

亚跨声速风洞短轴探管速度场校测可行性 研究与验证

邓海均, 熊波, 罗新福, 刘常青, 郑杰匀

(中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要:根据 GJB1179A-2012《低速和高速风洞流场品质要求》规定,速度场校测是风洞流场校测的关键项目,是评价风洞是否具备开展型号试验能力的重要依据。轴探管是用于亚跨声速风洞速度场校测的通用校测仪器。为了降低轴探管对流场的扰动,并在试验段内产生无干扰的流场,一般要求堵塞度不超过 0.5%,头锥位于风洞收缩段内。近年来,随着国内 2 m 量级以上的大型跨声速风洞立项建设,传统的轴探管设计方案在制造、安装以及校测等方面都存在一定的困难。针对该问题,通过对轴探管头部气动外形以及安装位置的优化,削弱了轴探管头锥激波强度和扰动范围,发挥试验段加速区的消波能力,在试验段内产生了与传统长轴探管一致的无干扰流场,大大缩短了轴探管的长度,为大型跨声速风洞速度场校测的轴探管设计提供了一种可行的技术方案。

关 键 词:亚跨声速风洞;速度场;流场校测;轴探管

中图分类号:V211.72;V211.74

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2024)04-0707-09

根据 GJB1179A-2012《低速风洞与高速风洞流场品质要求》规范,对于亚跨声速风洞,流场校测的项目主要包括速度场、方向场、跨声速通气壁消波特性、洞壁边界层、气流噪声、湍流度、气流的噪声等^[1-3],其中速度场是风洞流场品质标定的必测项目,是风洞开展试验的基础,速度场校测指标的优劣直接决定该风洞是否具备开展型号试验的能力。

对于亚跨声速风洞速度场校测,国内外通常采用轴向探测管对风洞试验段核心流的静压分布进行测量,并通过稳定段的总压和轴探管表面静压计算得到对应的马赫数分布,从而获得风洞试验段轴向速度场分布特性及指标。为了减小轴探管对风洞速度场分布特性的影响,通常要求轴探管的堵塞度不超过 0.5%、头锥全角不超过 10°且头锥位于收缩段内。上述要求显著增加了轴探管的长度和偏离风洞轴线的挠度,使得轴探管刚度变差,在试验过程中轴探管容易受到气流激励作用发生异常振动,引发风洞试验安全风险,为此通常采用对轴探管进行多处

张线加固的方案^[3-6]。为了减小加固所用张线对风洞流场的影响,要求张线的直径尽量小(通常不超过 $\Phi 8$ mm),支撑位置需位于试验段入口之前。国内外风洞,如 NF-6 风洞^[7]、FL-24 风洞、FL-26 风洞、NASA 兰利 8×6 英尺跨声速风洞、10 英尺风洞^[8-9]等均采用上述方案开展风洞速度场校测试验。

随着我国 C919、C929 等大型商用飞机的研发投入,对尺寸更大、流场品质更高、模拟能力更强、测量更精准的大型亚跨声速风洞的需求更加迫切。如果仍采用传统的校测仪器设计方案,所需的轴探管长度将超过 20 m,对轴探管的设计、制造以及安装与试验都带来了巨大挑战。

国际上,在大型连续式跨声速风洞速度场校测方面,为了克服传统方法带来的轴探管长度、挠度、刚度、安装以及试验安全风险等一系列问题,对跨声速风洞速度场的校测方法进行了一定研究与探索,如欧洲 ETW 跨声速风洞^[10]、日本 JAXA 2 m×2 m 跨声速风洞^[11]、美国波音跨声速风洞 BTWT^[12]和 AMES 研究中心跨声速风洞 UPWT^[13]的研究人员均利用短型轴探管开展了相关研究性试验;国内 CARDIC 相关人员也在 0.6 m 连续式风洞中采用短

型轴探管和细小探针移测的方式^[14-17]开展了部分研究工作。上述方法在 $Ma \leq 1.0$ 时,测量结果与传统的长轴探管一致性好。但是在 $Ma > 1.0$ 时,无论探针直径大小,其头部所产生的激波或膨胀波对风洞流场的扰动始终无法消除,使得测量结果与传统长轴探管偏差较大。

为了拓展短型轴探管在亚跨声速风洞速度场校测的通用性,本文在上述探索研究基础上,提出了“优化头锥气动外形+优化头锥安装位置”相结合方法。一方面通过 CFD 仿真计算,对头锥角度及头锥母线进行了优化选型,通过头锥自身产生激波与膨胀波相互作用,削弱头锥对气流的扰动强度与范围。另一方面,通过轴探管头锥安装位置的调整优化,进一步降低头锥产生的激波强度,并发挥试验段入口加速区壁面的消波作用,达到在试验段模型区内产生与传统长轴探管一致的无干扰流场的目的。为了验证上述方法的可行性,在 0.6 m 连续式风洞和 1.2 m 跨超声速风洞进行了试验验证。

1 网格划分及计算方法

对于传统长轴探管,通过优化轴探管模型头部气动外形,降低轴探管模型头部空间绕流区域的范围以及沿流向传播的距离,有助于缩短亚跨声速风洞传统速度场校测所需轴探管的长度以及克服随之产生的一系列问题。为此,本文采用 CFD 数值计算方法,基于远场来流边界条件,针对 2 个典型马赫数 ($0.95Ma, 1.2Ma$),对轴探管头部绕流影响特性进行了计算。

