

文章编号:1674-8190(2016)03-294-07

等离子体抑制双柱绕流噪声实验研究

李红丽,刘兴强,延浩

(中国飞机强度研究所 航空声学研究室,西安 710065)

摘要: 由于飞机起落架的很多结构可以简化为圆柱,可以通过研究等离子体抑制双柱绕流的噪声来研究等离子体抑制起落架气动噪声的可能性。实验在低速风洞中进行,来流速度分别为34、51、68和85 m/s,采用在上游圆柱体模型后半部的内外表面铺设四组等离子体激励器的方法,验证等离子体激励抑制双柱绕流气动噪声的效果。结果表明:应用等离子体主动流动控制技术,单频降噪量最大为6 dB,总声压级最大降低了3 dB,并对噪声峰值频率产生了影响,激励前的二阶频率约为390 Hz,激励后的二阶频率约为510 Hz。

关键词: 双柱绕流;主动流动控制;介质阻挡放电;气动噪声

中图分类号: V211.73

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.03.005

Experimental Investigation of Noise Control Around Tandem Cylinder Based on Plasma Actuation

Li Hongli, Liu Xingqiang, Yan Hao

(Aeronautical Acoustics Laboratory, AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: Since many components of aircraft landing gear can be regarded as cylinders, so it is feasible to investigate the possibility of controlling landing gear's aerodynamic noise by using plasma through studying tandem cylinder's noise control method. Test is done in the low speed wind tunnel. The incoming flow speed is 34, 51, 68 and 85 m/s respectively. Four pairs of plasma actuators are amounted on the rear surface of upstream cylinder to verify the effects of noise control around tandem cylinder based on plasma actuation. Results show that using active flow control method based on plasma actuation, the maximum sound pressure level in one frequency is reduced up to 6dB; the maximum of overall sound pressure level is reduced up to 3 dB. At the same time, the cylinder noise peak frequency is affected, the second tone frequency is about 390 Hz before plasma actuation working, while after plasma actuation is off, the second tone frequency changed to 510 Hz.

Key words: flow around tandem cylinder; active flow control; dielectric barrier discharge; aerodynamic noise

0 引言

飞机在起飞和着陆时,起落架处于打开状态,气流流经起落架产生的气动噪声是机体噪声的主要来源之一。因此在降低飞机机体噪声研究中,起落架降噪一直是研究的热点。

由于起落架很多结构可以简化为圆柱,例如起

落架轮、软管以及支柱。在研究起落架噪声时,通常将其简化为串列圆柱模型,通过研究圆柱绕流实现降低起落架气动噪声的最终目的。

圆柱绕流是流体力学的基本研究课题。研究圆柱绕流的流动控制技术,有助于解决由于流动诱导的振动、尾迹湍流、噪声和阻力等问题。目前常用的圆柱绕流控制方法有:在圆柱后放置分隔板或小棒、吹吸气以及在圆柱上布置基于电磁力的激励器等^[1]。

控制圆柱绕流可以用来实现增升、减阻、减噪和抗振等功能。A. Rosko^[2]在圆柱体后缘插入长

收稿日期:2016-05-07; 修回日期:2016-06-30

基金项目:航空科学基金(20121223006)

通信作者:李红丽,lihongli0@163.com

度大于圆柱直径 5 倍的分隔板,在雷诺数 $Re = 1.45 \times 10^4$ 时,圆柱尾流旋涡脱离现象消失;M. Schumm 等^[3]在圆柱的底部抽吸气流以达到抑制旋涡分离的效果;周本谋等^[4]通过作用于电介质溶液流体边界层上的 Lorentz 电磁力以控制流动形态和圆柱尾迹的流动结构,实现电磁力消涡和增涡的连续控制。

