

小展弦比机翼加装格尼襟翼的 低雷诺数试验

崔 钊, 李建波, 赵 洪

(南京航空航天大学 航空宇航学院 直升机旋翼动力学重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 通过风洞试验研究了在低雷诺数下加装格尼襟翼的小展弦比机翼气动特性, 机翼展弦比为 1.67, 格尼襟翼为 1%~4% 弦长高度, 试验雷诺数分别为 2.0×10^5 和 5.0×10^5 . 天平测力和表面测压的试验结果表明: 低雷诺数下小展弦比机翼加装一定高度的格尼襟翼后, 升力系数明显提高, 加装 1% 弦长高度的格尼襟翼还能够提高机翼的升阻比. 这是因为在试验雷诺数下, 合适高度的襟翼在提高了机翼升力的同时并未显著增大机翼阻力. 对比不同试验雷诺数下格尼襟翼的作用效果, 表明格尼襟翼能够减少低雷诺数气流分离的不利影响, 并且在较小的雷诺数下这种作用更加显著. 关于格尼襟翼对低雷诺数层流分离现象的影响, 还需要通过细致的流场显示技术进行研究.

关 键 词: 格尼襟翼; 风洞试验; 低雷诺数; 小展弦比; 气动特性

中图分类号: V211.41

文献标志码: A

Test of low aspect ratio wing equipped with Gurney flaps at low Reynolds numbers

CUI Zhao, LI Jian-bo, ZHAO Hong

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,
College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aerodynamic characteristics of low aspect ratio wing equipped with Gurney flaps were studied by wind tunnel test at low Reynolds numbers of 2.0×10^5 and 5.0×10^5 . Aspect ratio of the low aspect ratio wing was 1.67, with 1%—4% chord height Gurney flaps. Balance force measurements and surface pressure distribution investigation were implemented. The results suggest that lift coefficient of the low aspect ratio wing equipped with Gurney flaps was improved significantly at low Reynolds number. The lift drag ratio of wing was improved also when the wing was equipped with 1% chord height Gurney flaps. This is due to the increased lift of the wing introduced by the suitable height of the Gurney flap, while the drag has not been increased significantly at the Reynolds numbers in test. Comparing the effect of Gurney flaps with different Reynolds numbers in test, it indicates that Gurney flaps can diminish the negative effect of flow separation at low Reynolds number, and this mechanism takes more effect when the Reynolds number is lower. It requires more fine flow visualization technique to study the impact on the laminar separation phenomenon of wings with Gurney flaps at low Reynolds numbers.

收稿日期: 2013-01-17

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2011AA7052002); 江苏省研究生培养创新工程(CX10B_104Z);
江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 崔钊(1983—), 男, 陕西富平人, 博士生, 主要研究方向为直升机总体设计、旋翼空气动力学.

Key words: Gurney flaps; wind tunnel test; low Reynolds number; low aspect ratio; aerodynamic characteristics

格尼襟翼(Gurney flap, GF)是一种微型翼型增升装置,通常垂直于翼型弦线安装于翼型下表面后缘处,用以提高翼型的升力系数,具有增升显著、构造简单、设计成本低、可靠性高等优点. 格尼襟翼最初应用于赛车设计中,而后被 Liebeck 等引入航空设计领域. Liebeck^[1], Neuhart 等^[2], Storms 和 Jang 等^[3-4]以及后来的研究者们^[5-6]相继通过试验和数值计算,研究了二维翼型加装格尼襟翼的气动特性和作用机理.