1.1 网格划分

计算模型为不同头锥角度和不同头部气动外形的短型轴探管。具体参数为直径 $D=30$ mm,柱段长度 $L=1\ 200$ mm。采用结构网格生成六面体网格,网格总量约 40 万,如图 1 所示。为了提高计算精度,避免出现极性轴网格,对轴探管头部尖锥部分进行了截尖处理,截尖平台直径为 0.4 mm。考虑到主要验证轴探管头部对流场空间的直接影响,在计算中,采用远场条件,轴探管柱体长度一直延伸到远场边界,且未模拟用于支撑轴探管的中部支架和试验段洞壁的扰动影响。

在网格划分中重点保证了网格的贴体性、光滑性以及正交性,以保证边界上的网格与计算对象表面重合;求解区域内网格线的弯曲和拉伸必须是渐

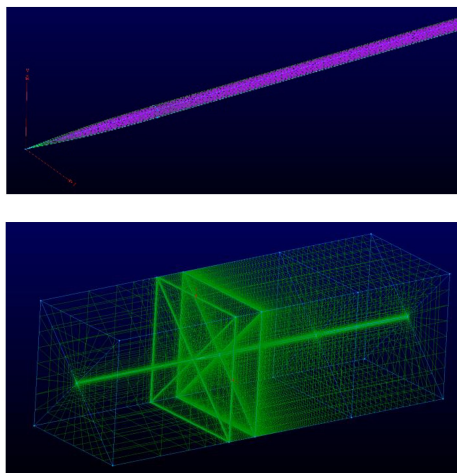


图1 短轴探管计算网格

变的;流场参数局部变化较大时,网格随流动方向要尽量正交。同时,合理地布置网格疏密程度,靠近模型表面的区域网格分布较密,以更好地捕捉边界层,在靠近远场边界区域,流向网格逐渐变稀,以便有效提升数值计算的效率。

在边界条件的设置上,计算区域的入口和出口都采用压力远场边界条件,入口总压 $p_0 = 100$ kPa,根据(1)式计算出各马赫数匹配静压。短轴探管表面边界条件设置为固壁无滑移条件。

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_0}{p_{cl}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (1)$$

式中: Ma 为马赫数; p_0 为总压, Pa; p_{cl} 为静压, Pa; γ 为等压比热容 c_p 与等容比热容 c_v 之比,即 $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$,对于空气 $\gamma = 1.4$ 。

1.2 计算方法

在求解 N-S 方程时, Fluent 使用的是有限体积法。首先将计算区域划分为网格,使各个网格点四周的控制体积保持不重复的状态,然后将待求解的微分方程对每个控制体积积分求解。

湍流模型的作用是使方程组可以采用封闭的计算方法计算。湍流模拟采用 $k-\omega$ -SST 湍流模型, $k-\omega$ -SST 湍流模型使用混合函数从壁面附近的标准 $k-\omega$ 模型逐渐过渡到边界层外部高雷诺数 $k-\epsilon$ 模型,模型中包含修正的湍流黏性公式来解决湍流剪应力引起的输运效果,并且湍流黏度考虑到了湍流剪应力的传播。

2 数值计算结果与分析

2.1 等长度圆弧和圆锥头部影响比较

通过 CFD 方法计算圆弧和圆锥 2 种不同外形头锥的轴探管对流场的影响。图 2 给出了 2 种头锥的几何外形。图 3 给出了在 $0.95Ma$ 和 $1.2Ma$ 来流条件下,不同外形头部的轴探管对流场影响云图。图 4 给出了上述 2 种类型头部轴探管与空风洞状态下核心流马赫数差量对比曲线。从图 3 中等马赫数线可以看出,由于圆弧头部的轴探管前 $1/2$ 长度头部的当地锥角角度大于 8° 圆锥头部的锥角角度,在该区域圆弧形头部对空间流场的影响要大于圆锥头部。具体而言,前 $1/2$ 头部长度区域, $0.95Ma$ 时,圆弧头锥对马赫数的扰动面积更大, $1.2Ma$ 时圆弧形头锥激波强度更强。2 个马赫数下,圆弧形头锥表面马赫数分布差量约是圆锥形头锥马赫数分布差量的 2 倍。对于后 $1/2$ 头部长度区域,由于圆弧形头锥当地锥角角度由 8° 连续降低至 0° ,与轴探管等值段光滑过渡,使气体产生了连续弱膨胀;而圆锥头部与轴探管等值段采用钝角直接连接,该部分存在集中的角度扩张,使得该区域产生比较强的膨胀加速现象,相对而言圆锥形头部对空间流场的影响明显比圆弧形头部要大。从具体数值来看, $0.95Ma$ 时,圆弧形头部使得气流加速最高为 0.966,未超过声速,而圆锥头部使得气流加速最高为 1.02,已经超过声速,相对于空风洞,圆锥形头锥对马赫数的影响量是圆弧形头锥的 5~6 倍; $1.2Ma$ 时,圆弧形头部使得气流加速最高为 1.218,而圆锥形头部使得气流加速最高为 1.25,相对于空风洞,圆锥形头锥对马赫数的影响量是圆弧形头锥的 3~4 倍。综合对比可以看出,相同来流情况下,相同长度圆弧形头部的轴探管对流场的影响要小于圆锥形头部的轴探管。

