

文章编号: 1000-8055(2005) 06-01037-04

声衬流动声性能测量的流管实验 装置设计及调试

李晓锋, 王同庆, 史 伟

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 管道风扇声衬优化设计的重要环节是实验验证所设计的声衬结构在设计流动工况下能否具有所要求的声学性能, 本文回顾了验证实验装置流管设备的发展历史, 介绍了北京航空航天大学所建立的流管装置的结构和工作原理, 以及初步的调试, 实验说明工作段流场均匀, 无流动的声场满足波导管理论, 初步调试表明该装置基本满足设计要求, 调试是初步的, 有、无流动条件的管口的声阻抗测量及其它有关流管的实验研究还有待进一步进行。

关键词: 航空、航天推进系统; 流管装置; 声衬; 流动声特性

中图分类号: O422.4

文献标识码: A

Design and Adjustment of Flow Duct Facility for Acoustic Liner Measurement

LI Xiao-feng, WANG Tong-qing, SHI Wei

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;)

Abstract: An important problem in the liner optimization of ducted fan is to verify whether a designed liner construct possess the desired acoustical properties at presence of flow by experiment. The paper reviews the development of flow ducts facility, introduces the flow ducts facility built up in BUAA, and its configuration, operating principle and an initial test. It shows the flow is uniform in the test section, the sound field without inflow obey the rule of guided duct theory, all of that illustrate the facility satisfy the request for the device fundamentally. The test is only initial, further work for the impedance measurement of the terminals either with flow or without flow and other experimental research works about flow duct facility will be continued.

Key words: aerospace propulsion system; flow duct facility; acoustic liner; acoustic properties of flow

穿孔板蜂窝夹层材料是航空发动机消声短舱常用的声衬结构。声衬的声学特性与声衬工作的

流场和声场, 包括表面流动速度和声压的频率和幅值等密切相关。实验验证所设计声衬的声学性

收稿日期: 2005- 03- 16; 修订日期: 2005- 09- 05

基金项目: 航空科学基金资助(03C51029)

作者简介: 李晓锋(1975-), 男, 河北唐山人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院流体与声学实验室, 硕士生, 主要从事气动力学实验研究。

能至关重要,因此建立和发展能模拟声衬工作环境,并能测量声衬声学性能的实验技术一直是航空发动机消声短舱声学设计研究中的关键问题。

最早的声衬测量设备是如图1所示的波音公司的流管试验装置,它是一个可以安装声衬的管道^[1],通过对比装与不装声衬的声测量结果获得声衬结构的消声量,但它不能直接得到声衬的声学参数。

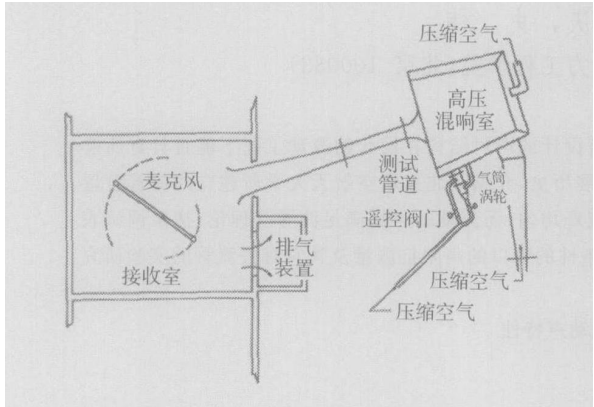


图1 波音公司流管装置示意图

Fig.1 The scheme of flow duct facility of Boeing Company

随着对管道声学研究的深入已有可能通过声衬壁面的边界条件计算管道内的声衰减,因此迫切需要进行包括声阻抗在内的声学参数的测量。很长一段时期内驻波管是测量声衬结构声学性能的标准设备,经典测量方法是基于双传声器的阻抗管测量方法^[2]。这是在平面声波、没有流动情况下进行的,但在实际风扇管道中流场、声场完全不同,声学性能将发生极大变化。为了模拟流动条件对阻抗管进行了各种改进,但各种阻抗管都无法完全模拟风扇管道中的流场和声场,因此很难进行测量可靠性的标定^[3]。另一种基于声衬结构内两点声测量的双传声器方法可以使流场和声场的模拟得到满足,但由于方法是建立在很多假定条件下,它的使用受到很大限制^[3]。

