

文章编号:1674-8190(2013)02-232-05

不同声激励方式对多段翼型升力特性的影响

朱奇亮,高永卫,叶正寅
(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要: 缝道流动参数对多段翼型气动特性非常重要。通常采用改变翼型外形、缝道几何参数组合以及流动主/被动控制来改变缝道流动参数,提高多段翼型的气动性能。在不同的声激励方式下,通过风洞实验的方法研究多段翼型升力特性变化的规律,以探索提高增升效果的新途径。采用 NF-3 风洞实验,着重研究声源在模型表面的位置及排列方式对翼型升力特性影响的规律,包括单点激励、单排多点激励、多排多点激励、M 型多点激励等四种不同的激励方式。结果表明:在 GAW-1 两段翼型的襟翼上表面加入弱声激励,翼型的升力系数有了一定变化;不同的激励方式对翼型升力系数的影响不同;在研究范围内,单点声激励使翼型的升力系数减小,M 型多点声激励使翼型的升力系数少量增加。

关键词: 多段翼型;风洞实验;缝道流动;声激励;脉动压力;升力系数

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

Influence of the Different Acoustic Excitations on Lift Characteristic of a Multi-element Airfoil

Zhu Qiliang, Gao Yongwei, Ye Zhengyin
(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The gap flow parameters of multi-element airfoil are of significant effect on its lift characteristics. In order to improve the aerodynamic performance of the multi-element airfoil, the major method is to change the gap flow parameters by modifying the airfoil shape, the combinations of gap geometric parameters and active/passive controlled the gap flow. Using wind tunnel experimental method, the lift characteristics of a multi-element airfoil under conditions of flap acoustic excitation on/off are compared for the purpose of exploring a new way to improve the effectiveness of high-lift configuration. The experiments were conducted in NF-3 wind tunnel. Internal acoustic excitations of disturbances are of four modes including single point, single row, multi-slice and the M-type combination. The results show that, within the range of this research, the weak disturbances of the acoustic excitation can indeed change the lift coefficient of multi-element airfoil. And disturbances manner corresponding to the lift coefficient variation of the airfoil is also inconsistent. The lift coefficient of airfoil is increased by M-type combination acoustic excitation and decreased by single point acoustic excitation. It is confirmed that the designers should study the dynamic pressure characteristics of flow near the flap.

Key words: multi-element airfoil; wind tunnel experiment; gap flow; acoustic excitation; dynamic pressure characteristics; lift coefficient

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^[1]。增升装置通常采取多段翼型的形式,一般由前缘缝翼、主翼和后缘襟翼组合而成,具有复杂的

收稿日期:2012-07-11; 修回日期:2012-10-18

基金项目:国家自然科学基金(10972184)

通信作者:朱奇亮,zql@mail.nwpu.edu.cn

几何外形和流动机理。研究表明^[2-5], 缝道流动参数在高升力构型中具有举足轻重的地位。

多段翼型缝道几何参数的定义如图 1 所示。其中: δ_f 为后缘襟翼偏角, 单位为($^\circ$); Gap 为缝道宽度; O/L 为搭接量(Overlap, 简写 O/L)。

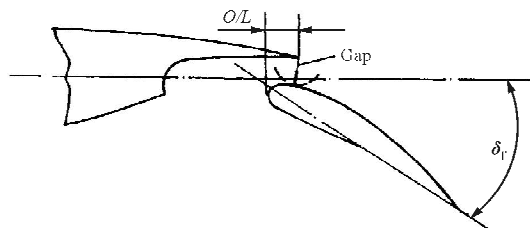


图 1 多段翼型的参数

Fig. 1 Parameters of multi-element airfoil

通常采用改变翼型外形、缝道几何参数组合以及流动主/被动控制来改变缝道流动参数, 提高多段翼型的气动性能。在流动控制技术方面, 主要有涡流发生器、机翼上的翼刀、吹气和吸气、微射流、零质量射流、等离子体、微机电系统(MEMS)、智能材料自适应结构、声激励等^[6]。声激励技术, 尤其是内部声激励, 由于操纵方便, 能较好地保持实验模型的型面, 被广泛应用于机翼和翼型的流动控制。K. B. M. Q. Zaman^[7-10]、FeiBin Hsiao^[11-12] 和 K. Ishia^[13] 等采用声激励技术控制机翼上气流分离, 提高了升阻比; 侯跃龙等^[14-15] 采用内部声激励控制 NACA0012 翼型模型表面流态, 推迟了失速, 提高了升力。由于多段翼型缝道流动的复杂性, 从公开发表的文献来看, 声激励在该方面的应用尚未有较深入的研究。