随着等离子体流动控制技术的出现,对等离子体激励控制圆柱绕流的问题,开展了越来越多的研究。

G. Artana 等^[5]通过高压直流电源驱动铺设在圆柱表面上的一组电极,产生等离子体激励以改变流体的边界流动状态,诱导圆柱体表面边界层流动加速,减小尾流旋涡的大小;A. Asghar^[6]采用 5 kHz 频率的电源驱动圆柱上层裸露电极,在 $5 \text{ kHz} + \Delta f$ 的频率激励下层封装电极,构成差频,与旋涡脱离的频率同步,从而实现了两个圆柱后的脱体涡同相。

F. O. Thomas 等^[7]采用等离子体激励器对圆柱绕流及其诱发的气动噪声进行控制,发现等离子体激励器可以有效抑制圆柱绕流形成的卡门涡街,并使近场声压级减小 13 dB; Timothy N. Jukes 等^[8]利用脉冲等离子体激励控制圆柱尾迹结构和升阻力;Huang Xun 等^[9]在起落架圆柱模型 $\pm 90^\circ$ 位置布置等离子体激励器,用于控制飞机起落架尾流流场和气动噪声;李应红等^[10-11]、李刚等^[12]、李文丰等^[13]利用等离子体激励器产生的流动扰动,有效控制圆柱绕流的流动分离。

目前对等离子体激励控制圆柱绕流的研究主要集中在单圆柱绕流的绕流场结构^[14],对串列圆柱的研究相对很少,而对等离子体激励控制双柱绕流气动噪声的研究更少^[15]。

本文在低速风洞中进行等离子体激励控制双柱绕流气动噪声的实验,采用在上游圆柱体内外表面铺设等离子体激励器的方法,验证等离子体激励抑制双柱绕流气动噪声的效果。将其应用到起落架噪声控制中,以期能够达到控制起落架气动噪声的目的。

1 实验系统

等离子体控制双柱绕流气动噪声实验系统主

要由高压等离子体激励电源、铺设等离子体激励器的实验圆柱、低速风洞和噪声信号数据采集系统组成。实验全景图如图 1 所示。

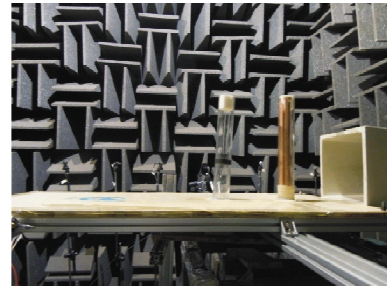


图 1 实验全景图

Fig. 1 The overall experiment photo

1.1 等离子体激励电源

实验采用 CTP-2000K 介质阻挡放电等离子体电源(如图 2 所示),其输出电压为 $0 \sim 30 \text{ kV}$ 连续可调,频率为 $0 \sim 10 \text{ kHz}$ 连续可调,输出波形为正弦波。



图 2 等离子体激励电源

Fig. 2 Plasma actuator power

采用高压电源给等离子体激励器供电,在高压电源激励下,激励器电极附近的空气被电离,在圆柱的周围产生一层蓝紫色的介质阻挡放电等离子体。

1.2 圆柱模型和等离子体激励器

1.2.1 圆柱模型

实验用串列圆柱由沿流向布置的两个圆柱组成,均采用有机玻璃材质,直径均为 60 mm ,其中内壁厚度为 5 mm ,长度均为 50 cm 。

圆柱垂直安装在全消声室中,来流方向与双圆柱圆心连线平行,如图 3 所示,固定间距比 $L/D =$

4, 其中 L 为两圆柱圆心之间距离, D 为圆柱直径。

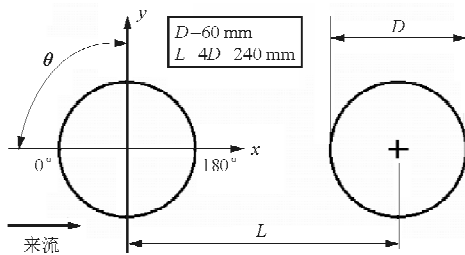


图3 串列圆柱示意图

Fig. 3 Diagram of tandem circular cylinders

1.2.2 等离子体激励器

使用圆柱的有机玻璃壁作为等离子体激励器的绝缘介质,在上游圆柱后半部的内外表面、沿展向平行铺设4组电极构成等离子体激励器,电极材料为铜箔,铜箔厚度为0.065 cm,宽度为1 cm,上、下电极间距为0,两组电极之间距离为0.5 cm,电极长度为30 cm,即覆盖圆柱轴向长度的60%,电极之间采用并联的方式,连接到高压电源上。等离子体激励器示意图如图4所示。