理想的流管试验装置不但应该能够模拟风扇管道的流场和声场,而且能通过流场和声场的测量计算声衬的声学性能参数。早期的流管试验装置使用消声材料减少下游管道的声反射,以便使用无下游反射条件来简化声衬计算,但实际下游的声反射是不可避免的,也无法测量^[3]。NASA 兰利中心上个世纪末建立的流管实验装置能更好地模拟流场和声场,并能进行详细的声场和流场测量,以用来进行反问题的计算,获得声衬声学性

能^[4,5]。

北京航空航天大学流体与声学实验室参照NASA 兰利中心的结构设计制造了流管试验装置,初步的实验研究获得了一些有意义的结果,说明试验装置和测量系统能够满足试验要求,这是国内第一台可以进行流动管道声衬测量的实验装置。

1 试验装置及试验方法

工作段前的气源、压力自动控制系统、稳压箱、圆变方过渡段以及声源段为工作段提供稳定的流动和声场,最高流动马赫数达到0.6,连续工作的马赫数达到0.26,管道内的声压可达到130 dB 左右。试验装置如图2所示。

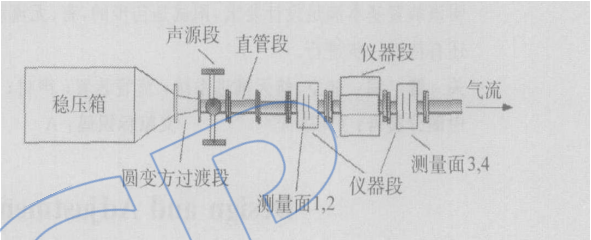


图2 流管设备示意图

Fig.2 The scheme of flow duct facility

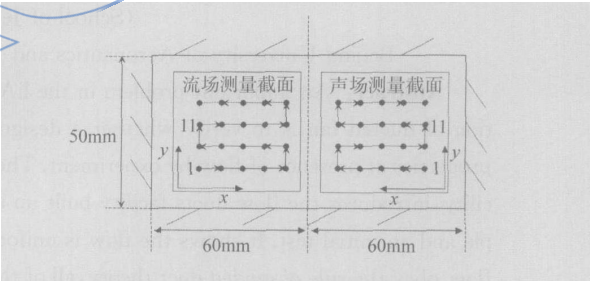


图3 截面流场、声场测量示意图

Fig.3 The measurement positions for flow and sound

试验装置的工作段是一个50 mm×120 mm 的矩形管道,两个窄侧壁上相对齐平安安装长280mm 的声衬样件,两个专门设计的测量仪器部件安装在工作段的上游和下游,用以完成声衬部件前后与流动方向垂直平面内的流场和声场参数的测量。流场的测量包括压力、温度和声衬部件上游的速度剖面的测量。声场的测量主要是声压的测量,通过安装在声衬部件上下游各两个垂直面(测量面1, 2, 3, 4, 测量面2, 4分别在测量面1, 3下游7.5 mm 处)内的传声器完成,横截面测量点示意图如3所示。除此之外,还有一个传声器测量流管中心轴线上的声学参数,测量结果将用于计算

声衬的声学特性参数。

各种探测器得到的信号采集和探针的移动控制通过流管试验采集控制系统实现。该系统基于 NI 公司 PCI- 6071E 采集板, 在 Labwindows 软件环境下开发而成, 系统的框图如图4。

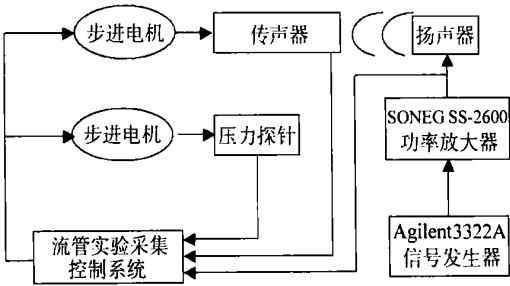


图4 流管试验采集控制系统框图

Fig. 4 The control system for acquisition and movement of sensors

管道中声是以波动形式传播的, 即使稳定声场也随时间变化, 因此声场的测量不但要求获得幅值, 而且要求获得相位。由于管道内的声场与声源相关的, 因此使用稳定声源的输入信号作为参考进行互谱分析, 可以获得管道内声压的幅值和相位。

2 试验测量和分析

实验中得到的流场和声场数据载入到分析程序 Thinker 2002 和 Analysis 2005 中进行分析, 得到管道内流场和声场的分布情况, 下面给出一些典型的测量结果。

