

连续式跨声速风洞短轴探管设计与试验

邓海均, 熊波, 罗新福, 洪少尊, 李腾骥, 张利波, 韩新峰
(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: 为深入研究不同类型短轴探管的测值特性, 设计了多种无需张线固定的短轴探管, 通过风洞试验开展了相关探索研究。试验结果表明: 不同外形参数的短轴探管与长轴探管在马赫数在 0.95 以下时马赫数方均根偏差量差异不超过 0.000 3, 马赫数修正量差异不超过 0.000 8, 测值曲线无明显变化; 马赫数在 1.0~1.4 区间时, 不同形式的短轴探管与长轴探管的测试结果存在明显差异, 优化短轴探管头部外形参数、增加柱段长度可不同程度地降低头部对试验段流场的干扰。

关 键 词: 跨声速风洞; 流场品质; 短轴探管; 外形设计; 风洞试验

中图分类号: V211.72

文献标志码: A

Design and test of short centerline probe in continuous transonic wind tunnel

DENG Haijun, XIONG Bo, LUO Xinfu, HONG Shaozun,
LI Tengji, ZHANG Libo, HAN Xinfeng

(High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Several types of short centerline probes were designed without need of cable fixation. The characteristics of the measured values were studied by wind tunnel test. The results showed that the difference of Mach number root-mean-square deviation between short centerline probe and long centerline probe with different shape parameters was less than 0.000 3, the difference of Mach number correction was less than 0.000 8, and the measurement curve had no obvious change when the Mach number was below 0.95; There were great differences between short centerline probe and long centerline probe of different shape parameters When the Mach number was between 1.0 and 1.4, changing the shape parameters of short centerline probe or increasing probe length can reduce the interference of head to flow field to some extent.

Key words: transonic wind tunnel; flow quality; short centerline probe; configuration design; wind tunnel test

对于跨声速风洞而言, 在建成和使用过程中需要定期按照国军标要求对其开展流场校测工作, 评判该风洞全寿命过程流场品质, 确定该风洞

是否满足飞行器研制需求^[1-2]。轴探管是国际上通用的跨声速风洞速度场校测设备, 通过轴探管测得的静压与风洞总压计算得到试验段中心线(核

收稿日期: 2021-03-10

作者简介: 邓海均(1989—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事实验空气动力学研究。

通信作者: 熊波(1980—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事实验空气动力学研究。E-mail: 6643807@qq.com

引用格式: 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.

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,按照马赫数相似准则,为风洞速度场马赫数的控制以及模型试验数据的计算提供重要的流场参数。

常规流场校测试验中长轴探管的尾部固定安装在中部支架上,测压管体位于试验段中心线上,为减小头部对试验段流场的扰动,探管头部需穿过试验段和喷管段一直延伸到收缩段,同时为了保证轴探管的强度、刚度以及风洞试验安全,通常需要在喷管或试验段入口多个位置用钢绳将轴探管拉紧固定^[3-6],西北工业大学 NF-6 风洞、中国空气动力研究与发展中心 FL-26 风洞以及 Ames 研究中心的统一规划风洞(UPWT)等^[7-10]均采用上述形式进行常规流场校测试验,该方式可减小头部对试验段流场的干扰,但轴探管的直径、长度及质量随着风洞尺寸的增加而增大,使得轴探管及张线安装调试工作越来越复杂,且张线的存在,对试验段的流场存在一定的影响,尤其是对于 5 m 量级的大型跨声速风洞,为了保证轴探管在重力作用下尽量小地偏离风洞轴线,则必须保证足够大直径,随着直径的增大,又进一步增加了模型自重,对轴探管的安装质量带来了更大的挑战。

短轴探管的长度通常在传统长轴探管的三分之一左右,在 5 m 量级的跨声速风洞中可减少数十米的结构长度,同时直径亦可相应减小,堵塞度可以有效降低,张线及工装可减少或避免,节约大量的地面准备时间等。文献[11]、文献[12]使用短轴探管在亚音速条件下获取了试验段核心流马赫数分布数据,文献[13]、文献[14]利用短轴探管在跨声速风洞进行了相关研究性试验,发现短轴探管在低超音速流场中的测值结果与长轴探管存在明显差异。为进一步研究短轴探管的测值特性,本文设计了多种外形参数的短轴探管,通过风洞试验开展了相关研究,为大型跨声速风洞速度场校测进行了有益的探索。

1 试验平台

FL-20 风洞是中国空气动力研究与发展中心首座连续式跨声速风洞,主要用于承担型号试验任务和开展空气动力学基础研究。风洞为水平布置的全钢结构(图1)。洞试验段尺寸为 $0.6\text{ m} \times 0.6\text{ m} \times 1.85\text{ m}$,马赫数范围为 $0.2 \sim 1.6$,雷诺数范围为 $2.9 \times 10^4 \sim 2.25 \times 10^6$ (参考长度 $c=0.06\text{ m}$),

