

刷毛翼型尾缘噪声控制实验研究

许影博 李晓东 何敬玉

(北京航空航天大学能源与动力工程学院,北京,100191)

摘要:利用具有全消声环境的低速开口风洞研究了采用翼型尾缘刷毛来控制翼型噪声的方法,研究了不同迎角情况下不同长度和间距刷毛对翼型远声场气动噪声的影响以及翼型表面压力的影响,并把该方法与锯齿尾缘降噪方法对比,研究了不同工况下两种降噪方案对降噪效果的影响。实验结果表明,翼型尾缘附加刷毛是一种可行的降噪方案,尤其对中低频段具有比较明显的降低效果;降噪效果与刷毛的间距和长度有关;尾缘刷毛与锯齿尾缘相比具有更优的降噪效果。附加刷毛对翼型壁面动态压力载荷的影响较小。

关键词:尾缘噪声;刷毛型尾缘;远声场;翼型表面动态压力

中图分类号:TK83

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)05-0612-05

Experiment on Noise Control of Trailing Edge Brushes

Xu Yingbo, Li Xiaodong, He Jingyu

(School of Jet Propulsion, Beihang University, Beijing, 100191, China)

Abstract: Some experimental investigations are done on suppressing the airfoil noise by trailing edge brushes. All the experiments are carried out in the low-speed open jet wind tunnel which is in the anechoic chamber. The study is focused on the influence of the angle of attack of the airfoil on the far field noise and the airfoil surface pressure. In addition, the effect of the proposed method and that of the serrated trailing edge method on noise reduction are compared under different operating conditions. The result shows that the trailing edge brush is a feasible way to reduce the airfoil noise, especially for the low frequency component. It is revealed that the noise reduction is related to the length and interval of brush. And the trailing edge brushes are superior to a serrated trailing edge in noise reduction. Meanwhile, trailing edge brushes have little effect on the surface pressure of the airfoil.

Key words: trailing edge noise; trailing edge brushes; far field noise; airfoil surface dynamic pressure

翼型尾缘噪声在翼型气动噪声中占主要的地位^[1],翼型尾缘形状对翼型的气动特性有重要的影响,近年来,许多学者致力于研究翼型尾缘形状对翼型气动噪声的影响,尤其在仿生学方面,一直是人们研究探索的热门领域。猫头鹰的无声飞行吸引了许多研究者的注意,发现猫头鹰翅膀后部的柔软羽毛增加了流体的可穿透性,从而使得其在飞行中可以把声音降到最低。Bohn^[2], Fink 与 Bailey^[3]所做的风洞试验以及欧洲的 RAIN (Reduction of airframe and installation noise) 研究项目都

证明了流动可穿透性尾缘延伸段,如有毛孔或气孔的尾缘、刷子、锯齿型尾缘等,是降低尾缘噪声有效的方法,同时其他一些研究者也证实了翼型尾缘可穿透材料和刷毛型尾缘具有一定降噪效果^[4-8]。Herr 等^[9]的研究证实了这些推断,并说明刷毛尾缘能使宽带噪声最多降低 10 dB。

根据 Howe^[10]关于低马赫数条件下,零迎角流经平板翼型锯齿型尾缘的湍流气流产生噪声的研究,设锯齿间距为 λ ,齿根与齿尖距离为 $2h$,在频率满足 $\omega h/U \gg 1$ (U 是主流的速度)、锯齿轮廓与主流方