近年来对于格尼襟翼的研究由二维翼型逐渐拓展到了三维翼型上. Myose 等^[7]在 NLF0414 直机翼上加装 3.3% 弦长高度的格尼襟翼,沿机翼展向分段分布,研究表明不同的襟翼分布均能较大提高最大升力系数,其中襟翼范围越大增升越显著,襟翼越靠近内侧分布,增升越显著. Bechert 等^[8]在格尼襟翼上进行了多种改型,包括在格尼襟翼上开狭缝、打孔、加支撑肋,以及在襟翼上下沿安装类似蜻蜓翅膀表面的锹状突起. 这些形式的襟翼加装在矩形机翼上的试验研究表明,与全展长的常规格尼襟翼相比,以上构型能够在保持机翼升力系数基本不变的情况下,将机翼阻力系数减小 20%~30%. Zerihan 等^[9]针对赛车定风翼加装格尼襟翼的气动特性进行了风洞试验研究,试验机翼倒置安装,通过调整距离地面的高度以研究地面效应的影响. 天平测力结合流场测量/流动显示技术等研究表明,在离地距离减小到特定高度后,地面效应造成机翼后缘气流分离,引起非定常湍流尾迹,造成格尼襟翼气动特性的恶化. Lee 和 Kroo^[10]针对机翼加装分段式格尼襟翼(文中称为微型后缘增升装置 MiTEs)进行了数值研究,着重对襟翼和狭缝的分布参数进行了研究. 加装 0.67% 弦长高度襟翼的计算结果表明,相比全展长分布的襟翼,分段式襟翼能够提高机翼的升阻比. Cavanaugh 等^[11]针对中等展弦比平直机翼加装格尼襟翼进行了风洞测力试验,结果表明格尼襟翼能够增大机翼的升力系数、阻力系数、最大升力系数和低头力矩. Nikolic^[12]在雷诺数为 0.225×10^6 时,沿机翼不同的展向位置,安装 6% 弦长高度的分段式格尼襟翼. 研究表明内侧半展长分布的格尼襟翼能够提高机翼升阻比,但不利于抑制尾涡强度,而外侧半展长分布的安装方式能够有效减弱近尾迹区的尾涡强度. 李亚臣和王

晋军^[13]对 40° 后掠三角翼加装不同高度格尼襟翼的气动特性进行了风洞试验研究,结果表明与原构型相比,加装格尼襟翼后最大升力系数提高,提高幅度随襟翼高度增大而增加,1% 弦长高度的襟翼还能够提高三角翼的最大升阻比. 但在有侧滑角的情况下,格尼襟翼的增升效果减弱. Greenwell^[14]进行了 40°, 60° 和 70° 后掠的前缘尖削平板三角翼加装格尼襟翼的试验研究,得到了大量的试验数据并对其进行了详细的参数分析,以此对格尼襟翼对三角翼的升阻力矩影响进行了分析,研究进一步确定了格尼襟翼对三角翼的增升作用不仅在于增大了叶剖面的有效弯度,对襟翼后的分离流造成的叶剖面有效弦长的增大也有重要影响. 关于三角翼加装格尼襟翼的气动特性更详尽的研究,可参见文献[15-18].

上述研究中的风洞试验多是在常规雷诺数下进行,而关于低雷诺数下小展弦比机翼加装格尼襟翼的气动特性研究还较少. 小展弦比机翼广泛应用于微型飞行器以及航模飞机的构型设计中,格尼襟翼作为一种简单实用的微型增升装置,非常适于在微型和小型飞行器中应用. 本文针对小展弦比机翼,通过低雷诺数风洞试验,研究了全展长格尼襟翼对机翼气动特性的影响. 本研究能够为飞翼构型微型飞行器的增升装置的设计提供参考,另外研究结论也能够应用于直升机和自转旋翼机的短翼、平尾或水平安定面等部件的增升优化设计中.

1 试验模型与设备

1.1 试验模型

试验模型为木质平直机翼,展长为 500 mm,弦长为 300 mm,机翼剖面为 E387 翼型. 模型一端固连在天平上,采用直接测力法实现机翼气动力的测量. 与天平底座固连的高精度旋转台可以实现机翼迎角变化,轴线在距机翼前缘的 25% 弦长处. 考虑到微型飞行器机翼和直升机水平安定面的两端常加装端板,试验过程中本模型在机翼上端也安装了直径为 500 mm 的圆形端板. 在与天平连接的一端半展长处,上下表面预埋外径为 1.0 mm、内径为 0.6 mm 的测压铜管,在半展长处布置 35 个测压孔用以测量该处翼剖面的表面压力分布,前缘和后缘附近测压孔较密集(见图 1).

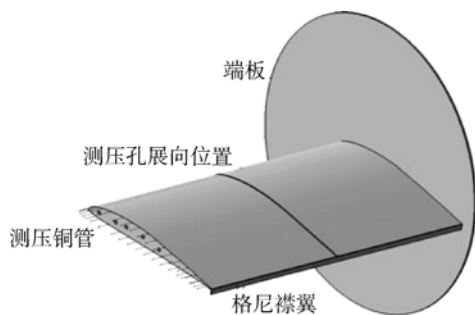


图1 试验模型示意图

Fig. 1 Sketch of test model

格尼襟翼采用铝合金冲压成型,壁厚为1 mm,高度分别为弦长的1%,2%,3%,4%,用超薄双面胶固定于翼型后缘下表面.格尼襟翼安装角均采用90°安装(即垂直于机翼翼型弦线).试验模型安装如图2所示.

