

2 m 超声速风洞结构设计与研究

虞择斌*, 刘政崇, 陈振华, 张世洪, 陈万华

中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000

摘要: 2 m 超声速风洞是一座下吹-引射式暂冲型超声速风洞, 采用全钢结构。针对该风洞具有结构尺寸大、运行工况多、流场品质要求高、试验段和模型更换快捷以及采用全挠性喷管实现宽马赫数范围调节等特点进行了风洞总体和主要部件结构设计与研究。在风洞设计中利用试验方法以及丰富的风洞设计经验对风洞结构设计中的重点、难点问题进行了研究, 广泛使用有限元分析方法进行理论计算, 采用新颖的刚性烧结金属丝网材料进行消声降噪处理, 并用挠性喷管和试验段一体化设计技术排除了挠性喷管与试验段间阶差对流场品质的影响, 运用气垫运输技术使试验段和模型更换快捷、稳定。通过水压试验、振动检测、风洞静调和流场校测等方法验证风洞的结构设计是合理的, 设计中新材料、新技术的应用是成功的。

关键词: 超声速风洞; 结构设计; 水压试验; 挠性喷管静调; 流校

中图分类号: V211.74⁺8 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2013)02-0197-11

飞行器“高速化”、“精确化”是 21 世纪飞行器一个极为重要的发展方向, 是提高飞行器效能的有效手段, 而先进飞行器的研制强烈依赖于地面模拟试验设备——风洞。2 m 超声速风洞建成之前, 中国仅有 3 座 1.2 m × 1.2 m 跨超声速风洞和数座 0.6 m × 0.6 m 跨超声速风洞, 超声速地面模拟试验设备存在尺寸偏小、试验马赫数范围较窄以及试验模拟能力不足等问题, 使得我们不能很好地解决先进飞行器的关键气动力问题, 从而在飞行器研制的最前端形成了瓶颈, 严重制约了先进飞行器的发展, 在很大程度上阻碍了中国飞行器装备现代化进程。目前, 世界上大型的超声速风洞主要是在 20 世纪 50 年代建设的, 与当时的第一代超声速飞行器研制的高潮有关, 主要满足了飞船、洲际导弹和运载火箭以及有限超声速飞行能力飞机研制的需要。通过不断地改造和

完善, 这些超声速风洞在当前正在研制的超声速、高超声速飞行器的气动力研究中发挥了关键作用。现在世界上大型超声速风洞主要分布在航空航天强国美国、西欧和俄罗斯, 这也从一个侧面印证了航空航天飞行器的研制水平同地面模拟试验设备之间的关系。在这种背景下, 开展了 2 m 超声速风洞的建设。该风洞建成后, 可与现有的 2.4 m 跨声速风洞配套, 形成 2 m 量级的亚、跨、超声速气动力试验能力, 满足绝大部分超声速飞行器对试验马赫数范围的要求。

2 m 超声速风洞具有常压、增速压和降速压等多种运行方式, 总体尺寸大、风洞结构复杂, 结构件加工和安装精度要求高; 风洞运行时受力和热变形复杂。在设计过程中, 针对风洞的结构布局、运行状态和主要部件的方案确定开展了大量的技术研究, 如试验段的更换方式、风洞的热补

收稿日期: 2012-02-07; 退修日期: 2012-03-27; 录用日期: 2012-05-14; 网络出版时间: 2012-07-11 17:05
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120711.1705.007.html

* 通讯作者. Tel.: 0816-2464942 E-mail: yhl9998@sina.com

引用格式: Yu Z B, Liu Z C, Chen Z H, et al. Structure design and research of 2 m supersonic wind tunnel. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2): 197-207. 虞择斌, 刘政崇, 陈振华, 等. 2 m 超声速风洞结构设计与研究. 航空学报, 2013, 34(2): 197-207.

偿、挠性喷管段挠性板材料和厚度的选取以及执行机构的确定、模型尾撑机构的设计、超扩段调节片调节和支撑方式的确定等。

该风洞历经结构参数静调、性能校测、流场校测、标模和型号试验,运行良好。试验段模型区速度分布全部达到国军标品质规范要求^[1],试验段流场动态品质大大优于国内同类风洞,并达到国际先进水平。

1 2 m 超声速风洞简介

1.1 主要技术参数^[2]

- 1) 稳定段工作压力: $p_{\text{静}} = 0.1 \sim 1.2 \text{ MPa}$ 。
- 2) 试验段尺寸: 2 m(宽) \times 2 m(高) \times 7.2 m(长)。
- 3) 模型姿态角范围: 迎角 $\alpha = -20^\circ \sim +30^\circ$, 偏航角 $\psi = -15^\circ \sim +15^\circ$, 滚转角 $\phi = -180^\circ \sim +180^\circ$ 。
- 4) 试验马赫数范围: $Ma = 1.5 \sim 4.0$ ($Ma = 4.0$ 为挠性喷管设计马赫数)。

