

◇ 研究报告 ◇

中压气源亚/跨音速射流噪声试验台设计*

雷红胜[†] 张俊龙 张 军 赵 昱 卢翔宇

(中国空气动力研究与发展中心 绵阳 621000)

摘要: 在全消声室配套射流噪声试验台是开展射流噪声机理和测量方法研究的重要基础。该文研究了中压气源亚/跨音速射流噪声试验台设计,包括设计指标分析、系统软硬件组成、调试以及达到的效果等。结果表明,采用两级调压的方式可以较好地满足射流噪声研究所需的流量和压力需求,同时通过合理的流道设计,控制精度和流场品质均达到较高要求。与国际主流结果对比表明,该试验台测得的射流噪声信号具有极低的干扰噪声水平。

关键词: 射流噪声;两级调压;试验台

中图法分类号: V216.5+4

文献标识码: A

文章编号: 1000-310X(2020)01-0112-08

DOI: 10.11684/j.issn.1000-310X.2020.01.014

Design of the subsonic/transonic jet noise test equipment based on the medium-pressure air system

LEI Hongsheng ZHANG Junlong ZHANG Jun ZHAO Yu LU Xiangyu

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to develop the research on the jet-noise mechanism and the measuring method, the building of the test equipment in anechoic chamber is necessary. This paper introduces the design index, system composition, debugging and the effect of the jet noise test equipment based on the medium-pressure air system in detail. The test result showed that two stage pressure regulator could meet the jet noise test demand of the air flow rate and pressure. The result shows that the level of interference noise for the jet noise is very low compared with the main international test equipment.

Keywords: Jet noise; Two stage regulator; Test equipment

2019-06-20 收稿; 2019-10-23 定稿

*空气动力学重点实验室项目

作者简介: 雷红胜 (1981-), 男, 湖北枣阳人, 硕士, 研究方向: 风洞测控技术。

[†]通信作者 E-mail: 27404220@qq.com

0 引言

射流噪声是一类典型的气动噪声源,是气动声学领域的一个非常重要的研究方向^[1]。射流噪声问题涉及到航空动力、汽车排气、风机、阀门、空调、管道等诸多生产和生活领域。国内外学者在理论、数值模拟、实验研究以及噪声控制等方面开展了大量的工作,取得了一定的进展^[2],并应用于实际工程中,比如七八十年代关于喷注噪声的研究和应用^[3-7]。其中理论和数值工作可以为射流噪声预测提供指导,但还需要实验环节来进行验证,因此需要建立相应的射流系统。这方面国外起步较早,如NASA、GE公司以及Boeing公司等,建立了成套的专用设备^[8-10]。而国内在部分高校实验室,如北京航空航天大学、西北工业大学、华中科技大学建立了研究型射流试验装置等,开展了相应的研究^[11-13]。

随着射流噪声试验精准度需求的增加,射流噪声试验台应该建立在具有较为严格的消声环境中。中国空气动力研究与发展中心于2013年建设了10.8 m×8.4 m×7 m ($L \times W \times H$) 声学校准用全消声室,本底噪声7 dB(A),在此基础上配套射流噪声试验台,研究射流气动噪声的产生机理及降噪方法,将为发动机喷管降噪以及部分工业降噪等提供一定指导。本文着重介绍了试验台设计情况,并对试验结果进行了介绍。

1 设计目标

本试验台主要模拟航空发动机亚音速尾喷流噪声,其是航空发动机的最主要噪声来源之一。考虑到消声室为不通风驻室,如模拟高温射流,高温气体无法及时排除,因此本射流噪声研究装置只模拟冷喷流情况下的射流噪声。文献[14-16]给出了温度和尺度对射流噪声影响的相似参数。在射流噪声的产生机理和降噪措施评估中,采用冷射流装置开展噪声研究,也是具有较大指导意义的。设计目标主要考虑以下几个环节。