2009 年末, 在 GAW-1 两段翼型风洞实验中, 发现在襟翼前缘上表面加入弱噪声扰动(属于内声激励方式流动控制), 使缝道流动参数的脉动特性发生了变化, 引起主翼和襟翼表面流动均有所变化, 从而改变整个翼型的升力特性。实验结果表明, 加入单点声激励, 缝道流动的脉动压力增大, 翼型升力系数降低。2010 年改进了激励方式, 在襟翼上表面设计加工了蜂鸣器阵列作为声激励源。

本文介绍不同分布形式的声激励对 GAW-1 两段翼型的升力特性影响的规律, 探索改变声激励的扰动方式是否可以使翼型的升力系数增加。

1 风洞设备与模型简介

某 NF-3 低速风洞是直流式闭口风洞, 配有三

个可以互换的实验段。其中翼型实验段横截面为矩形, 高 1.6 m, 宽 3.0 m, 实验段长 8.0 m; 实验段最大风速 130 m/s, 湍流度 0.045%。

实验模型为 GAW-1 两段翼型, 襟翼弦长为 29%^[16], 模型弦长 500 mm, 钢芯木质结构, 在模型展向中心剖面布置了 87 个测压点(主翼 59 个, 襟翼 28 个), 各点的压力数据由 PSI9816 电子扫描阀系统采集, 翼型的升力系数由压力系数积分得到, 实验雷诺数为 0.51×10^6 。模型在风洞的安装如图 2 所示。



图 2 模型安装在 NF-3 风洞中

Fig. 2 Model in NF-3 wind tunnel

扰动源是无源式蜂鸣器(直径 12 mm, 厚度 6 mm, 额定电压 3 V, 电阻 42 Ω , 最大电流小于 80 mA), 如图 3 所示。频响曲线在蜂鸣器斜上方 45 $^\circ$ 、20 cm 处测得, 如图 4 所示。蜂鸣器在襟翼上表面分布如图 5 所示, 三排蜂鸣器中心距襟翼前缘分别为 20、37、54 mm, 记为 A、B、C, 每排 13 个。采用 GFG-8016D 型函数发生器作为蜂鸣器的驱动源, 实验中选择的频率为 30、50、100、200、400、600、900、1 200、1 600 和 2 000 Hz, 蜂鸣器发声时的声压级约为 60~80 dB。



图 3 无源式蜂鸣器

Fig. 3 Passive buzzer

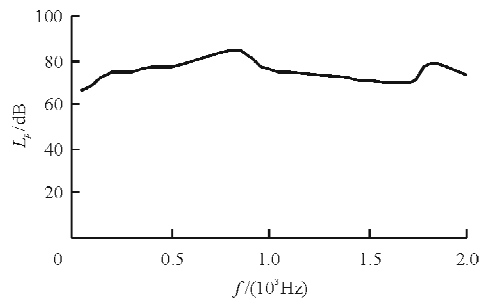


图4 蜂鸣器频响曲线

Fig. 4 Frequency response curve of the buzzer

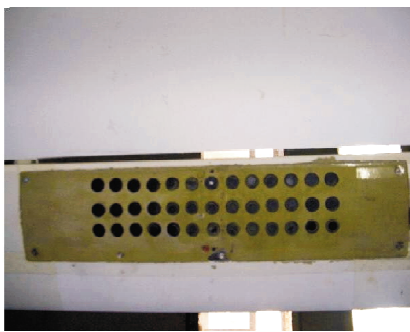


图5 蜂鸣器阵列安装在襟翼上表面

Fig. 5 Buzzer arrays installed in upper surface of flap

2 实验结果与分析

为了最大程度地减少实验中其他因素对结果的影响,风速、迎角和几何构型均不改变,只需接通或断开蜂鸣器就能观察声激励的效果。

为了排除实验中随机误差的影响,在本文的研究范围之内,取 $\Delta C_L \geq 0.01$ 的情况作为具有影响的结果。根据 NF-3 风洞翼型升力系数实验精度 ($\sigma_{C_L} = 0.0018$),升力系数取不超过极限误差 ($3\sigma_{C_L}$) 的值,即升力系数的差别只要超过 0.0054,则可认为升力系数的差别是主动扰动引起的,而不是实验的随机误差。因此,本文取 $\Delta C_L \geq 0.01$ 的情况作为具有影响的结果,完全可以排除随机误差的影响。