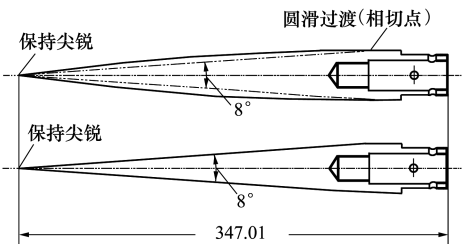


图 2 不同外形头锥模型

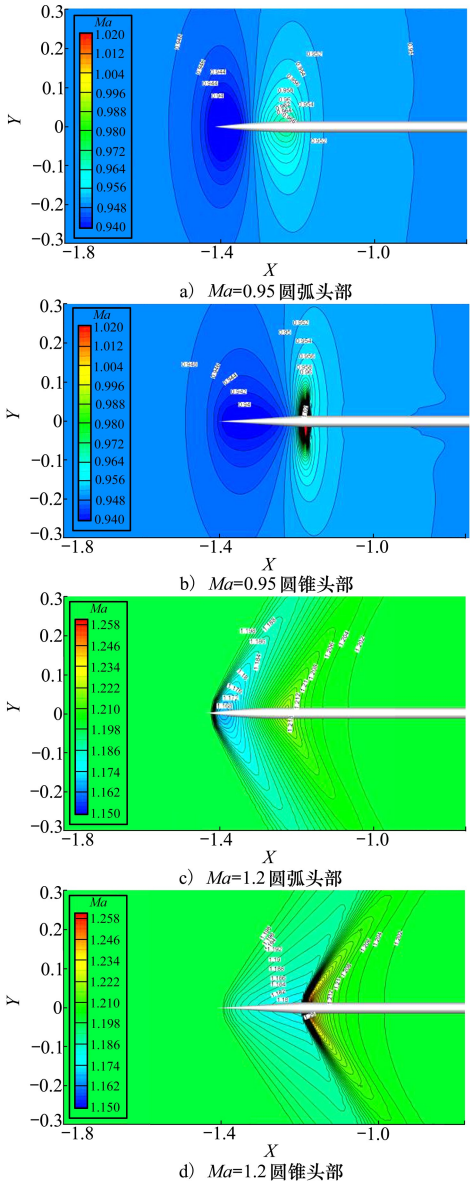


图 3 等长头部不同头锥角度对马赫数的影响分布

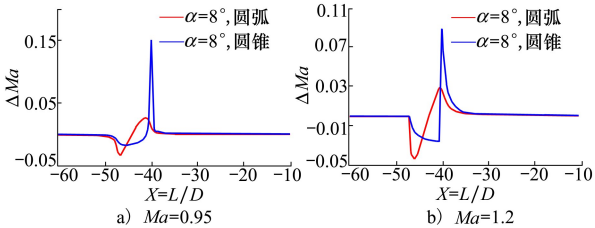


图 4 等长头部不同锥角模型对轴向马赫数分布影响

2.2 不同锥度的圆弧形头部影响比较

通过 CFD 方法,对锥角分别为 8° , 10° 和 12° 的圆弧形头锥(见图 5)轴探管对流场的影响进行了计算。图 6 给出了 10° 和 12° 圆弧头锥轴探管对空间