流速: 本试验台主要模拟航空发动机尾喷流的压力比和速度,模拟的速度范围为100~560 m/s。

喷口尺寸: 结合消声室尺寸以及远场噪声测量需要,喷口尺寸选为0.05~0.1 m。尺寸太小, Re 过

低,测得的噪声归一化频谱不符合频谱的自相似性;尺寸太大,供气需求过高,远场测量亦有一定限制。该试验台以0.05 m为典型喷口尺寸进行设计。

供气压力和流量: 该指标为试验台供气设计的依据。在流速已定的情况下,根据式(1)和式(2)计算可得压力为7.7 kPa~400 kPa(表压,下同)。

$$Ma = \sqrt{\frac{2 \times [(P^*/P)^{\frac{k-1}{k}} - 1]}{k-1}}, \quad (1)$$

$$V_j = Ma \times \sqrt{kRT}, \quad (2)$$

其中: P^* 和 P 分别为测量段测得的总压和环境静压,单位为Pa; R 为气体常数,对于空气,取值为287.06 J/(kg·K); k 比热比,对于空气取1.4; Ma 为马赫数。

考虑到管道一定的压力损失和一定的设计冗余,将测量段前的供气压力选定为7.7 kPa~500 kPa,同时以喷口尺寸直径为0.05 m为典型尺寸,以400 kPa测量段为流量计算最大总压,根据式(3)计算,可得最大气体质量流量为2.3 kg/s。考虑到一定的冗余,按2.5 kg/s进行阀门设计选型。最低质量流量根据公式(4)按100 m/s初步估算为0.24 kg/s。

$$Q = \frac{0.04042 \times A^* \times P^*}{\sqrt{T}}, \quad (3)$$

$$Q = \rho \cdot \frac{\pi}{4} D^2 V, \quad (4)$$

其中: Q 为质量流量,单位为kg/s; A^* 为喷口面积,单位为 m^2 ; T 为气体温度,以25℃计算; ρ 为空气密度,可取为1.225 kg/ m^3 ; D 为喷口直径,单位为m; V 为气流速度,单位为m/s。

另外考虑到射流噪声声能与速度八次方线性相关,因此对供气压力的控制精度提出了较高的要求,本项目供气压力控制精度定为目标压力的0.5%。

上述供气指标在满足航发尾喷噪声研究的基础上,亦可为阀门等常规工业领域提供降噪研究支撑。

2 试验台设计

2.1 试验台总体设计方案

射流供气系统一般有两种方案:一是通过鼓风机调速,实现供气的不同需求,但常规鼓风机压力达

不到相应需求,且流量不够,要满足指标需求,投入较大;二是通过压缩机压缩空气,存储于储气罐中,通过调节阀等措施实现供气需求。气动中心配套有较大容量的 2 MPa 中压储气罐,这为稳定持续的射流供气需求提供了基础条件。

试验台以 2 MPa 中压气源为动力,通过适当的气源管路改造,延伸至消声室建筑附近,通过配套相应的压力控制阀组达到目标压力,进行消音后引入全消声室,最后通过射流流道从喷口射出。其中供气压力控制和流道设计为重要环节。

2.2 供气压力设计

2.2.1 硬件设计

一般调节阀存在调节死区,建议工作调节区间在 15% ~ 85% 之间。本项目供气压力在 7.3 kPa ~ 500 kPa 之间,且供气流量 0.24 ~ 2.5 kg/s,相对而言压力和流量跨度较大,同一个调节阀很难同时满足低压小流量和高压大流量的供气需求,且常规阀门调节精度仅为 1%,达不到使用需求。满足各种不同压力和流量要求的压力精确控制为该项目的关键环节。

