

文章编号: 1672-9897(2013)04-0001-06

翼型加装格尼襟翼的低雷诺数气动特性实验研究

崔 钊, 李建波, 赵 洪

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘要: 为了研究低雷诺数下格尼襟翼对翼型气动特性的影响, 通过风洞试验研究了 Eppler387 翼型加装 0.5%~5.0% 弦长高度格尼襟翼后的气动特性变化, 试验雷诺数 $1.49 \times 10^5 \sim 2.31 \times 10^5$ 。试验结果表明: 低雷诺数下 Eppler387 翼型加装格尼襟翼后, 升力系数和力矩系数明显增大, 襟翼高度大于 2% 弦长时阻力系数显著增大。格尼襟翼在高升力系数下能够起到增大升阻比的作用, 适用于微小型飞行器工作在大载荷状态, 而 0.5% 弦长高度的襟翼还能够兼顾中小升力系数下的气动效率, 同样适合于微小型飞行器在巡航状态使用。与原翼型相比, 加装襟翼后最大升阻比对应的迎角提前, 随襟翼高度的增加, 翼型升阻比曲线峰值变得不再突出。

关键词: 格尼襟翼; 低雷诺数; 翼型; 气动特性; 升阻比

中图分类号: V211.4 **文献标识码:** A

Experimental study on aerodynamic characteristics of airfoil equipped with Gurney flaps at low Reynolds numbers

CUI Zhao, LI Jian-bo, ZHAO Hong

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the aerodynamic characteristics of airfoil equipped with Gurney flap at low Reynolds numbers, Eppler387 airfoil is equipped with 0.5%~5.0% chord height Gurney flap for wind tunnel test. The Reynolds numbers in the test are from 1.49×10^5 to 2.31×10^5 . The results suggest that lift coefficient and moment coefficient of Eppler387 airfoil equipped with Gurney flap are improved significantly at low Reynolds numbers. Drag coefficient is also improved when the flap is higher than 2% chord. Lift-to-drag ratio is improved when lift coefficient is high, so that Gurney flaps is suitable for MAV or small aircraft with heavy payload. 0.5% chord height Gurney flap is also suitable for cruise, since it has better aerodynamic efficiency at low lift coefficient at the same time. Compared with clean airfoil, the angle corresponding to the highest lift-to-drag ratio becomes smaller with the effect of Gurney flaps. When Gurney flaps are higher, the curves of lift-to-drag ratio become smoother.

Key words: Gurney flap; low Reynolds number; airfoil; aerodynamic characteristics; lift-to-drag ratio

0 引 言

格尼襟翼(Gurney flap, 简称 GF)是一种固定于翼型后缘的微型翼型增升装置, 通常垂直于翼型弦线安装, 高度不超过 5% 弦长, 增升显著且构造简单。最初由 Don Gurney 应用在赛车前部的定风翼上, 以加大赛车的抓地力, 提高弯道性能。而后格尼襟翼在航空领域引起了极大关注, Liebeck^[1]、Jang^[2]、Storms^[3] 和 Myose^[4-5] 等人相继通过试验和数值计算

等手段对格尼襟翼的增升原理和作用效果进行了研究。李亚臣等人^[6-7]对翼型加装格尼襟翼的气动特性进行了深入的实验研究, 并通过 PIV 技术实现了绕格尼襟翼的流场显示, 揭示其流场特性和增升机理。

以上研究主要针对格尼襟翼的常规雷诺数特性进行研究。关于 10^5 量级低雷诺数下格尼襟翼气动特性的研究, 具有代表性的是 Giguere^[8] 的研究。Giguere 等人在雷诺数为 $1.50 \times 10^5 \sim 3.75 \times 10^5$ 时, 进行了 LA203A 和 Gottingen797 翼型加装格尼襟翼

收稿日期: 2012-06-08; 修订日期: 2013-01-15

基金项目: 国家“863”计划(2011AA7052002); 江苏省研究生培养创新工程(CX10B_104Z)