稳定段总压为 $15 \sim 250\text{ kPa}$ 。风洞采用定总压变马赫数(Ma)的方式运行,总压与 Ma 采用独立的闭环控制策略。总压控制通过闭环控制排气调压阀开度,实现其精确控制,控制精度在 0.1% 以内; Ma 控制策略根据不同的 Ma 区间,选取不同的压缩机转速控制和中心体控制的组合方式实现,控制精度在 0.002 以内^[15-17]。



图1 FL-20 风洞

Fig.1 The FL-20 wind tunnel

2 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 。选用上下槽壁左右实壁试验段进行试验,试验段开槽方式为:6条槽,6%开闭比,如图2所示。试验段壁板扩开角为 0.5° ,主流引射缝开度为 2° 。



图2 槽壁试验段

Fig.2 Test section of groove wall

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。常压工况时,扫描阀模块量程为 $\pm 103.425\text{ kPa}$;扫描阀测量精度为 0.05% ^[18]。

参与试验的轴探管如表1所示,所有长短轴探管均采用同一测压段柱体(包含全部测压点)连

表 1 参与试验的轴探管

Table 1 The centerline probes participating in the test

试验项目	试验装置	代号
参照试验	长轴探管	C-T
等长头部 试验	8°圆弧形头部短轴探管	DYH-T
	8°尖锥形头部短轴探管	DJZ-T
	8°椭球形头部短轴探管	DTQ-T
长短头部 试验	8°圆弧形头部短轴探管	DYH-T
	6°圆弧形头部短轴探管	CYH-T
头部位置 试验	8°圆弧形头部短轴探管 (柱体加长 500 mm)	DYH500-T
	8°圆弧形头部短轴探管 (柱体加长 700 mm)	DYH700-T

接相应头部或加长部段组成。

探管柱体直径为 40 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,测压孔径为 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。

长轴探管(C-T)由测压段柱体、延伸管体和头锥组成,头部延伸至收缩段,可作为短轴探管的参照标准。C-T 在风洞中堵塞度为 0.35%,头锥为 10°,通过尾部支撑安装在流场校测专用中部支架上,在收缩段入口设置上下两根钢丝绳以提高轴探管的刚度并实现轴探管沿风洞轴线方向的调节功能。如图 3 和图 4 所示,C-T 在风洞中安装完



图 3 FL-20 风洞长轴探管(C-T)

Fig.3 Long centerline probe (C-T) of FL-20

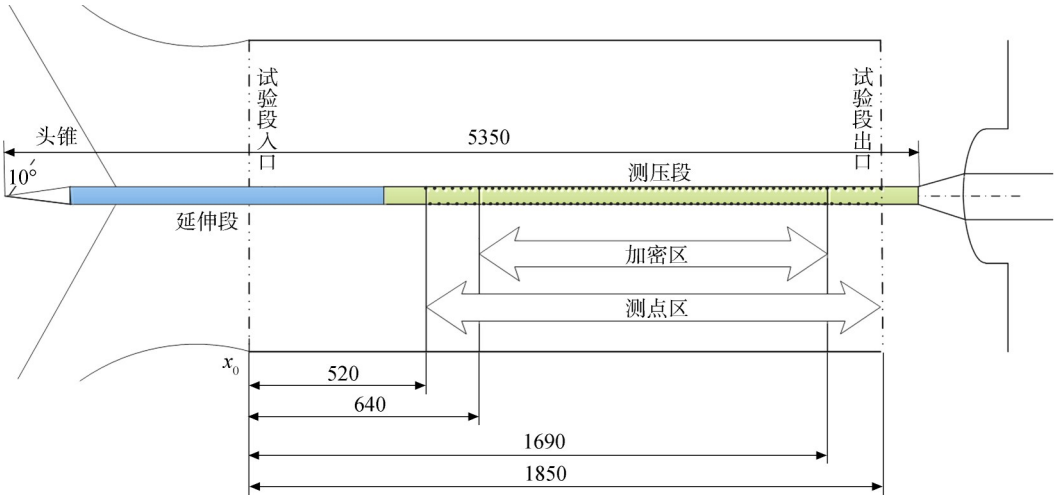


图 4 长轴探管尺寸示意图(单位:mm)

Fig.4 Dimension diagram of C-T (unit:mm)

成后全长为 5 350 mm。图中 x_0 为试验段入口起始点。

短轴探管依据试验条件需要更换不同外形的头部与测压段柱体连接,下面以 8°尖锥型短轴探管(DJZ-T)为例进行说明。DJZ-T 由测压段柱体与 8°尖锥形头部连接组成,在试验段内安装完成后长度为 1 881 mm(图 5、图 6)。



图 5 短轴探管(DJZ-T)

Fig.5 Short centerline probe (DJZ-T)

Ma 为0.8、1.0以及1.2的试验结果如图8~图10所示(X 为相对试验段入口的距离)。对试验段模型区区域内测得的静压值按照数据处理方法得到相应的 Ma 方均根偏差 σ_{Ma} 指标,图11~图12给