1.2 洞体部段组成

2 m 超声速风洞由主洞体、主进气管路、引射进气管路和辅助设施等组成,如图 1 所示。洞体为全钢结构,水平布置,长为 223.5 m,宽为 69.23 m。其中风洞主洞体长为 138.15 m,宽为 30.8 m;主进气管路长为 58.3 m,宽为 58.56 m;引射进气管路长为 178.7 m,宽为 34.4 m。风洞主洞体轴线标高为 5.8 m,风洞总重量为 34 116 kN。

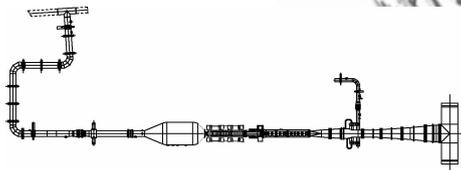


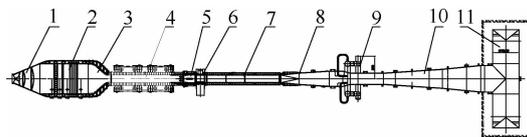
图 1 2 m 超声速风洞结构总图

Fig. 1 Structure of 2 m supersonic wind tunnel

主洞体由大开角段、稳定段、收缩段、挠性壁喷管、试验段、补偿段、超扩段、过渡段、引射器、亚扩段和外场消声器等部段组成,如图 2 所示。

引射进气管路顺气流配置 DN1 400 mm 电动蝶阀和液动蝶阀、DN1 300 mm 调压阀。

辅助设施包括模型更换车、活动平台车和试验大厅梯台等。



- 1—Large angle diffuser; 2—Settling chamber; 3—Contraction; 4—Flexible nozzle; 5—Test; 6—Compensator; 7—Supersonic diffuser; 8—Transition; 9—Ejector; 10—Subsonic diffuser; 11—Outfield muffler.

图 2 主洞体结构

Fig. 2 Main body structure

主进气管路顺气流配置 DN2 500 mm 电动蝶阀和液动蝶阀、DN2 000 mm 主调压阀和 DN1 200 mm 旁路阀,旁路阀和主调压阀并联,如图 3 所示。

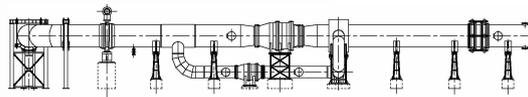


图 3 主进气管路

Fig. 3 Main pipeline

1.3 风洞主要尺寸

- 1) 最大外形尺寸: 长约为 224 m, 宽约为 70 m, 高约为 24 m。
- 2) 试验段尺寸为 2 m \times 2 m, 长为 7.2 m。
- 3) 最大截面内尺寸: $\varnothing 9.5 \text{ m}$ 。
- 4) 主进气管道通径 DN2 400 mm, 引射进气管道通径 DN1 300 mm。
- 5) 主洞体轴线标高定位为 5.8 m, 主进气管路轴线标高为 5.8 m, 入口处与 2.03 m 原气源管路连接, 引射进气管路沿轴线标高为 1.5 m。

2 洞体结构设计

2 m 超声速风洞最大部段直径为 9 500 mm, 截面多变, 运行压力最高达到 2.1 MPa, 温度最低达到 -40°C , 流量最大达到 3 572 kg/s。因此, 该风洞既是一座复杂的大型压力风洞, 又是一个结构复杂的大型压力容器。

因风洞尺寸大、制造精度要求高, 所以在进行风洞结构设计时, 要在保证满足风洞运行、使用和维护要求的前提下, 必须考虑风洞在现场与工厂加工、运输与安装的设备条件和工艺水平, 以确保最终达到设计要求。

2.1 总体设计

2 m 超声速风洞总体设计主要涉及试验段和模型更换、移动部段的运输、风洞的热补偿、风洞洞体各部段间密封和定位、振动的抑制、风洞的强度和刚度等问题的解决^[3-4]。

2.1.1 试验段和模型更换

试验段的更换既要考虑用户的需求又要考虑更换的效率,还要从经济上考虑尽可能减少成本。2 m 风洞设有两个试验段,长度不一致,中间通过补偿段弥补它们间的长度差。试验段更换时,试验段与其前后段间必须要留出适当的间隙才能达到既满足更换要求又防止刮擦的目的,这就要求位于试验段后的超扩段要具有整体后移或其前端可沿轴向伸缩的能力,FL-24 风洞采用的是前一种方案,超扩段连同部分亚扩段可沿轴线后移,由于该风洞超扩段有 20 m 长、重量达 4 000 kN,超扩段移动和为克服风洞运行时产生的轴向载荷将需要非常大的驱动力,同时对地面支撑和导向带来很大难度,综合考虑放弃了这种方案,采用了在超扩段入口增加一节活动套筒的方式来满足试验段更换的要求。

套筒可沿风洞轴向前后移动,试验段和补偿段后移退出风洞轴线,或前移进入回路,套筒前移形成封闭回路,从而实现试验段和模型更换。采用套筒移动方式还有一个好处是挠性喷管段至超扩段间的热补偿问题也得到了很好地解决。另外,在补偿段侧壁还开有小门,宽为 0.8 m,高为 1.2 m,便于日常检查和小模型的更换,如图 4 所示。