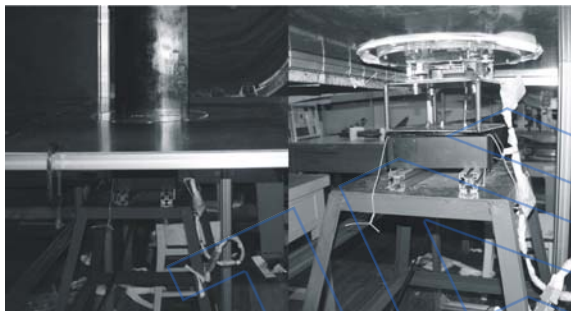


图2 试验模型安装

Fig. 2 Test model installation

1.2 风洞及测试系统

格尼襟翼风洞试验在南京航空航天大学1 m级风洞中进行.该风洞是南京航空航天大学自行设计建造的低紊流度、低噪声的低速回流风洞,开口试验段长为1.7 m,宽为1.5 m,高为1.0 m.最大风速为35 m/s,最小稳定风速为3 m/s,紊流度小于0.07%,俯仰方向和偏航方向气流偏角均小于0.5°.

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.测压试验通过PSI(美国压力系统公司)DTC(数字温度补偿)Initium网络智能式风洞电子压力扫描器得到,测量精度达到±0.05%.

表1 风洞实验的天平参数

Table 1 Parameters of balance used in wind tunnel test

参数	载荷范围	测量精度/%	测量准度/%
阻力/N	147.0		
升力/N	490.0		
侧向力/N	147.0		
滚转力矩/(N·m)	29.4	1.00~2.00	4.00~5.00
航向力矩/(N·m)	29.4		
俯仰力矩/(N·m)	78.4		

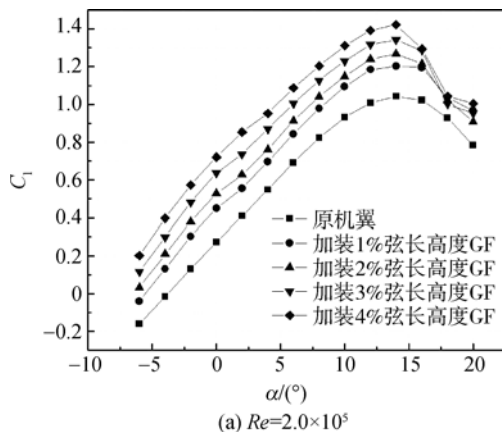
2 试验结果与分析

试验迎角范围为-6°~20°,试验风速分别为10 m/s和25 m/s,对应的弦向雷诺数分别为 2.0×10^5 和 5.0×10^5 .

2.1 测力试验

图3中(α 为迎角)在雷诺数为 2.0×10^5 和 5.0×10^5 时,机翼加装不同高度格尼襟翼后体现了大致相同的规律:机翼升力系数(C_l)随襟翼高度的增加而增大,最大升力系数随襟翼高度的增加而增大,零升迎角随襟翼高度增加而减小,机翼失速迎角略有减小.相比雷诺数为 2.0×10^5 时的升力曲线,雷诺数为 5.0×10^5 时加装同样高度的格尼襟翼,机翼最大升力系数增大,升力线斜率略微增大,零升迎角则略有减小.另外雷诺数较高时升力系数曲线的失速段线性规律更好.

图4为不同雷诺数下加装不同高度格尼襟翼后机翼的升阻极曲线.图4(a)中加装1%~4%弦长高度的格尼襟翼,在机翼升力系数小于1.0时,相同升力系数下的阻力系数(C_d)较原机翼均有显著的下降,且阻力系数下降幅度基本不随高度