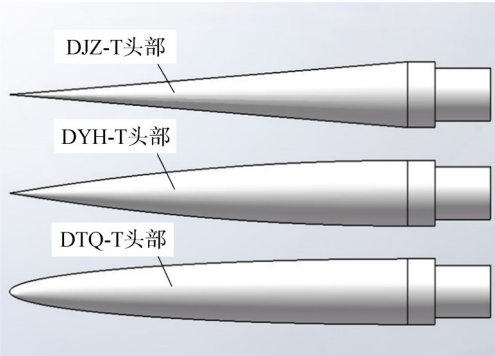


图 7 3 种头部对比图
Fig.7 Comparison of three kinds of head

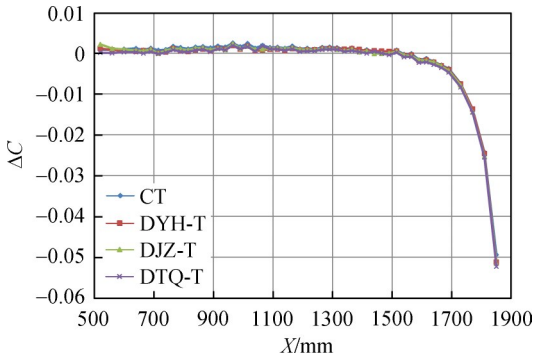


图 8 核心流马赫数分布曲线差异($Ma=0.8$,等长头部)
Fig.8 Difference of Mach number distribution curve of core flow ($Ma=0.8$,equal length head)

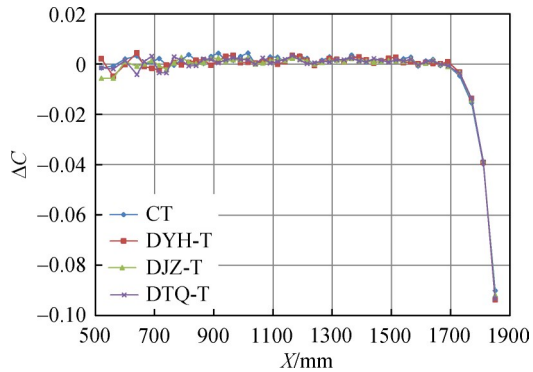


图 9 核心流马赫数分布曲线差异($Ma=1.0$,等长头部)
Fig.9 Difference of Mach number distribution curve of core flow ($Ma=1.0$,equal length head)

出了长轴探管和 3 种等长头部短轴探管的模型区内 σ_{Ma} 和 Ma 修正量的测试结果。

在 $Ma=0.8$ 时,3 种头部外形的短轴探管全部测值呈现的流场波动规律一致性较好,各测点马赫数差异较小,在该 Ma 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变化。

在 $Ma=1.0$ 时,3 种头部外形的测点马赫数

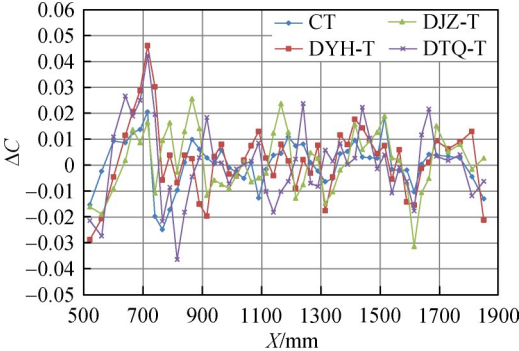


图 10 核心流马赫数分布曲线差异($Ma=1.2$,等长头部)
Fig.10 Difference of Mach number distribution curve of core flow ($Ma=1.2$,equal length head)

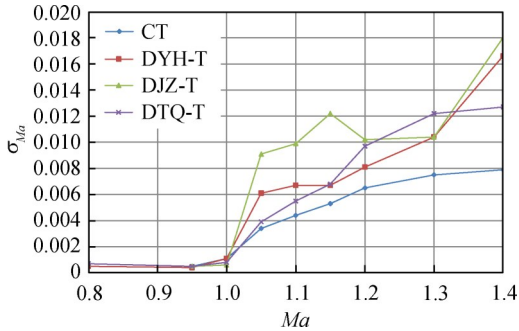


图 11 模型区马赫数方均根偏差(等长头部)
Fig.11 Root mean square deviation of Mach number in model area (equal length head)

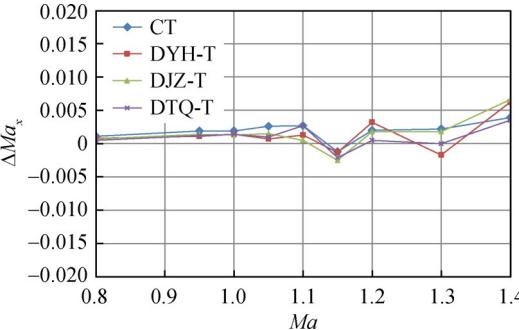


图 12 马赫数修正量(等长头部)
Fig.12 Correction of Mach number (equal length head)