基金项目:国家重点基础研究发展计划(“九七三”计划)(2007CB714604)资助项目。

收稿日期:2011-04-29; **修订日期:**2011-08-12

通讯作者:李晓东,男,教授,博士生导师,1967年12月生, E-mail:lixid@buaa.edu.cn。

向角度小于 45° , 相比无锯齿化的翼型, 锯齿型尾缘噪声辐射强度降低至少 $10\log[1 + (4h/\lambda)^2]$ dB。在前期工作中, 作者对锯齿型翼型尾缘降噪效果进行了试验研究, 并对多种翼型尾缘齿型的降噪效果进行了比较。本文在已经开展的锯齿尾缘降噪研究基础上进一步研究翼型尾缘刷毛的降噪方法, 刷毛型尾缘不仅可以看做是锯齿型尾缘的极限情况, 而且刷毛的可穿透性和柔韧性可以改变流场结构, 减弱由于流体和硬壁面强烈作用产生的噪声, 针对刷毛的这些特性对不同刷毛长度和不同刷毛间距对翼型远声场和表面压力载荷的影响进行研究。第1节介绍实验方案的相关情况。第2节给出了不同工况下翼型远声场和壁面压力载荷的实验结果, 并分析了尾缘刷毛长度和间距对翼型远声场和壁面压力载荷的影响并比较了翼型刷毛尾缘与锯齿尾缘的降噪效果。

1 实验方案

1.1 翼型选择和尾缘刷毛的设计

考虑到要在翼型壁面钻压力载荷测量孔和在尾缘安装刷毛的实验需要, 选用了NACA系列翼型中较厚的一个型号NACA0018翼型作为实验件。

对于翼型流动可穿透的尾缘延伸段的应用, 其基本思想是减轻尾缘处翼型与湍流气流相互作用造成的不连续。柔性的刷毛能随流动而改变形状, 在不同条件下始终保持无载, 从而最小化对流动造成的扰动, 根据Howe^[10]的研究, 尾缘噪声随着锯齿后掠角的增加而降低, 刷毛与主流流动方向一致的刷子装置可以认为是锯齿后掠角无限大的极限情况。

本文通过设计不同尺寸的翼型尾缘刷毛, 对翼型壁面压力载荷和远声场特性进行测量, 研究翼型尾缘附加刷毛, 对翼型壁面压力载荷和远声场的影响。表1给出了几种不同的刷毛参数设计方案, 其中标准型为翼型尾缘不加任何处理的翼型, $B, C, D, D(a), D(b), E$ 和 F 方案均在翼型尾缘安装刷毛, 刷毛间距分别为 $0, 0, 0, 0.15, 0.26, 0$ 和 0 mm, 刷毛长度分别为 $3, 5, 7, 7, 7, 9$ 和 11 mm, 梳毛长度为超出翼型开槽边缘部分的长度如图1所示, 刷毛间距为刷毛之间的空隙距离。通过设计不同长度 l 和间距 d 的尾缘刷毛来研究翼型尾缘噪声随着刷毛长度和间距变化的变化规律, 在翼型壁面布置动态压力传感器, 测量不同长度和间距尾缘刷毛对翼型壁面压力和分布的影响。图1给出了翼型尾缘刷毛安装示意图, 通过在翼型尾缘开槽的方式把刷毛固定在翼型尾缘, 刷毛长度从超出翼型开槽边缘的

位置算起。图2为不同间距尾缘刷毛实物图。图3为翼型尾缘安装刷毛的实物图。

表1 尾缘刷毛参数

设计方案	标准型	B	C	D	$D(a)$	$D(b)$	E	F
l/mm		3.00	5.00	7.00	7.00	7.00	9.00	11.00
d/mm		0.00	0.00	0.00	0.15	0.26	0.00	0.00