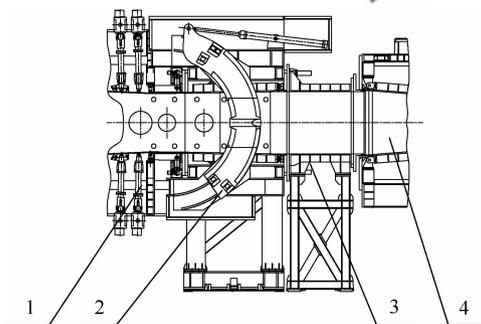


图 4 试验段更换

Fig. 4 Convertible test section

2.1.2 移动部段的运输

在试验大厅中,有很多可移动的部段,如试验段、补偿段、模型安装车和纹影仪安装平台等,这些部段尺寸差别较大,导致轨距和轮距难以协调一致,采用车轮轨道运输方式会使试验大厅轨道交叉、密集,部段移动换向不方便。气垫运输方式不使用轨道,因此能高效、安全地对移动部件进行任意位置移动,使试验大厅更加整洁、有序,该运输方式已在国内外少数低、跨声速风洞中成功应用^[5]。为了提高试验段和模型更换效率,2 m 超声速风洞移动部段采用了气垫运输方式,但在大型超声速风洞中应用该技术还属首次,为解决 2 m 超声速风洞移动部段重心高导致运动不平稳问题,采取了以下措施:

1) 依据移动部件的重量和重心位置选择不同规格的气垫和驱动单元,气垫承受的有效负载有一定的冗余度。

2) 采用分组控制方法,防止移动部件在运输和下降过程中发生倾斜。

3) 设有气垫测高调压自平衡系统,保证移动部段在移动中悬浮高度一致。

4) 采用气垫牵引车对移动部段进行现场手动控制驱动。

5) 气垫牵引车的驱动轮需要有足够的抓地力,防止打滑现象的出现。

6) 移动部段在洞体轴线方向的停放区域预埋钢板,预埋区域的平整度为 2 mm,如图 5 所示,并设有必要的定位导向装置。



图 5 预埋钢板

Fig. 5 Pre-embed steel plate

2.1.3 风洞的热补偿

由于风洞为下吹式,直线长度较长,在环境和

气流温度变化作用下热变形可达到 30~40 mm。如果不考虑热补偿问题,将使洞体结构产生较大的热应力和变形,试验流场无法满足要求,为此,洞体设计必须考虑热补偿环节,采取以下措施:

1) 在主洞体稳定段下游布置有一组固定支座,收缩段与挠性喷管间留有 2 mm 伸缩缝。

2) 挠性喷管段作为风洞的安装基准,在其上游布置一组固定支座,沿下游布置三组单向滑动支座。

3) 为保证主洞体轴线的一致,在超扩段上游布置一组固定支座。沿下游方向布置了三组单向滑动支座。

4) 在主进气管路中,采用 L 型伸缩节对进气管路产生的热变形进行补偿,为保证主调压阀轴线与主洞体轴线的一致,在主调压阀下方布置一组单向支座。

5) 在引射进气管路中,引射调压阀下方布置有一组固定支座。

6) 其余支座均为多向滑动的桥梁盆式橡胶支座。

2.1.4 风洞洞体各段间密封和定位

部段间的密封不仅直接影响风洞性能还关系到人员、设备的安全,因此在确定密封方式时要做到稳妥可靠。采取了以下措施:

1) 收缩段与挠性喷管段之间、试验段与挠性喷管段和补偿段之间、超扩段套筒与补偿段之间采用充气橡胶管密封,截面型式为凹型,具有放气自动恢复原型的特点,不易磨损,提高了使用寿命。

2) 其他法兰间采用 O 型橡胶圈(条)或石棉橡胶板密封。

可移动部段要求重复定位精度高,尤其是试验段与挠性喷管段之间的阶差 $\leq 0.1 \text{ mm}$ ^[6],否则将对试验段的流场品质影响较大,采取了以下措施:

① 在部段间设置定位导向装置。采用斜面销定位,依靠部段自身重量沿孔的侧面向下滑动。由于部段间各法兰贴合面存在与洞体轴线的不垂直度以及安装斜面孔处各部段的刚度不同,出现移动部段在下滑过程中后移现象,一方面通过调整气垫的充气压力控制部件下降的速度和高度,

另一方面可在下降过程中通过快速连接装置在下降中途进行调整。

② 气源压力的波动以及地面的平整度都将导致气垫在移动过程中运动不平稳,这使部段的定位、导向困难,因此,必须在试验大厅气垫运输区域的适当位置设置定位、导向装置。

2.1.5 振动的抑制

对于下吹-引射式暂冲型超声速风洞而言,大开角段、引射器和调压阀是振动较大的部段。由于在风洞运行前,这些部段的动态激励难以预测,无法建立有效的结构动力学数学模型进行动态响应分析,因此,需充分借鉴以往的设计和使用经验。

大开角段和引射器的共性问题是在气流内的支撑肋板在气流脉动的长期影响下易出现疲劳裂纹。针对这一现象,进行了多种方案的比对,综合考虑 FL-24、FL-26 等大开角段和引射器的设计和使用经验,最终采用了 Y 型的准柔性结构,该结构型式在焊接位置有一定的柔性,具有吸振功能。