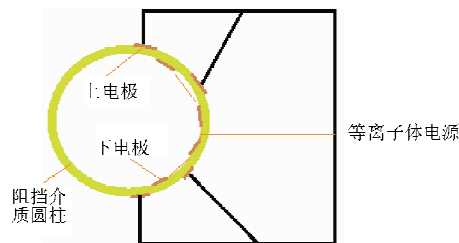


图4 等离子体激励器示意图(轴向)

Fig. 4 Diagram of plasma actuator(from axis view)

1.3 噪声信号数据采集系统

采用6只4189型传声器、32通道声振分析系统和计算机组成的声学测量系统(如图5所示),共计布置6个传声器,测试圆柱绕流引起的噪声。固定传声器高度为平行于串列圆柱展向长度的中心位置,约为1.65 m。测点1~6布置在以坐标 $(9.11 D, -2.4 D)$ 为圆心(即圆心为 $(54 \text{ cm}, -14 \text{ cm})$)、 $26.67 D$ (即1.6 m)为半径的半圆上,测点1~6与 x 轴正向的夹角分别为 $135^\circ, 120^\circ, 105^\circ, 90^\circ, 75^\circ, 60^\circ$,坐标位置详细如表1所示(坐标原点为上游圆柱的圆心)。

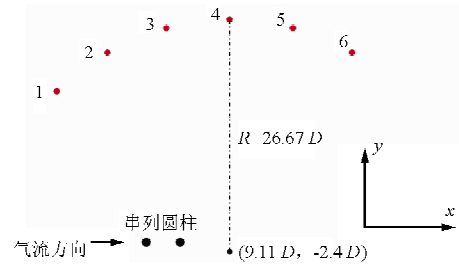


图5 噪声测点示意图

Fig. 5 Diagram of noise measuring points

表1 噪声测点位置示意图

Table 1 Diagram of noise measuring points location

测点编号	相对圆柱直径坐标	测点具体坐标值
1	$(-9.75 D, 16.46 D)$	$(-58 \text{ cm}, 98 \text{ cm})$
2	$(-4.22 D, 20.69 D)$	$(25 \text{ cm}, 124 \text{ cm})$
3	$(2.21 D, 23.36 D)$	$(13 \text{ cm}, 140 \text{ cm})$
4	$(9.11 D, 24.27 D)$	$(54 \text{ cm}, 145 \text{ cm})$
5	$(16.01 D, 23.36 D)$	$(96 \text{ cm}, 140 \text{ cm})$
6	$(22.44 D, 20.69 D)$	$(134 \text{ cm}, 124 \text{ cm})$

1.4 低速风洞

双柱绕流控制实验在某全消声室中进行。全消声实验室的容积为 125 m^3 ,全消声室的四周墙壁和地面均安装吸声尖劈,可以有效地避免反射声对圆柱绕流噪声测试的影响。

串列圆柱安装在开口风洞的试验平台上,风洞出口尺寸为 $0.27 \text{ m} \times 0.33 \text{ m}$,来流中心湍度小于1%。

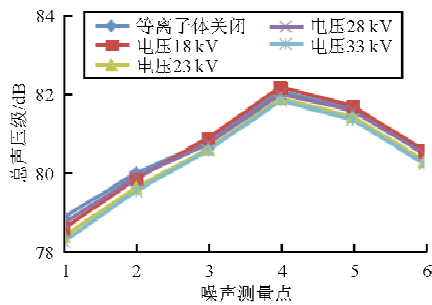
由于起落架主要在飞机起飞和着陆时打开,此时气流速度很低,小于等于 0.3 Ma ,因此实验中控制来流速度分别为 $34(0.1 \text{ Ma})$ 、 $51(0.15 \text{ Ma})$ 、 $68(0.2 \text{ Ma})$ 和 $85 \text{ m/s}(0.25 \text{ Ma})$ 。

