

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.02.010

0.6 m 连续式跨声速风洞流场品质改进试验研究

陈吉明^{1,2}, 吴盛豪², 廖达雄², 裴海涛², 吕金磊², 熊波³

(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, 绵阳 621000;

3. 中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘要: 中国空气动力研究与发展中心(China Aerodynamics Research and Development Center, CARDC)0.6 m 连续式跨声速风洞是一座采用干燥空气作为试验介质的变密度回流式风洞。本文在前期风洞总体性能调试的基础上,通过风洞试验段不同壁板(槽壁/孔壁)型式及设计参数优化、压缩机尾罩和拐角段等洞体回路部段降噪、壁板扩开角和主流引射缝等机构调节、半柔壁喷管和二喉道以及驻室抽气系统控制等措施,对风洞流场品质进行改进,取得了突出进步。主要研究成果包括:总压控制精度优于0.1%;试验段马赫数控制精度优于0.001;跨超声速试验段气流压力脉动系数 $\Delta C_p \leq 0.8\%$;平均气流偏角优于 0.1° ;稳定段出口气流湍流度 $\epsilon \leq 1.5\%$;试验马赫数分布均匀性和标模试验数据精度等指标均达到国际先进水平。该流场品质调试研究充分验证了连续式跨声速风洞实现更高流场品质的可行性,为中国大型连续式跨声速风洞方案设计及国际先进流场品质保证提供了参考。

关键词: 连续式风洞;跨声速风洞;流场品质;流场校测

中图分类号:V211.74

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2021)02-0236-07

Experimental Study for Improving Flow-Field Quality for 0.6 m Continuous Transonic Wind Tunnel

CHEN Jiming^{1,2}, WU Shenghao², LIAO Daxiong², PEI Haitao², LYU Jinlei², XIONG Bo³

(1. Key Laboratory of Unsteady Aerodynamics and Flow Control of Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China; 3. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Miyang 621000, China)

Abstract: The 0.6 m continuous transonic wind tunnel of China Aerodynamics Research and Development Center (CARDC) is a circling wind tunnel using variable density dry air as working medium. Depending on the general performance calibration, the flow quality of the wind tunnel is tested in different conditions by parameters optimization of the walls (slotted or perforated), acoustics treatments on the compressor tailor and the forth corner, re-adjusting the expansion angles of the test section walls and the re-entry slots, controlling the semi-flexible nozzle, the second throat and the plenum chamber pumping system. Testing results of the flow quality indicate that: The total pressure control precision in settling chamber is better than 0.1% and the Mach number control precision in test section is better than 0.001; The pressure fluctuating coefficient ΔC_p of the core flow in transonic test section is below 0.8%; The average flow deflection was better than 0.1° ; Fluctuation of Mach number distribution and the standard model testing precision have met

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2020-09-24; **修订日期:** 2021-02-05

通信作者: 吴盛豪, 男, 工程师, E-mail: 15228456670@163.com。

引用格式: 陈吉明, 吴盛豪, 廖达雄, 等. 0.6 m 连续式跨声速风洞流场品质改进试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(2): 236-242. CHEN Jiming, WU Shenghao, LIAO Daxiong, et al. Experimental study for improving flow-field quality for 0.6 m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(2): 236-242.

the requirements. The flow quality calibration demonstrated fully feasibility of the wind tunnel design scheme. The experience of 0.6 m wind tunnel provides a reference for the scheme design of China's large continuous transonic wind tunnel and the quality assurance of international advanced flow field.

Key words: continuous wind tunnel; transonic wind tunnel; flow-field quality; wind tunnel calibration