同时在风洞结构设计中,采用提高承压壳体的动刚度、严格要求制作工艺等措施以增强风洞洞体的抗振能力。

2.1.6 风洞的强度和刚度

风洞洞体为承压壳体,运行工况多、截面多变以及结构受力复杂。运用 MSC 有限元软件对风洞承压壳体的强度、刚度以及动态特性进行了有限元分析,获得重点关注部件在气动载荷和温度变化条件下结构的应力和变形以及自由振动时的模态频率和模态振型。并以计算结果为依据进行了优化设计,相关内容见 2.2 节。

2.2 主要部段设计

2.2.1 DN2 400 mm 等径三通

DN2 400 mm 等径三通位于主进气管路入口,与原气源管路连接,最高工作压力为 2.1 MPa。大口径的等径三通需要补强,补强方法有等面积补强法、极限分析法和弹塑性失效法^[7]。按国内现有的焊制三通的计算方法^[8-9]都限制主

管直径为 660 mm,虽然可采用西德锅炉规范,按等面积补强法进行计算,但考虑三通在现场进行压制,受设备等限制即使滚压成型,现场层叠焊接也有相当大难度,尤其在三通相贯线处,因此综合各种方案,决定采用整体补强法。采用有限元方法对三通进行优化设计,计算压力按 2.31 MPa、温差按 30℃考虑,优化的目标函数为管道壁厚、三通相贯线处的强度。为了能更精确地对三通进行强度和刚度分析,进气端连带原气源管路两固定支座间管路、出口端一直延伸到主洞体稳定段固定支座处,如图 6 所示。通过计算和优化,管道壁厚度定为 60 mm,并设有环向肋板和翼板,相贯线处最大应力 $\sigma=131 \text{ MPa} < [\sigma] \approx 163 \text{ MPa}$,管道其他位置应力水平较低。

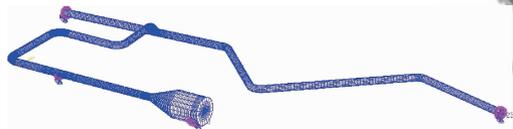


图 6 主进气管路计算模型

Fig. 6 Calculation model of main airflow pipeline

2.2.2 挠性喷管

挠性喷管为多支点全挠性喷管,挠性喷管与试验段前段一体化设计,由挠性壁、左右侧壁、上下梁、左右框架以及密封装置等组成,如图 7 所示。



图 7 挠性喷管段

Fig. 7 Flexible nozzle

挠性壁沿风洞轴线上、下对称布置,分别置于上下梁上,由挠性板、执行机构和试验段前段壁板

可调扩开角机构等组成。挠性板上游设入口滑槽机构,以适应挠性板弯曲时长度和斜率的变化,挠性板下游及试验段前段壁板扩开角可通过电动推杆同步调节。

能否使挠性板的弹性曲面精确地与喷管理论气动型面相吻合并有高的重复精度,使在试验段内获得所要求的试验马赫数和均匀流场是挠性喷管结构设计的关键。为此,必须对挠性板的厚度、挠性板支撑点的位置及间距、支撑点的形式和执行机构的悬挂点等进行精心设计^[10-11]。

1) 挠性板采用屈强比高、对缺口敏感性低的合金钢材料。挠性板厚度为 25 mm,宽度为 2 m,最大应力为 568 MPa,最大变形量为 1.63 mm。挠性板初始平直长度为 18.92 m,其中弯曲变形需要的最大补偿量为 336 mm。

2) 为将挠性板与执行机构相连接,同时降低执行机构施加的载荷在挠性板截面内产生附加弯矩和减少执行机构数量,在型面喉道处、特征点、转折点、滑槽铰链点和距出口为 1.2 m 处使用单点铰链,其余均使用摆动铰链,如图 8 所示。

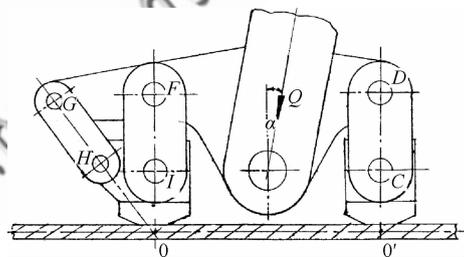


图 8 摆动铰链

Fig. 8 Swing gemel

3) 为减小挠性板弹性曲线与喷管理论型面的吻合误差(用弹性曲线斜率表示),在结构设计中还采用精确的有限元计算分析对撑竿布置进行优化,确保在满足强度要求情况下,弹性曲线斜率 $\leq 0.05^\circ$ 。挠性板全长范围布置若干组挠性板执行机构,该机构采用机械与液压组合式,即丝杠螺母副定位、油缸低压成型和高压锁紧挠性板型面。该方案的突出优点是可以有效保证挠性板不过载。

