

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.02.006

## 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

邓海均,熊波,罗新福,洪少尊,李强,王伟仲,刘俊  
(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:**在  $0.6\text{ m}\times 0.6\text{ m}$  连续式跨声速风洞中设计了一种新型短轴探管,用于测量试验段核心流马赫数的分布特性。为了研究不同跨声速试验段条件下短轴探管的测值特性,通过数值仿真研究了短轴探管在不同马赫数下对流场的影响。分别在跨声速孔壁试验段和槽壁试验段中开展了短轴探管用于测量试验段核心流马赫数风洞试验研究,并与长轴探管的试验结果进行了对比。试验结果表明,当  $Ma\leq 0.95$  时,两种试验段中短轴探管马赫数测值曲线与参照值曲线基本一致,差异较小;当  $Ma\geq 1.0$  时,孔壁试验段测值结果与参照值差异明显小于槽壁试验段结果,跨声速孔壁试验段消除头波干扰能力较槽壁试验段更强。

**关键词:**跨声速风洞;流场品质;核心流马赫数;壁板;短轴探管

中图分类号:V211.72

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2022)02-0225-08

## Influence of Mach Number of Core Flow Measured by Short Centerline Probe in Transonic Wind Tunnel

DENG Haijun, XIONG Bo, LUO Xinfu, HONG Shaozun,  
LI Qiang, WANG Weizhong, LIU Jun

(High Speed Aerodynamic Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** A new type of short centerline probe is designed to measure the core flow Mach number in the  $0.6\text{ m}\times 0.6\text{ m}$  continuous transonic wind tunnel. In order to study the influence of different transonic test sections on the measured results of the short centerline probe, the influence of the short centerline probe at different Mach numbers is studied by numerical simulation. The short centerline probe is used to measure the Mach number of the core flow in the hole wall test section and the slot wall test section, respectively, and the test results are compared with those of the long centerline probe. The results show that the trend of Mach number curve measured by the short centerline probe in the two test sections is consistent with that of the reference value curve and the difference is small when  $Ma\leq 0.95$ . The difference between the measured value and the reference value of the hole wall test section is obviously smaller than that of the slot wall test section, and the anti head wave interference ability of the hole wall test section is stronger than that of the slot wall test section when  $Ma\geq 1.0$ .

**Key words:** transonic wind tunnel; flow quality; Mach number of core flow; wallboard; short centerline probe

一直以来,风洞试验都是对飞行器进行空气动力学研究最为有效的手段之一。跨声速风洞试验

马赫数范围通常为  $0.4\sim 1.4$ ,是现代战机进行空战的主要速度范围,其他如火箭、导弹等虽然速度远

收稿日期:2021-03-10;修订日期:2021-05-23

通信作者:熊波,男,高级工程师,E-mail:6643807@qq.com。

引用格式: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.

大于声速,但在其加速过程中仍然必须经过跨声速范围<sup>[1]</sup>。所有这些飞行器必须要在跨声速风洞中开展大量的试验研究,从而获取准确的气动特性数据,为研发设计提供数据支持。风洞优良的流场品质是飞行器获得高质量试验数据的前提,更是评判其性能的重要指标。新建跨声速风洞在投入试验运行前应按要求完成速度场、方向场、跨声速通气壁消波特性、洞壁边界层、气流噪声、湍流度等项目的流场校测内容<sup>[2-3]</sup>,当风洞进行洞体大修、测控系统改造、测量设备有重大更改、发现模型试验质量有问题且怀疑与流场品质有关时,均应进行相应的流场校测,其中速度场是最为核心的项目。

常规速度场校测通常采用轴探管测得的静压与风洞总压计算得到试验段中心线(核心流)上的马赫数,最终获得核心流马赫数轴向分布特性和风洞试验马赫数与驻室马赫数的修正关系。为减小头锥对测压点的干扰,通常将轴探管前伸至收缩段,为确保试验安全,保证轴探管中心线与风洞轴线重合以及轴探管的强度和刚度,需要在喷管或试验段多个位置用钢绳将轴探管拉紧固定(图1),设备安装工序复杂且耗时较长,对试验段的流场也存在一定的干扰<sup>[4-7]</sup>。同时,张线和固定工装需在喷管段和试验段开孔或开槽,对洞体结构也存在一定不利的影响。短轴探管作为一种流场检测的有效工具,在国外的大型跨声速风洞流场测试中受到较高的重视,日本JAXA中心连续式跨声速风洞JT-WT、美国波音跨声速风洞BTWT和AMES研究中心跨声速风洞UPWT的研究人员均利用短轴探管开展了相关研究性试验<sup>[8-10]</sup>。为进一步探索短轴探管在跨声速试验段中的应用效果,文中设计了一种头部位于试验段内的新型短轴探管,无需张线和固定工装,安装相对方便、简单,测量区域可覆盖整个试验段模型区核心流马赫数范围。同时,依据研究计划开展了短轴探管数值仿真计算工作,并在CARD C 0.6 m连续式跨声速风洞中进行了相关试验。



