

文章编号:1000-8055(2021)08-1712-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20200375

连续式跨声速风洞试验段降噪技术

陈吉明^{1,2}, 吕金磊², 廖达雄², 吴盛豪², 裴海涛², 史志伟¹

(1. 南京航空航天大学 航空学院

非定常空气动力学与流动控制工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;

2. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计及测试技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 利用中国空气动力研究与发展中心(CARDC)0.6 m连续式跨声速风洞试验平台,分析了试验段噪声源产生及回路传播的机理,对压缩机尾罩和第四拐角段进行声学处理以降低来流噪声,并采用风洞二喉道节流状态运行抑制试验段下游噪声的前传,有效屏蔽了回路噪声对试验段的影响。据此开展了试验段不同通气壁型式、不同设计参数的主动降噪方案优化设计及其对比试验研究,获取了较优的试验段壁板设计方案,最终实现了风洞试验段气流压力脉动系数低于0.8%的噪声设计指标要求。

关 键 词: 连续式风洞; 跨声速风洞; 槽壁试验段; 噪声; 降噪实验

中图分类号: V211.74

文献标志码: A

Noise reduction technology in test section of continuous transonic wind tunnel

CHEN Jiming^{1,2}, LÜ Jinlei², LIAO Daxiong²,
WU Shenghao², PEI Haitao², SHI Zhiwei¹

(1. Key Laboratory of Unsteady Aerodynamics and Flow Control of Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: According to the acoustic experimental conducted in the 0.6m continuous transonic wind tunnel of CARDC (China Aerodynamics Research and DevelopmentCenter), the noise generation process in test section and the propagation process in tunnel circuit were re-researched. Acoustic treatments were performed on both the compressor rear cone and the fourth corner to prevent the emitted noise from propagating forward. Meanwhile the wind tunnel was running with second throat throttling to suppress the downstream noise. With those effective means to reduce the circuit noise, the optimization design of active noise reduction schemes with different ventilation wall types and different design parameters was carried out, then an excellent design for the test section wall was achieved. The wind tunnel pressure fluctuation coefficient

收稿日期:2020-09-05

基金项目:国家自然科学基金(51936010); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介:陈吉明(1975—),男,副研究员,硕士,主要研究方向为实验流体力学、风洞气动设计及流动控制。

通信作者:吕金磊(1980—),男,高级工程师,硕士,主要研究方向为气动声学、风洞噪声与振动控制。E-mail:lvjinlei@cardc.cn

引用格式:陈吉明,吕金磊,廖达雄,等.连续式跨声速风洞试验段降噪技术[J].航空动力学报,2021,36(8):1712-1719. CHEN Jiming, LÜ Jinlei, LIAO Daxiong, et al. Noise reduction technology in test section of continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1712-1719.

reached the target of less than 0.8%, the advanced international level.

Key words: continuous wind tunnel; transonic wind tunnel; noise; slotted test section; noise reduction test

风洞试验段动态流场参数(气流脉动)越来越受到空气动力学试验研究者的关注。在跨超声速风洞中开展模型试验时,试验结果及其精度会受到自由湍流度(涡流强度)、声响扰动(噪声)、低频压力脉动、温度脉动以及机械激振等因素影响,这些扰动会影响模型的绕流,尤其对非定常试验、边界层转捩试验等有着非常不利的影响。通常情况下,不同马赫数状态各类脉动对跨声速风洞的贡献规律为:当马赫数 $Ma \leq 0.6$ 时,速度脉动(湍流度)是主要的,压力脉动(噪声)次之,温度脉动可忽略;当 $0.6 \leq Ma \leq 1.3$ 时,压力脉动(噪声)是主要的,速度脉动(湍流度)次之,温度脉动可忽略;当 $1.3 \leq Ma \leq 1.6$ 时,压力脉动(噪声)是主要的,速度脉动和温度脉动可忽略。因此,在跨声速范围内,速度脉动(湍流度)和压力脉动(噪声)是跨声速风洞的主要不稳定源^[1-3]。