4) 对挠性喷管主体进行了静力学和模态分析。结构总体应力整体水平较小,最大应力位于前法兰边缘处,为 70 MPa,远小于材料许用应力

($[\sigma] \approx 145 \text{ MPa}$); 结构最大变形位于侧壁吼道处, 最大变形量为 0.5 mm , 相对于主体结构尺寸而言是很小的。主体结构的模态频率如表 1 所示, 除第 5 阶模态的振形表现为喷管段出口处上下摆动外, 其余模态的振形均表现为左右框架横向摆动, 其低阶模态彼此分离, 具有良好的动态特性, 有效地降低了模态之间的相互耦合程度, 最大程度地减小了发生共振的可能性。

表 1 喷管段模态计算结果

Table 1 Computational modal results of flexible nozzle

Number of order	Mode frequency/Hz
1	10.53
2	11.08
3	26.99
4	27.17
5	30.83
6	32.30

2.2.3 试验段

试验段包括上下驻室、上下框架、上下壁板、左右壁板、前后法兰、四根下立柱、移动架、迎角机构、双转轴机构、拉紧油缸以及拉紧装置等, 如图 9 所示。入口截面尺寸为 2.02 m (高) $\times 2 \text{ m}$ (宽), 出口截面尺寸为 2.15 m (高) $\times 2 \text{ m}$ (宽)。试验段模型支撑装置包括迎角机构和双转轴机构。试验段的结构设计均围绕模型支撑装置进行, 同时考虑试验段的密封和运输。



图 9 试验段

Fig. 9 Test section

迎角机构用于支撑模型并实现模型迎角变化, 与双转轴机构配套使用, 实现模型侧滑角变化。迎角机构采用中国空气动力研究与发展中心广泛使用的弯刀支板型式, 由弯刀支板、导轨座、轨道支架、滑块座、伺服油缸、油缸座、零位销装置以及圆弧导轨副等组成。

对于暂冲式风洞, 迎角机构要具有较强的抗冲击能力和承载能力, 弯刀支板的强度与刚度应得到充分的重视。设计时必须将支板的厚度增加以提高刚度、增加其侧向抗弯和纵向抗扭能力, 但随之带来的结果是与堵塞度要求相矛盾。设计时利用 MSC 有限元软件对弯刀支板进行静力学分析和优化设计, 使支板在合适的厚度下既能满足强度、刚度要求, 又使风洞具有较小的堵塞度。优化结果如下: 弯刀支板选为 35 CrMnSiA 材料, 厚度为 120 mm , 前沿半径为 $2\,200 \text{ mm}$, 宽度为 1 m , 最大应力仅有 157 MPa , 远小于材料许用应力 ($[\sigma] \approx 800 \text{ MPa}$), 最大变形量为 1.4 mm , 满足使用要求; 前三阶模态频率如表 2 所示, 模态彼此分离, 具有良好的动态特性, 有效地降低了模态之间的相互耦合程度, 最大程度地减少了发生共振的可能性。

表 2 弯刀支板模态计算结果

Table 2 Computational modal results of bent blade device

Number of order	Mode frequency/Hz
1	23.55
2	64.45
3	71.56

同时, 迎角机构要具有较快的运动速度 ($1 \sim 5$ $^{\circ}/\text{s}$), 最大回零速度 > 10 $^{\circ}/\text{s}$ 和较高的定位精度 ($\pm 0.05^{\circ}$)。设计上采用双液压伺服油缸同步驱动, 油缸活塞杆头部带有球铰, 缸体上带有转轴, 油缸与弯刀支板随动, 通过动力学分析掌握机构的运动特性以及机构动力学特性, 确定油缸初始安装位置, 避免运动死点, 并求解出油缸的作用力; 弯刀支板两侧各设有 2 组圆弧导轨副, 同侧导轨同轴度和平行度通过精密加工和装配保证。

双转轴机构用于实现 2 m 超声速风洞横向试验。由前轴机构、后轴机构和中部支架组成, 前轴机构安装在后轴机构上, 后轴机构安装在双转

轴机构中部支架上。前轴、后轴机构联合使用,可实现模型偏航角变化;后轴机构单独使用,可实现模型滚转角变化。偏航角在试验前手动调节给定,前轴、后轴机构均采用蜗轮蜗杆驱动和卡块定位锁紧。对不同的载荷工况进行了有限元分析,对堵塞度和机构的重量进行优化。

2.2.4 超扩段

超扩段入口截面尺寸为 2 m(宽)×2.15 m(高),出口截面尺寸为 2 m(宽)×3 m(高)。由上下框架、左右侧壁、上下调节片、调节机构和锁紧机构等组成。在超扩段的前部还设置一个方形套筒,通过导轨安装在侧壁上,可沿安装在左右侧壁上的 4 个油缸实现前后运动,运动范围为 120 mm,为试验段和补偿段的移动和更换留出空间,实现试验段的更换。风洞运行时,套筒在油缸的推力作用下与补偿段贴紧。

侧壁固定,同时支撑上框架,将上下框架与左右侧壁连接为一整体作为超扩段的基础框架。为了便于加工和运输,将侧壁板和上下框架分段,侧壁板分为三段,上下框架各分为两段,段与段之间采用螺栓连接,销定位。