2.1 单点声激励

2009 年末做单点声激励实验时,蜂鸣器位于模型展向中部,弦向位置分别为 5.1%、13.3%、21.5% 和 29.8% 倍的襟翼弦长处(定义为位置 1、位置 2、位置 3 和位置 4),如图 6 所示。其实验构型为 $\delta_i = 40^\circ$ 、 $O/L = 0$ mm、 $\text{Gap} = 8.45$ mm、实验

条件为 $v = 15$ m/s、 $\alpha = 10^\circ$ 。

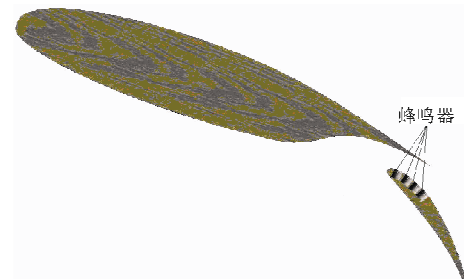


图6 单点激励时蜂鸣器的位置

Fig. 6 Buzzers embedded in leading edge of flap

在各驱动频率下,不同位置加入单点激励,翼型升力系数的变化情况如表 1 所示。

表1 单点声激励对升力系数的影响

Table 1 Influence of single-point acoustic excitations on lift characteristic

驱动频率 /Hz	升力系数变化量(ΔC_L)			
	位置 1	位置 2	位置 3	位置 4
50	-0.007 5	-0.028 2	-0.005 9	0.001 6
100	-0.009 7	-0.010 5	-0.009 7	0.003 3
150	-0.007 9	-0.009 8	-0.013 9	0.010 0
200	-0.012 1	-0.009 3	-0.011 0	0.005 5
300	-0.013 7	-0.007 5	-0.016 7	0.000 1
400	-0.015 0	-0.010 2	-0.018 4	0.000 1
500	-0.014 9	-0.007 0	-0.019 0	-0.004 6
800	-0.010 0	-0.010 0	-0.012 0	0.000 4
1 000	-0.020 2	-0.010 5	-0.012 1	-0.002 7
1 200	-0.015 5	-0.013 0	-0.010 1	-0.001 9
1 500	-0.015 6	-0.012 6	-0.014 5	0.001 0

注:此构型下无激励时翼型的升力系数 C_L 为 2.955。

从表 1 可以看出:在各驱动频率下,位置 1~位置 3 的声激励均使翼型的升力系数降低,最大变化量为 0.95%;而在部分驱动频率下,位置 4 的声激励使翼型的升力系数有所增加,但是变化量太小。

2.2 单排声激励

2010 年,在襟翼上表面设计加工了蜂鸣器阵列,如图 7 所示。阵列位于襟翼模型展向的正中间位置,长度 204 mm,为模型展长的 12.75%,实物如图 5 所示。

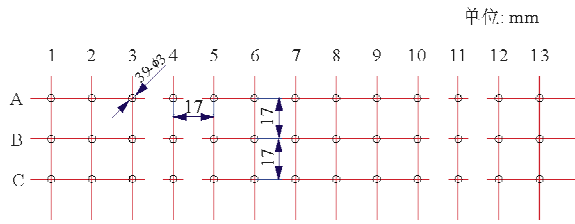


图 7 襟翼上表面蜂鸣器分布图
Fig. 7 Distribution of buzzer arrays

实验构型为 $\delta_f = 40^\circ$ 、 $O/L = 0$ mm、 $\text{Gap} = 8.45$ mm、实验条件为 $v = 15$ m/s、 $\alpha = 8^\circ$ 时,不同驱动频率下,展向单排 13 个蜂鸣器都发声对应的翼型升力系数变化的情况,如表 2 所示。总的来说,在各单排声激励下,翼型的升力系数都有影响,有的减少有的增加。A 声激励扰动源靠近襟翼前缘,在各频率激励下,翼型的升力系数增大的几率大,最大变化量为 0.50%;C 声激励扰动源离襟翼前缘最远,在各频率激励下翼型的升力系数减少,最大变化量为 1.42%;B 声激励扰动源在 A 声激励和 C 声激励源之间,在各频率激励下翼型的升力系数有的减少有的增加,最大变化量为 0.82%,没有明显的规律性。

