ 。在上述状态下, Y_{plus} 值约为 0.6。

粗糙表面计算与试验的升力曲线对比如图 9 所示,其结果符合良好,升力曲线的线性段趋势一致。

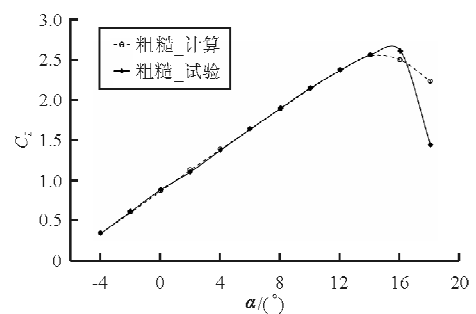


图 9 粗糙表面计算和试验升力系数对比

Fig. 9 Comparison of lift coefficient distribution with rough flap between the computation and experiment

对应襟翼缝道构型,迎角 $\alpha = 6^\circ$ 条件下,计算和试验压力分布如图 10 所示。计算结果和试验值基本吻合,表明采用本文的计算方法模拟升力系数是可行的。

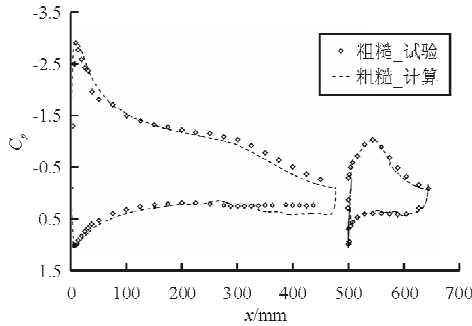


图 10 粗糙表面计算和试验升力压力系数对比
Fig. 10 Comparison of pressure coefficient distribution with rough flap between the computation and experiment

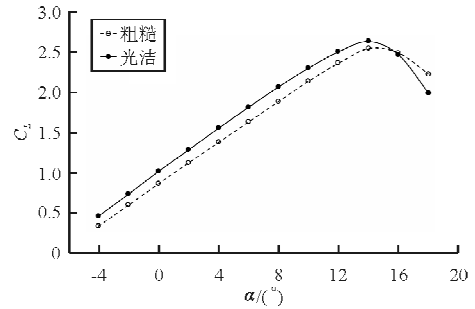


图 12 光洁与粗糙表面计算升力系数对比
($\delta_f=10^\circ, O/L=0 \text{ mm}, G=20 \text{ mm}, v=15 \text{ m/s}$)
Fig. 12 Comparison of lift coefficient distribution with smooth flap and rough flap($\delta_f=10^\circ, O/L=0 \text{ mm}, G=20 \text{ mm}, v=15 \text{ m/s}$)

4 计算结果分析

4.1 薄膜厚度的影响

在试验过程中采用吸声材料表面覆盖薄膜模拟光滑表面时,除了使模型表面光洁外,还减少了缝道的宽度。为了研究薄膜厚度的影响,本文进行襟翼加厚与未加厚情况的数值模拟,计算结果如图 11 所示。

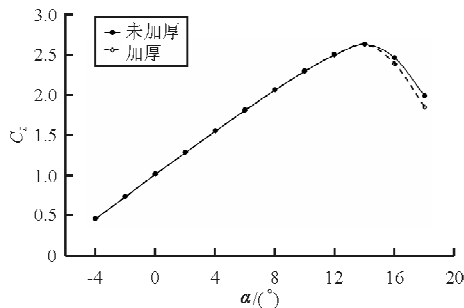


图 11 光洁表面和加厚时计算升力系数对比
($\delta_f=10^\circ, O/L=0 \text{ mm}, G=20 \text{ mm}, v=15 \text{ m/s}$)
Fig. 11 Comparison of lift coefficient distribution with smooth flap and thickening flap($\delta_f=10^\circ, O/L=0 \text{ mm}, G=20 \text{ mm}, v=15 \text{ m/s}$)

从图 11 可以看出:在吸声材料表面覆盖 0.03 mm 的薄膜与不加厚且表面光洁的情况下,翼型升力系数的线性段完全重合,因此 0.03 mm 的厚度变化不影响翼型的升力系数。

4.2 升力特性

在相同的计算条件下,襟翼上表面分别为光洁和粗糙时,数值模拟结果的对比如图 12 所示。

从图 12 可以看出:与襟翼光洁表面情况下翼型的升力系数比较,粗糙表面情况下翼型升力系数的线性段明显降低,这与风洞试验结果完全一致。数值模拟中,唯一的区别是襟翼上表面粗糙或光洁,因此襟翼上表面较大的粗糙度是影响整个翼型升力系数的主要原因。

5 结论

(1) 压力分布与升力系数曲线均吻合良好,表明采用沿流向三角形凸起简易模型模拟结构复杂的吸声材料表面粗糙度对多段翼型升力特性影响是可行的。

(2) 吸声材料造成的粗糙襟翼表面不仅影响襟翼表面的流动,还影响主翼表面的流动,使得主翼与襟翼上翼面负压均减少。因此,粗糙的襟翼表面是降低两段翼型升力系数的主要因素。

(3) 吸声材料表面覆盖 0.03 mm 的光滑薄膜模拟光滑表面,虽然使襟翼厚度增大,缝道宽度减少,但数值模拟的结果表明,0.03 mm 的厚度变化并不影响翼型的气动性能。