图1 某跨声速风洞中的长轴探管

Fig.1 Long centerline probe in a transonic wind tunnel

## 1 数值仿真

### 1.1 计算模型建立

为研究短轴探管头部在不同马赫数下对流场的影响规律,针对马赫数0.95,1.0,1.2三个典型马赫数状态开展了数值模拟研究。

数值计算所采用的短轴探管直径为30 mm,柱段长度为1 200 mm,头部为与8°尖锥型头部等长的改型圆弧头部。采用Gridgen软件生成六面体的结构化网格,如图2所示。为提高计算精度,在短轴探管头部最尖点处截取直径为0.4 mm的平台进行处理,以避免极性轴网格的出现。短轴探管柱体长度一直延伸至远场边界,靠近壁面的区域网格进行加密处理,以更好地捕捉近壁区域的边界层。计算域的入口和出口条件均设为压力远场边界条件。

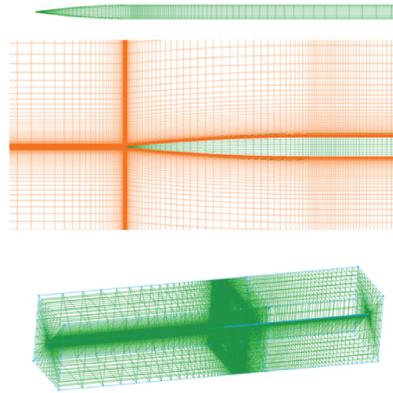


图2 短轴探管计算网格

Fig.2 Calculation grid of short centerline probe

### 1.2 控制方程及湍流模型

在求解N-S方程时,Fluent使用有限体积法: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。湍流模拟采用 $k-\omega$  SST湍流模型,该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 $k-\omega$ 模型,模型中包含修正的湍流黏性公式用以解决湍流剪应力引起的输运效果,并且湍流黏度考虑了湍流剪应力的传播。

### 1.3 计算求解

计算模型建立后,利用Fluent求解器进行求解<sup>[11]</sup>,采用基于密度的耦合隐式求解法,壁面条件为无滑移条件,所有其他标量采用不可渗透壁面条件,动量选择二阶迎风格式,湍流动能及湍流耗散率选用一阶迎风格式,数值仿真计算中按照 $Y^+=1$ 的原则模拟壁面第一层网格高度为 $8.6e-3$ ,分别以68万个、300万个、680万个网格数进行了网格无关性验证,判断依据为参考测点压力系数相差值小于0.01,验证结果表明68万个网格数足够满足仿真要求。