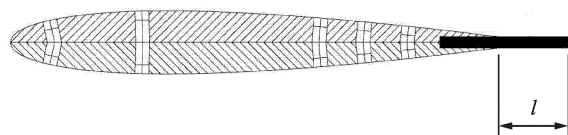


图1 翼型尾缘安装刷毛的示意图

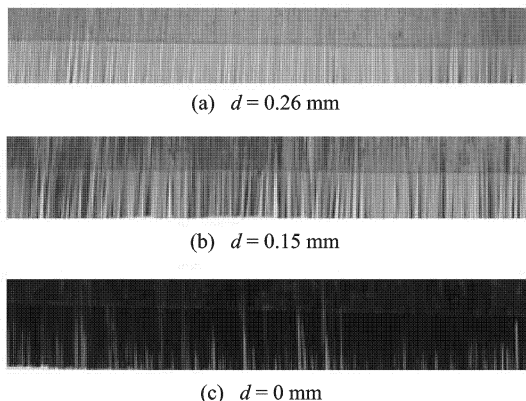


图2 不同间距刷毛

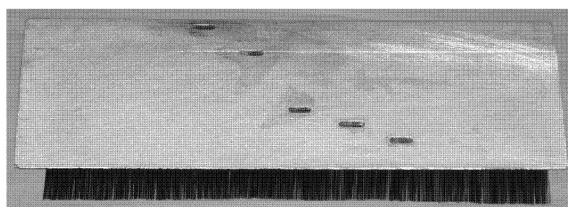


图3 翼型尾缘安装刷毛实物图

1.2 测点布置

通过在远场布置多支传声器来研究翼型的远场声学特性, 传声器的布置如图4所示, 以翼型中心为圆心的平面上, 在以60倍弦长为半径的圆周

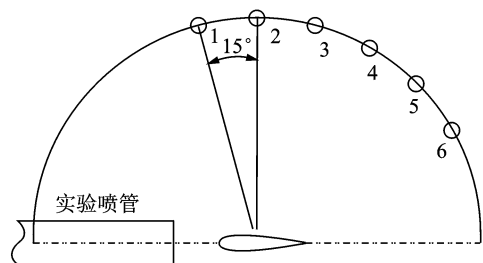


图4 远声场传声器布置

上间隔 15° 布置了 6 个传声器, 获取不同方向的远声场信息。在翼型壁面布置多个动态压力传感器来观察翼型的气动性能, 压力传感器布置如图 5 所示, 通过沿弦线方向布置多个动态压力传感器, 测量翼型表面压力变化情况。

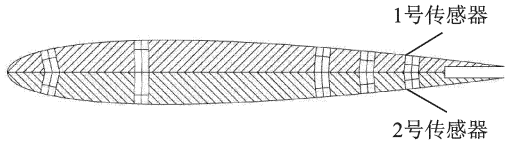


图5 压力传感器布置

1.3 实验台

本实验是在北京航空航天大学流体与声学工程实验室的全消声室里进行。风洞为暂冲式风洞, 其出口尺寸为 $150\text{ mm} \times 250\text{ mm}$ 。翼型展长为 160 mm , 弦长为 60 mm , 来流马赫数为 0.1 , 雷诺数为 1.4×10^5 , 翼型与风洞出口之间的距离为 10 倍的翼型弦长, 图 6 为翼型风洞实验台。壁面动态压力测量采用 Kulite LQ 系列传感器, 远声场测量采用 B & K 动态传声器和国产传声器 CH16。

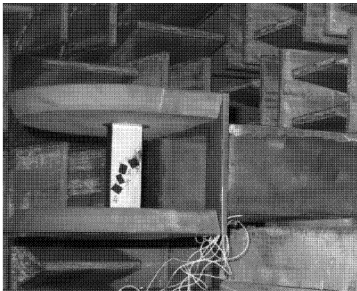


图6 翼型风洞实验台

2 实验结果分析

为了对不同长度和间距尾缘刷毛降噪效果进行研究, 对几种典型工况下的远声场频谱图进行比较, 并且给出了不同尾缘刷毛情况下翼型尾缘吸力

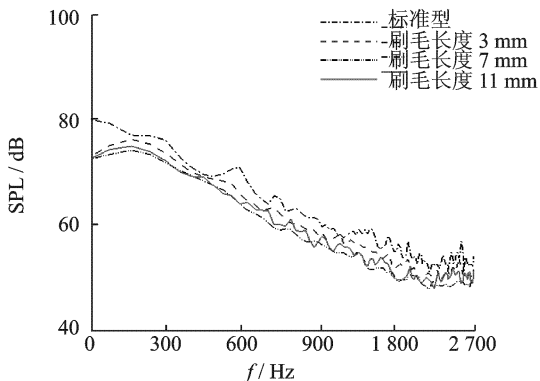


图7 不同长度刷毛与基本型对比(迎角 15° , 传声器 105° 方向)