中国空气动力研究与发展中心(China Aerodynamics Research and Development Center, CARDC)0.6 m 连续式跨声速风洞如图 1 所示,以下简称“0.6 m 风洞”)是一座采用干燥空气作为试验介质的低噪声变密度回流式风洞,是大型基础设施某连续式跨声速风洞的引导风洞,也是开展跨声速空气动力学基础研究的先进试验平台^[1]。连续式风洞采用压缩机作为驱动系统,具有运行成本低、效率高、流场品质好、速压范围宽等优点,可以克服暂冲式风洞能源消耗高、运行效率相对较低、运行压力下限较高和流场品质改进难度大等缺点。目前国外先进的大型跨声速风洞如美国 NASA 兰利 16 英尺跨声速风洞、NTF 风洞、BT-WT 风洞、欧洲 ETW 风洞、俄罗斯 T128、日本 2 m×2 m 跨声速风洞及法国 S1 风洞等,均采用连续式型式,表 1 给出了国外部分同类风洞性能指标。表 1 中, ΔC_p 为脉动压力系数, σ_{Ma} 为马赫数均方根偏差值。为降低风洞气流脉动、改善风洞流场品质并提高风洞试验效率,0.6 m 风洞设计采用了半柔壁喷管、低噪声槽壁试验段、三段调节片加可调中心体式二喉道、指片嵌入式主流引射缝以及洞体回路降噪等新型技术^[1-3]。风洞总体性能参数如表 2 所示^[4]。



图 1 0.6 m 连续式跨声速风洞

Fig.1 0.6 m continuous transonic wind tunnel

表 1 国外部分同类风洞性能指标

Table 1 Performance index of some foreign continuous transonic wind tunnels

设备名称	ETW	T128
试验段尺寸/ (m×m×m)	2×2.4×9	2.75×2.75×7.3
Ma	0.13~1.3	0.15~1.7
压力/kPa	115~450	15~400
气流偏角/(°)	±0.1	
ΔC_p	≤0.004	≤0.02
σ_{Ma}	≤0.001($Ma < 1.0$) ≤0.008($Ma \geq 1.0$)	≤0.005

表 2 0.6 m 风洞总体性能参数^[4]

Table 2 General performance of 0.6 m continuous transonic wind tunnel^[4]

主要性能参数	参数值
试验段截面尺寸/(m×m)	0.6×0.6
Ma	0.15~1.64
总压/Pa	(0.15~2.5)×10 ⁵
总温/K	273~313
Re	(0.1~2.25)×10 ⁶
主压缩机轴功率 N_1 / MW	≤3.8
辅压缩机轴功率 N_2 / MW	≤1.2
风洞试验时间/h	8

国内同类型的风洞主要有:(1)西北工业大学 NF-6 风洞^[5],是中国首座可增压连续式跨声速风洞,风洞总压范围为 100~550 kPa,试验段马赫数范围为 0.20~1.0,配备液氮喷入系统风洞具备一定降温运行能力。风洞设计未采用柔壁喷管、低噪声试验段及高性能二喉道等先进技术;(2)中国航空工业空气动力研究院 FL-61 风洞^[6],风洞总压范围 20~400 kPa,同时具备常规试验与结冰试验能力,常规试验马赫数范围为 0.15~1.6,同时配备开孔壁和开槽壁试验段。上述风洞建成之后,在风洞总体性能调试基础上,均分别开展了试验段流场参数调试研究,通过风洞运行状态调节、关键部位设计参数优化以及各分系统性能参数调试,获得了试验段较好的流场品质,表现出了连续式风洞的优势。为进一步改善连续式跨声速流场品质,本文优化了不同型式的试验段壁板参数(槽壁/孔壁),采取了洞体回路降噪、半柔壁喷管和二喉道联合运用、主流引射与驻室抽气系统同步控制等措施^[7-10],并开展了相关试验研究,获得试验段流场参数测试结果,为中国大型连续式跨声速风洞研制与调试提供参考。流场参数调试研究内容主要包括:总压和马赫数控制精度、轴向马赫数分布均匀性、试验段动态流场品质、标模试验及流向角等。

1 总压和马赫数控制精度

总压和马赫数多变量控制是 0.6 m 风洞的关键技术之一。其中,风洞试验段马赫数由压缩机转速、第二喉道开度和驻室抽气系统等共同调节控制;稳定段总压由增压配气系统调节阀、抽真空及排气系统调节阀等调节控制。试验段马赫数计算公式为

$$Ma = \sqrt{5 \left[\left(\frac{p_0}{p_s} \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]} \quad (1)$$