的风洞试验研究,襟翼高度为0.5%~5.0%弦长。对于两种翼型,在 2.5×10^5 雷诺数下,0.5%弦长高度的格尼襟翼在中高升力系数下均起到了减阻作用,在失速迎角前均能提高翼型的升阻比。通过对比两种翼型及其格尼襟翼的作用效果,表明通过在一些普通翼型上增加合适高度的格尼襟翼,能够提高它的气动性能,并使其与那些设计先进的高性能翼型相媲美。关于格尼襟翼最优高度的研究则表明,襟翼只有浸没在边界层中才能提高翼型的效率,即最大高度不应超过原翼型后缘下表面边界层的厚度。Selig^[9]等对S2091翼型加装0.6%、1.2%和2.6%弦长高度的格尼襟翼进行了低速风洞试验,试验雷诺数为 $0.6 \times 10^5 \sim 3.0 \times 10^5$ 。试验表明,相比原翼型,加装襟翼后翼型的升力系数显著提高,在中高升力系数下阻力系数有所降低,其中0.6%弦长高度的襟翼,在中小迎角下均能取得比原翼型更大的升阻比。Brown^[10]等采用三分量天平测量了加装高度为2.6%~7.1%弦长格尼襟翼的翼型气动特性,试验雷诺数为 $0.42 \times 10^5 \sim 1.60 \times 10^5$ 。在失速之前,当襟翼高度小于后缘边界层时,相比原翼型,格尼襟翼的阻力增量不超过20%;当襟翼高度为90%的边界层高度时,翼型能取得最大升阻比。据此提出了最优襟翼高度的简化半经验方法,该方法基于来流速度和翼型弦长确定边界层厚度,并以翼型后缘边界层厚度的90%作为襟翼高度的上限。Colman^[11]通过风洞试验研究了低雷诺数翼型HQ-417加装格尼襟翼的气动特性,襟翼高度从1.0%~2.5%弦长,试验雷诺数为 3.5×10^5 。加装格尼襟翼后,翼型的最大升力系数显著增大,1%弦长高度的襟翼使翼型最大升力系数提高了20%。翼型升力线斜率也随襟翼高度的增加略有增大。翼型最大升阻比对应的迎角随襟翼高度增加而减小,随襟翼高度大致呈现出左移的趋势;在迎角小于 7° 时,1%弦长高度的襟翼取得的升阻比最大,相比原翼型提高了6.6%。总的来说,格尼襟翼使升力系数曲线向左上方移动。该文还指出结合使用前缘增升装置,能够使升力系数曲线向右上方移动。

另外,格尼襟翼的流场显示,尤其是流场特性的PIV研究大多是在低雷诺数下进行。Neuhart^[12]在雷诺数为 0.086×10^5 的条件下进行了水洞试验研究,通过流动显示技术研究了格尼襟翼后的流场结构,表明格尼襟翼使翼型后缘尾迹向下偏转。对于NACA0012翼型,在 3.5° 迎角前格尼襟翼推迟了翼型上表面的分离,并且随着襟翼高度的增加分离点越加靠后。Gerontakos和Lee^[13]在雷诺数为 5.4×10^4

的条件下,采用PIV技术研究了NACA0012翼型加装2.5%和5.0%弦长高度的(正、反装)格尼襟翼的动态流场结构特性,同时也进行了表面压力和载荷测量。对翼型瞬时速度场和涡量场的研究表明,格尼襟翼显著增大了翼型的动态升力系数和低头力矩系数。加装格尼襟翼后在翼型振荡过程中,出现了前缘涡的形成和分离现象,这是与无襟翼翼型不同的。Troolin^[14]等人采用TRPIV(Time Resolved Particle Image Velocimetry)技术,在雷诺数为 2.0×10^5 的条件下,对格尼襟翼后的尾迹结构的演化过程进行了研究,观察到涡脱落模式,分别为格尼襟翼后的卡门涡街和襟翼迎风面脱落出的涡,二者相互作用并最终融合,而后者对尾迹的影响也是格尼襟翼增升作用的重要原因。Lee^[15]等针对雷诺数为 5.4×10^4 ,展弦比为2.6的一段机翼,加装12%弦长高度的多孔格尼襟翼的流场特性进行了PIV试验研究,测量了瞬时和时均的涡量和速度场。研究表明,小雷诺数下相比无襟翼翼型,格尼襟翼使翼型后的尾迹宽度和非定常性增加;而多孔襟翼由于小孔的射流作用使格尼襟翼后的涡脱落效应被抑制,湍流强度变小,相比无孔襟翼,其尾迹变得狭窄,翼型的有效弯度变小,襟翼迎风面的增压效果变弱,相应的阻力小于无孔襟翼。