差异相对于 $Ma=0.8$ 状态有所增加,局部流场的细节存在一定改变。从测值结果来看,在该马赫数下不同头部外形的短轴探管引起的测值差异逐渐显现,与长轴探管的测值差异相对于 $Ma=0.8$ 时略增大。

在 $Ma=1.2$ 时,3 种头部外形的短轴探管全部测值呈现的流场波动规律存在较为明显的差异,核心流马赫数的波动幅度均明显大于长轴探管。在该马赫数下不同头部外形的短轴探管引起的测值差异较大,且与长轴探管的测值差异明

显,3种头部外形的短轴探管所获得的压力信息受到严重干扰,已经不能反映来流马赫数的真实情况。

在 $Ma \leq 0.95$ 时,3种头部外形的短轴探管与长轴探管的方均根偏差指标差异不超过 0.000 2,修正量指标差异不超过 0.000 8,整体上无明显差异;在 $Ma=1.0$ 时,3种头部外形的短轴探管与长轴探管的方均根偏差和 Ma 修正量差异较亚音速时有所增加,但明显低于超音速状态的结果;在 $1.0 < Ma \leq 1.4$ 时,3种头部外形的短轴探管的方均根偏差和 Ma 修正量指标与长短轴探管测值结果差异明显,其中 DJZ-T 的方均根偏差量(除 $Ma=1.3$ 外)相比 DYH-T 和 DTQ-T 更大,DYH-T 的方均根偏差指标在 $Ma=1.05 \sim 1.1$ 比 DTQ-T 更小,而 DTQ-T 在 $Ma=1.15 \sim 1.3$ 的方均根偏差指标小于 DYH-T。从测值曲线上来看出超音速状态下短轴探管受头部干扰影响后的测值曲线波动明显增大,测点在距离头部较近区域影响较大,随着距离的增加影响逐渐减小。

4.2 长短头部试验

长短头部短轴探管(CYH-T、DYH-T)均采用同一测压段柱体,其中 CYH-T 的头部以 6° 尖锥型头部长度为基准,设计了等长的圆弧形头部,头部示意图如图 13 所示。2 种长度的头部与轴探管柱体组合形成短轴探管,其中 CYH-T 头部最前端尖点距离试验段入口 18.4 mm,所有短轴探管均位于试验段内部。

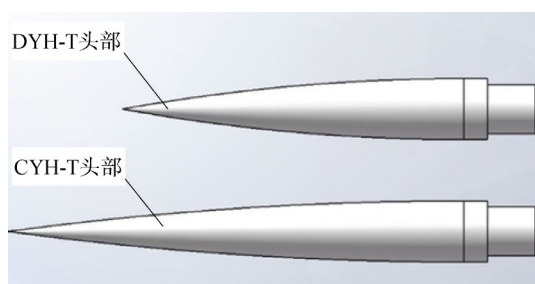


图 13 长短头部对比图

Fig.13 Comparison of long and short heads

图 14~图 15 给出了马赫数为 0.8、1.2 的试验结果。对试验段模型区区域内测得的静压值按照数据处理方法得到相应的 Ma 方均根偏差 σ_{Ma} 指标,图 16~图 17 给出了长轴探管和长短头部短轴探管的模型区内 σ_{Ma} 和马赫数修正量的测试结果。

从图 8、图 10 和图 14、图 15 中可以看出长短头部和等长头部形式的短轴探管在不同速域流场

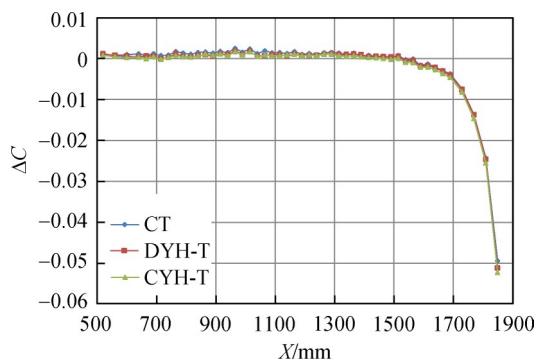


图 14 核心流马赫数分布曲线差异
($Ma=0.8$,长/短头部)

Fig.14 Difference of Mach number distribution curve of core flow ($Ma=0.8$, long/short head)

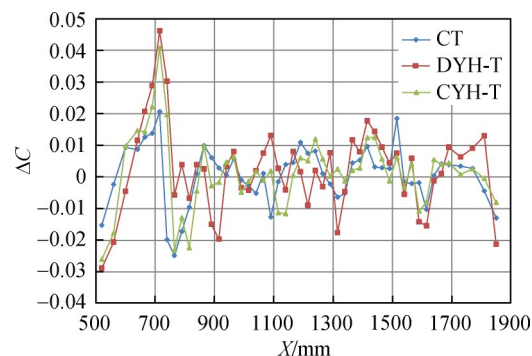


图 15 核心流马赫数分布曲线差异
($Ma=1.2$,长/短头部)