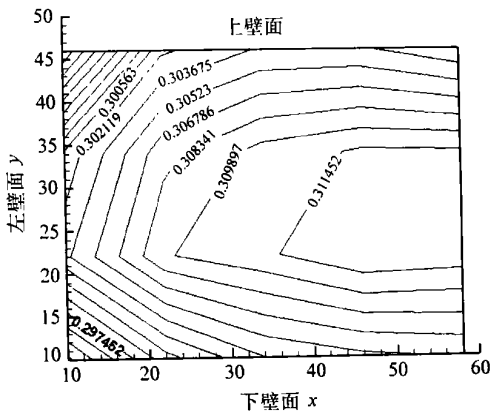


图5 中心马赫数为0.31时管道截面上测量马赫数分布

Fig. 5 The contour of Mach number measured in the section

2.1 截面流场测量

中心马赫数为0.31的声衬上游左半截面流场马赫数分布的等值线图如图5, 从图中可以看到由于受到附面层效应的影响靠近管壁处马赫数要比管道中心处小, 为0.29。

2.2 截面声场测量

刚壁无流动条件1, 2, 5 kHz 频率声衬上游左半截面声压幅值分布的等值线图如图6。

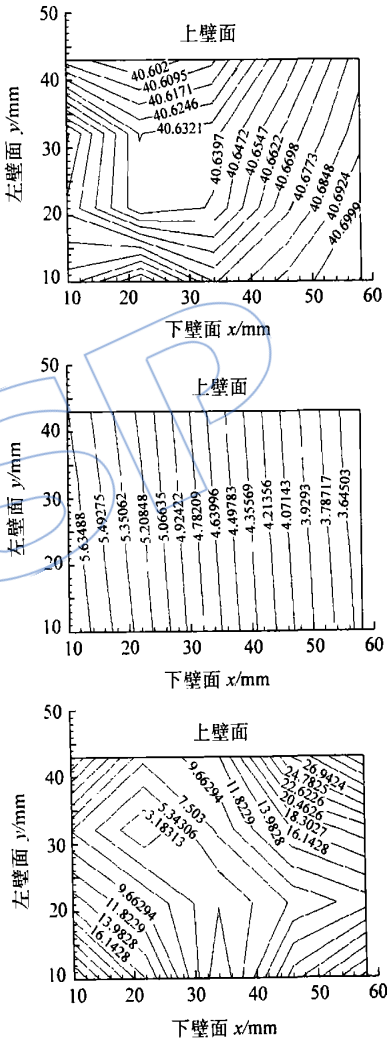


图6 声压幅值分布图

Fig. 6 The contour of sound pressure in the section

流管的(0, 1)次波简正频率 $f_{01} = 1.416\ 67\ \text{kHz}$; (1, 0)次波简正频率 $f_{10} = 3.4\ \text{kHz}$; (1, 1)次波简正频率 $f_{11} = 3.683\ 33\ \text{kHz}$, 根据波导管理论高于简正频率的声波可以按简正频率的模式传播。图中1图的声源频率为1 kHz, 小于管道截止频率, 因此管道内只有平面波传播, 声压幅值变化很小; 2图声源频率为2 kHz, 大于截止频率及简

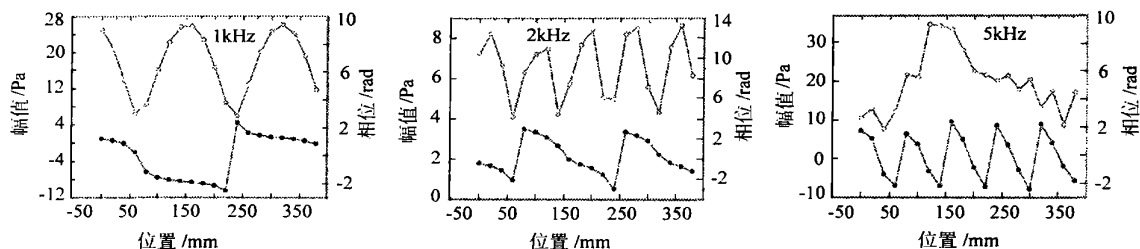


图7 轴向声场声压幅值相位分布图(上图幅值, 下图相位)