## 2 风洞试验

### 2.1 试验平台

试验风洞是一座由AV90-3型轴流式压缩机

驱动连续式跨声速风洞,水平布置全钢结构。风洞气动轮廓如图 3 所示。风洞本体主要包括风洞主回路和风洞辅助系统。风洞主回路由稳定段、收

缩段、喷管段、试验段、模型支架段、二喉道段、再导入段、动力段、冷却器以及第一、二扩散段和 4 个拐角段等部段组成<sup>[12]</sup>。

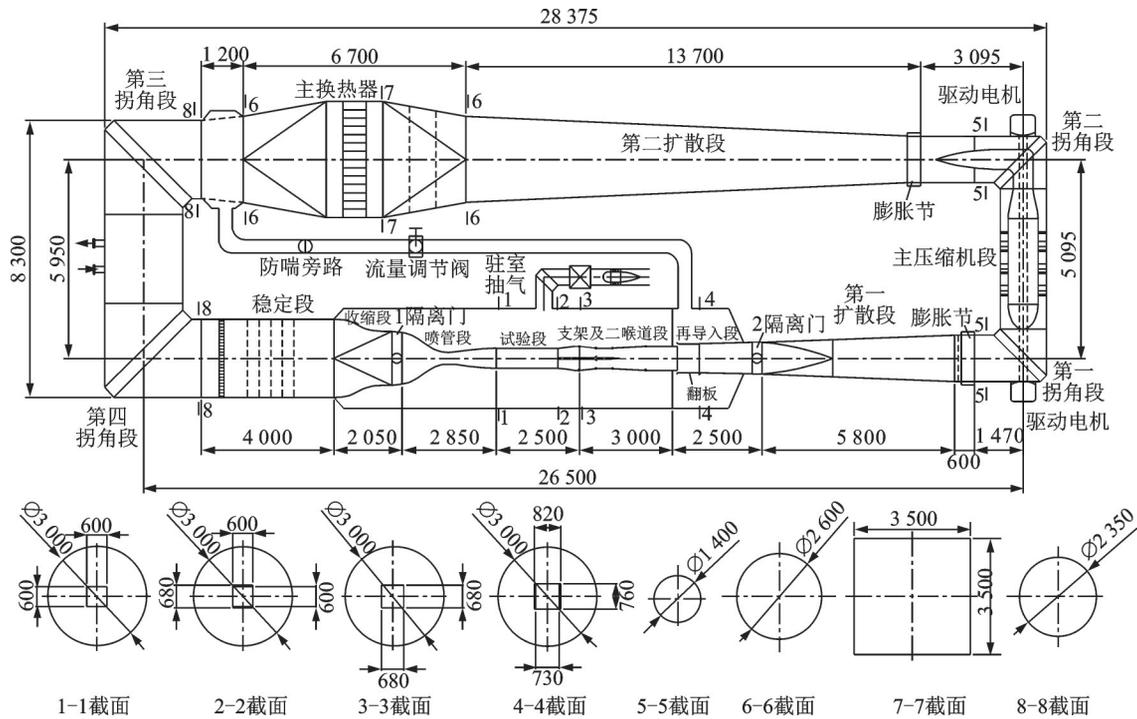


图 3 0.6 m 连续式跨声速风洞气动轮廓图

Fig.3 Aerodynamic profile of 0.6 m continuous transonic wind tunnel

2.2 性能参数

0.6 m 连续式跨声速风洞主要性能参数为<sup>[13-15]</sup>:

- (1) 试验段尺寸:0.6 m(宽)×0.6 m(高)×1.85 m(长);
- (2) 试验段马赫数:0.2~1.6;
- (3) 马赫数控制精度:≤0.002;
- (4) 稳定段总压:(0.15~2.5)×10<sup>5</sup> Pa;
- (5) 总压控制精度:≤0.2%;
- (6) 气流总温:273~323 K;
- (7) 试验雷诺数:Re·c=(0.1~2.25)×10<sup>6</sup>(c=0.06 m);
- (8) 风洞试验时间:连续运行不小于 2 h;
- (9) 试验段模型区截面气流温度均匀性:|ΔT<sub>0</sub>|≤1~2 K;
- (10) 试验段气流温度稳定性:单条极曲级|ΔT<sub>0</sub>|≤1 K;
- (11) 风洞压缩机轴功率:主压缩机轴功率 N<sub>m</sub>≤3.8 MW;
- (12) 辅压缩机轴功率 N<sub>a</sub>≤1.5 MW。

2.3 试验条件及测试设备

试验全部采用常压方式运行,稳定段总压控制在 100 kPa。分别选用孔壁试验段和槽壁试验段开展试验,如图 4、5 所示。孔壁试验段的开孔

方式为:距离试验段入口 120~520 mm,6%;距离试验段入口 520~1 600 mm,4%;距离试验段入口 1 600~1 850 mm,6%。槽壁试验段的开槽方式为:6 条槽,开闭比为 6%。



图 4 孔壁试验段

Fig.4 Test section of hole wall



图 5 槽壁试验段

Fig.5 Test section of groove wall

轴探管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。常压工况时,扫描阀模块量程为 $\pm 15$  psi;扫描阀测量精度为0.05%。

试验采用代号C-T的长轴探管,其主要由测压段、延伸段以及头锥组成,头锥位于收缩段低速来流中,对试验结果基本无影响。直径 $d=40$  mm,在风洞中堵塞度为0.35%,试验结果可作为短轴探管的参照标准。长轴探管尾部固定安装在流场校测专用中部支架上,在收缩段入口设置有上下两根钢丝绳以提高轴探管的刚度并实现管体沿风洞轴线方向的调节功能。如图6、7所示,C-T在风洞中安装完成后全长5 350 mm,测点覆盖距离试验段入口520~1 850 mm的核心流区域,其中模型区前后(距离试验段入口640~1 690 mm区域)进行了加密处理,测点间距为25 mm,其他区域测点间距为40 mm,测压孔径0.5 mm,测点50个,采用上下交错开孔形式,模型区定义为距离试验段入口960~1 560 mm区域。