Fig.15 Difference of Mach number distribution curve of core flow ($Ma=1.2$, long/short head)

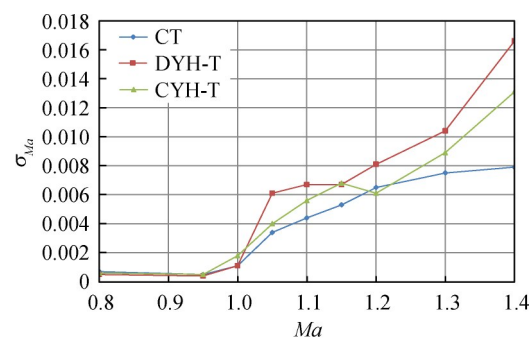


图 16 模型区马赫数方均根偏差(长/短头部)

Fig.16 Root mean square deviation of Mach number in model area (long/short head)

中测值特性变化规律是相似的,在超音速流场中长头部的短轴探管与长轴探管的测值结果同样存在明显差异。

长短头部的短轴探管在 $Ma \leq 0.95$ 时马赫数方均根偏差及马赫数修正量无明显变化;当 $1.0 \leq Ma \leq 1.4$ 时,长短头部对流场的影响差异较为明显。综合来看,CYH-T 的方均根偏差量在低超音

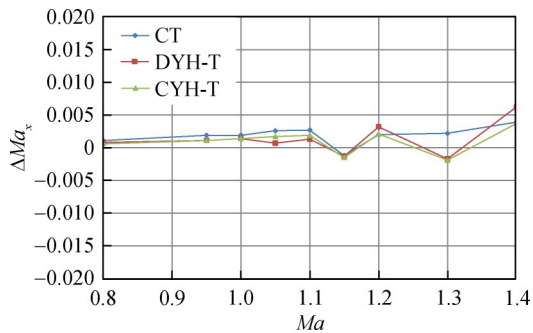


图 17 马赫数修正量(长/短头部)
Fig.17 Correction of Mach number (long/short head)

速时普遍低于DYH-T,说明在低超声速条件下采用更小角度的长头部可一定程度减小头部干扰引

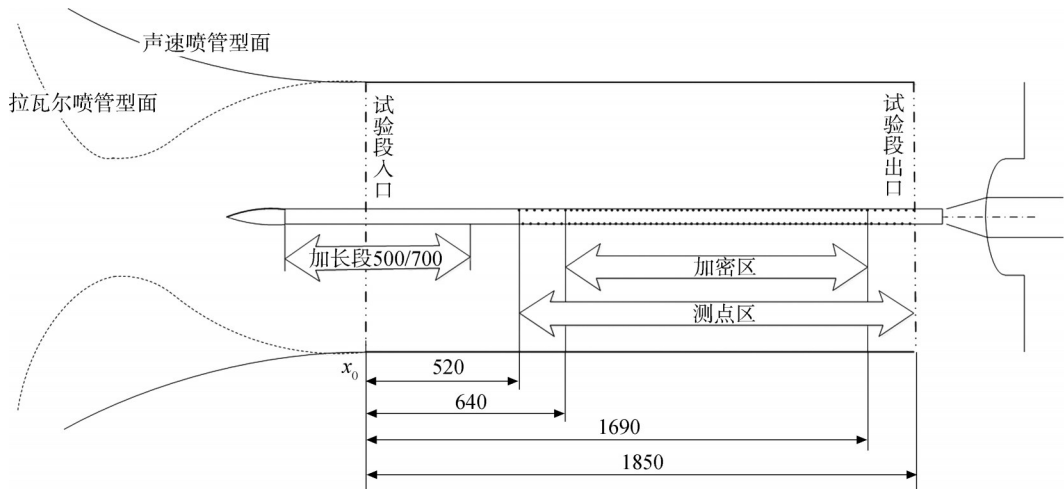


图 18 DYH500-T/DYH700-T 尺寸示意图(单位:mm)
Fig.18 The dimension diagram of DYH500-T/DYH700-T (unit:mm)

表 2 给出了各试验马赫数下柱体加长型短轴探管与长轴探管的模型区马赫数差量平均值结果,图 19~图 22 为马赫数在 0.8、1.0、1.1 以及 1.2 条件下柱体加长型短轴探管与长轴探管的测值曲线分布情况。图 23~图 24 给出了模型区内 σ_{Ma} 和马赫数修正量的测试结果。

依据图表结果可以看出, $Ma=0.8$ 时柱体加长型短轴探管在流场中测值曲线与长轴探管测值曲线无明显差异。

在 $Ma=1.0$ 时,柱体加长型短轴探管与长轴探管相对应的模型区各测点马赫数差异量均值处于 0.001 2~0.001 5 区间,相比 $Ma=0.8$ 时略增大。