式中: Ma 为试验段气流马赫数; p_0 为稳定段来流总压; p_s 为试验段气流静压。

由式(1)可见马赫数(Ma)与稳定段总压(p_0)密切相关,因而在二者的控制上存在较强的耦合性;另一方面,在对压缩机转速进行调节以控制马赫数时,会带来稳定段总压的明显变化,这也加大了多变量控制难度。为提升总压控制精度和马赫数控制精度,首先开展压缩机性能调试,实现转速0.3%的控制精度,并采用风洞第二喉道节流、驻室抽气等辅助稳压手段,在优化控制策略的基础上,试验研究采取了分段变参数加模糊变参数PID算法进行总压控制^[11],采取自适应式预置、阶梯逼近解耦、内环稳定观测以及攻角姿态补偿等算法进行马赫数控制^[12]。试验结果显示标模试验单条极曲线时间缩短,常压和增压状态下实现了风洞稳定段总压控制精度优于0.1%、试验马赫数控制精度优于0.001的国际领先水平(图2)^[7]。

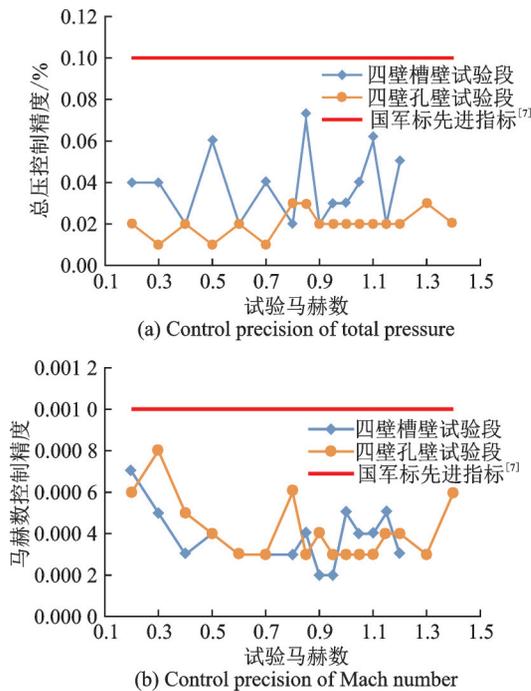


图2 常压状态下总压控制精度和马赫数控制精度

Fig.2 Control precision of total pressure and Mach number in ordinary pressure condition

研究发现,稳定段总压越低,风洞总压系数随时间变化的波动量越明显,从而导致了在负压状态下总压控制精度和马赫数控制精度有所降低^[13]。例如,当稳定段总压为50 kPa时,总压控制精度和马赫数控制精度分别下降到0.15%和0.0015;当稳定段总压为20 kPa时,总压控制精度下降至0.2%,在少数点($Ma=0.2、0.3$)马赫数控制精度超

出0.002。经分析,当试验段雷诺数 $Re_T < 5 \times 10^5$ (参考长度 c 为0.1倍当量直径)时, Re_T 对风洞总压控制精度和马赫数控制精度存在明显影响, Re_T 越低,总压和马赫数控制精度越差。主要原因是低雷诺数条件下,流经压缩机及风洞回路相关部段(如扩散段和拐角段等)的气流发生分离现象,导致管路截面总压分布均匀性和流动稳定性均受到影响,同时由于测量管路较长,试验段驻室静压对总压波动响应滞后,在二者的共同作用下造成了马赫数控制精度的降低。

2 轴向马赫数分布均匀性

试验段马赫数分布主要受上游稳定段气流的均匀性、喷管和试验段当地扰动等因素影响。通过优化设计和方案改进,0.6 m风洞回路部段流场基本控制在理想水平,进而试验段当地扰动对流场均匀性的影响起到了支配作用。试验段流场均匀性主要通过轴向马赫数分布均方根偏差值 σ_{Ma} 来反映。该值是通过安装于试验段中心轴线上的轴向静压探测管进行测量并计算处理得到^[14],试验段模型区为距试验段入口1000~1600 mm范围。

2.1 亚跨声速范围轴向马赫数分布性能调试

跨声速试验段流场均匀性(轴向马赫数分布)是风洞稳态最重要的流场指标,流场调节措施的对象主要包括:试验段壁板开扩角、主流引射缝开度、壁板开闭比、驻室抽气系统抽气流量等。通过初步研究,稳态流场品质主要与试验段壁板设计方案及设计参数相关。在流场数值模拟的基础上,针对不同通气壁板型式(槽壁和孔壁)试验段开展了两期试验验证及对比研究,试验段试验件照片如图3所示。第1期主要针对槽壁和孔壁进行试验对比;第2期主要针对槽壁试验段开展设计参数优化研究,通过改变槽型、调节开槽率、增加槽板厚度、槽壁加网等方案,以进一步改善流场均匀性。