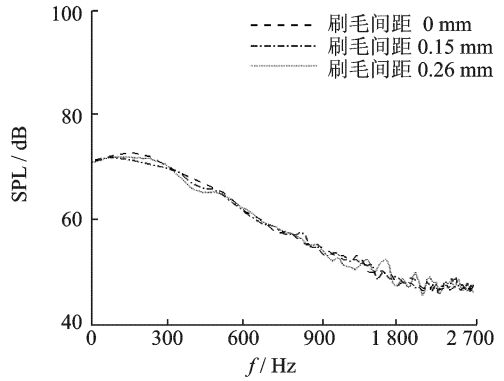


图8 刷毛长度为 7 mm 不同间距对比(迎角 15° , 传声器 105° 方向)

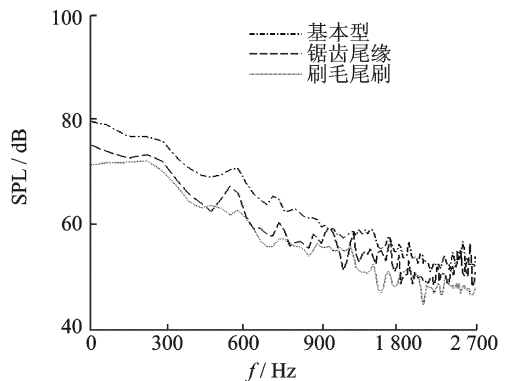


图9 刷毛尾缘与锯齿形尾缘对比(迎角 15° , 传声器 105° 方向)

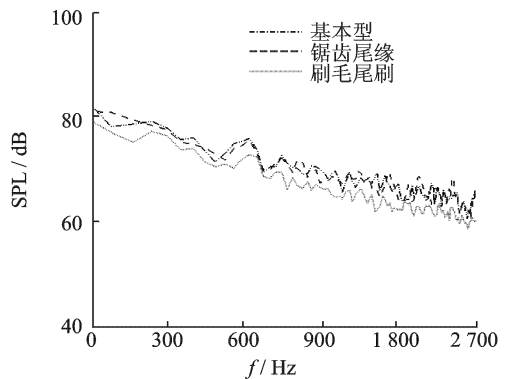


图10 刷毛尾缘与锯齿形尾缘对比(迎角 0° , 传声器 75° 方向)

面和压力面的壁面动态压力频谱图, 由于篇幅的限制, 本文只给出了部分试验结果。图 7~10 给出不同工况下的远声场频谱对比图, 图中横坐标为频率, 纵坐标表示声压级 (Sound pressure level, SPL)。

图 7 给出了间距为 0, 不同翼型尾缘刷毛长度在迎角为 15° 时 105° 传声器的频谱图。从中可以看出, 不同长度的尾缘刷毛均有降噪效果, 在一定

围内刷毛尾缘降噪效果随着梳毛长度的增加而增加,但长度高于某一个值之后降噪效果开始下降,其中7 mm 长度刷毛的降噪效果最好,尤其是在低频段,一方面,这是由于在翼型尾缘安装刷毛之后,引起翼型尾缘沿展向的不均匀性,使得涡系在经过翼型尾缘时结构发生改变,产生了尺度的迁移,使大尺度结构向小尺度转变,并且尾缘刷毛结构减小了翼型尾缘噪声辐射的有效展向长度,使得远声场噪声降低特别是低频部分;另一方面,尾缘刷毛具有可穿透性和柔韧性的特点,可穿透性使涡系在经过尾缘部分时,与尾缘梳毛相互作用,破坏了涡系的大尺度结构,使涡系向小尺度转移;柔韧性使涡系与尾缘的相互作用相对于硬壁尾缘更加平缓,减弱了翼型尾缘与湍流来流相互作用的不连续性,并且柔软的刷毛可以随着流场受力的不同任意改变形状,从而最小化对流动造成的扰动,减少了气流在尾缘位置的扰动量,从而降低了尾缘噪声;刷毛尾缘过短,无法对尾缘附近的流场产生充分的改善作用,刷毛尾缘过长,会由于刷毛本身与流体的作用引入额外的噪声。所以,合理地选择刷毛长度,可以更有效地降低翼型尾缘噪声。