(4) 为了提高增升装置的声学性能,在被动降噪方面,还需要进一步提高吸声材料/结构表面的光滑程度。

(5) 在风洞试验准备阶段应重视襟翼模型的加工质量,并且在试验过程中及时清理襟翼表面。

参考文献

[1] Braden J A, Whipkey R R, Jones G S, et al. Experimental study of separating confluent boundary-layer [R]. NASA

- Contractor Report 3655, 1983.
- [2] Nakayama A, Kreplin H P, Morgan H L. Experimental investigation of flow-field about a multi-element airfoil[J]. AIAA Journal, 1990, 28(1): 14-21.
- [3] Valarezo W O, Dominik C J, McGhee R J, et al. Multi-element airfoil optimization for maximum lift at high Reynolds numbers[J]. AIAA-91-969, 1991.
- [4] Landman D, Britcher C. Experimental optimization methods for multi-element airfoils[J]. AIAA-96-2264, 1996.
- [5] 周瑞兴, 高永卫, 肖春生, 等. 襟翼缝道对多段翼型气动特性影响的实验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2002, 16(4): 7-12.
Zhou Ruixing, Gao Yongwei, Xiao Chunsheng, et al. Investigation of effect of flap gap on multi-element airfoil aerodynamical characters[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2002, 16(4): 7-12. (in Chinese)
- [6] 张弓. 多段翼型缝道流动的相似准则研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
Zhang Gong. Research of similar criterions on multi-element airfoil gap flow[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [7] 魏闯. 特种部件在多段翼型上的应用研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2011.
Wei Chuang. Application of special parts on a multi-element airfoil[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2011. (in Chinese)
- [8] 高永卫, 朱奇亮, 罗凯. 缝道流动的脉动参数对多段翼型升力特性的影响[J]. 实验流体力学, 2012, 26(6): 15-18.
Gao Yongwei, Zhu Qiliang, Luo Kai. The influence of dynamic parameters of gap flow on lift characteristics of a multi-element airfoil[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(6): 15-18. (in Chinese)
- [9] 朱奇亮, 高永卫, 叶正寅. 不同声激励方式对多段翼型升力特性的影响[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2): 232-236.
Zhu Qiliang, Gao Yongwei, Ye Zhengyin. Influence of the different acoustic excitations on lift characteristic of a multi-element airfoil[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(2): 232-236. (in Chinese)
- [10] Geyer T, Sarradj E, Fritzsche C. Measurement of the noise generation at the trailing edge of porous airfoils[J]. Experiments in Fluids, 2010, 48(2): 291-308.
- [11] Geyer T, Sarradj E, Fritzsche C. Porous airfoils; noise reduction and boundary layer effects[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2010, 9(6): 787-820.
- [12] Sarradj E, Geyer T. Noise generation by porous airfoils [C]. AIAA-2007-3719, 2007.
- [13] Sagol E, Reggio M, Ilinca A. Issues concerning roughness on wind turbine blades[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2013, 23(C): 514-525.
- [14] 田丽梅, 任露泉, 刘庆平, 等. 仿生非光滑旋成体表面减阻特性数值模拟[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2006, 36(6): 908-913.
Tian Limei, Ren Luquan, Liu Qingping, et al. Numerical simulation on drag reduction characteristic around bodies of revolution with bionic non-smooth surface[J]. Journal of Jilin University: Engineering and Technology Edition, 2006, 36(6): 908-913. (in Chinese)
- [15] Wents W H, Jr, Seetbaram H C. Development of a fowler flap system for a high performance general aviation airfoil [R]. NASA CR-2443, 1974.
- [16] 魏闯, 高永卫, 肖春生. 风力机翼型风洞实验中粗糙带形式的选择研究[J]. 风机技术, 2013(4): 23-26.
Wei Chuang, Gao Yongwei, Xiao Chunsheng. Selection and research on transition tape in wind-turbine airfoil section wind tunnel experiment [J]. Compressor Blower & Fan Technology, 2013(4): 23-26. (in Chinese)
- [17] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1606.
- [18] 李飞. 丝网印刷工艺与参数研究[D]. 无锡: 江南大学, 2007.
Li Fei. Research of screen-printing processing and parameters-research of fine screen-printing[D]. Wuxi: Southern Yangtze University, 2007. (in Chinese)
- [19] 李婧伟. 精细丝网印刷技术研究[D]. 无锡: 江南大学, 2009.
Li Jingwei. The technology research of fine screen-printing [D]. Wuxi: Jiangnan University, 2009. (in Chinese)
- [20] 王永生. 丝网印刷工艺参数的确定[J]. 印刷世界, 2005, 9(12): 34-36.
Wang Yongsheng. Determine the screen printing process parameters[J]. Print World, 2005, 9(12): 34-36. (in Chinese)

作者简介:

朱奇亮(1982—),男,博士研究生。主要研究方向:实验流体力学、设计空气动力学。

高永卫(1968—),男,教授。主要研究方向:实验流体力学、设计空气动力学。

叶正寅(1962—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:计算流体力学、气动弹性力学、飞行器气动布局设计。

(编辑:赵毓梅)