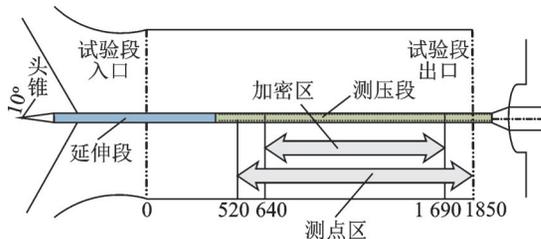


图6 长轴探管C-T尺寸示意图

Fig.6 Dimension diagram of long centerline probe C-T

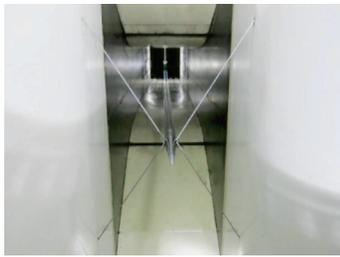


图7 风洞长轴探管C-T

Fig.7 Long centerline probe C-T in wind tunnel

为方便对比,代号DYH-T的短轴探管采用同一测压段,头部以 $8^\circ$ 尖锥形头部长度为基准设计了等长的圆弧型头部(图8),实现与柱段光滑过渡,可在一定程度上减小对试验段高速流场的扰动。短轴探管安装完成后总长1 881 mm,在风洞中如图9所示。

## 2.4 数据处理方法

在亚跨声速,轴探管测点和驻室测点的静压通过静压管接到扫描阀进行测量,根据稳定段总压及各测点静压,依据马赫数计算公式得出相应的马赫数

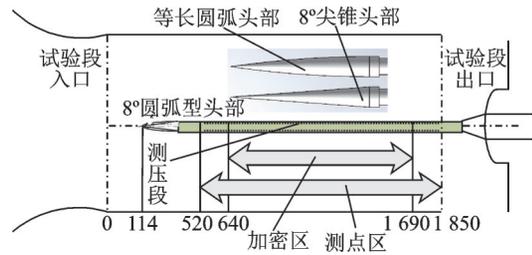


图8 短轴探管DYH-T尺寸示意图

Fig.8 Dimension diagram of short centerline probe DYH-T



图9 风洞短轴探管DYH-T

Fig.9 Short centerline probe DYH-T in wind tunnel

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

式中: $p_0$ 为稳定段气流总压, $p$ 为试验段静压。

试验段核心流平均马赫数 $Ma_{cp}$ 为

$$Ma_{cp} = \frac{\sum_{j=1}^n Ma_j}{n} \quad (2)$$

式中: $n$ 为测点数, $Ma_j$ 为试验段核心流测点 $j$ 处马赫数。

试验段核心流马赫数偏差 $\Delta Ma_j$ 为

$$\Delta Ma_j = |Ma_j - Ma_{cp}| \quad (3)$$

试验段核心流马赫数均方根偏差 $\sigma_{Ma}$ 为

$$\sigma_{Ma} = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^n (\Delta Ma_j)^2}{n-1}} \quad (4)$$

试验段核心流马赫数修正量 $\Delta Ma_x$ 为

$$\Delta Ma_x = Ma_{cp} - Ma_c \quad (5)$$

式中: $Ma_c$ 为驻室马赫数。

测点马赫数与驻室马赫数差量 $\Delta C$ 为

$$\Delta C = Ma_j - Ma_c \quad (6)$$

长、短轴探管测点马赫数差量 $\Delta CD$ 为

$$\Delta CD = Ma_{jD} - Ma_{jC} \quad (7)$$

式中: $Ma_{jD}$ 为短轴探管测点 $j$ 处马赫数; $Ma_{jC}$ 为长轴探管测点 $j$ 处马赫数。

长、短轴探管测点马赫数差量均值 $\Delta CD_{mean}$ 为

$$\Delta CD_{mean} = \frac{\sum_{j=1}^n |Ma_{jD} - Ma_{jC}|}{n} \quad (8)$$

由式(8)可知,当均值为0时表示两次测值曲线完全重合。

### 3 数值计算结果分析

对马赫数 0.95, 1.0, 1.2 三个典型马赫数状态开展了数值计算,得到了远场工况下短轴探管静压及马赫数分布情况,如图 10~15 所示,统一选取 X-Y 截面进行分析。

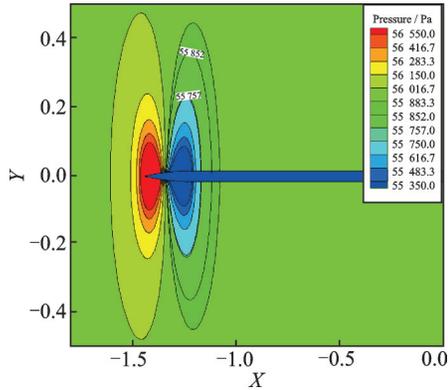


图 10 马赫数 0.95 的短轴探管静压分布  
Fig.10 Static pressure distribution of short centerline probe with  $Ma=0.95$