在 $Ma=1.1$ 时,柱体加长型短轴探管全测区呈现的流场波动规律仍与长轴探管保持了较好的一致性,与长轴探管相对应的模型区各测点马赫数差异量均值处于 0.001 8~0.002 1 区间,相比

起的流场波动幅度。

4.3 头部位置试验

头部位置试验中短轴探管在原测压段柱体基础上分别增加 500 mm 和 700 mm 的加长段,前部组装与 8° 尖锥头部等长的圆弧头部,使得整个短轴探管头部分别向前延伸 500 mm 和 700 mm,形成柱体加长型短轴探管 DYH500-T 和 DYH700-T,头部均伸入喷管内部。当使用声速喷管型面试验时,喉道位于喷管出口位置, DYH500-T 和 DYH700-T 的头部均伸出超过喉道;对于 $Ma=1.2\sim1.4$ 时,由于采用对应型面的超声速喷管,此时喷管喉道位于 DYH500-T 和 DYH700-T 的头部之前(图 18)。

表 2 模型区马赫数差量平均值			
Table 2 Mean difference of Mach number in model region			
马赫数	DYH-T	DYH500-T	DYH700-T
0.8	0.000 4	0.000 3	0.000 2
0.95	0.000 7	0.000 3	0.000 2
1.0	0.001 1	0.001 5	0.001 2
1.05	0.006 1	0.002 8	0.002 4
1.1	0.004 8	0.002 1	0.001 8
1.15	0.004 2	0.001 9	0.001 8
1.2(喷管型面)	0.007 2	0.005 4	0.005 7
1.3(喷管型面)	0.010 6	0.007 6	0.006 6
1.4(喷管型面)	0.010 9	0.011 0	0.005 5

$Ma=1.0$ 时增幅不大。相比之下 DYH-T 全测区呈现的流场波动规律与 C-T 相比差异明显,与 C-

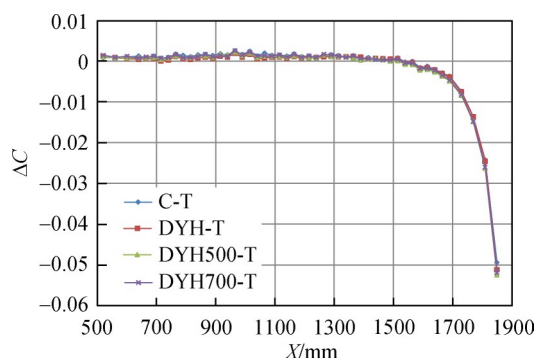
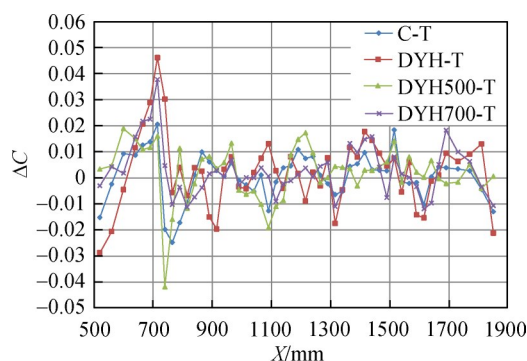
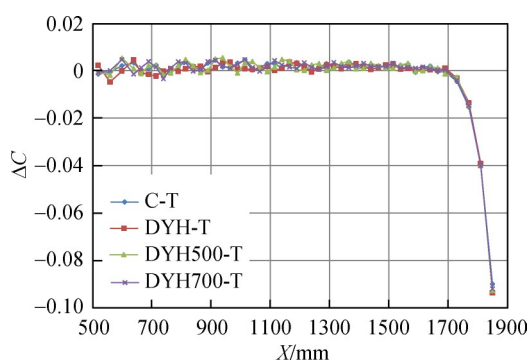
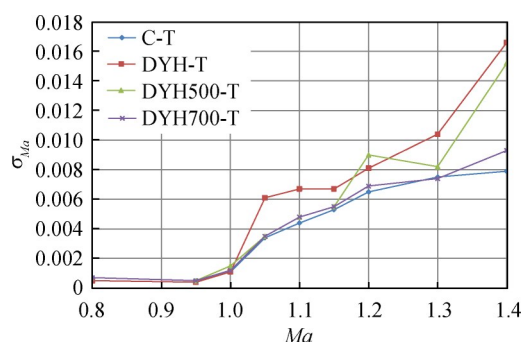
图 19 核心流马赫数分布曲线差异($Ma=0.8$, 头部位置)Fig.19 Difference of Mach number distribution curve of core flow ($Ma=0.8$, head position)图 22 核心流马赫数分布曲线差异($Ma=1.2$, 头部位置)Fig.22 Difference of Mach number distribution curve of core flow ($Ma=1.2$, head position)图 20 核心流马赫数分布曲线差异($Ma=1.0$, 头部位置)Fig.20 Difference of Mach number distribution curve of core flow ($Ma=1.0$, head position)