2 实验结果及分析

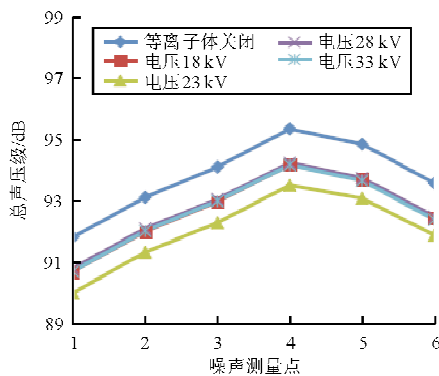
2.1 等离子体激励对总声压级的影响

不同供电电压下,6个测点在不同来流速度的总声压级值如图6所示,可以看出双柱绕流产生的气动噪声具有明显的指向性,圆柱体后方的总声压级大于圆柱体前方相应位置的总声压级,这是由于

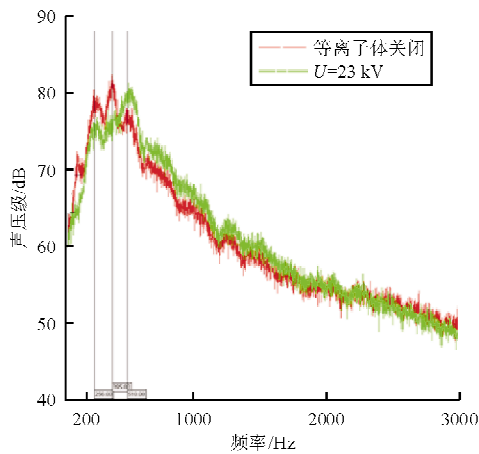
下游圆柱体是整个串联圆柱体的主要噪声源,下游圆柱能够产生较大的远场气动噪声;当来流速度为 85 m/s 时,圆柱后方测点 6 总声压级最大降低了约 3 dB,且当供电电压为 23 kV 和 28 kV 时,对噪声的抑制效果最好,表明等离子体抑制气动噪声的效果并不是单纯的随供电电压的增加而加强,而是存在一个最优供电电压范围,超过此供电电压范围,等离子体对噪声的抑制效果反而会降低。



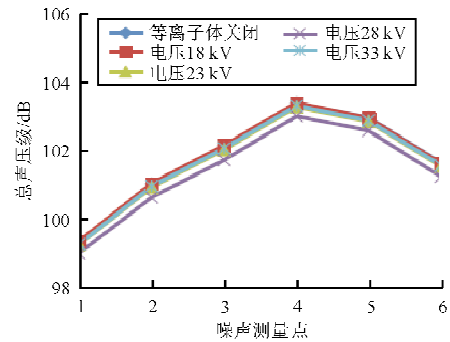
(a) $v=34$ m/s



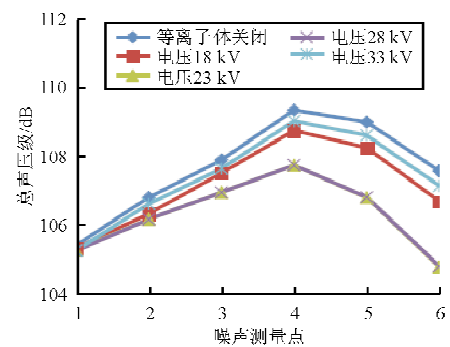
(b) $v=51$ m/s



(a1) $U=23$ kV



(c) $v=68$ m/s

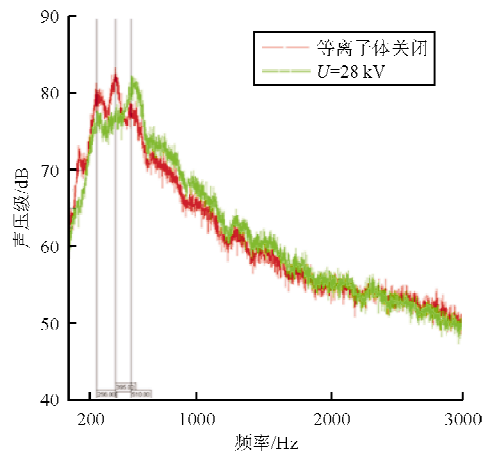


(d) $v=85$ m/s

图 6 不同供电电压下总声压级值
Fig. 6 The overall sound pressure level in different supply voltage