在风洞气动噪声研究方面,国外在20世纪60、70年代达到了鼎盛时期,产生了很多经典理论,如Mabey^[4-5]和Lowson^[6]分别依据各自的试验现象提出了气流噪声的预测公式,并被后来的相关研究工作者广泛引用;国内起步较晚,谷嘉锦、恽起麟、凌其杨等主要采用风洞试验手段验证了相关降噪方案^[7-9],吕金磊等也针对风洞试验段的噪声机理开展过一些研究^[10]。抑制噪声的成熟技术多种多样,可以利用设备改型直接从源头降低噪声(主动降噪);可以设置复杂的消声器,在传播路径上降低噪声(被动降噪);还可以通过隔、阻的方式减弱噪声对敏感点的影响^[11]。在高性能风洞设计过程中,这几种降噪方案都有运用,但是由于首先要满足风洞的空气动力学性能,这些降噪方法的采用会受到一定限制。譬如跨声速风洞通气壁试验段降噪方案设计必须首先满足其流场均匀性、稳定性及模型试验洞壁干扰性能等方面的要求。本文在全面系统梳理回路噪声源的基础上,开展了系统的风洞回路降噪设计,并且大幅提升了对象风洞的声学性能。

1 跨声速试验段噪声源分析

按照国际上的通用做法,高速风洞中评价噪

声的物理量,除了噪声声压级 SPL(sound pressure level,量符号用 L_p 表示)(式(1))以外,还有脉动压力系数 ΔC_p (式(2))和无量纲脉动压力谱密度谱。其中,脉动压力系数在表征高速风洞噪声水平时最为常用,因为在高速风洞 p_{rms} (气流压力波动的方均根值,即声压)与 q (气流动压)高度相关, p_{rms} 随着 q 的升高而增大,脉动压力系数的表征方法在一定程度上消除了两者的这种相关性。另外根据两者的定义,脉动压力系数可以与噪声声压级互相转换

$$L_p = 20 \lg(p_{rms}/p_{ref}) \quad (1)$$

$$\Delta C_p = p_{rms}/q \quad (2)$$

$$q = \frac{\gamma}{2} Ma^2 p \quad (3)$$

其中 p_{ref} 为参考压力,取值 $20 \mu\text{Pa}$; p 为气流静压。

$$L_p = 20 \lg(\Delta C_p) \left(\frac{\gamma}{2} \right) \left(\frac{p}{p_{atm}} \right) \left(\frac{p_{atm}}{p_{ref}} \right) Ma^2 \quad (4)$$

式中右侧的第2项与第4项为常数。对于给定的 ΔC_p 和 Ma ,当风洞的静压从 $1 \times 10^5 \text{ Pa}$ 增加到 $5 \times 10^5 \text{ Pa}$ 时, L_p 将增加14 dB。对于给定的 ΔC_p 和静压,当马赫数从0.1增加到1.0时, L_p 增加40 dB。如果试验时 L_p 的增加值低于按照静压和马赫数增加所预测的结果,那说明 ΔC_p 在减小。

目前,国内外多座典型跨声速风洞噪声水平见图1,FL-21、FL-23、FL-24、FL-26、FD-08、NH-1为国内跨超声速风洞,NLR-PT为荷兰宇航中

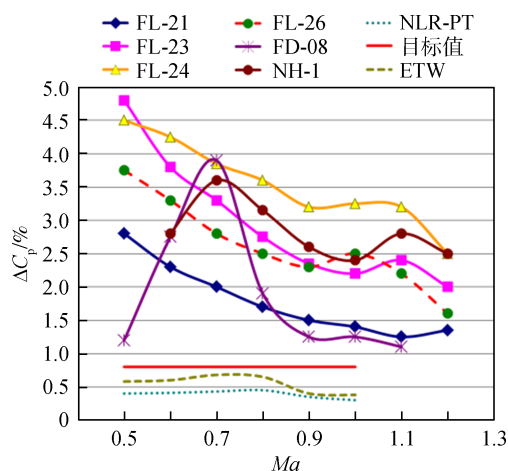


图1 国内外典型跨声速风洞试验段噪声

Fig.1 Noise of typical transonic wind tunnel test section at home and abroad

心高速风洞,ETW为德国跨声速低温高雷诺数风洞,相比起来,国内现有风洞噪声值普遍偏高。试验证明,过高的噪声对于风洞试验有着诸多不利的影响,例如:激起有害的抖振响应;缩短材料的疲劳寿命;造成结构破坏;延长精确采集信号所需要的平均时间等。在流速较高的跨超声速风洞中,噪声对非定常试验、边界层转捩试验等也都有着非常不利的影响。因此,近年开始兴建的风洞都对噪声指标提出了更高要求,参照国际公认跨声速风洞流场指标最好的ETW(European transonic wind tunnel)风洞的声学指标,我国正在建设的大型连续式跨声速风洞均提出了试验段 $\Delta C_p \leq 0.8\%$ 的要求。