综上所述,关于格尼襟翼常规雷诺数特性的研究已大量开展,但相对而言,在10万量级雷诺数下,格尼襟翼特性的研究目前还比较少。由于格尼襟翼对不同翼型的作用效果存在显著差异^[16],因此对常用低雷诺数翼型加装格尼襟翼的气动力特性还有待进一步深入研究。为此,针对典型低雷诺数翼型Eppler387加装格尼襟翼的气动力特性,开展了低雷诺数下的风洞测力试验研究。由于微型飞行器有效升力面积小,载荷能力不足,格尼襟翼结构简单、重量轻且增升显著,在低雷诺数下对微型和小型飞行器载荷能力的提高,能够发挥重要作用。该研究结果能够使用该翼型的微小型飞行器、超高空太阳能飞机以及超高空螺旋桨的增升设计提供参考。

1 试验模型与设备

1.1 试验模型

试验段模型为展弦比为5的一段平直机翼,翼型为Eppler387,模型展长为1000mm,弦长为200mm。直径为600mm的有机玻璃端板固定在翼型两端,用以消除翼型两端气流的三维效应。

格尼襟翼采用铝合金冲压成型,壁厚为0.9mm,采用激光线切割剪裁成不同的襟翼高度,分别为弦长

的 0.5%、1.0%、2.0%、3.0%、4.0%、5.0%。试验中用超薄双面胶固定于翼型后缘下表面。格尼襟翼垂直于翼型下表面安装,见图 1。

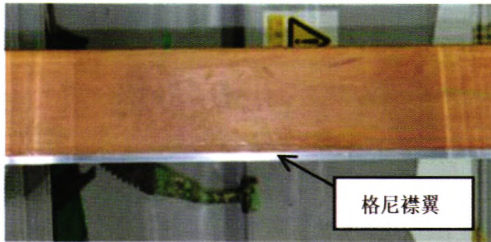
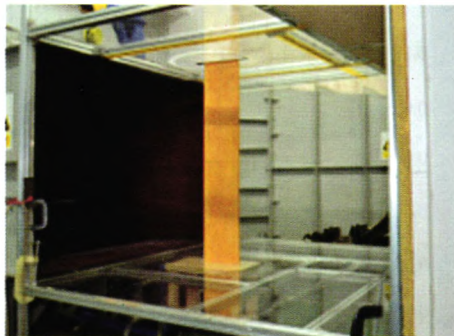
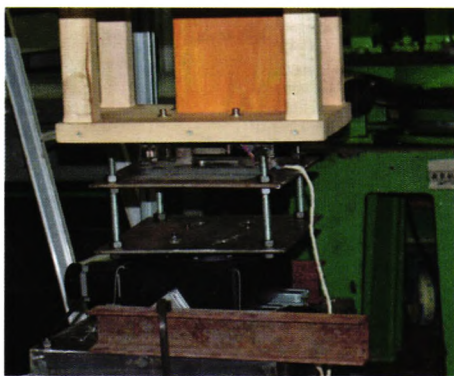


图 1 格尼襟翼
Fig. 1 Gurney flap

翼型跨整个风洞试验段竖直安装,水平布置的两块有机玻璃壁板从风洞上下壁面延伸出来,形成沿模型展向方向上的封闭,以保证气流的二维特性。翼型下端通过木架支座与天平连接,天平底面连接的高精度转台实现迎角变化,转台旋转中心与翼型 1/4 弦线重合。试验模型的安装如图 2 所示。