图 23 模型区马赫数方均根偏差(头部位置)

Fig.23 Root mean square deviation of Mach number in model area (head position)

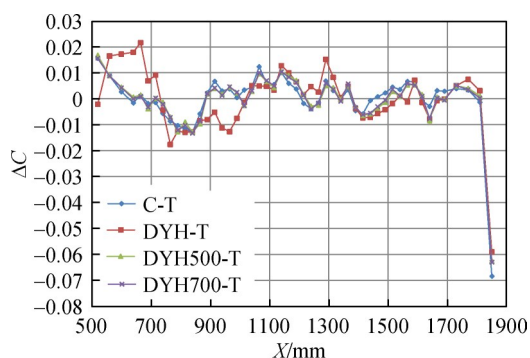
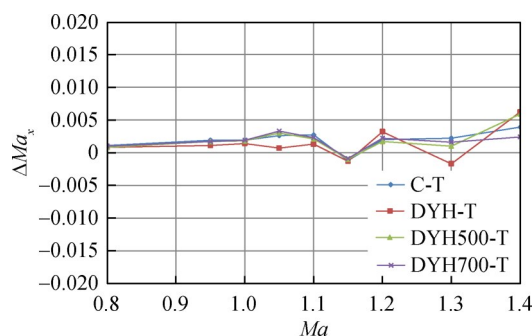
图 21 核心流马赫数分布曲线差异($Ma=1.1$, 头部位置)Fig.21 Difference of Mach number distribution curve of core flow ($Ma=1.1$, head position)

图 24 马赫数修正量(头部位置)

Fig.24 Correction of Mach number (head position)

T 相对应的模型区各测点 Ma 差异量均值为 0.004 8, 远高于 DYH500-T 和 DYH700-T。 $Ma=1.1$ 为低超声速, 在该马赫数下 DYH-T 头部处于试验段超声速来流中, 会产生相应的激波和膨胀波, 并在试验段壁板上反射, 对试验段流场的干扰较大, 造成长、短轴探管模型区马赫数测值差异较 $Ma=1.0$ 及以下状态大幅增加, 而 DYH500-T 和 DYH700-T 的头部处于喷管内部的亚声速流中,

不会产生激波和膨胀波, 且头部扰动经过加长段已大大衰减, 从马赫数测值的波动曲线可看出柱体加长型短轴探管与长轴探管相比重合性较好。

在 $Ma=1.2$ 时, 各类型短轴探管全测区呈现的流场波动规律与长轴探管均差异明显。 $Ma=1.2$ 为超声速喷管型面, 在该马赫数下柱体加长型短轴探管的头部位于拉瓦尔喷管喉道之后, 处于喷管超声速来流中, DYH-T 头部位于试验段超声速来流中, 各类型短轴探管的头部都会产生激波和膨胀波并且在上、下壁面发生反射, 对试验段流

场产生干扰。由于加长段的存在,拉瓦尔喷管出口截面积、头部扰动衰减距离都会发生改变,试验段流场的测值结果也存在较大差异。

当 $Ma \leq 0.95$ 时,长轴探管与柱体加长型短轴探管的模型区内 σ_{Ma} 以及马赫数修正量测试结果无明显差异(方均根偏差量相同,马赫数修正量差异不超过0.000 3)。当 $1.0 \leq Ma \leq 1.4$ 时,DYH500-T和DYH700-T的马赫数方均根偏差量明显优于DYH-T,DYH500-T的方均根偏差量在 $Ma=1.05 \sim 1.15$ 区间、DYH700-T的方均根偏差量在 $Ma=1.05 \sim 1.3$ 区间仍与长轴探管水平相当(差异量不超过0.000 4)。

4.4 $Ma=1.2$ 声速喷管型面试验

在 $Ma=1.2$ 条件下,风洞可使用声速喷管型面和拉瓦尔喷管型面进行试验。使用声速喷管型面进行试验,进一步验证两种不同喷管型面对柱体加长型短轴探管测值特性的影响,针对DYH500-T和DYH700-T进行了验证试验,试验结果图25所示。