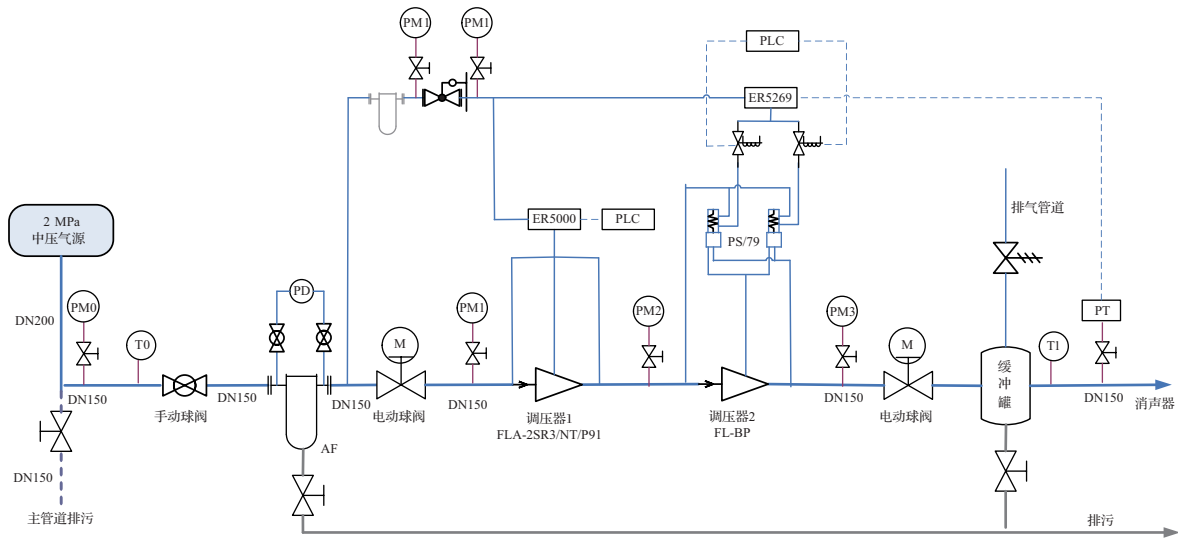


图1 供气系统流程图

Fig. 1 Scheme of air supply system

为了达到设计目标,选用爱默生电子压力控制器和调压阀(含指挥器)相结合的方式,通过两级调压的方式进行压力的精确控制,流程见图1。该系统主要包括过滤器、手动/电动球阀、调压阀(含指挥器)、电子压力控制器、安全阀、缓冲器、各种仪表以及S7-200 Smart PLC控制系统等组成。第一级通过FLA调压阀将2 MPa降到一个较低的固定压力,如1 MPa,亦可根据需要进行调整。第二级通过FL-BP调压阀在此基础上进一步减压,以达到使用要求。为了满足7 kPa和500 kPa的压力控制精度,采用两只指挥器并联切换(电磁阀进行切换)的方式分别适用低压和高压需求。两者均可本地手动调节,亦可通过ERTune TM 专用调试软件、模拟给定、上位机RS485通讯进行数字给定等方式进行调节。

为了达到监控要求,配置了S7-200 Smart PLC,

用于对供气系统的电动阀门、电磁阀、目标压力以及流道温度等进行监控,见图2。

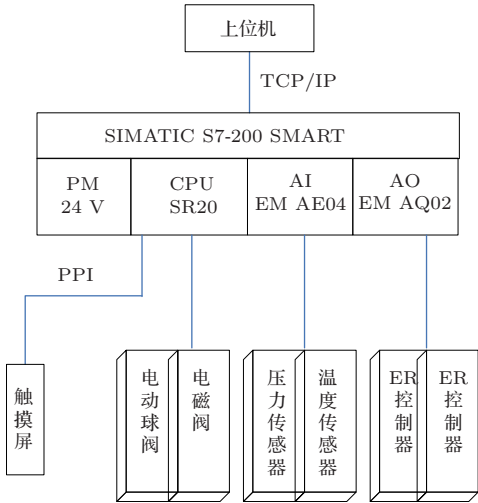


图2 PLC控制系统

Fig. 2 PLC control system

2.2.2 软件设计

软件设计采用可用于 Micro Win Smart V2.2、S7-200 PC Access Smart V2.0 以及 Wincc V7.2 分别用于 PLC 源程序、OPC 通讯以及上位机组态界面监控编辑, 分为 PLC 控制程序以及界面程序。控制程序除了基本的 I/O 点控制外, 核心在于对 ER5000 的输出控制, 通过在射流流道入口处安装压力传感器, 用于目标压力反馈。通过 S7-200 Smart PLC 采集, 采用 PID 闭环反馈进行模拟给定输出对第二级 ER5000 实现自动控制, 从而实现供气压力的精确控制。界面程序包含操作、参数设置、实时显示、故障报警、曲线显示、数据保存等功能, 见图 3。另外还有触摸屏程序, 用于现场操控。