图8给出了迎角为 6° , 75° 传声器方向不同尾缘刷毛间距的频谱图。从图中可以看出,尾缘刷毛长度为7 mm 时,降噪效果随着刷毛之间距离的增加而减小,这是由于随着刷毛之间间距的增加,刷毛对翼型尾缘流场的影响越来越弱,无法对由于尾缘形状变化引起的流动突变起到更好的缓冲作用,因此减弱了降噪效果。图9给出了翼型尾缘刷毛与翼型尾缘锯齿在迎角为 15° , 105° 传声器方向的频谱对比图。从图中可以看出,当翼型尾缘刷毛长度为7 mm 时,尾缘刷毛的降噪效果要优于尾缘锯齿。根据 Howe 给出的锯齿尾缘降噪量公式 $10 \times \log[1 + (4h/\lambda)^2]$, 刷毛尾缘可以看成是齿间距无限小的锯齿尾缘,也就是 λ 趋向于0。由公式可以看出,刷毛尾缘与具有固定齿间距 λ 值的锯齿型尾缘相比可以获得更好的降噪效果,实验结果与理论结果相符。图10中给出了 0° 迎角 75° 传声器方向上刷毛尾缘与锯齿尾缘的频谱图。从图中可以看出,锯齿尾缘在此工况下几乎没有降噪效果,但是刷毛尾缘依然有比较明显的降噪效果。

尾缘安装刷毛对翼型远场噪声控制有很明显的效果,特别是在 75° 和 105° 。方向在某些频率范围内可以有5 dB 的降噪量。与锯齿型尾缘相比,刷毛尾缘在 75° 和 105° 等中游和上游区域都有更好的降噪效果,在下游区域刷毛尾缘降噪效果与锯齿尾缘

降噪效果相当。因此,从整个远场的降噪效果来看,刷毛尾缘对降低翼型远场噪声具有更大的优势。

图11~14 分别给出了不同迎角下,一号和二号压力传感器的动态压力频谱结果,(图中纵坐标为把壁面动态压力载荷转换为声压级)一号动态压力传感器布置在翼型吸力面的尾缘附近,二号动态压力传感器布置在翼型压力面的尾缘附近。从图中可以看出,安装了尾缘刷毛之后,在翼型尾缘附近位置的传感器动态压力频谱基本没有变化,即尾缘安装刷毛对翼型壁面压力载荷影响很小,不会影响翼型的气动性能。

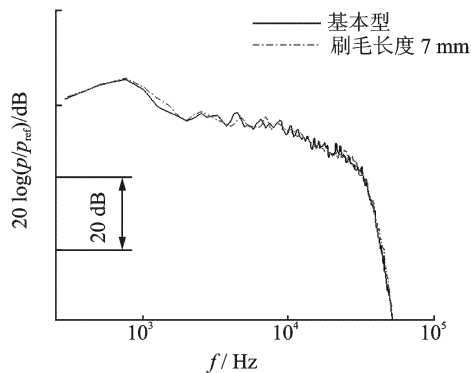


图11 刷毛尾缘翼型与基本型频谱对比(0° 迎角,一号传感器, $p_{ref} = 2 \times 10^{-5} \text{Pa}$)

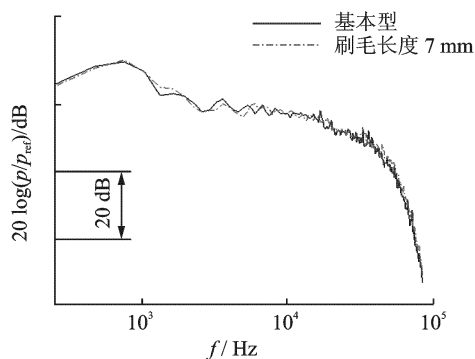


图12 刷毛尾缘翼型与基本型频谱对比(0° 迎角,二号传感器, $p_{ref} = 2 \times 10^{-5} \text{Pa}$)