马赫数分布影响云图。图 7 给出了 3 种圆弧形头锥轴探管与空风洞核心流马赫数差量对比曲线。

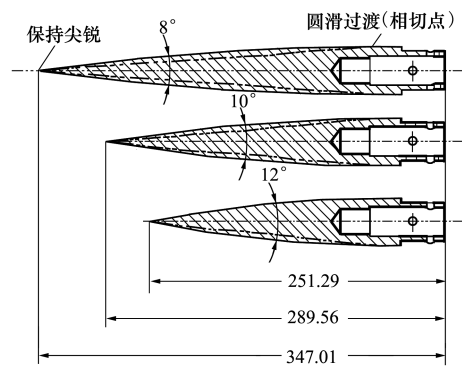


图 5 轴探管头部外形

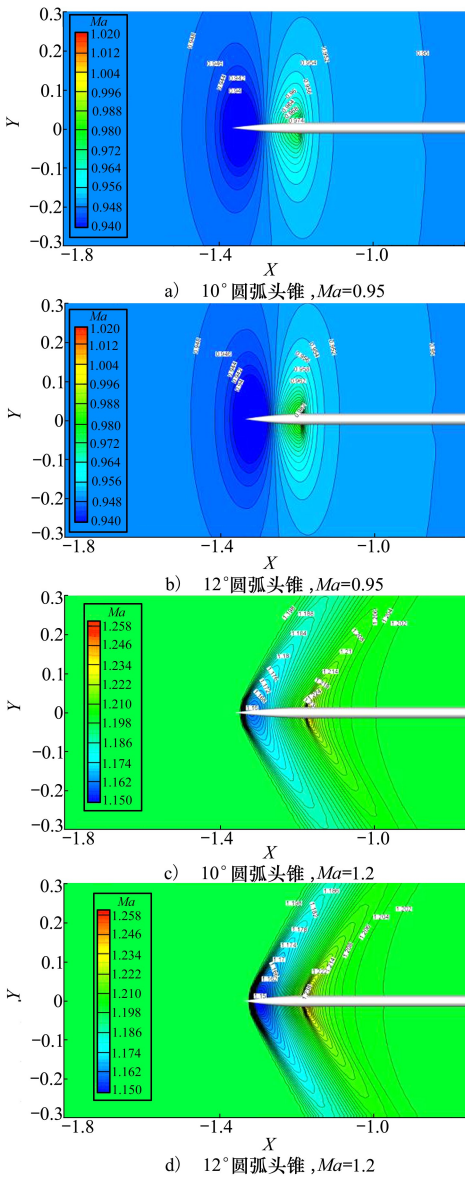


图 6 不同锥角外形影响

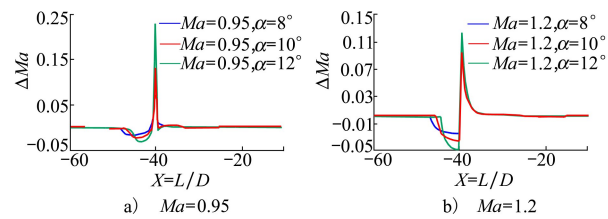


图 7 不同锥角模型对马赫数影响

由图 3~4、图 6~7 可知,随着圆弧形头锥角度的增加,头锥长度减小,对来流马赫数影响起始位置后移,头锥激波强度增加,与轴探管等值段连接的肩部位置膨胀加速能力逐渐增大,对头锥所处区域位置的流场影响逐渐增大,顺气流扰动长度增加。具体为:0.95Ma 时,锥角每增加 2°,头锥与圆柱相切位置的马赫数最大影响量增加 0.007;1.2Ma 时,锥角每增加 2°,头部对马赫数的最大影响量增加 0.011。在 $X=1.2\text{ m}$ 的肩部位置,0.95Ma 时,锥角每增加 2°肩部区域马赫数增加约 0.008,向后传递影响区增长约 8 mm;1.2Ma 时,锥角每增加 2°肩部区域马赫数增加约 0.006,向后传递影响区增长约 20 mm。从仿真结果来看,头锥锥角越小的轴探管对流场扰动影响量越小。

2.3 不同马赫数圆形头锥影响特性比较

图 8 给出了 0.6Ma、0.95Ma、1.2Ma 时 8°圆弧形头锥轴探管对流场的影响区域计算结果。图 9 给出了有无轴探管条件下,不同核心流马赫数分布对比曲线。在远场边界条件下,不考虑壁面对波系的反射效应,从数值计算结果中可以看出,各马赫数下,相对于空风洞来流流场,含有轴探管的流场在头部的阻滞效应以及肩部的扩张效应影响下,其扰动主要表现为圆弧形头部区静压值升高、马赫数降低,自肩部之后静压逐渐降低然后升高,马赫数逐步升高然后降低。从影响区域来看,同一马赫数时,头部对静压和马赫数的影响从前往后递减,最终恢复至来流马赫数水平。具体来看,0.6Ma 时,当 $L/D>18$ 时,两者之间马赫数差量小于 0.000 2;0.95Ma 时,当 $L/D>21$ 时,两者之间马赫数差量小于 0.000 2;1.2Ma 时,当 $L/D>35$ 时,两者之间马赫数差量小于 0.000 2(L 表示距离头锥顶点的距离, D 表示柱段直径)。而 0.000 2 的差量已经小于风洞压力测量试验数据的重复性精度,可以忽略。不同马赫数之间,随着来流马赫数的增加,轴探管头部对流场的影响区域及量值都逐渐增大。0.95Ma 以上,头部扰动影