(a) $Re=2.0 \times 10^5$

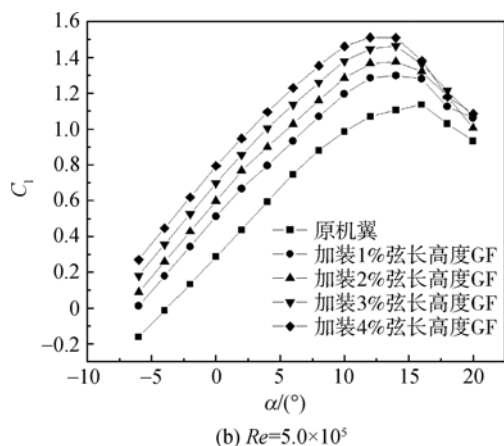


图3 两种雷诺数下的升力系数

Fig. 3 Lift coefficient at two kinds of Reynolds number

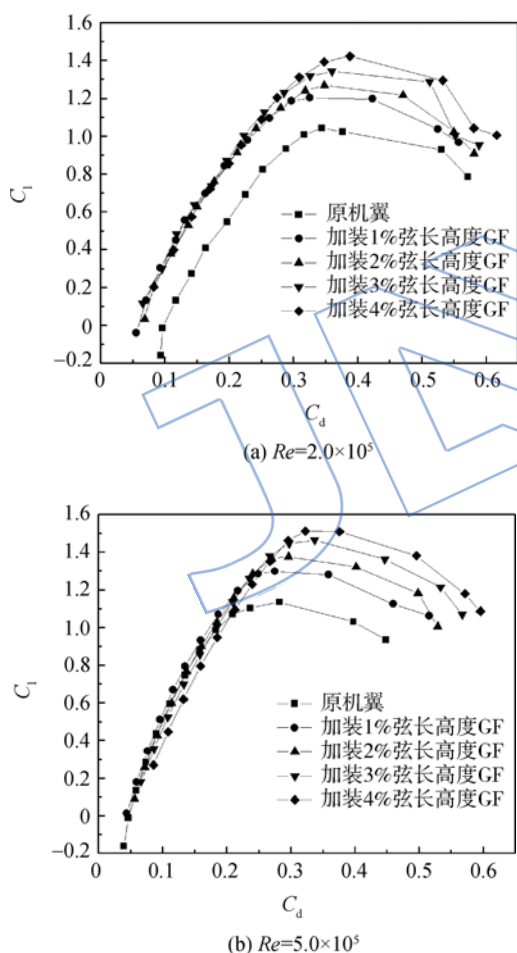


图4 两种雷诺数下的升阻极曲线

Fig. 4 Lift drag polar curves at two kinds of Reynolds number

变化;图4(b)中在更高的雷诺数下,仅有加装1%弦长高度的格尼襟翼,在相同升力系数下的阻力系数略有减小.在失速区域,相同阻力系数下,加装格尼襟翼后升力系数均能够显著增大,且增大

的效果随襟翼高度增加而更加明显.

图5为不同雷诺数下升阻比随迎角的变化曲线.雷诺数为 2.0×10^5 时,在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 迎角范围内,加装1%~4%弦长高度的格尼襟翼均能较大幅度地提高机翼的升阻比;而在雷诺数为 5.0×10^5 时,仅有加装1%弦长高度的格尼襟翼能够取得比原机翼更大的升阻比.通过图4(b)可以看到,相比原机翼能够取得更大升阻比的迎角范围随格尼襟翼高度的增加而逐渐缩小.

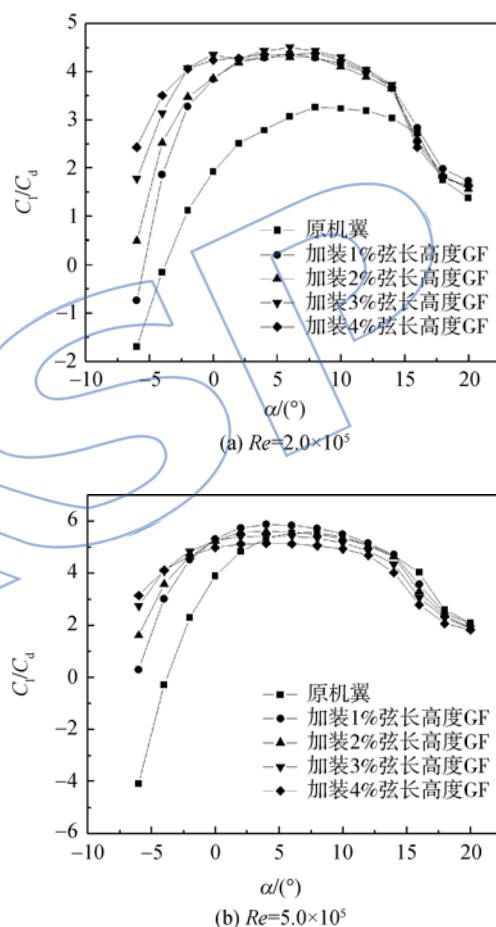


图5 两种雷诺数下的升阻比

Fig. 5 Lift drag ratio at two kinds of Reynolds number

以上分析表明,在本文研究的雷诺数范围内,加装格尼襟翼能够起到增升和增大升阻比的作用.根据相关参考文献,该现象可以依据 Liebeck 等关于格尼襟翼改变二维翼型后缘流场的原理来加以解释:翼型加装格尼襟翼后,翼型尾流区速度增大,气流向下表面方向发生偏转,驻点也沿流向后移.襟翼的前方产生了一个逆时针的集中涡,襟翼后方产生两个旋向相反的集中涡,构成了细长且稳定的尾流附着区.这使得尾流动量损失减少,从而减小了翼型的总阻力.厚翼型或大后缘角的