跨声速试验段通常采用通气壁,具体有开孔壁和开槽壁,并在试验段周围配置驻室,风洞试验段内部气动噪声的传递方式如图2所示,涉及来流噪声,下游前传噪声,试验段尾端再入区的复杂三维流动引起的噪声,模型支架噪声,通气壁噪声等多种形式。按照产生位置来区分,影响到风洞试验段的噪声主要来自如下几个方面^[12-13]:

- 1) 来流噪声。
- 2) 洞壁边界层的扰动。
- 3) 气流流入、流出槽(孔)壁板产生的噪声。
- 4) 壁孔-风洞共振现象产生的噪声。
- 5) 再入区噪声。
- 6) 模型支架影响。
- 7) 驻室回流。
- 8) 下游前传噪声。

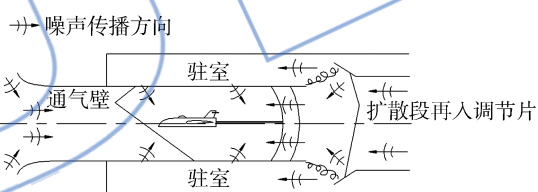


图2 跨声速风洞试验段噪声源分析

Fig.2 Noise sources analysis in transonic wind tunnel test sections

洞壁边界层噪声和试验段气流扩张形成的喷注噪声是实壁、通气壁试验段都存在的主要噪声源。关于洞壁边界层噪声,Lowson提出了著名的经验公式

$$p_{\text{rms}} = \frac{0.006}{1 + 0.14Ma^2} q \quad (5)$$

即压力脉动系数

$$\Delta C_p = \frac{0.006}{1 + 0.14Ma^2} \quad (6)$$

根据该经验公式,对应本文研究目标0.6 m风洞试验马赫数范围($Ma=0.2\sim 1.6$),预测洞壁边界层噪声值为 $\Delta C_p=0.6\%\sim 0.44\%$ 。可见,目前先进风洞提出的试验段流场噪声指标($\Delta C_p \leq 0.8\%$)很接近洞壁边界层噪声,同时表明低噪声跨声速试验段设计技术具有很强的挑战性。

本文相关研究在中国空气动力研究与发展中心(CARDC)-0.6 m连续式跨声速风洞(以下简称为0.6 m风洞)平台上进行。作为风洞最主要噪声源之一的主压缩机设置于第一、二拐角段之间,其辐射的噪声通过向上、下游传播影响试验段的背景噪声。

为了清楚掌握风洞的噪声强度和位置信息,针对0.6 m风洞回路沿程噪声进行了测试,选取的测点位置如图3所示的A-A、B-B、C-C、D-D、E-E、G-G、H-H、J-J及 10° 锥上(F点所示)等9个截面。除F点以外,其他各个截面测量结果通过周向布置的脉动压力传感器测得结果取算术平均得到平均声压级,并按照式(7)计算得到各个截面上的声功率级(用 L_w 表示),以此来表征风洞各个截面的声能量分布,见图4。

$$L_w = L_p + 10 \lg S + 10 \lg \frac{400}{\rho_0 c_0} \quad (7)$$

其中 S 为各个测量截面的面积, ρ_0 为当地气流密度, c_0 为当地气流声速。

从曲线可以得出以下两点结论:①试验段噪声值距目标级还有一定的差距。以 $Ma=0.7$ 状态为例,对应压力脉动系数0.7%的F点所在截面的噪声声功率级应当是135.5 dB,而实际值为138.1 dB。②根据风洞回路中各个截面噪声的变化趋势,判断0.6 m风洞的主要噪声源自风洞压缩机噪声向上下游传播的影响。

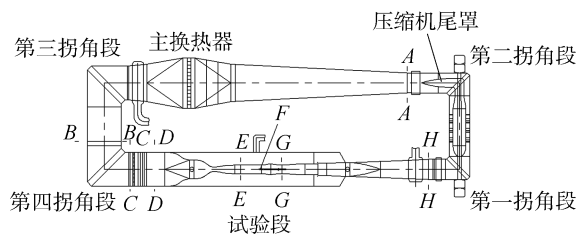


图3 风洞回路9个噪声测量截面分布示意图

Fig.3 Distribution diagram of nine noise measurement sections in wind tunnel circuit