根据第1期试验段试验件方案,测试得到具有

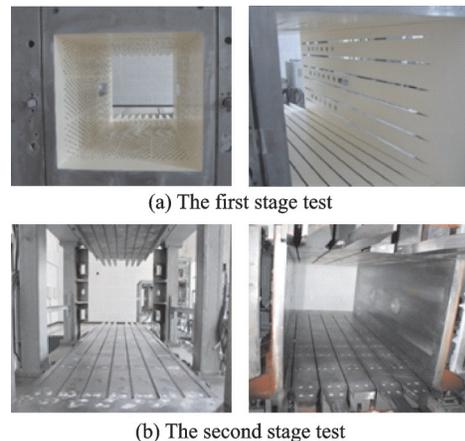


图3 不同试验段壁板试验件照片

Fig.3 Photos of perforated and slotted test sections

代表性的四壁槽壁状态轴向马赫数分布曲线见图 4,可见当 $Ma < 1.0$ 时,槽壁试验段马赫数均方根偏差值 σ_{Ma} 均优于 0.002 指标要求,略优于孔壁试验段;而 $Ma \geq 1.0$ 时,孔壁试验段马赫数均方根偏差值优于槽壁试验段,均达到 $\sigma_{Ma} < 0.008$ 指标要求。结合马赫数分布,分析产生上述现象的主要原因是槽壁试验段原设计方案为 8 条槽、槽宽 7.5 mm、槽深 50 mm、开闭比 10%,开闭比较大导致槽入口处产生较强的膨胀波,进而引起试验段模型区内流场波动。

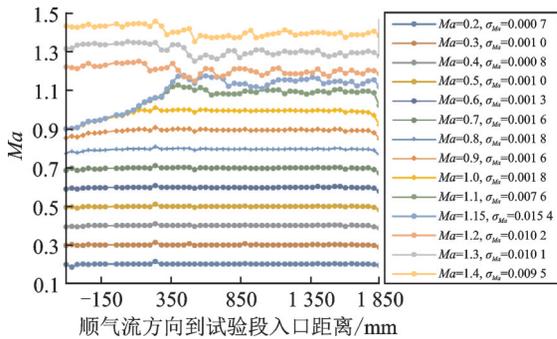


图 4 槽壁试验段轴向马赫数分布(1期试验)

Fig.4 Axial distribution of Mach number in test section with slotted walls (The first stage test)

在上述试验基础上,针对槽壁试验段开展了不同槽型及设计参数(开槽数、槽宽、槽深及开槽率等)优化设计,试验件照片见图 3(b)。通过第 2 期试验研究,获得了全马赫数范围均满足达标流场的试验结果。图 5 给出了单边 6 条槽、槽宽 6.2 mm、槽深 150 mm、开闭比 6.25% 的上下槽壁壁试验段状态下轴向马赫数分布曲线,当 $Ma \leq 1.0$ 时, $\sigma_{Ma} < 0.002$; 当 $1.0 < Ma \leq 1.6$ 时, $\sigma_{Ma} < 0.006$ 。可见,优化后的开槽壁试验段流场均匀性参数达到国内外跨超声速风洞先进水平。

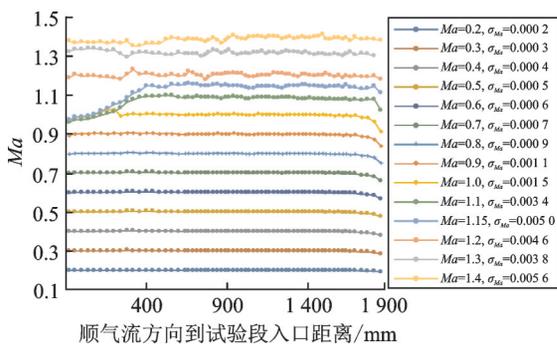


图 5 槽壁试验段轴向马赫数分布(2期试验)