表 2 单排声激励对升力系数的影响
Table 2 Influence of single-row acoustic excitations on lift characteristic

驱动频率/ Hz	升力系数变化量(ΔC_L)		
	A 声激励	B 声激励	C 声激励
50	0.003 0	0.005 8	-0.019 2
100	0.007 5	-0.001 9	-0.012 8
200	0.014 9	0.011 4	-0.021 5
400	-0.005 2	0.014 3	-0.003 2
600	0.009 8	0.024 4	-0.042 2
900	0.012 9	-0.008 9	-0.033 5
1 200	0.005 3	-0.016 9	-0.022 5
1 600	0.008 4	-0.016 8	-0.022 4
2 000	0.001 2	-0.012 3	0.023 9

注:此构型下无激励时翼型的升力系数 C_L 为 2.981;并且 A 声激励表示第一排全加(襟翼弦向位置为 13.8%),B 声激励表示第二排全加(襟翼弦向位置为 25.5%),C 声激励表示第三排全加(襟翼弦向位置为 37.2%)(如图 7 所示)。

2.3 多排声激励

实验构型为 $\delta_f = 40^\circ$ 、 $O/L = 0$ mm、 $\text{Gap} = 8.45$ mm、实验条件为 $v = 15$ m/s、 $\alpha = 8^\circ$ 时,不同驱动频率下,A+B 声激励和 A+B+C 声激励扰动对应的升力系数变化,如表 3 所示。翼型的升力

系数有的减少有的增加,最大变化量为 1.00%,变化量没有明显的规律。

表 3 多排声激励对升力系数的影响
Table 3 Influence of multi-row acoustic excitations on lift characteristic

驱动频率/Hz	升力系数变化量(ΔC_L)	
	A+B 声激励	A+B+C 声激励
50	-0.022 2	-0.018 0
100	-0.013 7	-0.015 4
200	0.007 5	-0.003 0
400	0.014 8	-0.003 3
600	0.029 8	0.020 6
900	-0.016 9	0.010 0
120 0	-0.023 0	0.009 8
160 0	-0.002 5	-0.017 3
200 0	0.016 5	-0.002 9

注:此构型下无激励时翼型的升力系数 C_L 为 2.981;A+B 声激励表示第一排、第二排全加;A+B+C 声激励表示三排全加(如图 7 所示)。

2.4 特殊组合声激励

本文进行了多种位置组合形式的实验,没有明显的规律性,但是有一种特殊形式下的结果值得注意,称为“M 型组合”。激励位置的示意图如图 8 所示,圆圈为接通的蜂鸣器,即在 A 排和 B 排间隔地选取蜂鸣器,同时驱动其发声进行实验,实验结果如表 4 所示。实验构型为 $\delta_f = 40^\circ$ 、 $O/L = 0$ mm、 $\text{Gap} = 8.45$ mm、实验条件为 $v = 15$ m/s、 $\alpha = 8^\circ$ 。

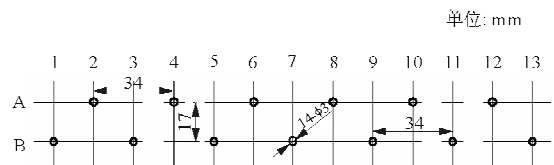


图 8 特殊组合蜂鸣器分布图

Fig. 8 Distribution of special combinational buzzer arrays

表 4 特殊组合声激励对升力系数的影响

Table 4 Influence of special combinational acoustic excitations on lift characteristic

驱动频率/Hz	升力系数变化量(ΔC_L)
30	0.015 2
30	0.020 0
30	0.021 9

注:此构型下无激励时翼型的升力系数 C_L 为 2.981。

从表4可以看出,在激励频率为30 Hz的条件下,M型组合使得对应的升力系数增加了0.73%。经三次重复实验验证,在此特殊组合形式下,多段翼型的升力系数确实是增加的。