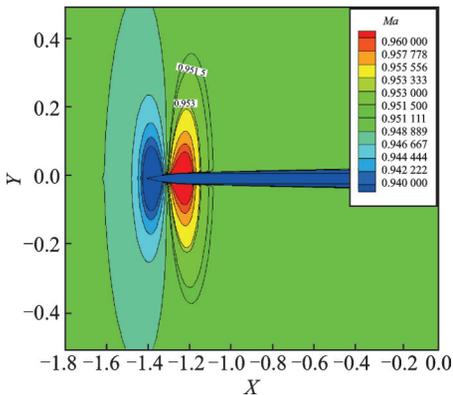


图 11 马赫数 0.95 的短轴探管马赫数分布  
Fig.11 Mach number distribution of short centerline probe with  $Ma=0.95$

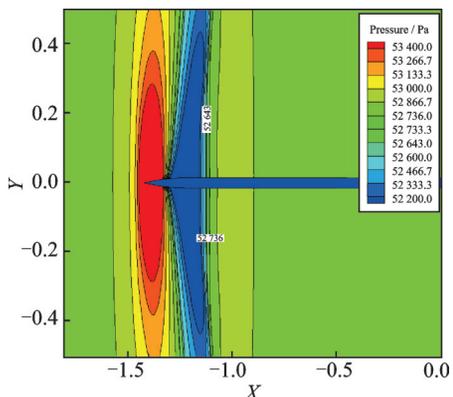


图 12 马赫数 1.0 的短轴探管静压分布  
Fig.12 Static pressure distribution of short centerline probe with  $Ma=1.0$

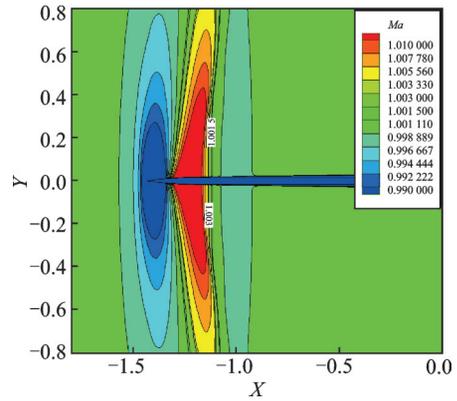


图 13 马赫数 1.0 的短轴探管马赫数分布  
Fig.13 Mach number distribution of short centerline probe with  $Ma=1.0$

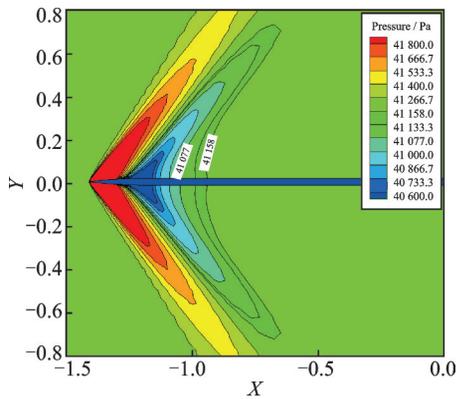


图 14 马赫数 1.2 的短轴探管静压分布  
Fig.14 Static pressure distribution of short centerline probe with  $Ma=1.2$

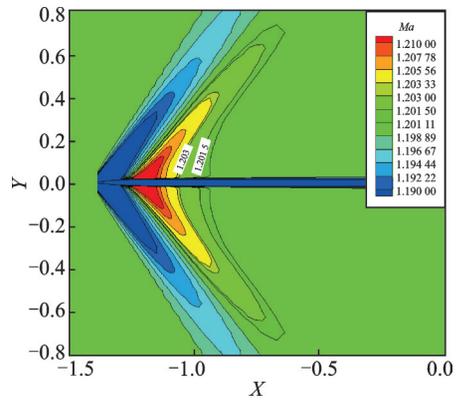


图 15 马赫数 1.2 的短轴探管马赫数分布  
Fig.15 Mach number distribution of short centerline probe with  $Ma=1.2$

马赫数 0.95 时来流总压和静压分别为 100 000 Pa 和 55 946 Pa。从数值计算结果中可以看出:在圆弧形头部区静压值升高,马赫数降低,自肩部以后静压逐渐降低然后升高,马赫数逐步升高然后降低,头部对静压和马赫数的影响从前往后递减,最终很快恢复至来流马赫数水平。柱段马赫数与来流马