(a) 翼型试验段



(b) 转台、天平和台架
图 2 试验模型安装

Fig. 2 Test model installation

1.2 试验风洞

格尼襟翼吹风试验在南京航空航天大学 1m 级风洞中进行。该风洞是南航自行设计建造的低湍流度、低噪声的低速回流风洞,开口试验段长 1.7m,宽 1.5m,高 1.0m。最大风速 35m/s,最小稳定风速 3m/s,湍流度小于 0.07%,俯仰方向和偏航方向气流偏角均小于 0.5°。

1.3 测试系统

测力天平采用南京航空航天大学研制的高精度盒式六分量天平,该天平精度高、量程大、元件干扰小。该天平各测量元的量程及测量精度与准度见表 1。

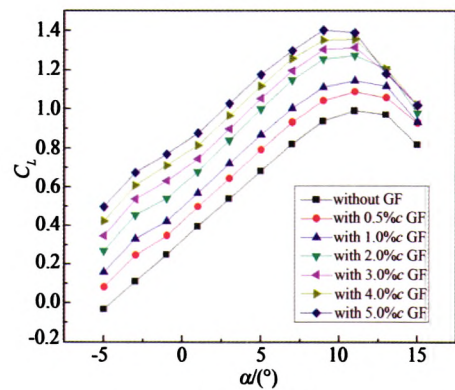
表 1 试验天平参数

Table 1 Parameters of the balance used in test			
天平参数	载荷范围	测量精度/%	测量准度/%
阻力/kg	15.0		
升力/kg	50.0		
侧向力/kg	15.0	1.00~2.00	4.00~5.00
滚转力矩/(kg·m)	3.0		
航向力矩/(kg·m)	3.0		
俯仰力矩/(kg·m)	8.0		

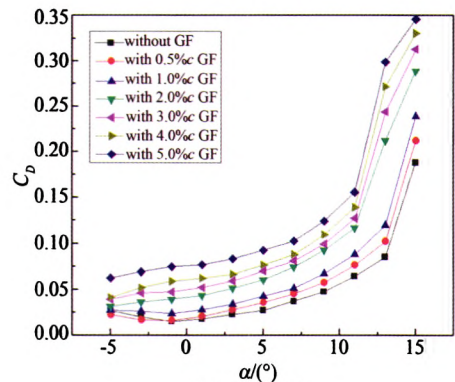
2 试验结果与分析

试验风速分别为 11、13、15 和 17m/s,对应的弦向雷诺数分别为 1.49×10^5 、 1.77×10^5 、 2.04×10^5 和 2.31×10^5 。由于大迎角下模型后缘气流分离形成非定常的气动载荷,因此为避免模型振动对试验精度造成不利影响,翼型测力试验的迎角范围定为 $-5^\circ \sim 15^\circ$,另外 3%~5%弦长高度的襟翼由于气动载荷相应增加,迎角范围定为 $-5^\circ \sim 11^\circ$ 。

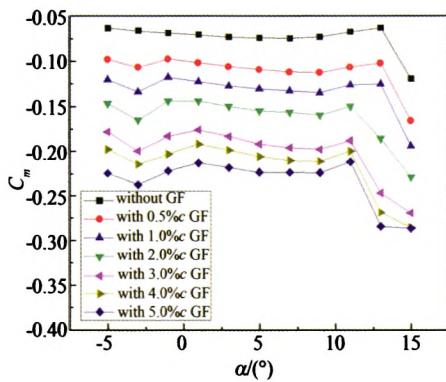
图 3 为 1.49×10^5 雷诺数下,Eppler387 翼型加装不同高度格尼襟翼后,气动力系数随迎角的变化曲线。加装格尼襟翼后,翼型失速前各个迎角下的升力系数均增大,且随襟翼高度增加而增大。升力线斜率



(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 力矩系数

图3 雷诺数为 1.49×10^5 时的翼型气动系数Fig. 3 Aerodynamic force coefficient at $Re=1.49 \times 10^5$