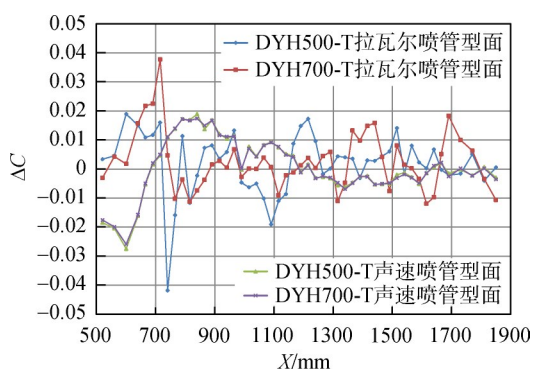


图25 不同喷管型面测值特性

Fig.25 Measured characteristics of different nozzle profiles

在使用拉瓦尔喷管型面进行 $Ma=1.2$ 试验时,DYH500-T和DYH700-T全测区的马赫数都存在较大的波动,其模型区方均根偏差量分别为0.008 9和0.006 9,高于使用长轴探管时的方均根偏差量0.006 5。由于加长段的长度不同,两个柱体加长型短轴探管的测区马赫数波动曲线也存在明显差异,对应模型区的马赫数差异量均值为0.008 8,说明在该条件下柱体加长型短轴探管的头部位置会对试验段模型区流场产生较大的干扰,与长轴探管相比测区马赫数会发生明显改变。在使用声速型面进行 $Ma=1.2$ 试验时,DYH500-T和DYH700-T在测点区域前部均存在较为明显的马赫数加速区,模型区的波动幅度相对于使用

喷管型面时明显降低,其模型区方均根偏差量分别为0.005 4和0.005 3,与长轴探管在 $Ma=1.15$ 时的方均根偏差量0.005 3接近。DYH500-T和DYH700-T的模型区马赫数差异量均值为0.000 3,马赫数测值曲线重合度较高,说明该条件下柱体加长型短轴探管的头部位置对试验段模型区流场的干扰较小。试验结果进一步说明了短轴探管的头部所处位置的来流速度是造成流场干扰大小的主要因素,当头部处于超声速来流中时,头部产生的激波以及膨胀波在壁面的反射作用下会对试验段流场产生较大影响。

5 综合分析及结论

1) 当 $Ma \leq 0.95$ 时,所有形式的短轴探管与长轴探管的方均根偏差量差异小于等于0.000 3,马赫数修正量差异小于等于0.000 8,马赫数测值曲线无明显变化。

2) 当 $1.0 \leq Ma \leq 1.4$ 时,采用等长头部不同外形、长短头部形式的短轴探管模型区方均根偏差量明显高于长轴探管结果,马赫数修正量也随状态不同而变化较大。就方均根偏差量而言,短轴探管采用圆弧形、椭球型头部普遍低于采用尖锥型头部形式,采用长头部形式普遍低于采用短头部形式。但从长、短轴探管的测值曲线差异来看,试验段内的短轴探管无法有效降低头部干扰带来的影响,不能精确测量核心流马赫数分布情况。

3) 当 $1.05 \leq Ma \leq 1.2$ 使用声速喷管型面进行试验时,采用加长段形式的短轴探管可通过伸入喉道前的亚声速区降低头部干扰,从而有效降低柱体加长型短轴探管与长轴探管的测值结果差异。

4) 当 $1.2 \leq Ma \leq 1.4$ 使用拉瓦尔喷管型面进行试验时,各种形式的短轴探管头部始终位于超声速来流中,头部产生的激波和膨胀波对试验段模型区流场干扰较大,造成短轴探管与长轴探管的测值曲线差异明显。

参考文献:

- [1] 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,2003:282-283.
- [2] 恽起麟.实验空气动力学[M].北京:国防工业出版社,1991.
- [3] JACKSON F M. Calibration of the AEDC-PWT 16-ft transonic tunnel at test section wall porosities of two, four, and six percent[R].AEDC-TR-76-13,1976.
- [4] REED T D. Calibration of transonic and supersonic wind tunnels[R].NASA-CR-2920,1977.

- [5] DICK R S. The influence of several cable-type supports upon the static pressures along the centerline tube in a transonic wind tunnel[R]. AEDC-TN-54-26, 1955.
- [6] JACKSON F M. Supplemental calibration results for the AEDC propulsion wind tunnel (I6T)[R]. AEDC-TR-70-I63, 1970.
- [7] 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. (in Chinese)
- [8] 陈德华, 王维新, 王晋军, 等. 2.4 m 跨声速风洞流场性能调试研究[J]. 空气动力学报, 2004, 22(3):279-282.
CHEN Dehua, WANG Weixin, WANG Jinjun, et al. Investigation on flow-field debugging for 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(3):279-282. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] JACKSON C M, CORLETT W A, MONTA W J. Description and calibration of the Langley unitary plan wind tunnel[R]. NASA-TP-1905, 1981.
- [11] 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[R]. AIAA-2008-0848, 2008.
- [12] HUDGINS M, HERGERT D. Methodology and results from a recent calibration of the boeing transonic wind tunnel [R]. AIAA-2005-4280, 2005.
- [13] AMAYA M, FLACH R, L'ESPERANCE A. Initial testing of the Ames unitary short static pipe[R]. AIAA-2017-1277, 2017.
- [14] 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)
- [15] 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 0.6 m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(4):87-92. (in Chinese)
- [16] 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. (in Chinese)
- [17] 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. (in Chinese)
- [18] 熊波, 周恩民, 程松, 等. 0.6 m 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. (in Chinese)

(编辑:张 雪)