Fig.5 Axial distribution of Mach number in test section with slotted walls (The second stage test)

2.2 低超声速范围轴向马赫数分布性能调试

为实现风洞低超声速范围内 ($1.4 \leq Ma \leq 1.6$)

均匀稳定流场,0.6 m 风洞设计了 2 种方案:通气壁试验段方案和实壁试验段方案。

针对通气壁试验段方案,前期调试结果显示,孔壁和槽壁试验段均能达到 $\sigma_{Ma} \leq 0.008$ ($1.0 \leq Ma \leq 1.6$) 的设计要求(图 5),验证了通过通气壁试验段(孔壁或槽壁)实现低超声速范围流场试验的可行性。但试验结果也发现,实现相同的试验段马赫数,通气壁试验段压力损失较大,需要的压缩机压比更高,消耗功率更大。

针对实壁试验段方案,0.6 m 风洞设计采取超声速喷管型面,对 Ma 分别为 1.4、1.5 和 1.6 的超声速流场进行了调试研究。主要方法是通过喷管动调,使喷管出口菱形区(模型区)中心线马赫数分布达到设计指标要求。动调试验采用实验影响法,其基本出发点是通过实验获得选定撑杆的影响曲线,即所选撑杆的单位微小变化所引起的核心流各测量点的马赫数变化量,并利用选定撑杆组的全部影响曲线,通过一定的数学运算,使得喷管型面得到理论上的最佳修正。半柔壁喷管结构示意图如图 6 所示,喷管型面调节主要通过第 3#、4#、5# 电动撑杆行程调节来实现。

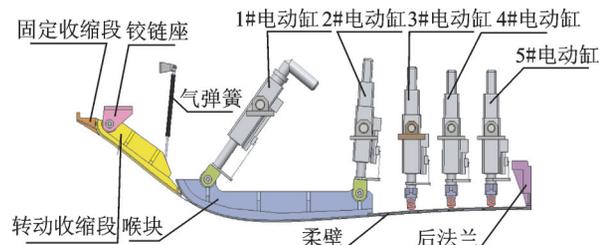


图 6 半柔壁喷管结构示意图

Fig.6 Structure layout of semi-flexible nozzle

经过动调后, Ma 分别为 1.4、1.5 和 1.6 的超声速流场大幅度提高,第一菱形区流场品质满足国军标先进指标要求^[7],测试结果见表 3。然而前期风洞总体设计考虑到亚跨超声速试验段长度的一致性(通气壁试验段与实壁试验段设计共用模型支架段,模型区位置相同),0.6 m 风洞超声速模型区位于第二与第三菱形区之间,因此超声速模型区流场品质有所下降,下一步将通过超声速喷管与超声速实壁试验段连接处的型面曲率连续性问题的解决来改善模型区马赫数均匀性。

表 3 风洞超声速流场实测结果

Table 3 Measurement results of supersonic flow quality

Ma	1.4	1.5	1.6
最大马赫数偏差	0.006 52	0.008 86	0.011 07
σ_{Ma}	0.002 88	0.003 48	0.004 27
$(dMa/dx)/m^{-1}$	-0.002 81	-0.002 74	-0.001 82

3 试验段动态流场品质

试验段动态流场参数(气流脉动)越来越受到重视。在跨超声速风洞中,气流脉动主要包括速度脉动(湍流度)和压力脉动(噪声),它们都对风洞试验数据有很大影响,特别是对非定常试验及边界层转捩试验等^[15]。因此,风洞设计时必须使它们达到设计指标要求。在连续式跨超声速风洞中,试验段的气流脉动主要来源于压缩机、二喉道、扩散段和试验段本身。

3.1 噪声性能调试

试验段噪声通常采用脉动压力系数 ΔC_p 来表示,0.6 m 风洞 ΔC_p 通过安装于试验段中心流 10° 锥上的脉动压力传感器测量得到。为达到 $\Delta C_p < 0.8\%$ 的指标要求,首先要隔离来自试验段上、下游两个方向噪声的影响,需要通过对不同频率范围的噪声源(压缩机、通气壁试验段等)采取相适应的降噪措施来实现。因此,试验研究一方面采取被动降噪方式,通过风洞沿程回路吸声处理,消除压缩机噪声对试验段的影响;另一方面采取主动降噪方式,在压缩机设计中采用较低转速和尽量降低叶尖速度,通过试验段自身设计方案优化降低噪声。