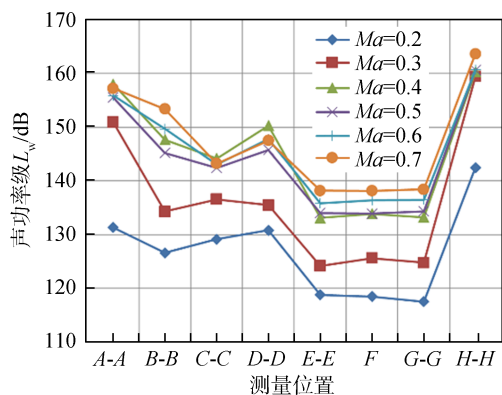


图4 风洞回路噪声测量结果

Fig.4 Measurement results of wind tunnel loop noise

基于以上两点,本文主要采取两个方面的措施来降低目标风洞的试验段背景噪声:①消除压缩机噪声对试验段的影响。②开展试验段低噪声通气壁板参数优化设计。

2 风洞回路降噪设计

为了抑制压缩机噪声顺气流传播对试验段的影响,本文对风洞第4拐角段和压缩机尾罩段进行了降噪设计^[13]。第4拐角段吸声结构与导流片组合设计,导流片采用弯板形式,迎气流端进行弧形整流,尾部楔形整流,导流片内部填充吸声材料,见图5(a)。压缩机尾罩段降噪设计见图5(b),由于当地的气流速度较高,采用组合多层微穿孔板结构。

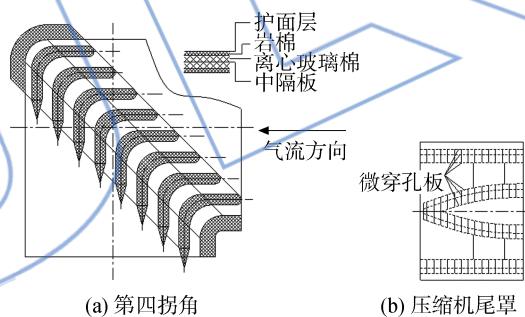


图5 风洞回路降噪设计方案示意图

Fig.5 Schematic diagram of noise reduction design scheme for wind tunnel loop

图6为实施上述降噪处理前后,C-C截面(上游强噪声区域)和E-E截面(试验段)噪声的变化曲线。上游来流噪声得到大幅抑制,试验段噪声也有一定的降低,但是下降幅度远远落后于上游强噪声区域,这表明上游降噪处理效果明显,而由于试验段自身产生了新的噪声,上游噪声传至试验段后占总噪声比例降低。图中 ΔL_p 为噪声

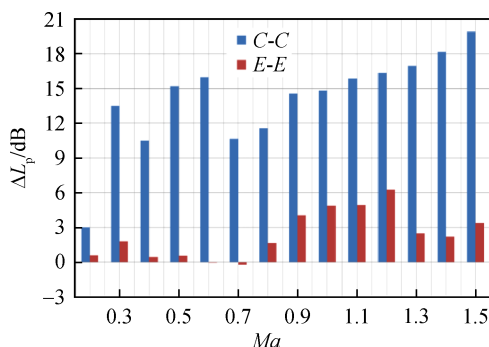
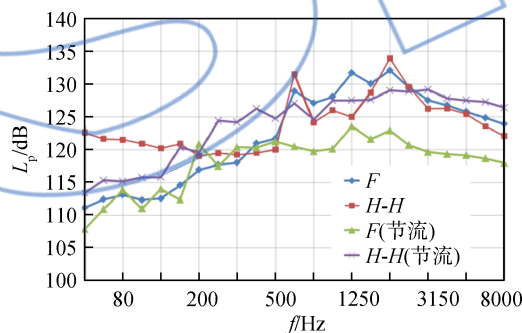


图6 降噪处理前、后回路噪声变化

Fig.6 Circuit noise changes before and after arranging the noise reduction treatment

差值。

在高速风洞中,风洞二喉道在起到精确控制试验 Ma 、提升风洞试验效率等作用的同时,可以用来完全阻隔试验段下游噪声的逆气流传播。通过调节二喉道的开度,实现节流——局部流动达到声速,从而完全阻止试验段下游噪声的前传,试验证明该方法也的确是行之有效的,见图7。

图7 二喉道节流对试验段噪声的影响($Ma=0.7$)Fig.7 Effect of the second throat throttling on the test section noise ($Ma=0.7$)