Fig. 7 The distribution of sound pressure along with central axis

正频率 f_{01} , 而小于 f_{10} , 所以管道内除了平面波外还有幅值随 x 变化的 $(0, 1)$ 次波传播; 3 图声源频率为 5 kHz, 大于简正频率 f_{10} 和 f_{11} , 存在幅值随 x 和 y 变化的模式, 分布更加复杂。

2.3 横截面声质点速度

通过两个相邻 7.5 mm 截面的声压测量可以计算声质点速度和声导纳率。令:

$$p = \hat{u}p\hat{u}e^{i(Xt + \varphi)}, \quad u = \hat{u}u\hat{u}e^{i(Xt + \varphi)}$$

根据欧拉方程:

$$Q \frac{\partial u}{\partial t} = - \frac{\partial p}{\partial x}$$

得到:

$$u = \frac{Q}{QX} \left[- \frac{\partial \hat{u}}{\partial x} + i \frac{\partial (\ln \hat{u}p\hat{u})}{\partial x} \right] \mu$$

$$\frac{Q}{QX} \left[- \frac{\partial \hat{u}}{\partial x} + i \frac{\partial (\ln \hat{u}p\hat{u})}{\partial x} \right]$$

由此可得到声导纳率:

$$F = \frac{Q}{QX} \left[- \frac{\partial \hat{u}}{\partial x} + i \frac{\partial (\ln \hat{u}p\hat{u})}{\partial x} \right] \mu$$

$$\frac{Q}{QX} \left[- \frac{\partial \hat{u}}{\partial x} + i \frac{\partial (\ln \hat{u}p\hat{u})}{\partial x} \right]$$

声导纳率的实部表示产生与声压同相位的声质点速度部分, 表示声能量传播的行波, 虚部表示声能振荡的驻波。

对于 1 kHz 频率的平面波计算得到的进口声导纳率为 $(-0.007708, -0.007025)$, 出口声导纳率为 $(-0.002561, -0.013273)$, 声导纳率的校核及有流动条件下管口声阻抗测量的工作有待进一步开展。

2.4 轴向声压测量

通过对轴向声场测量数据进行分析得到轴向声压随轴向位置的变化。图7为无流动刚壁条件下声源频率分别为 1, 2, 5 kHz 时声压在轴向分布情况, 图中上边曲线为声压幅值分布曲线, 下边曲线

为声压相位分布曲线。由于在管道出口处声阻抗变化, 声波发生反射, 入射声波与反射声波叠加出现驻波。从图中看出频率为 1 kHz 时由于管道内仅有平面波, 幅值随距离周期变化的驻波现象非常明显, 周期约为 $1/2$ 波长 (170 mm); 当频率为 2 kHz 时管道内有 $(0, 0)$ 和 $(1, 0)$ 阶波, 但仍有驻波现象, 周期约为 85 mm; 当频率为 5 kHz 时尽管管道内有驻波, 但由于有更多的高次波存在, 而轴向声压测量的管道中心线正是高次波模式的节点位置, 变化剧烈, 因此出现复杂的变化现象。从相位变化来看呈连续变化, 相位曲线的跳跃是由于相位取值在 2π 范围内。

3 结 论

通过对流管实验装置调试说明试验段流场均匀, 无流动条件管内声场分布符合波导管中声波传播规律, 初步调试说明实验设备和测量系统可以满足管道声衬声学参数测量的需要, 有、无流动条件下管口反射的测量和分析还需进一步开展研究工作。

参考文献:

- [1] Study and Development of Turbofan Nacelle Modifications to Minimize Fan-Compressor Noise Radiation[R]. Volume, 2-Acoustic Lining Development, NASA CR-1712, 1971.
- [2] Seybert A F, Ross D F. Experimental Determination of Acoustic Properties Using a Two-Microphone Random-Excitation Technique[J]. J ASA, 1977, 61: 1362~1370.
- [3] Dean P D. An in Site Method of Wall Acoustic Impedance Measurement in Flow Duct[J]. JSV, 1974, 34(1): 97~130.
- [4] Ahuja K K, Gaeta R J Jr. A Unique Test Facility to Measure Liner Performance With a Summary of Initial Test Results[R]. NASA Contractor Report 201667, March, 1997.
- [5] Ahuja K K, Gaeta R J Jr. Flow Duct Data for Validation of Acoustic Liner Codes for Impedance Eduction[R]. NASA Contractor Report 210634, December, 2000.