赫数差量 $<0.0015$ 时静压值为55 852 Pa,位置距离肩部3.4倍管径左右。

马赫数1.0时来流总压和静压分别为100 000 Pa和52 828 Pa。从数值计算结果中可以看出:该马赫数下头部产生与来流几乎垂直的激波和膨胀波,影响区域略扩大。柱段马赫数与来流马赫数差量 $<0.0015$ 时静压值为52 736 Pa,位置距离肩部3.5倍管径左右。

马赫数1.2时来流总压和静压分别为100 000 Pa和41 238 Pa。从数值计算结果中可以看出:该马赫数下头部产生了较强的斜激波和膨胀波,头部对马赫数的影响从前往后递减。柱段马赫数与来流马赫数差量 $<0.0015$ 时静压值为41 158 Pa,位置距离肩部8.5倍管径左右。

数值计算结果表明,在马赫数1.0以下时,短轴探管头部在流场中引起的干扰相对较小,马赫数很快就能恢复到来流马赫数水平,短轴探管头部在流场中不会产生激波和膨胀波。当马赫数等于1.0时,头部产生的激波和膨胀波强度相对较弱且波系方向接近垂直于来流方向。当马赫数大于1.0时,短轴探管头部在低超声速来流中会产生相对较强的激波和膨胀波,头部干扰区域相对于马赫数1.0及以下状态急剧增加,干扰区域随着马赫数增大而增大,从而引起流场产生较大变化,马赫数恢复到与来流马赫数相当的水平需要的距离也越长。

由于孔壁/槽壁试验段条件的跨声速流场难以精确模拟,文中仅考虑远场边界条件进行数值仿真,仿真定量分析结果与风洞试验结果存在一定差异,可为风洞试验数据分析提供一定参考。

#### 4 风洞试验结果分析

在孔壁试验段和槽壁试验段中分别使用长轴探管和短轴探管开展风洞试验,试验马赫数范围为0.8~1.4,长轴探管试验结果作为参照值。表1给出了短轴探管与长轴探管在模型区各对应测点差量的平均值数据。试验结果表明,在孔壁试验段和槽壁试验段中长、短轴探管的测值差异均随着马赫数上升而增大,且在马赫数1.0以上时,其差异幅度迅速扩大。相对而言,孔壁试验段条件下的平均值差异幅度整体上明显低于槽壁试验段结果。

Table 1 模型区马赫数测点差异均值结果

Table 1 Mean difference of Mach number in model region

$Ma$	孔壁试验段	槽壁试验段
0.80	0.000 2	0.000 4
0.95	0.000 3	0.000 7
1.00	0.000 6	0.001 1
1.05	0.002 1	0.006 1
1.10	0.003 4	0.004 8
1.15	0.003 7	0.004 2
1.20	0.004 8	0.007 2
1.30	0.008 6	0.010 6
1.40	0.011 7	0.010 9

为进一步具体分析二者的差异特性,图16~19给出了马赫数0.95和1.1条件下短轴探管与长轴探管的全区域测点分布差异曲线。

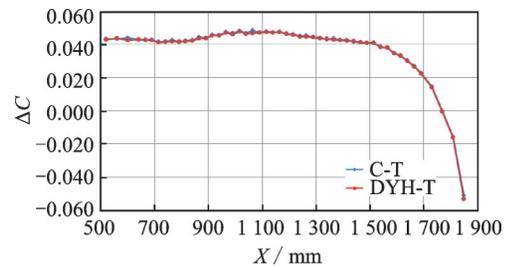


图16 孔壁试验段核心流马赫数分布曲线差异 ( $Ma=0.95$ )

Fig.16 Difference of Mach number distribution curves of core flow in test section of hole wall ( $Ma=0.95$ )

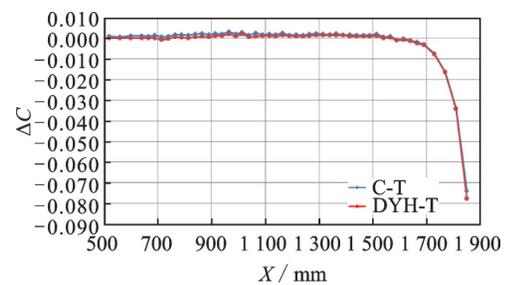


图17 槽壁试验段核心流马赫数分布曲线差异 ( $Ma=0.95$ )

Fig.17 Difference of Mach number distribution curves of core flow in test section of groove wall ( $Ma=0.95$ )