基本保持不变,最大升力系数随襟翼高度增加而增大,零升迎角随襟翼高度增加减小,翼型失速迎角略有减小,即升力曲线随襟翼高度增加而上移和左移。这与常规雷诺数下格尼襟翼的相关实验结论一致。

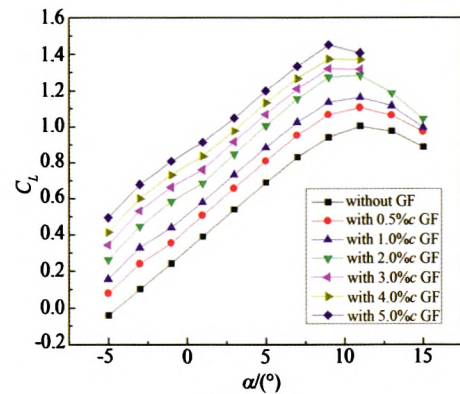
如图3(b)所示,阻力系数曲线大致呈现出向上平移的趋势,相比原翼型,0.5%和1%弦长高度襟翼的阻力系数增加幅度较小,2%弦长高度的襟翼,其阻力系数开始显著增加。从阻力系数曲线上也能看到阻力发散迎角在襟翼高度大于2%弦长后,减小了约 2° 。图3(c)中力矩系数参考点为距前缘1/4弦线处,力矩系数曲线表明格尼襟翼增大了翼型的低头力矩系数,襟翼越高低头力矩越大,这将对加装了格尼襟翼后飞行器的操纵性和稳定性产生影响。

图4为 2.04×10^5 雷诺数下格尼襟翼对翼型气动特性的影响,与图3体现的趋势基本一致。

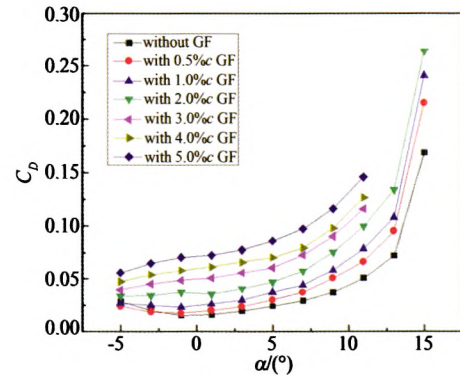
图5为不同雷诺数下翼型最大升力系数增量随襟翼高度的变化曲线。相比原翼型,0.5%~5.0%弦长高度襟翼对应的最大升力系数的增量分别为9.8%、15.8%、28.6%、33.0%、37.0%和40.5%,在襟翼高度小于2%弦长时,增大较快。图5表明随雷诺数变化,最大升力系数增量变化很小,这主要是由于试验中雷诺数变化范围较小,因此关于雷诺数对格尼襟翼特性的影响,还需要在较大雷诺数范围内进行研究。

图6为不同雷诺数时,相同升力系数下的升阻比曲线。升力系数小于0.9时,仅有0.5%弦长高度的襟翼能够取得与原翼型几乎相同的升阻比,随襟翼高度增大,升阻比降低。升力系数大于1.0后,加装襟翼均能增大翼型的升阻比,且随襟翼高度增加升阻比增大。因此,对于Eppler387翼型,格尼襟翼在高升力系数下能够起到增升减阻效果,适合于微小型飞行器的重载状态应用。另外,就该试验研究所涉及的襟翼高度,显然0.5%弦长高度的襟翼能够兼顾中小升

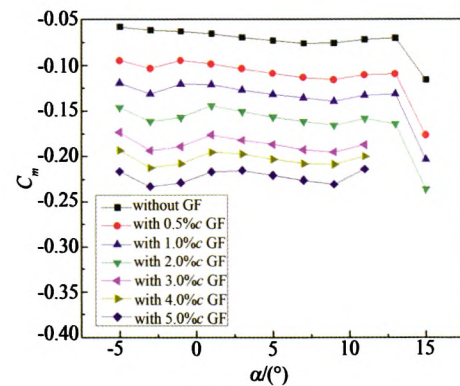
力系数下的气动效率,最适合于微小型飞行器的常规巡航状态应用。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 力矩系数