首先,针对0.6 m风洞压缩机出口噪声偏高的问题,在风洞回路中对压缩机尾罩部段、第四拐角段分别采取了微穿孔板吸声降噪措施,使得试验段来流噪声达到预期水平。针对压缩机尾罩段,采取3层微穿孔板降噪方案,外层微穿孔板厚度0.8 mm,开孔直径0.8 mm,开孔率2%,中间微穿孔板厚度0.8 mm,开孔直径0.8 mm,开孔率1%;针对第四拐角段,采用吸声结构与导流片组合设计,导流片采用弯板形式,导流片内部填充吸声材料。导流片为框架加蒙皮结构,其中蒙皮既是导流片的型面又兼作吸声结构的护面板。采取降噪措施后,试验测试第四拐角段最小降噪量超过10 dB(图7),压缩机尾罩段降噪量超过5 dB,可见风洞回路部段采用微穿孔板方案在较宽频率范围内起到了良好的吸声效果,为试验段噪声指标的实现提供了背景条件。

其次,针对试验段本身开展降噪设计。试验段自身噪声主要包括边界层噪声、试验段扩张形成的喷注噪声、通气壁(开槽/开孔)的驻室回流、再入区噪声,开孔壁面存在的斜孔边棱音^[16],此外一些通气壁试验段中还存在壁孔-风洞共振产生的噪声等。本文主要研究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)的主动降噪措施进行噪声性能对比试验,测得不同马赫数下典型的脉动压力系数如图8所示。由图8可见开槽壁试验段噪声明显低于开孔壁试验段,而且

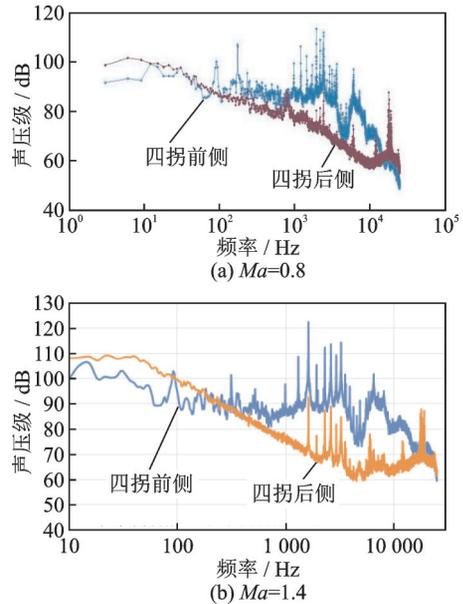


图7 第四拐角段降噪效果

Fig.7 Noise reduction level with acoustic treatments in the fourth corner

当 $0.5 \leq Ma \leq 0.9$ 时,通过二喉道节流措施可以大大改善试验段噪声水平,起到了抑制下游噪声前传至试验段的作用。同时试验研究还发现,对于开槽壁试验段,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。

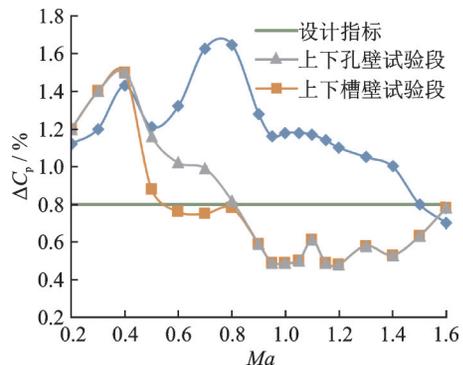


图8 试验段核心流噪声测试结果

Fig.8 Results of core flow noise in test section

图8中低马赫数范围($0.2 \leq Ma \leq 0.5$) ΔC_p 明显偏高主要是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(压缩机及再导入段等)前传所致。这将通过相关部段方案优化和设计参数改进(如第一拐角段采取吸声降噪处理),从而降低试验段下游部段噪声对试验段流场的影响。

3.2 湍流度测试

湍流度是表征气流速度脉动的动态流场参数,风洞试验段湍流度指标主要通过稳定段整流装置及收缩段等设计来实现。从热线风速仪测试技术成熟度和测量数据可靠性考虑,首先对0.6 m风洞