二喉道节流前后试验段噪声发生了显著的变化,节流前下游截面(H-H)噪声与试验段噪声(F)在较大范围内重叠,且强度较为接近,随着节流操作,试验段噪声强度减弱,谱线向下移动,而且下游截面噪声频谱变化不大,两条频谱曲线出现明显的分离。另外,二喉道节流前后,500 Hz以下频段内的噪声曲线变化较小,保持着近似的强度和变化趋势,分析应该是低频噪声来源的多样性和低耗散率的特点或者该频段内试验段自身噪声占优导致了这一现象。

综上,在风洞回路中设置的两个降噪组件的共同作用下,上游的噪声得到了有效的屏蔽,其对试验段的影响基本可以消除,结合二喉道节流,可

以营造相对独立的试验段声场,为风洞试验段的声学相关试验项目的开展提供了可能。

3 试验段声学优化

3.1 优化方案

在排除了回路传播噪声对试验段的影响以后,试验段成为了风洞的主要噪声源。由于结构的特殊性,跨声速风洞试验段通气壁板对于试验段噪声的贡献最大,是导致结果高于Lowson关于试验段壁面湍流边界层噪声经验值的直接原因。本项目在风洞回路进行降噪处理的基础上,针对开孔壁和开槽壁两类通气壁板试验段进行噪声测试研究,见图8。

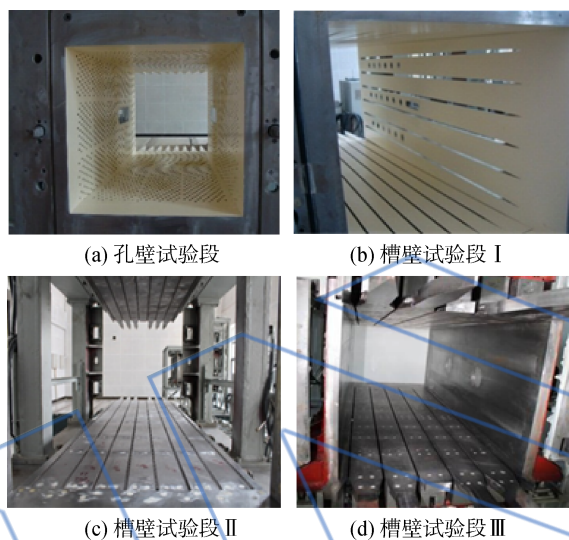


图8 采用不同壁板的风洞试验段试件
Fig.8 Wind tunnel test section specimens with different walls

开孔壁试验段是国内习惯采用的一种跨声速试验段,对开孔壁试验段的气流加速特性、洞壁干扰特性以及消波特性都做了大量的研究。国外,在开孔壁试验段的降噪方面进行了大量的研究,美国AEDC(阿诺德工程发展中心)1.2 m(4 ft)风洞和法国ONERA(法国国家宇航研究局)1.8 m(6 ft)风洞中进行了变开闭比、斜孔中加薄隔板和孔壁加网对噪声的影响试验,明显降低了试验段内的气流噪声水平,并较好地减小了孔边缘产生的啸叫噪声^[14]。

对于开槽壁试验段,国内采用很少。开槽壁试验段在欧美则使用的比较普遍,如美国的NTF(national wind tunnel facility)和欧洲的ETW均采用开槽壁试验段。英国的RAE(royal

academy of engineering)0.1 m(4 in)引导性风洞在开槽壁试验段的降噪方面研究结果表明:在开闭比保持不变的情况下,增加开槽的数量,可降低气流的压力脉动水平,槽壁加网后可进一步降低气流压力脉动^[15]。美国在进行NWTC(national wind tunnel complex)的论证和方案设计的过程,对开槽壁试验段也做了很多研究,他们不仅研究如何降低开槽壁试验段的气流噪声,同时还探索了改善开槽壁试验段消波特性等气动性能的一些新概念、新技术^[16]。从国外跨声速风洞的实际运转情况看,开槽壁试验段的气流噪声普遍比开孔壁试验段的气流噪声要低一些,目前气流动态品质最好的欧洲跨声速风洞ETW也是采用的开槽壁试验段。