响区域在宽度和高度方向已经达到试验段的截面空间流场。

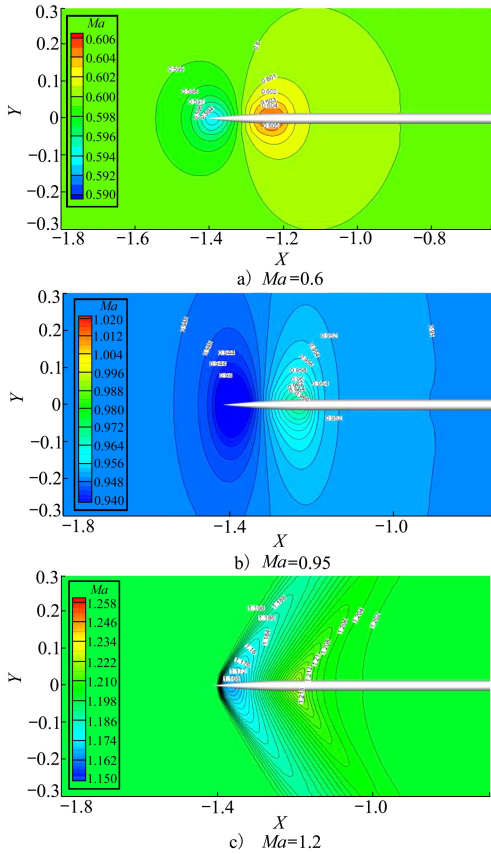


图 8 8°圆弧头锥对马赫数影响

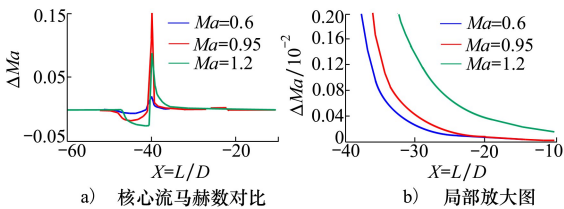


图 9 不同马赫数下核心流马赫数对比

3 头部扰动影响特性

对于跨声速风洞,试验段透气壁的主要作用有:一是在加速区声速气流通过透气壁流入驻室,增加气流通面积实现试验段内气流的膨胀加速,建立低超声速来流;二是在透气壁的作用下,消除部分来流的激波和膨胀波,扩大模型区范围并提高模型区速度场的均匀性。图 10 给出了 0.6 m 风洞试验段 20°锥柱体部分马赫数消波特性试验曲线。

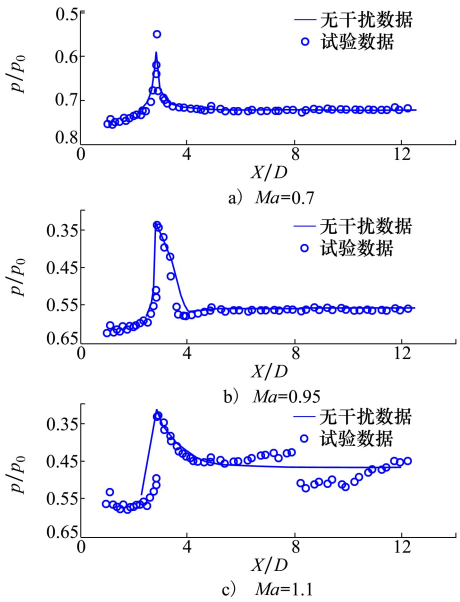


图 10 消波特性曲线

由图可知,随着马赫数增加,头部扰动区域增大,沿试验段轴线方向消除头部扰动影响需要的范围越长。其中, $Ma=0.7$ 时,由于锥柱体头部扰流并未达到超声速,洞壁没有出现波的反射,整个头部的扰动与无干扰数据吻合好; $Ma=0.95$ 时由于局部流场已经达到超声速条件,锥柱体模型头部已经产生了激波和膨胀波,增强了头部对流场的扰动范围和扰动强度,同时试验段洞壁也出现了一定的反射波系。其中 $Ma=0.95$ 和 $Ma=1.1$ 扰动影响的范围 X/D (X 表示距离头锥顶点的距离, D 表示柱段直径) 分别大于 5 和 12,通过观察 $Ma=1.1$ 的消波特性曲线可以发现,头部产生的干扰波系和洞壁反射的波系存在一定的相互耦合,使得头部的扰动区域显著增大,超过了测量区域。由消波特性曲线可知,在扰动波系较弱的低马赫数,通过试验段一定长度的透气壁的反射消波作用,可以获得近似无洞壁干扰的流场分布。头锥对风洞试验段流场干扰的影响可以分成两部分:一部分是由头锥对流场产生的直接扰动;另一部分是扰动波系传递到试验段洞壁上反射后带来的次级扰动。对于直接扰动,在不考虑洞壁干扰效应下,根据仿真计算结果, $Ma=0.95$ 时,消除头锥的直接影响,需要的轴向长度大于 840 mm (21D);对于次级扰动,参考消波特性数据, $Ma=0.95$ 时,需要的轴向长度大于 200 mm (5D)。考虑到亚跨声速风洞通常采用“声速喷管型面+试验段加速区加速”的方式建立低超声速流场 ($Ma=1.0\sim$

1.2, 其中在声速喷管型面作用下, 使喷管出口气流加速至 $Ma=1.0$, 在试验段加速区作用下, 使气流加速至低超声速。结合仿真计算结果, 以 8° 圆弧型头锥加长型短轴探管作为研究对象, 将头锥伸入喷管段来流 $Ma \leq 0.95$ 的区域, 使得轴探管头部对气流的加速不大于 $Ma=1.0$, 可有效降低头锥对流场的扰动强度和扰动范围。在此基础上, 对加长型短轴探管和传统的长轴探管测量结果的一致性进行试验验证。

4 试验验证

在 0.6 m 连续式跨声速风洞中, 以加长型短轴探管作为试验模型 (根据轴探管长度、张线支撑位置以及风洞实际接口, 最终将轴探管头部伸入距喷管段出口上游 585 mm 作为试验验证条件), 对其可行性进行验证。