在 $Ma=0.95$ 时,长、短轴探管的测值呈现的流场波动规律一致性较好,孔壁试验段及槽壁试验段条件下模型区马赫数测点差异均值较小,从测值曲线上看均无明显变化。说明在该马赫数下短轴探管头部引起的干扰对试验段模型区流场影响较小,核心流马赫数测量结果准度和精度无明显差异。

在 $Ma=1.1$ 时,孔壁试验段条件下长、短轴探管的全部测值呈现的流场波动规律仍具有较好的一致性,但局部流场的细节存在一定差异,模型区

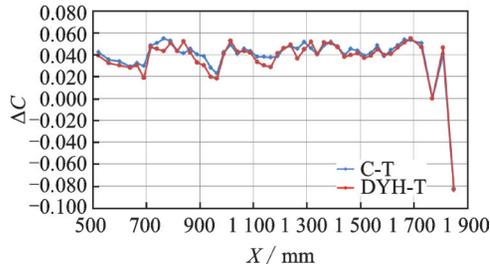


图 18 孔壁试验段核心流马赫数分布曲线差异  
( $Ma=1.1$ )

Fig.18 Difference of Mach number distribution curves of core flow in test section of hole wall( $Ma=1.1$ )

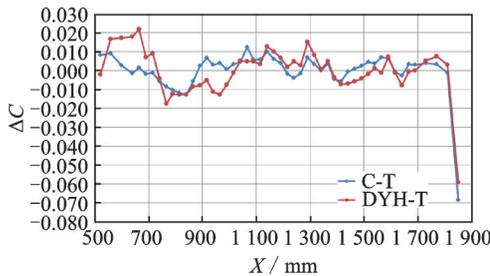


图 19 槽壁试验段核心流马赫数分布曲线差异  
( $Ma=1.1$ )

Fig.19 Difference of Mach number distribution curves of core flow in test section of groove wall( $Ma=1.1$ )

马赫数测点差异均值为 0.003 4。槽壁试验段条件下短轴探管的测值曲线与长轴探管差异明显,模型区马赫数测点差异均值为 0.004 8,显著高于孔壁试验段结果。

图 20、21 给出了孔壁试验段和槽壁试验段条件下长、短轴探管模型区内马赫数均方根偏差对比结果。从模型区均方根偏差指标来看,长、短轴探管在孔壁试验段和槽壁试验段中的测试结果均随马赫数增加呈上升趋势,在  $Ma \leq 0.95$  时,长、短轴探管测值结果中均方根偏差指标差异  $\leq 0.000 2$ ,整体上无明显差异;在  $Ma=1.0$  时,孔壁试验段和槽壁试验段中长、短轴探管的均方根偏差均存在较小差异,相对于亚音速状态小幅增加,主要原因是  $Ma=1.0$  时主要产生正激波和膨胀波,由于激波角激波呈  $90^\circ$  使得在较短的轴向距离内,激波就可以形成多次壁面反射,而通气壁具有一定的消波能力,因此经过一定轴向距离后,通气壁较好地消除了模型头部和肩部产生的大部分激波和膨胀波;而当  $1.0 < Ma \leq 1.4$  时,随着马赫数的增加,激波角的减小及激波强度的增加,经过头部和肩部所产生的激波和膨胀波沿风洞轴线方向传递的距离更远,这些波系经过壁面反射的现象也是如此,但随着轴线方向通气壁对波系的消波作用,使得头部产生的激波和膨胀波对风洞速度场的影响呈现先强后弱的

规律。要想削弱这些波系对流场的扰动,需要风洞试验段具有更长的消波区域,且马赫数越高,长度越长。而对于风洞来说,模型旋转中心是固定的,即用于风洞试验的模型区是固定的。因此相同长度的通气壁,马赫数越高,消波能力越低,模型头部产生的激波和膨胀波对模型区速度场的扰动增加,相对于长轴探管的测量结果差异就越大,速度场的均匀性越差。在低超声速时,相同长度孔壁试验段的消波特性要明显优于槽壁试验段,因此风洞试验结果中孔壁试验段长、短轴探管的模型区各测点均方根偏差量差异明显低于槽壁试验段。

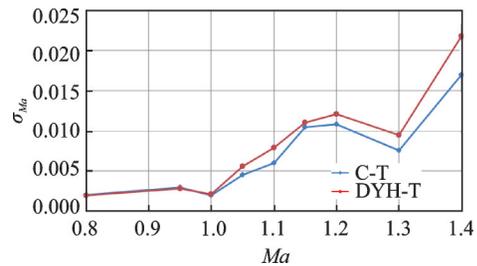


图 20 孔壁试验段模型区均方根偏差对比

Fig.20 Comparison of root mean square deviation of Mach number in model area of hole wall test section