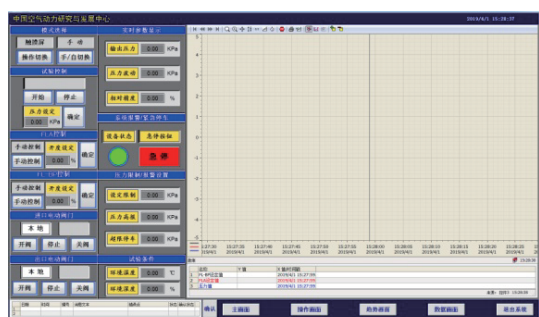


图3 上位机监控界面

Fig. 3 Monitor interface in the manager PC

2.2.3 安全联锁

在安全联锁上设置了软硬件保护, 如储气罐上配置安全阀、设置压力阈值, 超压自动关闭电动球阀、设备故障报警等。

2.3 射流流道系统设计

整个射流流道包含引入段、扩散段、蜂窝器、测量段、阻尼网、稳定段、收缩段、喷口等, 下部为模型支撑结构架, 同时在供气控制部分末端和引入段之间配套消音器。见图 4 ~ 图 6。这里对部分主要环节进行介绍。

引入段为波纹管结构, 以方便设备的连接和过渡。蜂窝器截面为正六角形, 孔眼长径比 15。测量段布置了测压靶和测温靶, 分别测量流道内的总压和总温, 测温靶上布置 3 根温度探头, 管外径 2 mm, 内置 PT100 温度传感器, 测量温度范围: $-50\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 150\text{ }^{\circ}\text{C}$, 该参数的测量将为流场性能和射流速度控制率测量提供重要数据支撑。阻尼网为不锈钢网, 阻尼网层数 1 ~ 4 层可调, 其中前两层为规格 24 目不锈钢网, 开孔率为 66%, 后两层为 40 目不锈钢网, 开孔率 65%。

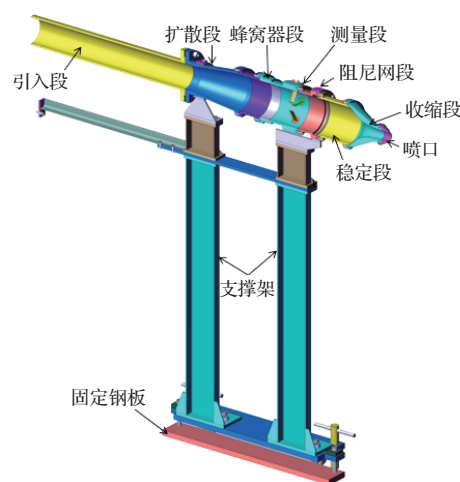


图4 射流流道示意图

Fig. 4 Sketch of jet-flow channel

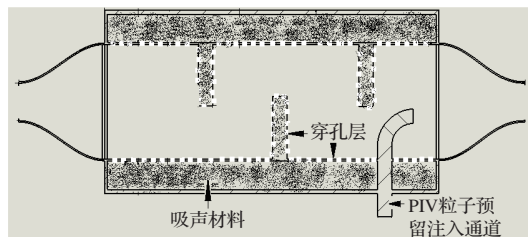


图5 管道消声器示意图

Fig. 5 Sketch of pipeline muffler

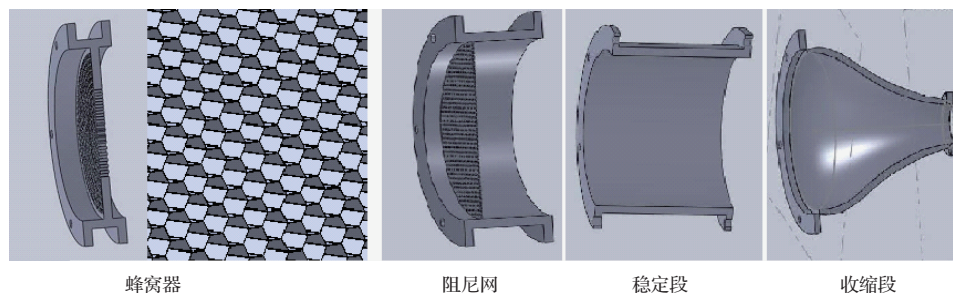


图6 射流流道部分结构图

Fig. 6 Structure design of partial jet-flow channel

射流模拟装置中,射流喷口直径和收缩比的选取是一个关键参数。本试验台射流喷口外形和直径均可调整,试验时根据需要选取合适的收缩段和喷口,这里按照设计指标选为圆形喷口,直径取为0.05 m。收缩段收缩比取为16,收缩段曲线选用移轴维氏曲线,这种收缩段在入口部分收缩较快,在出口部分收缩较慢,而且其轴向速度分布不会出现“反跳”,出口速度较为均匀。