翼型在中小迎角下即易发生分离,加装格尼襟翼后能够在全迎角范围内获得提高的升阻比,这是由于加装格尼襟翼后流场改变,使得翼型分离推迟,从而提高了翼型的升阻比。

那么同样,低雷诺数下绕翼型边界层流动的黏性效应显著,流动主要特征趋于层流特征,即稳定性差、翼型易发生分离,导致翼型阻力系数增大同时升阻比降低。因而加装合适高度的格尼襟翼后,由于襟翼附近稳定驻涡的影响,就使得翼型低雷诺数下的分离推迟或者分离的程度削弱,从而减小了翼型的阻力系数并提高翼型的升阻比。

图6为不同雷诺数下,加装不同高度格尼襟翼后相对25%弦长处力矩系数 C_m 随迎角的变化曲线。加装格尼襟翼后,机翼力矩系数随格尼襟翼高度增加而显著增大,这种增大的趋势也不是线性增加。

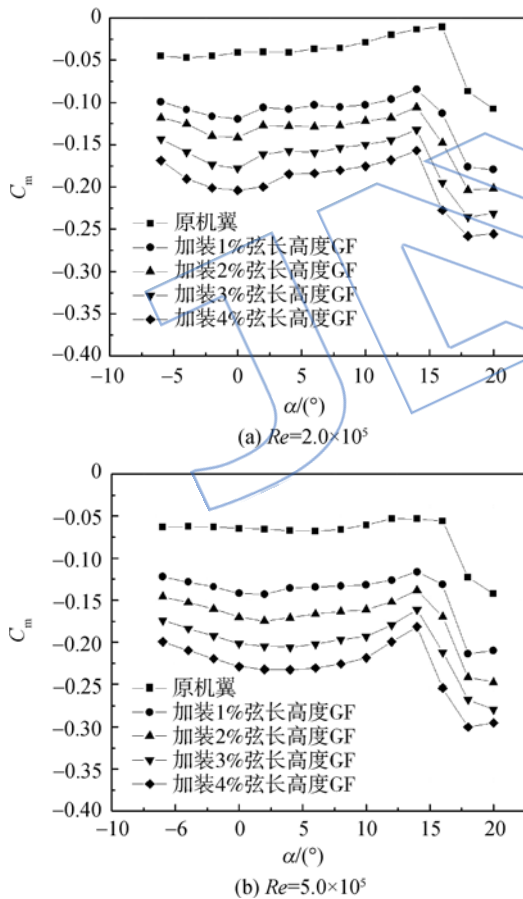


图6 两种雷诺数下的力矩系数

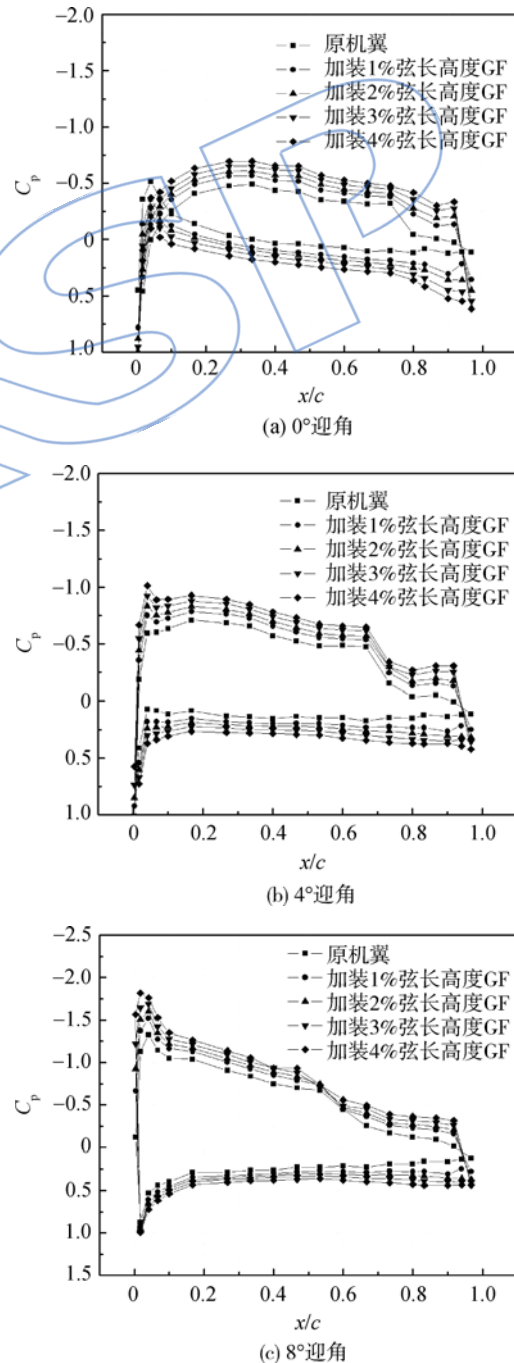
Fig. 6 Moment coefficient at two kinds of Reynolds number