4.1 风洞简介

0.6 m 连续式风洞是一座由 AV90-3 型轴流式压缩机驱动连续式跨声速风洞, 风洞为水平布置的全钢结构, 如图 11 所示。洞试验段尺寸: $0.6 \text{ m} \times 0.6 \text{ m} \times 1.85 \text{ m}$, 马赫数范围 $0.2 \sim 1.6$, 雷诺数 Re 范围 $(0.029 \sim 2.25) \times 10^6$ (参考长度 $c=0.06 \text{ m}$), 稳定段总压 $(0.15 \sim 2.5) \times 10^5 \text{ Pa}$ 。风洞采用定总压变马赫数的方式运行, 总压控制精度 $\leq 0.1\%$, 马赫数控制精度 ≤ 0.002 。

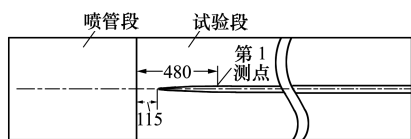


图 12 短轴探管安装位置

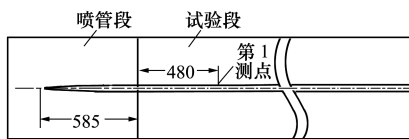


图 13 加长短轴探管安装位置

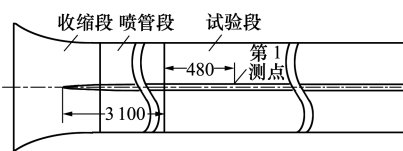


图 14 长轴探管安装位置

4.3 试验结果

图 15 给出了头锥位置①典型马赫数下短轴探管与位置③传统长轴探管测量结果的对比 (试验结果中修正了马赫数控制误差)。由图可知, $Ma < 1.0$ 时, 长、短轴探管测量结果吻合好。而当 $Ma > 1.0$ 时, 长、短轴探管测量结果差异明显。产生该现象的主要原因是轴探管头部离模型区太近。根据仿真计算结果, $1.2Ma$ 时, 头部扰动减小到马赫数 0.000 2 以内需要的距离超过 $35D$, 即 1 400 mm; 根据图 10 的消波特性曲线, 当 $1.2Ma$ 时, 通过试验段透气壁

本期试验在上下孔壁左右实壁试验段进行, 试验参数为: 总压 $p_0 = 100 \text{ kPa}$, $Ma = 0.2 \sim 1.2$, 试验段开闭比为 4.3%。

试验中各测点的压力信号通过扫描阀进行测量, 为了保证压力测量的同步性, 将稳定段总压引至扫描阀模块进行采集。扫描阀模块量程为 $\pm 103.425 \text{ kPa}$, 测量精度为 0.05%。



图 11 0.6 m 连续式跨声速风洞现场图

4.2 试验模型

试验模型: 8° 圆弧形头锥的短轴探管, 轴探管直径为 $\Phi 40 \text{ mm}$, 尾部安装在弯刀中部支架上。为了消除测量段不同带来的影响, 共用头部和测量段, 通过调整等值段长度组成 3 种不同长度的轴探管。具体位置为: ①轴探管头锥距试验段入口下游 115 mm, 位置示意图见图 12; ②轴探管头锥距试验段入口上游 585 mm, 位置示意图见图 13; ③轴探管头锥伸入喷管前收缩段内, 距试验段入口上游 3 100 mm, 位置示意图见图 14。

的反射作用消除锥柱体头部产生的干扰波系, 其最小距离大于 $14D$, 即 560 mm。而短轴探管头部距试验段均匀区入口只有 965 mm, 远达不到消除头部直接干扰的空间距离要求, 使得头部的直接扰动和壁板反射的次级扰动都传递到了模型区, 造成了短轴探管测量结果明显偏离了长轴探管的测量结果。

图 16 给出了位置②加长型短轴探管与位置③传统长轴探管典型马赫数流场测量结果对比。由图可知, 通过将轴探管头锥伸入喷管段, 使模型头锥来流马赫数在 $Ma \leq 0.95$ 的区域, 头部距离模型区长度

为 1 550 mm,有效降低头锥对风洞流场的干扰,也保证了轴探管头锥距离模型区长度大于 1 400 mm。

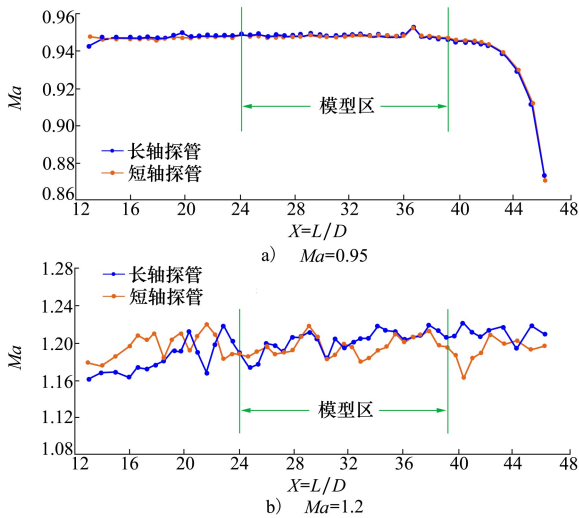


图 15 0.6 m 风洞长轴探管与短轴探管测量结果比较

为了验证该方法的通用性,在 1.2 m 跨超声速风洞中进行了再次验证。图 17 给出了 0.95Ma 和 1.2Ma 时分别采用传统长轴探管和头锥位于声速喷管内的加长型短轴探管的对比曲线。由图可知,二者数据吻合良好。综上,在 2 个不同尺度的亚跨声速风洞中,采用该方法都得出了相同的结论,说明在优化轴探管头部外形降低头部扰动区域的基础上,优化轴探管头部在风洞喷管中的位置(来流马赫数 $Ma \leq 0.95$ 区域),加长型短轴探管试验结果与传统长轴探管试验结果具有较好的一致性。