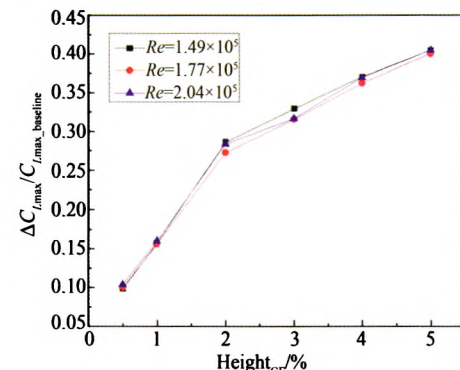
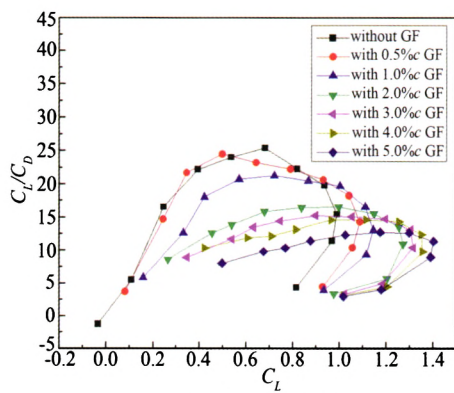
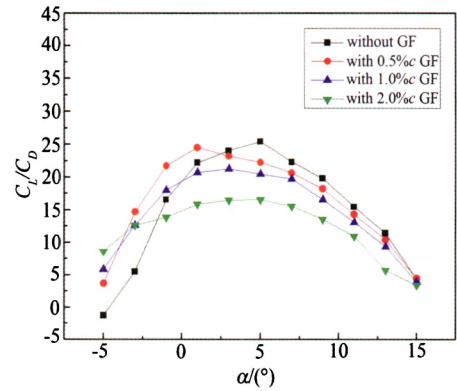
图4 雷诺数为 2.04×10^5 时的翼型气动系数Fig. 4 Aerodynamic force coefficient at $Re=2.04 \times 10^5$ 

图5 不同雷诺数下最大升力系数增量曲线

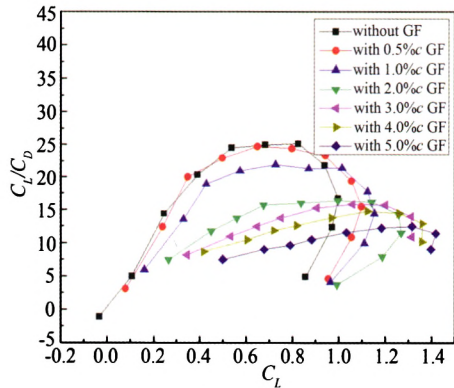
Fig. 5 Increment of lift coefficient at different Reynolds numbers