因变化量较小,有/无声激励的情况下,在翼型压力分布、缝道流动速度型、脉动压力幅值及频谱方面尚未观察到非常明显的差异,还需深入研究。

3 结论

(1) 在襟翼表面施加弱的声激励可以影响多段翼型的升力系数,尽管目前测得的变化量较小。

(2) 在特殊形式分布的声源和激励频率下,声激励可以提高多段翼型的升力系数,值得进一步研究。

(3) 在多段翼型气动性能的计算和实验评估工作中,应注意声学扰动对升力系数的影响。

参考文献

- [1] 陈迎春,李亚林,叶军科,等. C919飞机增升装置工程应用技术研究进展[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 1-5.
Chen Yingchun, Li Yalin, Ye Junke, et al. Study progress about high-lift system of C919 airplane[J]. Advances in Aeronautical Engineering, 2010, 1(1): 1-5. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] 秦绪国,刘沛清,屈秋林,等. 缝道参数对多段翼型气动性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(2): 193-196.
Qin Xuguo, Liu Peiqing, Qu Qiulin, et al. Influence of gap parameters on aerodynamics of multi-element airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(2): 193-196. (in Chinese)
- [4] 李孝伟,乔志德. 多段翼型大迎角下主翼、襟翼上的分离流及缝道流动[J]. 航空学报, 1999, 20(1): 56-58.
Li Xiaowei, Qiao Zhide. Separated flows over main element and flap of multi-element airfoil at high angles of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(1): 56-58. (in Chinese)
- [5] 黄中杰,陈迎春,张彬乾,等. 多段翼型后缘襟翼缝道参数影响研究[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(1): 4-9.
Huang Zhongjie, Chen Yingchun, Zhang Binqian, et al. Study on the effect of flap parameters to multi-element airfoils[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(1): 4-9. (in Chinese)
- [6] 战培国,程娅红,赵昕. 主动流动控制技术[J]. 航空科学技术, 2010(5): 2-6.
Zhan Peiguo, Cheng Yahong, Zhao Xin. A review of active flow control technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2010(5): 2-6. (in Chinese)
- [7] Zaman K B M Q. Effect of acoustic excitation on stalled flows over an airfoil[R]. AIAA-90-4009, 1990.
- [8] Zaman K B M Q, McKinzie D J. Control of laminar separation over airfoils by acoustic excitation[C]. AIAA-91-1075, 1991.
- [9] Zaman K B M Q, Bar-Sever A, Mangalam S M. Effect of acoustic excitation on the flow over a low-Re airfoil[C]. Journal of Fluid Mechanics, 182: 127-148, 1987.
- [10] Zaman K B M Q, McKinzie D J, Rumsey C L. A natural low-frequency oscillation of the flow over an airfoil near stalling conditions[R]. AIAA-88-0131, 1988.
- [11] FeiBin Hsiao, ChinFung Liu, longYaw Shyu. Control of wall-separated flow by internal acoustic excitation[R]. AIAA-89-0974, 1989.
- [12] FeiBin Hsiao, et al. Forcing level effect of internal acoustic excitation on the improvement of airfoil performance[R]. AIAA-90-4010, 1990.
- [13] Ishiia K, Suzukia S, Adachic S. Effect of weak sound on separated flow over an airfoil[J]. Fluid Dynamics Research, 2003, 33: 357-371.
- [14] 侯跃龙,卢奇正,恽起麟. 翼型声激励增升机理研究[J]. 空气动力学学报, 1996, 14(1): 62-67.
Hou Yuelong, Lu Qizheng, Yun Qilin. Investigation on the mechanism of enhancing lift of acoustic of two-dimensional airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1996, 14(1): 62-67. (in Chinese)
- [15] 侯跃龙,卢奇正,恽起麟. 声激励增升机理研究[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(4): 8-14.
Hou Yuelong, Lu Qizheng, Yun Qilin. Investigation on the mechanism of acoustic excitation on enhancing lift[J]. Experiments and measurements in fluid mechanics, 1998, 12(4): 8-14. (in Chinese)
- [16] Wents W H, Jr Seetbaram H C. Development of a fowler flap system for a high performance general aviation airfoil [C]. NASA CR-2443, 1974.

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(1963—),男,教授,博导。主要研究方向:气动弹性、计算流体力学和流固耦合力学。

(编辑:赵毓梅)