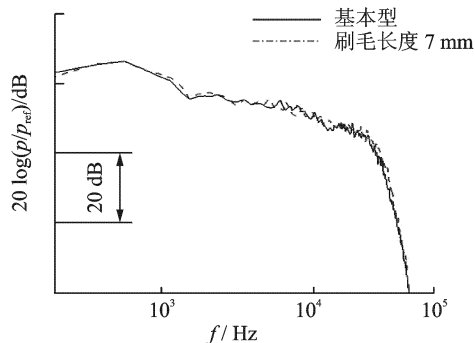


图13 刷毛尾缘翼型与基本型频谱对比(6° 迎角,一号传感器, $p_{ref} = 2 \times 10^{-5} \text{Pa}$)

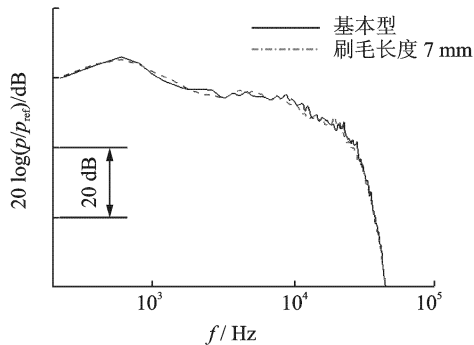


图14 刷毛尾缘翼型与基本型频谱对比(6° 迎角, 二号传感器, $p_{ref} = 2 \times 10^{-5} Pa$)

3 结 论

本文对通过翼型尾缘附加刷毛来降低翼型尾缘噪声的方法进行了实验研究,设计了多种不同的翼型尾缘刷毛,对不同刷毛长度和刷毛间距的刷毛尾缘翼型远声场声压和壁面动态压力载荷进行了测量,并与作者前期开展的翼型尾缘锯齿降噪方法的结果进行对比。测量结果表明,翼型尾缘刷毛有很好的降噪效果,降噪的频率主要集中在低频段。翼型尾缘刷毛的降噪效果在一定范围内随着刷毛长度的增加而增加,随着刷毛间距的增加而减小;本文设计的各种刷毛方案中,刷毛长度为7 mm,间距为0的翼型尾缘刷毛方案降噪效果最好,降噪量可以达到5 dB;翼型尾缘刷毛与锯齿尾缘相比具有更优的降噪效果。此外,翼型表面压力测量结果显示,翼型尾缘刷毛对翼型表面压力载荷的分布影响很小。

参考文献:

- [1] Brooks T F, Pope D S, Marcolini M A. Airfoil self-noise and prediction[R]. NASA 89-25673, 1989.
- [2] Bohn A J. Edge noise attenuation by porous-edge extensions[R]. AIAA Paper 76-80, 1976.
- [3] Fink M R, Bailey D A. Model tests of airframe noise reduction concepts[R]. AIAA-80-0979, 1980.
- [4] Drobiez R, Borchers I. Generic wind tunnel study on side edge noise [R]. AIAA Paper 2006-2509, 2006.
- [5] Dobrzynski W. Almost 40 years of airframe noise research; what did we achieve[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(2): 353-367.
- [6] Herr M. Design criteria for low-noise trailing-edges [R]. AIAA Paper 2007-3470, 2007.
- [7] Potter R C. An experiment to examine the effect of porous trailing edges on the sound generated by blades in an airflow[R]. NASA WR 68-6, 1968.
- [8] Revell J D, Kuntz H L, Balena F J, et al. Trailing-edge flap noise reduction by porous acoustic treatment[R]. AIAA Paper 1997-1646, 1997.
- [9] Herr M, Dobrzynski W. Experimental investigations in low-noise trailing-edge design[J]. AIAA Journal, 2005, 43(6): 1167-1175.
- [10] Howe M S. Noise produced by a sawtooth trailing edge [J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1991, 90(1): 482-487.