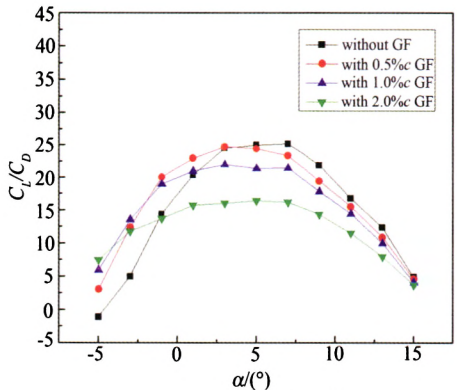
(a) $Re=1.49 \times 10^5$



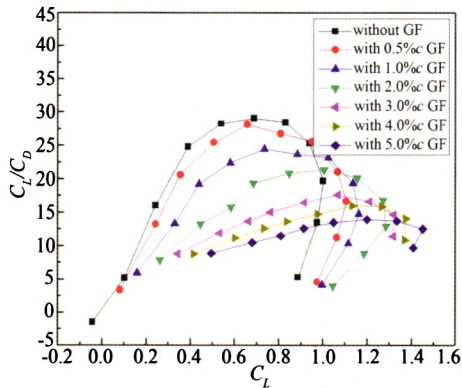
(a) $Re=1.49 \times 10^5$



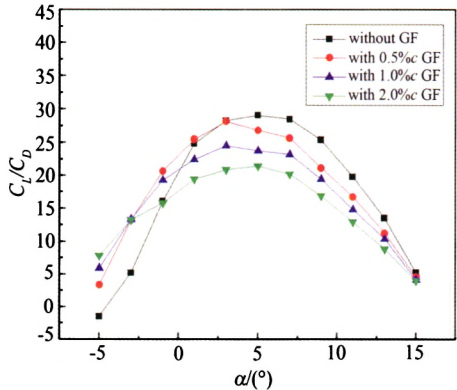
(b) $Re=1.77 \times 10^5$



(b) $Re=1.77 \times 10^5$



(c) $Re=2.04 \times 10^5$



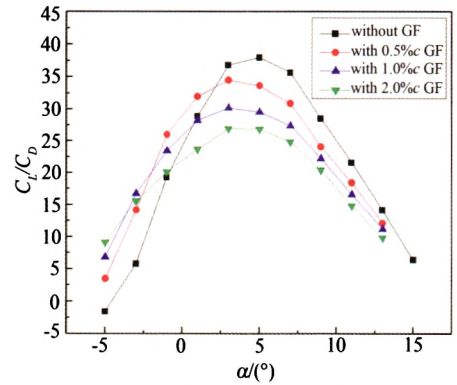
(c) $Re=2.04 \times 10^5$

图 6 不同雷诺数下升阻比随升力系数的变化曲线

Fig. 6 Lift to drag ratio vs lift coefficient at different Reynolds numbers

图 7 为不同雷诺数时,不同迎角下的翼型升阻比曲线。由于图 6 中的趋势已表明 3%~5%弦长高度襟翼显著降低了翼型的升阻效率,故图 7 中仅比较 0.5%~2%弦长高度的襟翼。

图 7 中不同雷诺数下,加装襟翼后的翼型最大升阻比均小于原翼型。不同高度的襟翼比较,0.5%弦长高度的襟翼能够取得最佳的升阻比。在 2°迎角前,0.5%弦长高度的襟翼,升阻比要大于原翼型;而 1%弦长高度的襟翼则在迎角小于 0.5°时能够取得大于原翼型的升阻比;2%弦长的襟翼取得更大升阻比对应的迎角则降低为-1°。与原翼型相比,加装襟



(d) $Re=2.31 \times 10^5$

图 7 不同雷诺数下的翼型升阻比曲线

Fig. 7 Lift-to-drag ratio curves at different Reynolds numbers

翼后的最大升阻比对应的迎角提前,随襟翼高度的增加,翼型升阻比峰值变得不再突出,因此格尼襟翼改变了原翼型的最佳工作迎角。

3 结论

(1) 低雷诺数下 Eppler387 翼型加装不同高度的格尼襟翼后,翼型的升力系数均增大,且随襟翼高度增加而增大。升力线斜率基本保持不变,最大升力系数随襟翼高度增加而增大,零升迎角随襟翼高度增加而减小,翼型失速迎角略有减小。阻力系数曲线大致呈现出向上平移的趋势,相比原翼型,0.5%和1%弦长高度襟翼的阻力系数增加幅度较小,2%弦长高度的襟翼,其阻力系数开始显著增加。力矩系数曲线表明格尼襟翼增大了翼型的低头力矩系数,襟翼越高低头力矩越大;

(2) 不同雷诺数下,升力系数小于 0.9 时,仅有 0.5%弦长高度的襟翼能够取得与原翼型几乎相同的升阻比,随襟翼高度增大,升阻比降低。升力系数大于 1.0 后,加装襟翼均能增大翼型的升阻比,且随襟翼高度增加升阻比增大。因此,对于 Eppler387 翼型,格尼襟翼在高升力系数下能够起到增升减阻效果,适合于微小型飞行器应用于大载荷状态下。另外,就该试验研究所涉及的襟翼高度,显然 0.5%弦长高度的襟翼能够兼顾中小升力系数下的气动效率,最适合微小型飞行器的常规巡航状态应用;