低速部段沿程进行了湍流度测量,具体包括换热器、第四拐角段和稳定段前后。

热线风速仪测试结果见表4。0.6 m风洞大拐角段出口(换热器入口)湍流度较高,而换热器对气流速度脉动起到了很好的衰减作用,气流经过第四拐角段后湍流度又大幅增大,主要是由于第四拐角段导流片采取吸声降噪措施设计后,导流片弦长取得过大,导致稳定段入口气流脉动较大。稳定段安装1层蜂窝器和3层阻尼网对湍流度的衰减作用与工程估算结果吻合良好。根据该来流湍流度结果及收缩段设计参数推算,试验段湍流度大约为0.2%左右,若增加风洞设计时预留的2层阻尼网,试验段湍流度可达到0.05%。

表4 低速部段湍流度测试结果

Table 4 Testing results of turbulivity in low speed sections

位置	横向湍流度 / %	轴向湍流度 / %
换热器入口	21.5	16.6
换热器出口	1.2	1.6
四拐入口	3.6	3.6
稳定段入口	17.6	16.0
稳定段出口	1.3	1.5

4 标模试验及流向角

完成风洞流场校测后,针对不同壁板型式试验段开展了标模试验,并在不同稳定段总压状态下对标模测力数据精准度进行了比较,同时测得了试验段平均气流偏角。

在常压状态下,GBM-04A标模试验结果表明,槽壁试验段和孔壁试验段试验结果具有良好的精准度水平,数据精度都达到了国军标先进指标^[7]。相同马赫数时,相对常压和增压状态,总压20 kPa的负压工况由于存在低雷诺数效应,如图9~10所示,升力线斜率 $C_{L\alpha}$ 及零升阻力 C_{D0} 差异显著, $C_{L\alpha}$ 减小2%~14%,阻力增大10%~12%, Re 越小,差异越大。增压试验结果与常压试验结果基本一致,其中升力线吻合较好, C_{D0} 有一定程度的减小。同时发现,相对于四壁孔壁试验,槽壁试验段表现出一定程度的自由边界效应,而上下孔壁左右实壁试验段则表现出一定的实壁边界效应,如图11所示。因此,对不同型式和不同开闭比试验段,有待针对其流场均匀性、噪声和洞壁干扰特性开展综合性能优化设计研究。

对试验段气流偏角,通过标模正反装的方式测得各马赫数状态下平均流向角优于 0.1° ;通过五孔探针测得试验段中心流点流向角度优于 0.2° 。目前,由于跨超声速流动中方向场探针的测试和校准

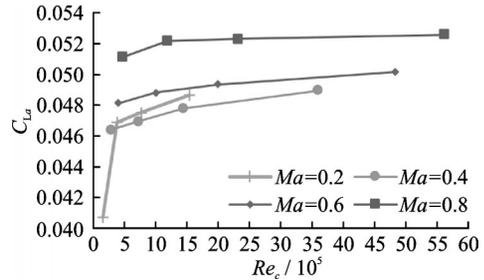


图9 Re_c 对 $C_{L\alpha}$ 的影响(参考长度 $c=0.174$ m)

Fig.9 Influence of Re_c on $C_{L\alpha}$ (Reference length $c=0.174$ m)

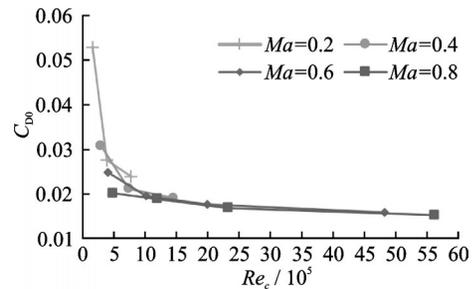


图10 Re_c 对 C_{D0} 的影响(参考长度 $c=0.174$ m)

Fig.10 Influence of Re_c on C_{D0} (Reference length $c=0.174$ m)