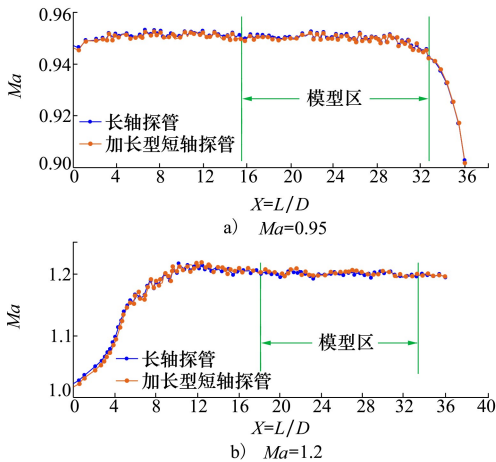


图 17 1.2 m 风洞长轴探管与加长型短轴探管流场比较

试验结果表明加长型短轴探管测量结果与传统长轴探管测量结果一致性好。

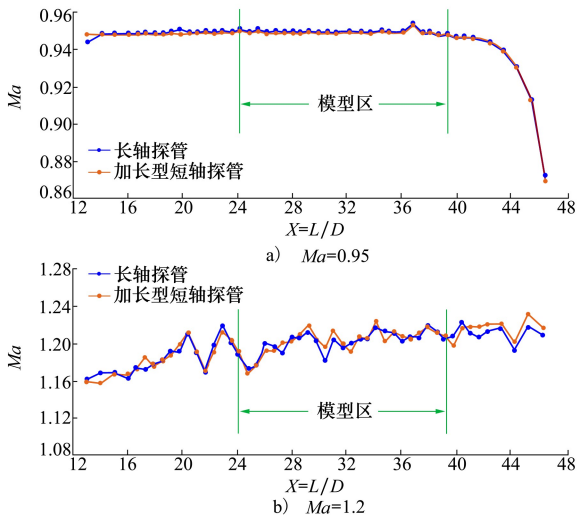


图 16 0.6 m 风洞长轴探管与加长型短轴探管流场比较

5 结 论

通过数值仿真计算和风洞试验验证,在优化轴探管头锥气动外形的基础上,通过优化轴探管头锥在风洞喷管中的位置,验证了采用加长型短轴探管开展亚跨声速风洞速度场校测的可行性。通过上述研究,可以得到如下结论:

- 1) 改变轴探管头锥母线的气动外形,可以使头锥产生的激波与膨胀波相互作用,削弱头锥的激波强度和扰动范围。不同锥角头锥,随着头锥角度的增加,头锥对流场的影响增大,同时等长度头锥外形,圆弧形头锥对流场的扰动影响弱于圆锥形头锥;
- 2) 通过将轴探管头锥安装位置由试验段延长至喷管出口前,降低了头锥当地来流速度,以及头锥产生激波的强度;
- 3) 利用试验段加速区壁板的消波能力,可以进一步降低轴探管头锥的影响,并在试验段模型区内获得与长轴探管一致的无干扰流场,通过该方法,可将加长型短轴探管速度场校测范围从 1.0Ma 拓展到 1.2Ma,满足常规亚跨声速风洞全速域速度场校测;采用该方案,有利于提升大型跨声速风洞轴探管的结构刚度,降低轴探管的设计、制造、安装难度。

目前,美国的 16T 风洞和俄罗斯 T128 风洞在超声速喷管型面与跨声速试验段的洞体条件下,成功

建立了 $1.5Ma$, $1.6Ma$ 的超声速流场。该部分速度场校测如果采用传统的长轴探管的方式进行校测,用于超声速喷管设计的“泉流”假设理论以及膨胀波的产生、反射与消波等相关理论都会受到轴探管的影响,使得喷管内的气流流动特性发生改变。下一步,可以进一步优化轴探管头锥气动外形,利用激

波与膨胀波的相互作用,尽可能地削弱轴探管头波的强度,并配合跨声速试验段加速区的消波能力,将短型轴探管的校测范围由 $1.2Ma$ 拓展至 $1.6Ma$,从而解决轴探管在超声速喷管型面下跨声速试验段低超声速速度场的校测问题。

参考文献:

- [1] 中国空气动力研究与发展中心. 低速与高速风洞流场品质要求[S]. GJB1179A-2012
CARAC. Quality requirements of flow fields for low and high speed wind tunnel[S]. GJB1179A-2012
- [2] 恽起麟. 实验空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社, 1991: 103-122
YUN Qilin. Experimental aerodynamics[M]. Beijing: Defense Industry Press, 1991: 103-122 (in Chinese)
- [3] 陈德华, 刘大伟. 高速风洞试验数据修正与使用[M]. 北京:国防工业出版社, 2018: 53-64
CHEN Dehua, LIU Dawei. Correction and use of high speed wind tunnel test data[M]. Beijing: Defense Industry Press, 2018: 53-64 (in Chinese)
- [4] 陈德华, 王瑞波, 刘光远, 等. 2.4 m 跨声速风洞槽壁试验段调试及流场校测[J]. 实验流体力学, 2013, 27(4): 66-70
CHEN Dehua, WANG Ruibo LIU Guangyuan, et al. The test and flow field calibration of 2.4 m transonic wind tunnel slotted test section[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(4): 66-70 (in Chinese)
- [5] MAX A A, ALAN R B. Calibration of the 11-By 11-Foot transonic wind tunnel at the NASA AMES research center[R]. AIAA-2005-4277, 2005
- [6] JACKON F M. Calibration of the AEDC-PWT 16-Foot transonic tunnel aerodynamic test section at various reynolds numbers [R]. AEDC-TR-78-60, 1978
- [7] 李峰, 高超, 张正科. 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 (in Chinese)
- [8] ALLEN ARRINGTON E. Calibration of the NASA Glenn 8-by 6-Foot supersonic wind tunnel(1996 and 1997 tests) [R]. NASA/CR-2012-217270, 2012
- [9] ALLEN ARRINGTON E. Subsonic calibration of the NASA Glenn research center 10- by 10-foot supersonic wind tunnel(1998 test) [R]. AIAA-2000-2448, 2000
- [10] QUEST J. ETW shakedown tests and preliminary calibration results European transonic wind tunnel [R]. AIAA - 1994 - 31063, 1994
- [11] KOHZAI M, UENO M, SHIOHARA T, et al. Calibration of the test section Mach number in the JAXA 2 m×2 m transonic wind tunnel[R]. AIAA-2008-0848, 2008
- [12] HUDGINS M, HERGERT D. Methodology and results from a recent calibration of the Boeing transonic wind tunnel[C] //Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005
- [13] AMAYA M A, FLACH R, L'ESPERANCE A. Initial testing of the ames unitary short static pipe[C] //Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017
- [14] 邓海均, 熊波, 罗新福, 等. 连续式跨声速风洞短轴探管设计与试验[J]. 航空动力学报, 2022, 37(6): 1171-1180
DENG Haijun, XIONG Bo, LUO Xinfu, et al. Design and test of short centerline probe in continuous transonic wind tunnel.[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(6): 1171-1180 (in Chinese)
- [15] 邓海均, 熊波, 罗新福, 等. 跨声速风洞中使用短轴探管测量试验段核心流马赫数影响研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 225-232
DENG Haijun, XIONG Bo, LUO Xinfu, et al. Influence of mach number of core flow measured by short centerline probe in transonic wind tunnel[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 225-232 (in Chinese)
- [16] 邓海均, 熊波, 罗新福, 等. 跨声速风洞试验段马赫数静压探针移测方法初探[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(4):

786-793

DENG Haijun, XIONG Bo, LUO Xinfu, et al. A preliminary study on static pressure probe mobile measurement method for flow field in transonic wind tunnel[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(4): 786-793 (in Chinese)

[17] 吴盛豪, 斐海涛, 陈吉明, 等. 跨声速风洞中轴探管的应用[J]. 航空动力学报, 2018, 33(10): 2451-2457

WU Shenghao, FEI Haitao, CHEN Jiming, et al. Application of center-line probe in transonic wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2451-2457 (in Chinese)

Feasibility study and verification of velocity field calibration for short center line probe in subsonic and transonic wind tunnel

DENG Haijun, XIONG Bo, LUO Xinfu, LIU Changqing, ZHENG Jieyun

(High-speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: According to GJB1179A-2012 "Quality Requirements for Low Speed and High Speed Wind Tunnel Flow Fields", the velocity field calibration is a key item in the wind tunnel flow field calibration and an important basis for evaluating whether wind tunnels have the ability to conduct model tests. Center line probe is a universal calibration instrument used for velocity field calibration in the subsonic and transonic wind tunnels. In order to reduce the disturbance of the center line probe on the flow field and generate an undisturbed flow field in the test section, it is generally required that the blockage degree should not exceed 0.5%, and the head cone is located in the contraction section of the wind tunnel. In recent years, with the construction of large-scale transonic wind tunnels of over 2 meters in China, traditional center line probe design schemes face certain difficulties in the manufacturing, installation and calibration. In response to this issue, the aerodynamic shape and installation position of the head of the center line probe is optimized, achieving the weakening of the intensity and disturbance range of the conical shock wave at the head of the probe, and exerting the wave attenuation ability of the acceleration zone in the test section. A non-interference flow field consistent with traditional long center line probe is generated in the test section, greatly shortening the length of the probe. The present study provides a feasible technical solution for the design of center line probe for velocity field calibration in large-scale transonic wind tunnels.

Keywords: transonic wind tunnel; velocity field; flow field calibration; center line probe

引用格式: 邓海均, 熊波, 罗新福, 等. 亚跨声速风洞短轴探管速度场校测可行性研究与验证[J]. 西北工业大学学报, 2024, 42(4): 707-715

DENG Haijun, XIONG Bo, LUO Xinfu, et al. Feasibility study and verification of velocity field calibration for short center line probe in subsonic and transonic wind tunnel[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2024, 42(4): 707-715 (in Chinese)