为了降低干扰噪声的影响,有三方面考虑:一是采用双级调压,降低压差的同时,开度可在更合理的范围内控制,另外采用较大管径(DN150),降低流速,从而降低流体动力学噪声;二是试验台的外露部分均采用消声海绵包裹;三是设计安装消音器。文献[17]指出 Non-Line-of-Sight 形式的消声器比传统消声器效果更好。本试验台在采用此种结构形式的基础上,进一步增大流道通径和长度,以进一步增加吸音效果。消音器总长1.6 m,外径0.65 m,内部气流流道通径为0.4 m,周围覆盖0.1 m厚的吸声层。吸声层内部为玻璃纤维吸声材料,吸声材料与气流通道之间为穿孔板结构并有保护层,以防止材料外泄。

3 调试测量及试验结果

主要开展了以供气压力控制调试、测量段总压畸变系数、射流速度控制率为主的射流流场性能测量以及射流远场噪声测量试验。

3.1 射流流场性能测量

图7给出了7.7 kPa ~ 500 kPa的压力控制曲线,其中在330 kPa时有一个跃变,需要在一级调压阀适当增加机械弹簧预紧力,增大流量,再配合二级指挥器的切换,实现高压大流量的顺利调节。由表1可以看到总体精度达到甚至优于0.5%的指标要求。

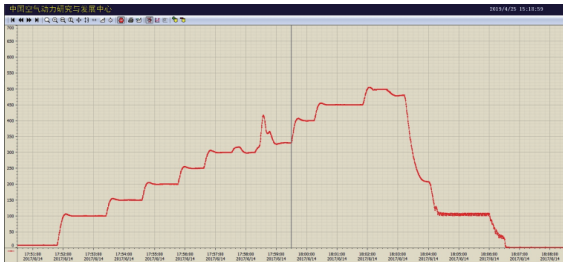


图7 压力控制曲线(7.7 kPa ~ 500 kPa)

Fig. 7 Carve of pressure control(7.7 kPa ~ 500 kPa)

表1 不同压力下控制精度(喷口直径0.05 m)

Table 1 Control precision of different pressure (spout diameter: 0.05 m)

控制压力 P_1/kPa	最大压力 $P_{\max}/\text{kPa}$	最小压力 $P_{\min}/\text{kPa}$	精度
7.7	7.731	7.505	0.4%
100	100.189	99.647	0.35%
200	200.334	199.701	0.16%
300	300.298	299.122	0.3%
450	450.266	449.317	0.1%
500	501.718	498.236	0.35%

表2给出了不同流速下的射流控制率数据。可以看到对于设计目标的5 cm喷口,整个流道模拟装置的压力损失均较小,压力损失系数小于均2.6%,越小的压力损失系数意味着更少的能量转化为热能和声能,流场内部噪声也就越小。

表2 不同流速下0.05 m直径喷口射流参数

Table 2 The $\phi 0.05$ m spout jet parameters with different velocity

控制压力 P_1/kPa	出口总压 P^*/kPa	射流出口 Ma 数	出口速度 $/(m \cdot s^{-1})$	控制点速度 $/(m \cdot s^{-1})$	总压损失系数
10	9.383	0.37	123.6	28.7	0.011
50	48.312	0.79	252.7	46.7	0.024
100	97.850	1.05	325.1	48.6	0.025
150	147.862	1.24	368.6	46.9	0.022
200	198.184	1.37	398.9	44.5	0.018
500	—	—	—	—	—

图8给出了测量段剖面压力分布,其中纵坐标(颜色标尺)表示总压畸变系数($[(P_{\max} - P_{\min})/P_{av}]$)百分比。由结果可知,该射流模拟装置的总压畸变较小,在10 kPa供气压力的条件下,总压畸变系数值小于0.44%,而且随着压力的增加,总压畸变进一步减小,在110 kPa的供气压力下,总压畸变系数约为0.21%,满足试验所需。