超扩段调节片采用三段式结构,分为前、中、后调节片,如图 10 所示。每个调节片均采用铰接连接方式,调节片间的铰链点和最后一组铰链点在调节片的调节过程中既可转动,又可补偿调节片沿轴向移动引起位置变化。两个调节片间的铰接处安装调节机构,调节机构垂直超扩段轴线上、下移动,实现超扩段通道尺寸的变化。



图 10 三调节片结构
Fig. 10 Tri-adjustor structure

每段调节片的长度较长,作用在调节片上的载荷较大(最大压差为 0.15 MPa),受空间限制,难以通过增加调节片厚度保证刚度,同时调节机构丝杠上承受的作用力很大(最长一段调节片承受的负载达到 3 000 kN),为解决这个问题,采取

了以下措施:

1) 在每段调节片上设有多个锁紧装置,调节时锁紧装置处于解锁、跟随状态,此时锁紧装置不承载,调节完毕后锁紧装置自动锁紧,与调节机构共同承载,使作用在调节片上的载荷分布到各个锁紧装置和调节机构的各个支承点上,既满足了调节片的刚度又减小了作用在调节机构上的载荷。

2) 锁紧采用滚珠丝杠+制动器方式。利用丝杠的直线移动带动螺母作旋转运动,从而实现了锁紧装置的随动,如图 11 所示。

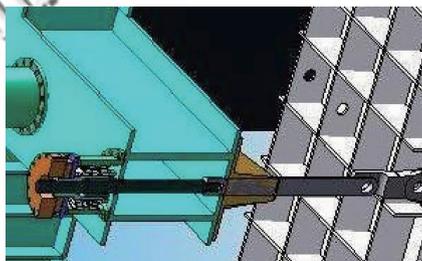


图 11 锁紧装置
Fig. 11 Lock device

3) 利用专门定制的失电制动器作为锁紧的执行装置,解决了随动与到位锁紧之间的矛盾。

2.2.5 稳定段

稳定段采用双层结构,外壳承压,内壳整流。稳定段前部用作消声段,安装有过滤网、刚性烧结金属丝网及其框架,后部用作整流段,安装有蜂窝器和阻尼网。

通过在 FL-22 中进行的引导性试验,表明多层烧结金属丝网(以下简称烧结网)作为消声装置具有良好的低频降噪效果^[12],决定在 2 m 超声速风洞中使用。在大型风洞中使用烧结网作为消声装置没有可借鉴的资料,烧结网的安装、承受前后压差等问题难以解决:

1) 烧结网采用高温、真空压制技术制成,受压制设备的限制,最大尺寸只能达到 1 m×0.5 m。

2) 烧结网自身强度无法承受气动产生的轴向力(约 5 000 kN)。

3) 如何减小气流的窜动对烧结网降噪效果的影响。

4) 烧结网如何清洗。

通过各种方案的对比,采取以下措施:

- 1) 分成 105 块拼装,采用框架结构进行支撑。经过有限元分析,框架厚度为 600 mm。
- 2) 每个网块通过前压紧板和后承压框夹持在框架格框中,再通过整流、压紧装置固定到格框中。
- 3) 在烧结网前安装过滤网和加强网,与烧结网采用一套固定装置,以减少气流中的杂质直接进入烧结金属丝网内,如图 12 所示。

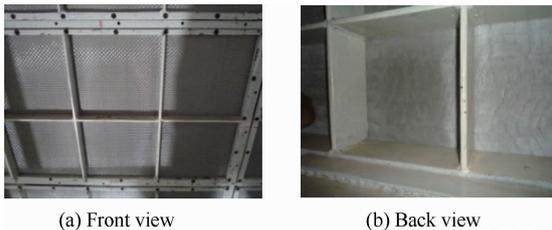


图 12 多层烧结金属丝网的安装

Fig. 12 Installation of multi-layer sinter wire mesh

- 4) 在烧结网前适当位置的内外壳体间焊接堵板,防止窜流。
- 5) 烧结网通过反吹方式清扫,压力为 0.5 MPa。

2.2.6 调压阀

2 m 超声速风洞的两个进气管路中布置了 3 个调压阀:主调压阀+旁路阀(如图 13 所示)和引射调压阀,均采用环状缝隙式调压阀。



图 13 主调压阀+旁路阀

Fig. 13 Main pressure regulating valve + bypass valve

阀门结构尺寸大、调节精度高、阀门套筒运动速度快且要求密封可靠、抗振动能力强。在吸取

以往设计经验的基础上,还采取了以下措施:

- 1) 通过安装在阀门内的直线导轨和其出口处的滑动支承,实现阀门套筒的导向和支撑。
- 2) 选用伺服油缸以满足高的套筒定位精度。
- 3) 套筒的密封采用端面压紧式密封结构。
- 4) 套筒的位置反馈采用安装在油缸内的直线位移传感器实现。