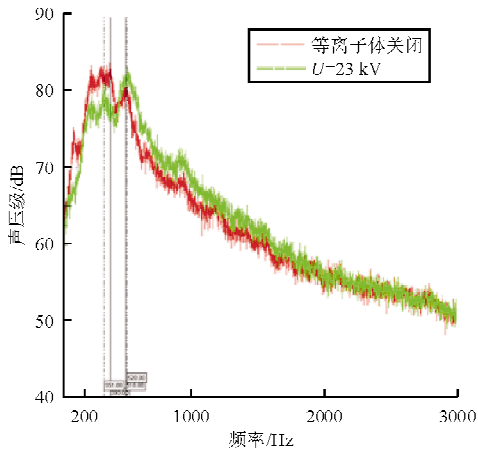
2.2 等离子体激励对噪声频谱的影响

由于来流速度为 85 m/s,供电电压为 23 kV 和 28 kV,等离子体激励对双柱绕流气动噪声的抑制效果最好,来流速度为 85 m/s 时,等离子体对双柱绕流气动噪声影响的频谱分布对比如图 7 所示。

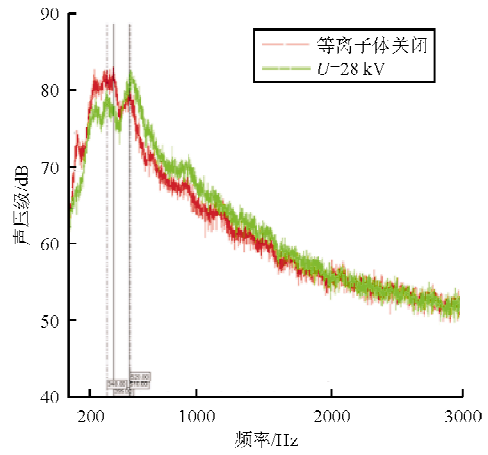


(a2) $U=28$ kV

(a) 测点 1

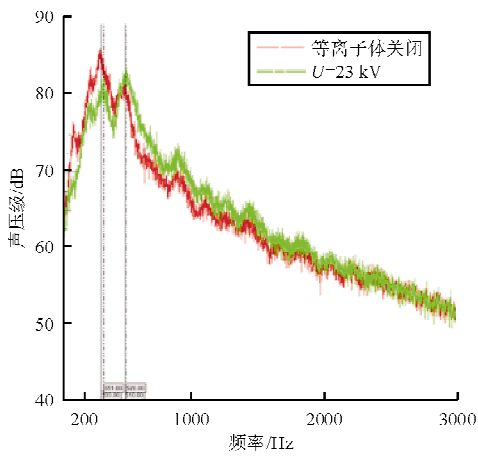


(b1) $U=23$ kV

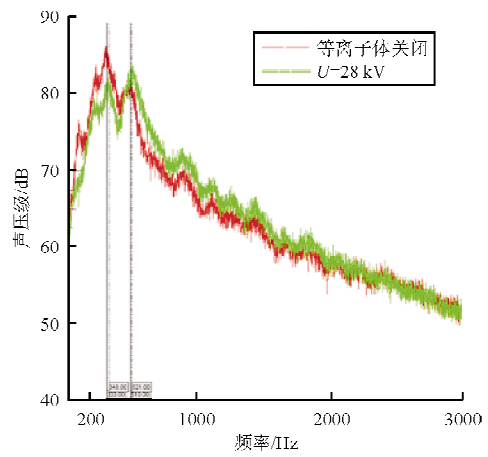


(b2) $U=28$ kV

(b) 测点 2

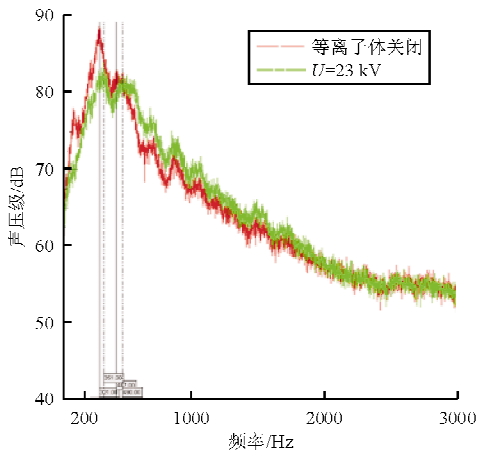


(c1) $U=23$ kV

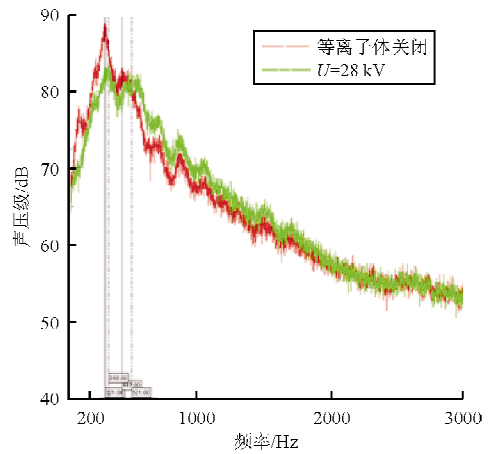


(c2) $U=28$ kV