2.2 表面测压试验

本文主要初步研究格尼襟翼对机翼整体升阻特性的影响,关于小展弦比机翼的非定常流场特

性,以及沿展向非均匀分布特性的影响,将在后续工作中展开。因此,本试验的测压孔仅布置于机翼中部,此处的气动特性反映了绝大部分翼剖面的主要特征。

图7为雷诺数为 2.0×10^5 时加装1%~4%弦长高度格尼襟翼后,不同迎角下机翼中部翼剖面的表面压力系数 C_p 分布曲线(c 为弦长)。图7中,加装格尼襟翼后,该翼剖面的上下表面压力系数分布均发生了显著变化。总体趋势是上下表面压力系数曲线向外侧平移,随襟翼高度增加平移量增大,其中加装1%弦长高度的格尼襟翼对应的相对平移量最大。所有迎角下和襟翼高度下,上



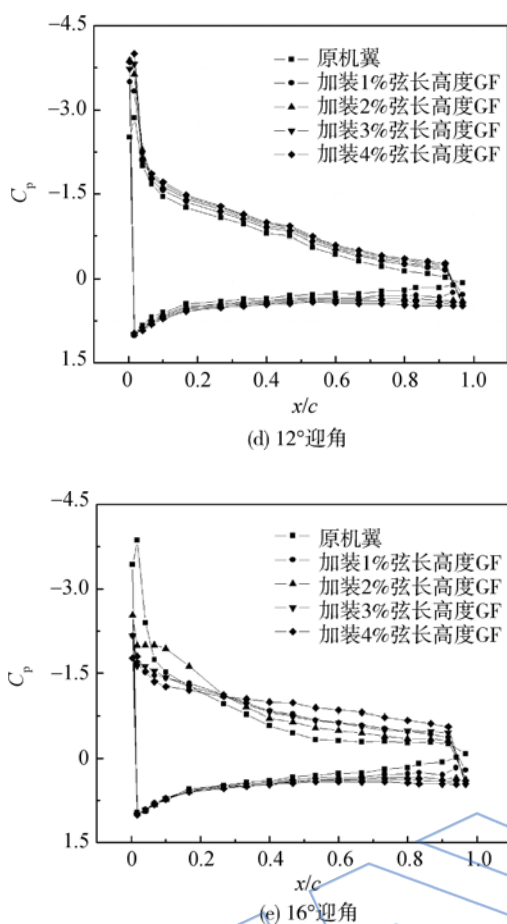


图7 加装不同高度格尼襟翼的翼剖面表面压力系数分布 ($Re=2.0 \times 10^5$)

Fig. 7 Surface pressure coefficient distribution of element with Gurney flaps of different heights ($Re=2.0 \times 10^5$)

表面的压力系数变化量要略大于下表面,后缘的压力变化量大于前缘.随迎角的增大,下表面在前缘附近的压力系数变化逐渐减小,而在后缘附近仍然保持较大的压力系数变化.

翼剖面后缘附近上下表面的压力系数差是格尼襟翼造成翼型升力系数与力矩系数显著变化的重要原因之一.随格尼襟翼高度的增加,前缘吸力峰更加陡峭,这也是格尼襟翼具有增升效果的一个原因.在 16° 迎角下,加装格尼襟翼后前缘吸力峰减小,尤其是加装4%弦长高度的格尼襟翼,其前缘吸力峰基本消失,这说明加装格尼襟翼后,失速迎角减小.加装1%~4%弦长高度的格尼襟翼在20%弦长位置前,上表面压力系数小于原机翼,在20%弦长后均变大.这表明在失速迎角下,格尼襟翼使翼剖面前缘附近上下表面压差减小,但整个翼剖面后半段压差仍然增大,因此失速后格尼襟翼仍然能够起到增升的作用.