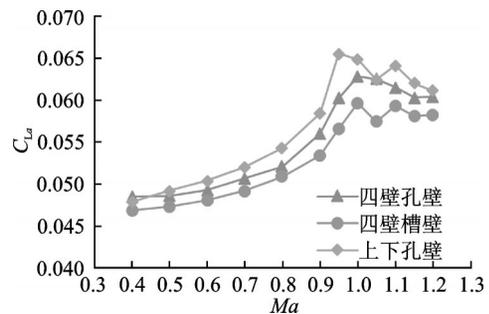


图11 不同类型试验段 $C_{L\alpha}$ 随 Ma 变化

Fig.11 Relationship between $C_{L\alpha}$ and Ma in different test sections

受到激波和边界层的干扰,数据辨识难度较大,中国在高速流场的点流向测试技术方面还处于探索和完善阶段,下一步将通过方向场探针排架测试试验段截面上点流向分布,进一步提高数据的精准度。

5 结 论

通过0.6 m风洞流场品质参数调试研究,验证了连续式跨声速风洞总体布局及半柔壁喷管、调节片加中心体式第二喉道、低阻损高效率换热器等部段创新性设计方案的可行性。同时通过改进槽壁试验段的设计参数,减弱了产生低超声速流场加速区的过膨胀,提高了轴向马赫数分布均匀性;通过对压缩机尾罩和第四拐角段进行消声处理,有效抑制了压缩机前传噪声对试验段的影响;第二喉道节流运行的方式,提升了试验段的噪声水平。获得的

流场品质参数表明,风洞总压和马赫数控制精度、流场均匀性和稳定性、试验段噪声和湍流度以及标模试验结果均优于国内现有跨声速风洞,达到国际先进水平,为中国大型连续式跨超声速风洞研制提供了参考。

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.
- [2] DAVIS M W, GUNN J A, HERRON R D, et al. Optimum transonic wind tunnel[C]//Proceedings of 14th Aerodynamic Testing Conference. West Palm Beach: AIAA, 1986.
- [3] DENNIS G.M, Some remarks on the design of transonic tunnels with low levels of flow unsteadiness: NASA CR-2722 [R]. [S.l.]: NASA, 1976.
- [4] 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 0.6 m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(6): 88-93.
- [5] 李峰,高超,张正科,等.NF-6增压连续式跨声速风洞流场特性与标模试验[J].实验流体力学,2013,27(1):61-64.
LI Feng, GAO Chao, ZHANG Zhengke, et al. The test of characteristics of flow area and calibration model in NF-6 pressurized continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(1): 61-64.
- [6] 崔晓春,张刃,李庆利.0.6米连续式跨声速风洞设计和调试[C]//第六届近代实验空气动力学会议论文集.张掖:[s.n.].2017:449-456.
- [7] 国防科学技术工业委员会.高速风洞和低速风洞流场品质规范:GJB 1179-91[R].北京:国防科学技术工业委员会,2012.
- [8] WOLF T. State of the art in circuit loss analysis of transonic wind tunnels [C]//Proceedings of AIAA 20th Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference. [S.l.]: AIAA, 1998.
- [9] 波普 A, 戈因 kL. 高速风洞试验[M]. 邓振瀛, 李延林, 译. 北京:科学出版社, 1980.
- [10] 刘政崇, 廖达雄, 董谊信, 等. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.
- [11] 黎状声, 杨鹏程, 陈旦, 等. 0.6 m连续式跨声速风洞总压控制策略设计[J]. 实验流体力学, 2016, 30(4): 87-92.
LI Zhuangsheng, YANG Pengcheng, CHEN Dan, et al. The design of total pressure control strategy for 0.6 m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(4): 87-92.
- [12] 陈旦, 张永双, 李刚, 等. 连续式风洞二喉道调节马赫数控制策略[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2167-2176.
CHEN Dan, ZHANG Yongshuang, LI Gang, et al. Mach number control strategy for continuous wind tunnel with second throat[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2167-2176.
- [13] 熊波, 程松, 罗新福, 等. 低雷诺数效应对0.6 m连续式风洞性能影响[J]. 实验流体力学, 2017, 31(1): 87-92.
XIONG Bo, CHENG Song, LUO Xinfu, et al. Effects of low Reynolds number on performance of 0.6 m continuous wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(1): 87-92.
- [14] 恽起麟, 实验空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社, 1997.
- [15] 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.
- [16] 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.
LYU 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.

(编辑:孙静)