本文参考国内外试验段降噪的研究结果,通过不同通气壁型式(开孔或开槽)及不同设计参数(开闭比、开槽数目、槽深等)的对比,开展了噪声性能研究。

3.2 不同试验段中心流噪声测试结果

由于边棱声的存在,孔壁试验段的噪声明显强于实壁和槽壁试验段,见图9。边棱声的发生频率也可以通过下式较为准确的预测^[17]

$$f = \frac{0.15Un^{1.68}}{(1+Ma)L} \quad (n=1,2,3,\dots) \quad (8)$$

式中 f 为斜孔的各阶共振频率, U 为自由流的速度, Ma 为自由流马赫数, L 为斜孔在顺气流方向的宽度。

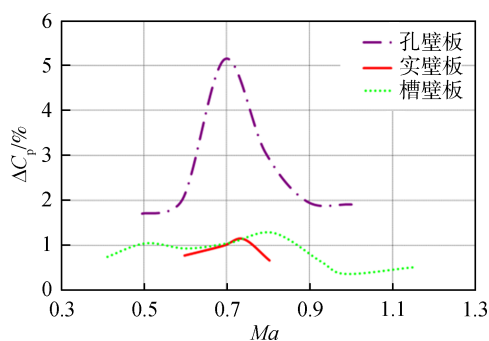


图9 不同壁板试验段噪声随 Ma 变化曲线
Fig.9 Variation curve of noise with Ma in different test sections

槽壁板辐射噪声的原理与孔壁相似,在模型试验区,也即槽的中部区域,试验段内的气流高速经由槽进入驻室,形成射流噪声,图10为通气壁内部气流 Ma 云图。

对于跨声速风洞开孔壁及开槽壁气动性能的

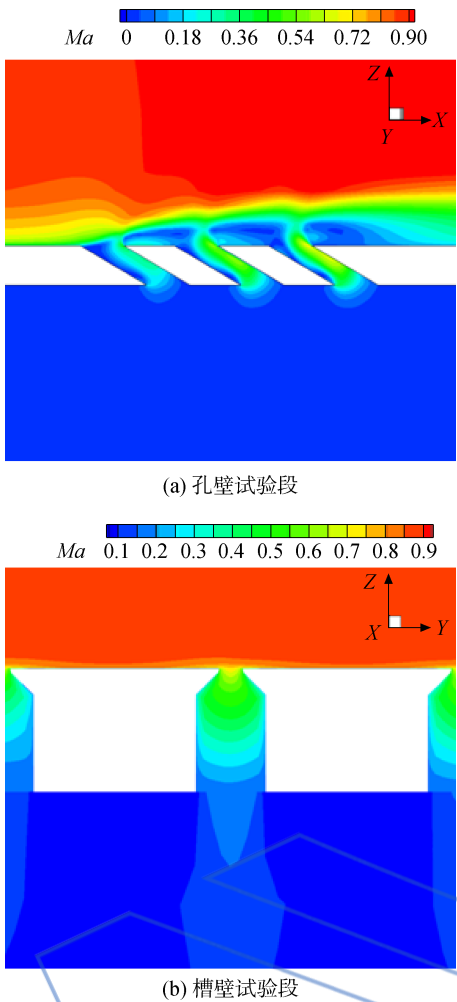


图 10 通气壁局部 Ma 云图
Fig.10 Ma cloud diagram of the local ventilation walls

研究文献较多,刘光远等对跨声速风洞孔壁的气动性能进行了测试^[18];丛成华等对孔壁试验段设计参数进行了数值仿真^[19]。

鞠炼等采用数值模拟方法研究了槽腔扩开形状和开槽形状对风洞流场品质的影响^[20]。本文的核心是研究试验段的声学性能,对其气动参数不进行过多论述,仅选取前期定型的几个槽壁板进行了测试研究,图 11 列出了声学性能较好的 5 种槽壁板的声学测试结果,图 12 为其结构断面示意图。

图 13 展示了不同试验状态条件下,风洞试验段的噪声强度,其中槽壁为 A 型试验件结果(其他型式如 C、D 型槽内安装中隔板对噪声影响不明显)。从图中可以得出以下 3 点结论:

- 1) 孔壁试验段的噪声过大,对开展风洞声学试验非常不利。
- 2) 回路降噪处理对于试验段噪声的降低起

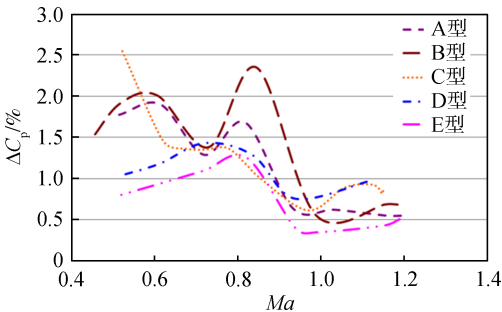


图 11 不同参数槽壁板试验段噪声随 Ma 变化曲线
Fig.11 Variation curve of noise and Ma in the test sections of slotted wall with different parameters

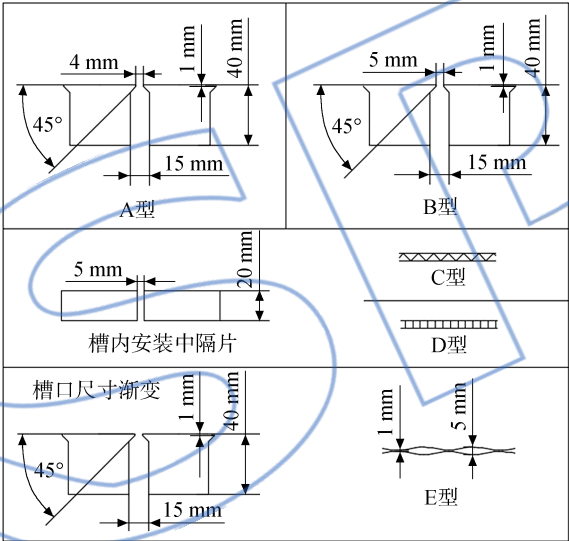


图 12 槽壁试验段槽参数示意图
Fig.12 Diagram of slotting parameters on the slotted wall test section

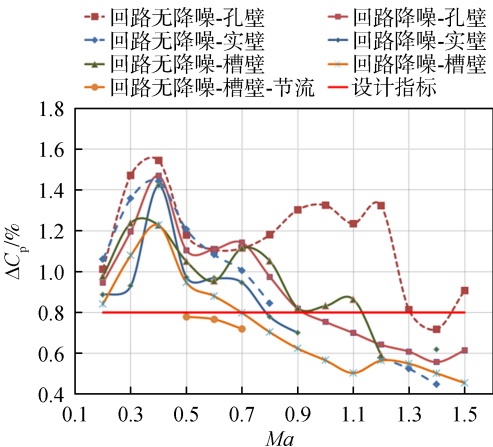


图 13 槽/孔壁试验段噪声测试结果
Fig.13 Results of the noise measurement in slotted and perforated test section

到了非常积极的作用,特别是 $Ma=0.7$ 以上区域。

3) 低马赫数区域($Ma < 0.7$)强噪声以试验段下游噪声前传为主,二喉道节流可以对其实现有效的控制。

至于在低马赫数范围($0.2 \leq Ma < 0.5$),试验段噪声依然偏高的问题,主要由于低马赫数状态二喉道节流调节范围有限,试验段下游噪声无法被阻隔所致。

4 结 论

在连续式跨声速风洞中,试验段的噪声较为复杂,除了沿回路传播的噪声以外,试验段的自噪声也在其中占有相当大的比例。本文首先采取多种措施对风洞回路噪声加以抑制,其次,开展了针对试验段通气壁板声学性能的优化试验研究。主要形成如下结论:

1) 在连续式跨声速风洞中,沿回路传播噪声对试验段的影响非常明显,本文所采用的降噪措施可以较为高效地抑制这一影响。

2) 试验段开槽通气壁槽型的优化对于降低试验段噪声的作用明显,且通过试验的方法确定了声学最优的槽型参数。

3) 在设置回路降噪装置以及二喉道节流运行,风洞上下游噪声对试验段影响被大幅抑制的前提下,采取试验段通气壁板的优选方案,0.6 m风洞达到噪声指标 $\Delta C_p \leq 0.8\%$ 的国际先进水平。

参考文献:

- [1] 廖达雄,陈吉明,彭强,等.连续式跨声速风洞设计关键技术[J].实验流体力学,2011,25(4):74-78.
LIAO Daxiong, CHEN Jiming, PENG Qiang, et al. Key design techniques of the low noise continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of experiments in fluid mechanics, 2011, 25(4):74-78. (in Chinese)
- [2] 廖达雄,陈吉明,郑娟,等.0.6 m连续式跨声速风洞总体性能[J].实验流体力学,2018,32(6):88-93.
LIAO Daxiong, CHEN Jiming, ZHENG Juan, et al. General performance of 0.6m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(6):88-93. (in Chinese)
- [3] WDAVIS M. Optimum transonic wind tunnel[R]. AIAA 86-0755, 1986.
- [4] MABEY D G. Flow unsteadiness and model vibration in wind tunnels at subsonic and transonic speeds[R]. London: Aeronautical Research Council, 1970.
- [5] MABEY D G. Some remarks on the design of transonic tunnels with low levels of flow unsteadiness[R]. NASA CR-2722, 1976.
- [6] LOWSON M V. Prediction of boundary layer pressure fluctuations[R]. AFFDL-TR-67-167, 1967.
- [7] 谷嘉锦.跨声速风洞试验段低噪声壁板模型的声学试验[J].空气动力学学报,2001,19(1):62-65.
GU Jiajin. Transonic wind tunnel acoustical experiment of low noise wall models for test section[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2001, 19(1):62-65. (in Chinese)
- [8] 恽起麟.降低0.6 m×0.6 m跨超声速风洞气流噪声的研究[J].空气动力学学报,1985(2):51-60.
YUN Qilin. Investigation on reducing the flow noise of the 0.6 m×0.6 m trisonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1985(2):51-60. (in Chinese)
- [9] 凌其杨,陶祖贤.先进跨声速风洞的设计技术[J].气动实验与测量控制,1996,10(3):11-16.
LING Qiyang, TAO Zuxian. Design technology for advanced transonic wind tunnel[J]. 1996, 10(3):11-16. (in Chinese)
- [10] 吕金磊,盛美萍,廖达雄,等.基于实验的跨声速风洞试验段噪声机理研究[J].空气动力学学报,2014,32(4):488-492.
LÜ Jinlei, SHENG Meiping, LIAO Daxiong, et al. Investigation about transonic wind tunnel test section noise mechanism based on experimental[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(4):488-492. (in Chinese)
- [11] 马大猷,沈壕.声学手册[M].北京:科学出版社,1983.
- [12] 伍荣林,王振羽.风洞设计原理[M].北京:北京航空学院出版社,1985.
- [13] 陈吉明,吴盛豪,陈振华,等.连续式跨声速风洞回路吸声降噪技术试验研究[J].西北工业大学学报,2020,38(4):855-861.
CHEN Jiming, WU Shenghao, CHEN Zhenhua, et al. Experiment research on noise reduction for continuous transonic wind tunnel loop[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(4):855-861. (in Chinese)
- [14] CREDLE O P. Perforated wall noise in the AEDC-PWT 16-FT and 4-FT transonic tunnels [R]. AEDC-TR-71-216, 1971.
- [15] SCHUTZENHOFER L A, HOWARD P W. Suppression of background noise in a transonic wind-tunnel test section [J]. AIAA Journal, 1975, 13(11):1467-1471.
- [16] FRANK W S. Development of the porous-slot geometry of the NWTC test section[C]//Proceedings of Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, US: AIAA, 1997:1-13.
- [17] DOUGHERTY N S, ANDERSON C F, PARKER R L. An experimental study on suppression of edgetones from perforated wind tunnel walls[R]. Washington: AIAA, 1976.
- [18] 刘光远,张林,陈德华,等.跨声速风洞斜孔壁非线性流动试验[J].航空学报,2019,40(5):31-38.
LIU Guangyuan, ZHANG Lin, CHEN Dehua, et al. Experiment on nonlinear flow near perforated wall with slanted

holes in transonic wind tunnel[J].Acta Aeronautica et Astro-
nautica Sinica,2019,40(5):31-38.(in Chinese)

[19] 丛成华,刘琴,张志峰,等.专用跨声速风洞开孔壁试验段
设计数值模拟[J].航空学报,2012,33(6):1014-1019.
CONG Chenghua,LIU Qin,ZHANG Zhifeng,et al.Numeri-
cal simulation of design of transonic wind tunnel perforated
test section[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,
2012,33(6):1014-1019.(in Chinese)

[20] 鞠炼,白俊强,郭斌,等.槽壁几何参数对跨声速风洞流场
品质的影响[J].航空学报,2016,37(5):1440-1453.
JU Lian,BAI Junqiang,GUO Bin,et al.Effect of geometry
parameters on flow field quality in a transonic slotted wind
tunnel[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(5):
1440-1453.(in Chinese)

(编辑:张 雪)