格尼襟翼对翼剖面表面压力系数分布的影响可以解释为,气流经过格尼襟翼后,在其后方形成两个反向旋转的集中涡,对流经翼剖面的气流具有加速作用,从而增大了翼剖面的环量,增大了翼型上下表面压差.

图8为加装1%弦长高度格尼襟翼后,翼剖面在不同雷诺数下表面压力系数分布的对比.雷诺数增大后翼型下表面压力系数增大,而上表面压力系数减小,因此上下表面压差也增大,与之对应的,机翼升力系数、力矩系数都相应增大.

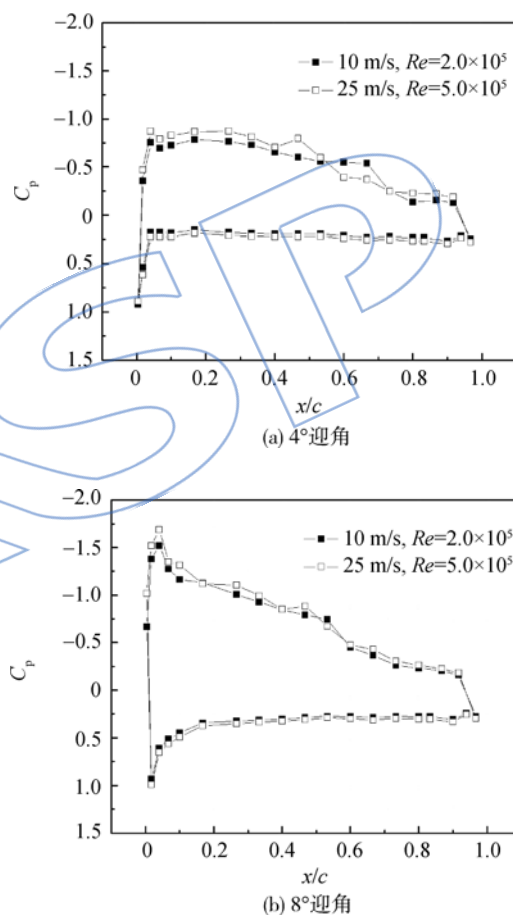


图8 两种雷诺数下,加装1%弦长高度格尼襟翼后翼剖面表面压力系数分布

Fig. 8 Surface pressure coefficient distribution of element at two kinds of Reynolds number with 1% chord height Gurney flaps

根据图7和图8还可初步分析格尼襟翼对机翼弦向流场的影响.图7(a)~图7(c)中可以明显观察到层流分离泡现象^[19].随迎角增大,原机翼与加装格尼襟翼后,其分离点逐渐向前缘靠近.而加装格尼襟翼后,层流分离发生位置略有变化.图8中随雷诺数增大,分离点向前缘靠近,这与参考文献[19]中结论一致.关于格尼襟翼对低雷诺数

层流分离现象的影响,还需要通过后续流场显示试验进行研究。

3 结 论

通过风洞试验,在弦向雷诺数为 2.0×10^5 和 5.0×10^5 时,研究了展弦比为 1.67 的小展弦比机翼加装格尼襟翼后的气动特性。在本文研究的雷诺数范围内,针对该机翼得出以下结论:

1) 加装格尼襟翼后,机翼的升力系数随襟翼高度增加而增大,最大升力系数增大,零升迎角随襟翼高度增加而减小,失速迎角略有减小。加装相同高度的格尼襟翼,最大升力系数和零升迎角随雷诺数增大而增大,失速特性随雷诺数增大而略趋于平缓。

2) 雷诺数为 2.0×10^5 时,在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 迎角范围内,相同迎角下加装 $1\% \sim 4\%$ 弦长高度的格尼襟翼均能较大幅度地提高机翼的升阻比;而在雷诺数为 5.0×10^5 时,仅加装 1% 弦长高度的格尼襟翼能够取得比原机翼更大的升阻比,并且该区域对应的迎角范围随格尼襟翼高度增加而逐渐缩小。