(c) 测点 3



(d1) $U=23$ kV



(d2) $U=28$ kV

(d) 测点 4

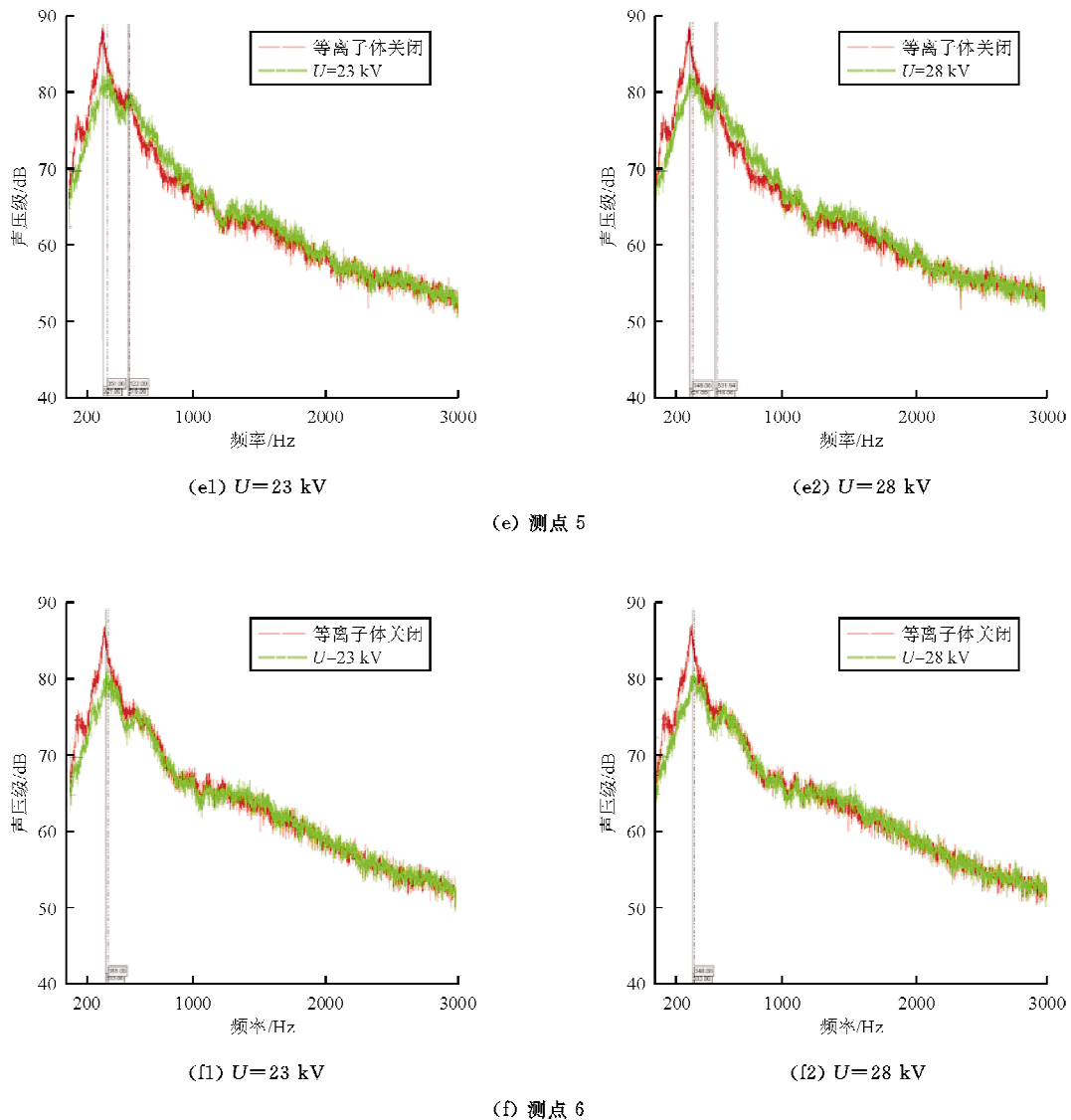


图7 来流速度为85 m/s时6个测点线谱对比

Fig. 7 Comparison of frequency spectrum when incoming velocity is 85 m/s (six points)

从图7可以看出:噪声在很宽的频率上都有分布,串联圆柱产生的气动噪声属于宽频噪声,等离子体主要降低了双柱绕流的低频噪声(低于500 Hz),对高频噪声影响不大;单频上的最大降噪量达到了6 dB,并且对双柱绕流的峰值频率产生了影响,等离子体激励前二阶频率约为390 Hz,激励后二阶频率约为510 Hz,表明等离子体不仅能够降低串联圆柱气动噪声的声压级值,还会对峰值频率产生影响。

3 测试结果可靠性分析

串联圆柱气动噪声实验在某全消声室中完成,

配备了完善的声学测试设备和测试人员,在此基础上,承担了大量的声学研究实验,积累了丰富的声学测试经验,取得了丰硕的研究成果。实验场地、测试设备和测试人员均保证了测试结果的可靠性。

等离子体会影响双柱绕流卡门涡街的形成,而卡门涡街正是串联圆柱气动噪声形成的重要原因,由此也可推断出,采用等离子体会抑制气动噪声的声压级以及影响峰值频率,实验结果也证实了上述结论。

4 结论

(1) 采用等离子体主动流动控制可以降低串

列圆柱的气动噪声,但是其抑制效果并非随供电电压的增加而线性增加,而是存在一个最优供电电压范围。当供电电压为 23~28 kV 时,等离子体对串列圆柱气动噪声控制效果最好,超过 28 kV,控制效果不再增加。在实际应用中,应综合考虑各种因素,以达到对气动噪声的最优控制,不能单纯考虑增加供电电压的方式。

(2) 由于等离子体的作用,降低了串列圆柱气动噪声的总声压级约 3 dB,因此在飞机起落架上安装等离子体气动激励,在合适的电压以及激励器条件下,能够对气动噪声产生一定的抑制效果。关于等离子体能够降低串列圆柱的气动噪声,主要是因为等离子体改变了上游圆柱下方的流场结构,导致卡门涡街的生成受到影响,而卡门涡街的形成、输运和破裂正是气动噪声形成的主要原因。