3 水压试验与振动检测

根据国家“钢制压力容器”设计规定^[13]和国家劳动部“压力容器安全技术监测规程”,在风洞建成后,为检验洞体结构设计、加工和安装施工质量,考核风洞承压壳体的强度和刚度,应对风洞承压壳体进行压力试验。考虑到承压壳体的工作压力最高达到 2.1 MPa,最低也有 1.6 MPa,对如此大的容器进行气压试验有一定的危险性,决定采用水压试验。同时还依据金属压力容器声发射检测及结果评价方法^[14],分区域监测、两次加压循环、平面定位结合区域定位,开展了结构完整性评价与焊接返修部位、局部应力集中部位的重点监测工作。

3.1 水压试验

根据风洞的结构特点,依据增压风洞水压试验技术标准^[15],分别对如下 3 段独立进行了水压试验:

第 1 段 主进气管路调压阀出口至收缩段出口,试验压力为 1.65 MPa。

第 2 段 引射系统进气管路调压阀出口至引射喷嘴间管道之间,试验压力为 1.375 MPa。

第 3 段 主进气管路电动蝶阀后至调压阀入口,试验压力为 2.9 MPa。

其中第 1 段截面变化较大(从 $\varnothing 2.4$ m 至 $\varnothing 9.5$ m)、试验压力高、用水量大(1 612 m³),是中国空气动力研究与发展中心继 2.4 m 风洞整体水压试验后又一大型试验,为保证水压试验能安全进行并对试验过程中的重点部位进行监控,进行了有限元分析,确定了 4 个变形监测区域和 63 点(其中壳体内部监测点 24 个,壳体外部监测点 39 个)应力监测区域,结果如下:

- 1) 最大变形距离收缩段出口 1 m 处,计算变形为 3.98 mm,实测变形为 4 mm。此变形为弹

性变形,在水压试验完成后恢复原状。

2) 壳体变形属弹性变形,整体结构安定。

3) 应力实际监测值与计算值最大相差 7%。

声发射监测区域分为 4 个^[16]。声发射监测加压程序图如图 14 所示,为国内首次对承压壳体反复两次加压,这对承压壳体的设计和试验是一次大的考验。经对监测数据进行分析,水压试验过程中,未发现随压力增大而持续增长的有效声发射源。

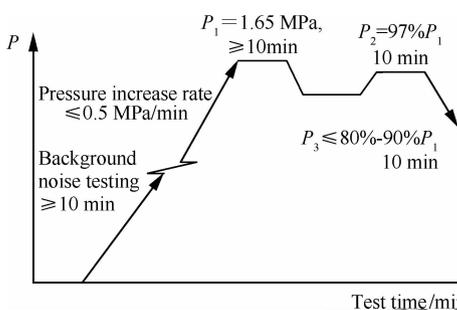


图 14 声发射监测加压程序图

Fig. 14 Vocolity transmission inspection-pressure increase program

3.2 振动检测

在风洞常压、增速压和降速压状态下,对混气室、大开角段、试验段和引射器等部位的振动情况进行了监测(频率和位移)。监测结果表明,上述部段的结构设计是可靠的。

4 挠性喷管静调

挠性喷管静调的目的是根据各马赫数的理论气动型面坐标,调出各马赫数的挠性板型面,记录各马赫数下的挠性板各执行机构中的编码器读数作为型面动调的依据;调整各执行机构中机械零位螺母的位置,作为挠性板的基准型面;建立各执行机构中定位螺母位移与挠性板型面位移间的关系;确定挠性板弯曲成型过程中油缸低压腔内最低油压值以确保挠性板的安全。静调中采用了先进的激光跟踪仪测量技术,如图 15 所示。通过调整各执行机构中定位螺母位移,最终调出各马赫数时的挠性板型面坐标,使其在要求的型面精度范围内,并依次作为各马赫数型面动调的基准型面。



图 15 激光准直仪的测量

Fig. 15 Measurement by laser tracker

5 结 论

1) 风洞结构总体布局合理,运行高效,满足风洞试验要求。

2) 挠性喷管、试验段、超扩段和引射器等关键部件设计合理、运行可靠且使用维护方便。

3) 国际上首次在大型生产性暂冲式风洞中使用金属烧结丝网进行整流降噪,使得 2 m 超声速风洞试验段流场动态品质大大优于国内同类风洞,并达到国际先进水平。

4) 结合气动设计对挠性喷管撑杆分布、弹性曲线与气动型面的匹配等进行了充分的优化,实现了风洞试验段优良的流场品质。

5) 在国内首次将气垫技术用于大型风洞的移动部件的运输,高效、安全地实现了试验段及补偿段等部段快速更换,降低了人工劳动强度,大大缩短了试验准备时间,显著提高了风洞试验的生产率。

6) 激光准直仪测量技术在该风洞中得到大量使用,在测量准确度、效率及工作强度上远远超过了传统方法,具有很好的推广价值。

参 考 文 献

- [1] Commission of Science, Technology and Industry for National Defence. GJB1179-1991 Specification for flow quality of high and low speed wind tunnels. 1991. (in Chinese) 国防科学技术工业委员会. GJB1179-1991 高速风洞和低速风洞流场品质规范. 1991.
- [2] Fan Z L. Design technical request of 2 m × 2 m supersonic wind tunnel. CARDC-2, 2005. (in Chinese) 范召林. 2 m × 2 m 超声速风洞设计技术要求. CARDC-2, 2005.