由于该项目暂未配备200 kPa以上的压力测量系统,未开展200 kPa以上的流场性能考核,下一步将进行完善。

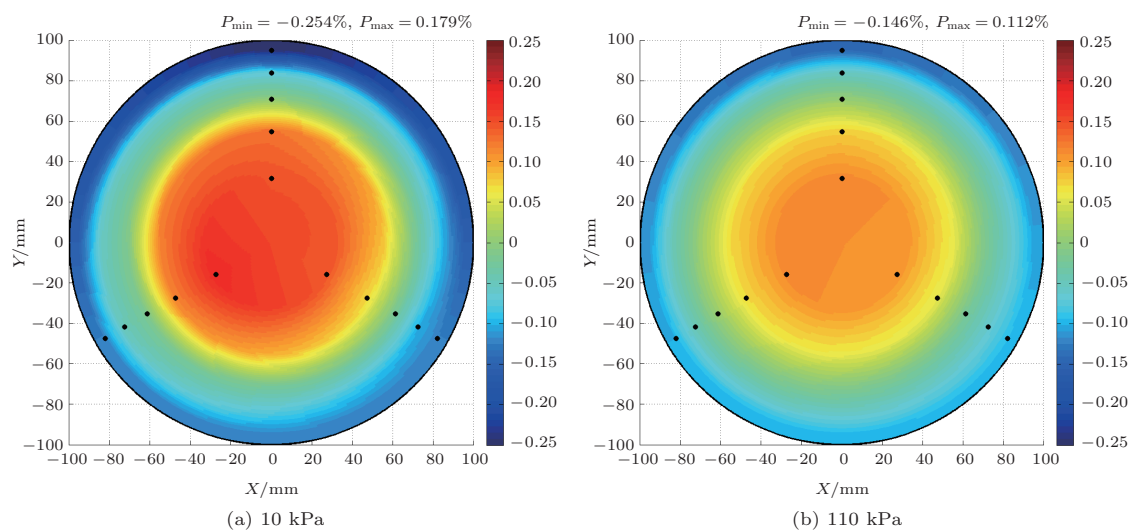


图8 10 kPa和110 kPa剖面压力分布

Fig. 8 Pressure distributions of 10 kPa and 110 kPa span sections

3.2 射流噪声性能测量

射流噪声远场测量采用远场传声器圆形布置,以喷口中心为原点,传声器距离喷口中心3.6 m,对于0.05 m直径喷口,测量距离与喷口直径距离之比为72,满足射流噪声测量的远场需求^[18]。传声器测量的指向角范围为30°~120°,间隔10°。传声器为GRAS公司的6.35 mm自由场传声器46BE,数据采集端为基于BBM公司PAK的数据采集与分析系统。数据采集频率204.8 kHz,采样时间20 s。数据频谱分析采用Welch求功率谱的方法进行,多块进行平均,数据块长度为16384个数据/块,窄带信号分析频率间隔为12.5 Hz。

文中通过两种方式对试验台声学测量结果进行了比较,以验证试验台的测量方式和声学性能。

表3给出了不同马赫数的声压级测量结果,同时参考马大猷等^[3-4]、仇颖等^[5]的研究,与理论计

算进行了比较。其喷注(射流)噪声湍流噪声功率的经验公式为

$$W = k_p \frac{(P_1 - P_0)^4 D^2}{(P_1 - 0.5P_0)^2 P_0^2}. \quad (5)$$

与喷注成90°方向,离喷口1 m处的声压级为

$$L_p = 80 + 20 \lg \frac{(P_1 - P_0)^2}{(P_1 - 0.5P_0)P_0} + 20 \lg D. \quad (6)$$

离喷口不同距离的声压级换算公式为

$$L_{p2} = L_{p1} + 20 \lg(R_1/R_2). \quad (7)$$

其中, k_p 为常数; P_1 、 P_0 分别为气室压力、环境气压,单位为Pa; D 为喷口直径,单位为mm; R_1 、 R_2 为测量点距喷口的距离。

由表3可以看出,实际测量与理论计算一致性较好,偏差低于0.32 dB,表明测量方式和测量结果可信,同时亦对理论公式进行了进一步试验验证。

表3 不同马赫数下的声压级测量值与理论计算结果对比

Table 3 SPL comparison between measured and theoretical calculated values with different velocity