3) 低雷诺数下机翼中部翼剖面表面压力系数分布总体趋势是上下表面的压力系数曲线向外侧平移,随襟翼高度增加平移量增大。翼剖面上表面的压力系数变化量要略大于下表面,后缘大于前缘。随迎角增大,下表面前缘附近的压力系数变化逐渐减小,而在后缘附近仍然保持较大的压力系数变化。

4) 低雷诺数下绕翼型边界层流动的黏性效应显著,流动主要特征趋于层流特征,即稳定性差、翼型易发生分离,导致翼型阻力系数增大同时升阻比降低。在本文试验研究的雷诺数范围内,格尼襟翼对流场的改变可以初步解释为襟翼后方产生两个旋向相反的集中涡,该涡系使翼剖面在低雷诺数下的分离程度削弱或推迟,从而减小了机翼的阻力系数并提高机翼的升阻比。关于格尼襟翼对低雷诺数层流分离现象的影响,还需要通过后续流场显示试验进行研究。

致谢:

感谢南京航空航天大学空气动力学低速风洞实验室提供的支持和帮助。

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] Neuhaert D H, Pendergraft O C. A water tunnel study of Gurney flaps[R]. NASA TM-4071, 1988.

[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] Jang C S, Ross J C, Cummings R M. Computational evaluation of an airfoil with a Gurney flap[R]. AIAA 92-2708, 1992.

[5] Myose R, Heron I, Papadakis M. The effect of Gurney flaps on a NACA 0011 airfoil[R]. AIAA 96-0059, 1996.

[6] Li Y C, Wang J J, Zhang P F. Effect of Gurney flaps on a NACA0012 airfoil[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2002, 68(1): 27-39.

[7] Myose R, Papadakis M, Heron I. Gurney flap experiments on airfoils, wings, and reflection plane model[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(2): 206-211.

[8] Bechert W, Meyer R, Hage W. Drag reduction of airfoils with miniflaps; can we learn from dragonflies? [R]. AIAA-2000-2315, 2000.

[9] Zerihan J, Zhang X. Aerodynamics of Gurney flaps on a wing in ground effect[J]. AIAA Journal, 2001, 39(5): 772-780.

[10] Lee T, Kroo M. Computational investigation of wings with miniature trailing edge control surfaces[R]. AIAA-2004-2693, 2004.

[11] Cavanaugh M, Robertson P, Mason W. Wind tunnel test of Gurney flaps and T-strips on an NACA 23012 Wing[R]. AIAA-2007-4175, 2007.

[12] Nikolic R. Effect of Gurney flap relative span on lift, drag, and trailing vortex of a rectangular wing[R]. AIAA-2007-4177, 2007.

[13] 李亚臣, 王晋军. 三角翼 Gurney 襟翼增升实验研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(4): 388-393.

LI Yachen, WANG Jinjun. Experimental investigation of Gurney flaps on the lift enhancement of a delta wing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(4): 388-393. (in Chinese)

[14] Greenwell D. Gurney flaps on slender and nonslender delta wings[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(2): 675-681.

[15] 展京霞, 李亚臣, 王晋军. Gurney 襟翼对大后掠三角翼气动特性影响的实验研究[J]. 兵工学报, 2004, 25(3): 363-367.

ZHAN Jingxia, LI Yachen, WANG Jinjun. Experimental investigation of Gurney flaps on the aerodynamic characteristics of highly swept-back plane-delta wing[J]. Acta Armamentarii, 2004, 25(3): 363-367. (in Chinese)

[16] 王晋军, 李亚臣. Gurney 襟翼对双三角翼气动特性影响的低速风洞实验研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(2): 216-225.

WANG Jinjun, LI Yachen. The effects of Gurney flap on double delta wing aerodynamic performance in low speed wind-tunnel tests[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(2): 216-225. (in Chinese)

- [17] 赵元立,左林玄,于东升,等. Gurney 襟翼在某型靶机上的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(8):913-916.
ZHAO Yuanli, ZUO Linxuan, YU Dongsheng, et al. Application of Gurney flap on certain target drone[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(8):913-916. (in Chinese)
- [18] 赵元立,左林玄,于东升,等. 分段式 Gurney 襟翼对某型靶机气动特性的影响[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 518-524.
ZHAO Yuanli, ZUO Linxuan, YU Dongsheng, et al. Effects of segmented Gurney flaps on the aerodynamics of a target drone model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(5):518-524. (in Chinese)
- [19] Giguere P, Lemay J, Dumas G. Gurney flap effects and scaling for low speed airfoils[R]. AIAA 95-1881, 1995.

JASR