- [3] Liu Z C, Liao D X, Dong Y X, et al. Aerodynamic and construction design of high and low speed wind tunnels. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 323-335. (in Chinese)
刘政崇, 廖达雄, 董谊信, 等. 高低速风洞气动与结构设计. 北京: 国防工业出版社, 2003: 323-335.
- [4] Liu Z C. Wind tunnel construction design. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2005: 71-84. (in Chinese)
刘政崇. 风洞结构设计. 北京: 中国宇航出版社, 2005: 71-84.
- [5] Said M. Design manufacturing calibration of the german-dutch wind tunnel. Germany: DNW, 1982: 55-64.
- [6] Wu R L, Wang Z Y. Wind tunnel design theory. Beijing: Beijing Institute of Aeronautics Press, 1985: 156-175. (in Chinese)
伍荣林, 王振羽. 风洞设计原理. 北京: 北京航空学院出版社, 1985: 156-175.
- [7] Dai J H, Chen Z F, Zhu Q E, et al. Pressure equipment design type question accuracy explain. Beijing: Chemistry Industry Press, 2010: 40-41. (in Chinese)
戴季煌, 陈泽溥, 朱秋尔, 等. 承压设备设计典型问题精解. 北京: 化学工业出版社, 2010: 40-41.
- [8] Compilation Center of Engineering Construction Standards for Ministry of Chemical Industry. HGJ16-1989 Steel chemistry industry vessels intensity calculation regulation. 1990. (in Chinese)
化工部工程建设标准编辑中心. HGJ16-1989 钢制化工容器强度计算规定. 1990.
- [9] State Commission of Technology Standards. GB9222-1988 Strength calculation of pressure parts for water tube boilers. 1988. (in Chinese)
全国标准化技术委员会. GB9222-1988 水管锅炉受压元件强度计算. 1988.
- [10] Ronald H. User manual for NASA lewis 10-by10-foot supersonic wind tunnel. NASA-TP-105626. 1995.
- [11] Brown D. Information for users of the national research council's 5-FT×5-FT brow-down wind tunnel at the national aeronautical establishment. LTR-HA-6, 1977.
- [12] Yu Z B, Liao D X, Zhou T B, et al. Multi-layer sinter-wire mesh application in the wind tunnel. Aerospace Material & Technology, 2012, 42(1): 108-111. (in Chinese)
虞择斌, 廖达雄, 周廷波, 等. 多层烧结金属丝网在风洞中的应用. 宇航材料工艺, 2012, 42(1): 108-111.
- [13] State Bureau of Technical Supervise. GB150-1998 Steel pressure vessels. 1998. (in Chinese)
国家技术监督局. GB150-1998 钢制压力容器. 1998.
- [14] State Bureau of Technical Supervise. GB/T18182-2000 Acoustic emission examination and evaluation of metallic pressure vessels. 2000. (in Chinese)
国家技术监督局. GB/T 18182-2000 金属压力容器声发射检测及结果评价方法. 2000.
- [15] Commission of Science, Technology and Industry for National Defence. GJB4253-2001 Technique standard for pressurized wind tunnel hydraulic testing. 2001. (in Chinese)
国防科学技术工业委员会. GJB4253-2001 增压风洞水压试验技术标准. 2001.
- [16] Pressure Vessels Examination Center. Pressure shell acoustic emission inspection report of 2 m supersonic wind tunnel. CARDC, 2009. (in Chinese)
压力容器检测中心. 2 m 超声速风洞承压壳体声发射监测报告. CARDC, 2009.

作者简介:

虞择斌 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 风洞结构设计。

Tel: 0816-2464942

E-mail: yhl9998@sina.com

刘政崇 男, 中专, 高级工程师。主要研究方向: 风洞设计。

Tel: 0816-2464815

E-mail: lzcpb1997@yahoo.com

陈振华 男, 博士, 研究员, 硕士生导师。主要研究方向: 风洞设计。

Tel: 0816-2464009

E-mail: czh200240@yahoo.com

Structure Design and Research of 2 m Supersonic Wind Tunnel

YU Zebin^{*}, LIU Zhengchong, CHEN Zhenhua, ZHANG Shihong, CHEN Wanhua

State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract: The 2 m supersonic wind tunnel is an intermittent blowdown-ejector wind tunnel with a full-steel structure. The general structure and main sections are designed and studied based on the characteristics of this wind tunnel, such as large structural size, multiform operational states, high flow quality, quick test section and model conversion, wide Mach number adjustment range for full flexible nozzles, etc. In the course of design, key components and difficult sections are researched by means of testing and solved with our design experiences. Finite element analysis is widely employed for theoretic calculation. A novel multi-layer sinter-wire mesh is used to reduce the strength of current noises, and flexible nozzles and test sections are incorporated in the design to eliminate step influence and improve flow quality, aero-caster movement technology is adopted to convert test sections and models quickly and steadily. Design rationality is proved by structural parameter static state debug, hydraulic testing, vibration inspection and flow quality detection. Applications of new materials and technology are found to be successful.

Key words: supersonic wind tunnel; structural design; hydraulic test; flexible nozzle static state debug; calibration test