马赫数 Ma	动压 P/kPa	总压 P_1/kPa	3.6 m 声压级测量值/dB	1 m 声压级换算值/dB	1 m 声压级理论值/dB
0.62	30	126	84.15	95.28	95.59
0.91	70	166	95.37	106.5	106.72
1.01	90	186	98.34	109.47	109.72

注:环境大气压 P_0 为96 kPa。

图9给出了本期试验获得的不同 Ma 数下, 射流指向角 90° 位置测得的射流噪声频谱与国际上一些主流的喷流噪声试验台结果的对比^[19-20]。该噪声结果经过了传声器频率响应修正, 空气吸声修正^[21], 纵坐标为归一化功率谱, 横坐标为射流噪声的 St 数, 二者表达公式如下:

$$P^* = \left(\frac{P'}{\rho_j u_j^2} \right)^2 \left(\frac{R}{D} \right)^2 \left(\frac{u_j}{\Delta f D} \right), \quad (8)$$

$$St = \frac{fD}{u_j}, \quad (9)$$

其中: P' 为声压功率谱均方根值; Δf 为频带宽度; ρ_j 、 u_j 表示喷口处的密度、速度; D 为喷口直径; R 为测量点与喷口的距离。

由图9可以看出, 早期得到的射流噪声数据 (Z&Y'85 和 Dome) 受条件所限, 测得的噪声普遍

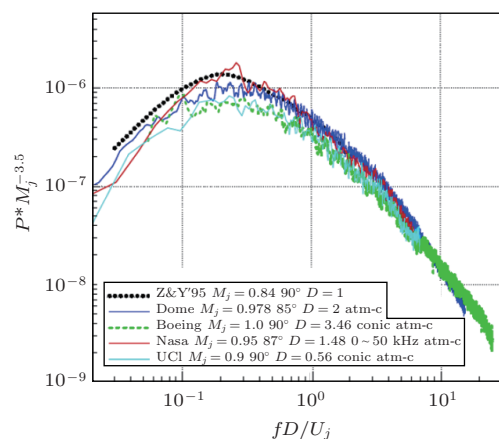
存在较强干扰噪声导致测得的值偏大问题, Boeing、UCI、Nasa 的结果为较严格的吸声环境下的标准射流噪声试验值, 其值干扰小、更加精确。对比可知, 本射流模拟装置得到射流噪声信号与国际主流结果一致性很好, 对干扰噪声的控制与国际试验台水平相当, 表明本射流模拟装置能得到纯净的射流噪声信号, 测量及修正方法真实可信。

4 结论

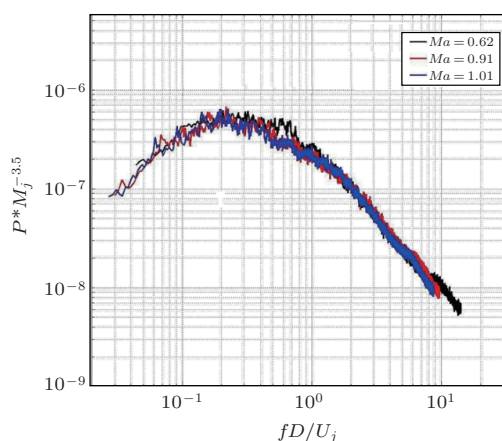
本文详细介绍了射流噪声试验台的设计目标分析, 在此基础上提出了中压气源两级调压的总体供气方案, 并设计了相应的射流流道, 进行了射流噪声抗干扰处理。结果表明, 该方案可以有效地满足 0.05 m 以下 (含) 喷口开展 $100 \sim 560 \text{ m/s}$ 亚/跨音速射流噪声研究所需的流量和压力需求, 并具有较高的控制精度、射流品质以及极低的干扰噪声级。该试验台不仅可以开展航发冷射流噪声研究, 亦可开展普通工业生产领域如阀门、管道等相关噪声研究。目前已经基于该试验台开展了多项射流噪声研究型试验。