(3) 不同雷诺数下,加装襟翼后的翼型最大升阻比均小于原翼型。不同高度的襟翼比较,0.5%弦长高度的襟翼能够取得更佳的升阻比。与原翼型相比,加装襟翼后的最大升阻比对应的迎角提前,随襟翼高度的增加,翼型升阻比峰值变得不再突出,因此格尼襟翼改变了原翼型的最佳工作迎角。由于翼型边界层随雷诺数变化呈现出不同的特性,格尼襟翼主要作为一种边界层内增升装置,雷诺数能否显著影响其气动力和流场特性,以及在不同雷诺数范围内格尼襟翼的适用准则仍然是一个值得研究的课题。

致谢:该试验研究过程中,南航空气动力系低速风洞实验室的史志伟老师、耿玺博士、魏德宸硕士、杜海硕士等给予了大力的支持和帮助,作者在此表达由衷的感谢。

参考文献:

[1] LIEBECK R H. Design of subsonic airfoils for high lift [J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(9): 547-561.

- [2] JANG C S, ROSS J C, CUMMINGS R M. Computational evaluation of an airfoil with a Gurney flap[R]. AIAA 92-2708, 1992.
- [3] STORMS B L, JANG C S. Lift enhancement of an airfoil using a Gurney flap and vortex generators[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(3): 542-547.
- [4] MYOSE R, HERON I, PAPADAKIS M. The effect of Gurney flaps on a NACA 0011 airfoil[R]. AIAA 96-0059, 1996.
- [5] MYOSE R, HERON I, PAPADAKIS M. The post-stall effect of Gurney flaps on a NACA 0011 airfoil[C]. SAE Conference, Dayton, 1996.
- [6] LI Y C, WANG J J, ZHANG P F. Effect of Gurney flaps on a NACA0012 airfoil[J]. Flow Turbul Combust, 2002, 68(1): 27-39.
- [7] 李亚臣,王晋军,张攀峰. 平板/锯齿型 Gurney 襟翼对 NACA0012 翼型增升实验研究[J]. 航空学报, 2003, 24(2): 119-123.
- [8] GIGUERE P, LEMAY J, DUMAS G. Gurney flap effects and scaling for low speed airfoils[R]. AIAA 95-1881, 1995.
- [9] SELIG M, DONOVAN J, FRASER D. Airfoils at low speeds[M]. SoarTech 8, SoarTech Publications, 1504 North Horseshoe Circle, Virginia Beach, VA, 23451, 1989.
- [10] BROWN L Filippone. Aerofoil at low speeds with Gurney flaps[J]. Aeronautical Journal, 2003, 107(1075): 539-546.
- [11] COLMAN J, MARANON Di Leo J, DELNERO J, et al. Lift and drag coefficients behavior at low Reynolds number in an airfoil with miniflaps Gurney submitted to a turbulent flow-part 2[J]. Latin American Applied Research, 2010, 40: 75-80.
- [12] NEUHART D H, PENDERGRAFT O C. A water tunnel study of Gurney flaps[R]. NASA Technical Memorandum 4071, 1988.
- [13] GERONTAKOS P, LEE T. Particle image velocimetry investigation of flow over unsteady airfoil with trailing-edge strip[J]. Exp Fluids, 2008, 44: 539-556.
- [14] TROOLIN D, LONGMIRE E, LAI W. Time resolved PIV analysis of flow over a NACA 0015 airfoil with Gurney flap[J]. Exp Fluids, 2006, 41: 241-254.
- [15] LEE T, KO L. PIV investigation of flowfield behind perforated Gurney-type flaps[J]. Exp Fluids, 2009, 46: 1005-1019.
- [16] 李亚臣,王晋军. GURNEY FLAP 增升研究综述[J]. 航空学报, 2000, 21(4): 380-382.

作者简介:



崔 钊(1983-),男,陕西富平人,博士研究生。研究方向:直升机旋翼动力学设计、直升机总体设计、旋翼空气动力学。通讯地址:南京航空航天大学直升机系(210016),联系电话:13913038579, E-mail: hawkc@nuaa.edu.cn