(3) 由于实验室主要对声学进行测试和研究,流场测试设备欠缺,以致于未能对双柱绕流的流场结构进行研究,后续研究中可以通过数值仿真或实验的手段,重点加强对此方面内容的研究,探讨等离子体降低串列圆柱气动噪声的机理。

参考文献

- [1] 魏洋亭,宋慧敏,李应红. 等离子体激励控制圆柱绕流的影响因素分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2007,8(3):1-3.
Wei Fengting, Song Huimin, Li Yinghong. Analysis of factors affecting plasma actuation based cylinder-around-flow control[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2007, 8(3): 1-3. (in Chinese)
- [2] Rosko A. On the wake and drag of bluff bodies[J]. Journal of Aerospace Sciences, 1955, 22(2): 124-132.
- [3] Schumm M, Berger E, Monkewitz P A. Self-excited oscillations in the wake of two-dimensional bluff bodies and their control[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1994, 271: 17-53.
- [4] 周本谋,范宝春,陈志华. 电磁力连续控制圆柱绕流态变化的研究[J]. 流体力学实验与测量,2004,18(1):10-14.
Zhou Benmou, Fan Baochun, Chen Zhihua. Investigation of the flow field structure controlling around a circular cylinder by means of electromagnetic forces[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(1): 10-14. (in Chinese)
- [5] Artana G, Diprimio G N, Moreau E, et al. Electrohydrodynamic actuators on a subsonic air flow around a circular cylinder[R]. AIAA-2001-3056, 2001.
- [6] Asghar A. Controlling shedding from circular cylinders using plasma actuators[D]. Indiana: University of Notre Dame, 2004.
- [7] Thomas F O, Kozlov A, Corke T C. Plasma actuators for landing gear noise control[R]. AIAA-2005-3010, 2005.
- [8] Timothy N Jukes, Kwing So Chol. Flow control around a circular cylinder using pulsed dielectric barrier discharge surface plasma [J]. Physics of Fluids, 2009, 21(8): 301-327.
- [9] Xun Huang, Xin Zhang. Plasma actuators for noise control [J]. International Journal of Aeroacoustics, 2010, 9(4/5): 679-704.
- [10] 苏长兵,宋慧敏,李应红. 基于等离子体激励的圆柱绕流控制实验研究[J]. 实验流体力学,2006,20(4):45-48.
Su Changbing, Song Huimin, Li Yinghong. Experiments of the flow field structure control around a circular cylinder based on plasma actuation[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(4): 45-48. (in Chinese)
- [11] Wu Yun, Li Yinghong, Zhu Junqiang, et al. Experimental investigation of a subsonic compressor with plasma actuation treated casing[C]. AIAA-2007-3849, 2007.
- [12] 李钢,李扶明,聂超群. 介质阻挡放电等离子体对圆柱绕流尾迹区流场影响实验研究[J]. 科技导报,2008,26(2):51-55.
Li Gang, Li Yiming, Nie Chaoqun. Experimental investigation on effects of dielectric barrier discharge plasma on flow field in the wake of circular cylinder cross flow[J]. Review Science & Technology, 2008, 26(2): 51-55. (in Chinese)
- [13] 李文丰,蔡晋生,郝江南. 双极性等离子体激励器圆柱绕流控制实验研究[J]. 实验流体力学,2013,27(3):538-546.
Li Wenfeng, Cai Jinsheng, Hao Jiangnan. Flowcontrol on a circular cylinder using multi-bipolar plasma actuator[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(3): 538-546. (in Chinese)
- [14] Flint O Thomas, Alexey Kozlov, Thomas C Corke. Plasmaactuators for cylinder flow control and noise reduction [J]. AIAA Journal, 2008, 46(8): 1921-1931.
- [15] Flint O Thomas, Alexey Kozlov. Plasma flow control of cylinders in a tandem configuration[R]. AIAA-2010-4703, 2010.

作者简介:

李红丽(1984—),女,硕士,工程师。主要研究方向:气动声学。

刘兴强(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:气动声学。

延浩(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:气动声学。

(编辑:赵毓梅)