参考文献

- [1] 刘映. 亚声速射流气动噪声数值研究 [D]. 武汉: 华中科技大学, 2011.
- [2] 张明辉, 常伟, 徐卫东, 等. 射流气动噪声的研究现状及发展趋势 [J]. 科学技术与工程, 2018, 18(6): 195-200.
Zhang Minghui, Chang Wei, Xu Weidong, et al. Research status and development trend of jet aerodynamic noise [J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(6): 195-200.
- [3] 马大猷, 李沛滋, 戴根华, 等. 湍流喷注噪声的压力关系 [J]. 物理学报, 1978, 27(2): 122-125.
Ma Dayou, Li Peizi, Dai Genhua, et al. Pressure dependence of turbulent jet noise [J]. Acta Physica Sinica, 1978, 27(2): 122-125.
- [4] 马大猷, 李沛滋, 戴根华, 等. 小孔喷注噪声和小孔消声器 [J]. 中国科学, 1977, 20(5): 445-455.
Ma Dayou, Li Peizi, Dai Genhua, et al. Jet noise and muffler of small hole [J]. Chinese Journal of Science, 1977, 20(5): 445-455.
- [5] 仇颖, 李红旗, 吕亚东. 应用小孔喷注噪声原理分析全封闭活塞式制冷压缩机吸排气阀噪声 [J]. 流体机械, 2007, 35(1): 25-28.
Qiu Ying, Li Hongqi, Lyu Yadong. Analysis of suction and discharge valve noise in a hermetic reciprocating compressor by using jet noise theory [J]. Fluid Machinery, 2007, 35(1): 25-28.



(a) 国际主流射流噪声模拟装置



(b) 本试验台射流噪声

图9 本试验台射流噪声与国际主流射流噪声模拟装置结果对比

Fig. 9 The result comparison between present and the main international test equipment for jet-flow noise simulation

- [6] 马大猷, 李沛滋, 戴根华, 等. 高压阻塞喷注的湍流噪声[J]. 声学学报, 1979, 4(3): 176–181.
Ma Dayou, Li Peizi, Dai Genhua, et al. Turbulent flow noise of high pressure jet[J]. Acta Acustica, 1979, 4(3): 176–181.
- [7] 马大猷. 噪声控制学[M]. 北京: 科学出版社, 1987.
- [8] Kantola R A. Outdoor jet noise facility, a unique approach[C]. AIAA, 1975, AIAA75–0530.
- [9] Lu H Y. Effect of excitation on coaxial jet noise[J]. AIAA Journal, 1983, 21(2): 214–220.
- [10] Viswanathan K. Jet aeroacoustic testing: issues and implications[J]. AIAA Journal, 2003, 41(9): 1674–1689.
- [11] 庄家煜, 李晓东. 喷流噪声控制方法实验研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(4): 587–590.
Zhuang Jiayu, Li Xiaodong. An experimental study of jet noise suppression methods[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(4): 587–590.
- [12] 周月荣, 郑刘, 陈志敏. 轴对称直喷管的射流噪声特性实验研究[J]. 实验力学, 2011, 26(3): 274–278.
Zhou Yuerong, Zheng Liu, Chen Zhimin. Experimental study of jet flow noise characteristics of an axial symmetric straight nozzle[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2011, 26(3): 274–278.
- [13] 柴宏生. 亚音速射流试验台的设计与流场模拟[D]. 武汉: 华中科技大学, 2012.
- [14] Morfey C L, Szewczyk V M, Tester B J. New scaling laws for hot and cold jet mixing noise based on a geometric acoustics model[J]. Journal of Sound and Vibration, 1978, 61(2): 255–292.
- [15] Viswanathan K. Aeroacoustics of hot jets[C]. AIAA, 2002, AIAA/CEAS 2002–2481.
- [16] Seiner J M, Ponton M K, Jansen B J, et al. The effects of temperature on supersonic jet noise emission[C]. DGLR/AIAA 14th Aeroacoustics Conference, 1992, 1: A93–19126–05–71.
- [17] Ahuja K K. Designing clean jet noise facilities and making accurate jet noise measurements[C]. 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2003, AIAA2003–706.
- [18] Viswanathan K. Instrumentation considerations for accurate jet noise measurements[J]. AIAA Journal, 2006, 44(6): 1137–1149.
- [19] Zaman K B M Q, Yu J C. Power spectral density of subsonic jet noise[J]. Journal of Sound and Vibration, 1985, 98(4): 519–537.
- [20] Zaman K B M Q, Dahl M D. Noise and spreading of a subsonic coannular jet—comparison with equivalent single jet[C]. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005, AIAA 2005–0210.
- [21] 马大猷, 沈喆. 声学手册[M]. 北京: 科学出版社, 2006.