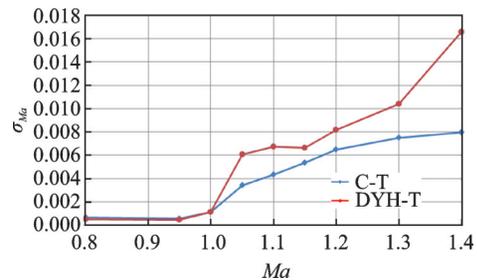


图 21 槽壁试验段模型区均方根偏差对比

Fig.21 Comparison of root mean square deviation of Mach number in model area of slot wall test section

## 5 结 论

(1)  $Ma \leq 0.95$  时,仿真结果表明短轴探管头部在流场中不会产生激波和膨胀波,头部在流场中引起的干扰相对较小,从风洞试验结果来看孔壁试验段和槽壁试验段条件下长、短轴探管的测值结果均未发生明显变化,试验数据结论与数值仿真结论一致,该条件下可以采用短轴探管来进行流场校测试验。

(2)  $1.0 \leq Ma \leq 1.4$  时,仿真结果中短轴探管头部在低超声速来流中会产生逐渐增强的激波和膨胀波,影响区域和干扰强度明显大于亚声速条件下的结果。风洞试验中随着马赫数的增加,激波角的减小和激波强度的增加,以及洞壁反射波的影响,短轴探管头部产生的头波对流场扰动进一步增大,使得孔壁试验段和槽壁试验段条件下长、短轴探管

的测值结果差异较亚音速状态均明显扩大。

(3)  $1.0 \leq Ma \leq 1.4$  时, 由于孔壁试验段的消波特性明显优于槽壁试验段, 因此孔壁试验段条件下长、短轴探管的模型区各测点马赫数差异量均值和均方根偏差量差异明显低于槽壁试验段的试验结果。

#### 参考文献:

- [1] 安玉彦. 航空气动力技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
- [2] 恽起麟. 实验空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991.
- [3] 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.
- [4] JACKSON F M. Calibration of the AEDC-PWT 16-ft transonic tunnel at test section wall porosities of two, four, and six percent: AEDC TR-76-13[R]. [S.l.]: [s.n], 1976.
- [5] REED T D, POPE T C, COOKSEY J M. Calibration of transonic and supersonic wind tunnels: NASA-CR-2920[R]. [S.l.]: NASA, 1977.
- [6] DICK R S. The influence of several cable-type supports upon the static pressures along the centerline tube in a transonic wind tunnel: AEDC-TN-55-26[R]. [S.l.]: [s.n], 1955.
- [7] JACKSON F M. Supplemental calibration results for the AEDC propulsion wind tunnel(16T): AEDC-TR-70-163[R]. [S.l.]: [s.n], 1970.
- [8] KOHZAI M, UENO M, SHIOHARA T, et al. Calibration of the test section Mach number in the JAXA 2 m  $\times$  2 m transonic wind tunnel[C]// Proceedings of AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2013.
- [9] 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. Reno: AIAA, 2005.
- [10] 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. Reno: AIAA, 2017.
- [11] 庞英良, 宋卫东, 杨晓霖. 基于Fluent的末制导炮弹初始段气动仿真[J]. 兵工自动化, 2009, 28(2): 13-16. PANG Yingliang, SONG Weidong, YANG Xiaolin, et al. Fluent-based aerodynamic simulation of terminal guided projectile in its initial stage[J]. Ordnance Industry Automation, 2009, 28(2): 13-16.
- [12] 熊波, 周恩民, 程松, 等. 0.6m连续式风洞调试运行关键技术研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(4): 81-86. XIONG Bo, ZHOU Enmin, CHENG Song, et al. Research on key technologies of debugging and operating in 0.6 m  $\times$  0.6 m continuous transonic wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(4): 81-86.
- [13] 黎壮声, 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 0.6m continuous transonic wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(4): 87-92.
- [14] 陈旦, 张永双, 李刚, 等. 一种连续式跨声速风洞总压控制方法设计[J]. 实验流体力学, 2019, 33(6): 65-71. CHEN Dan, ZHANG Yongzhuang, LI Gang, et al. A design of total pressure control method for continuous transonic wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(6): 65-71.
- [15] 陈旦, 杨孝松, 李刚, 等. 连续式风洞总压和调节阀相关性研究及其应用[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(2): 325-332. CHEN Dan, YANG Xiaosong, LI Gang, et al. Relativity research of total pressure and regulating valve in continuous wind tunnel and its application [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(2): 325-332.

(编辑: 孙静)