

跨声速风洞中轴探管的应用

吴盛豪^{1,2}, 裴海涛^{1,2}, 陈吉明^{1,2}, 陈 钦^{1,2}

- (1. 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;
2. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 以气动中心 0.6 m×0.6 m 连续式跨超声速风洞为试验平台,开展了轴探管不同开孔型式、不同长度及不同安装方位对测试结果的影响研究。测试结果表明:对称开孔型式轴探管测量结果普遍优于交错开孔型式;当试验马赫数小于 1.0 时,短轴探管测试结果与长轴探管相当,但当试验马赫数不小于 1.0 时,短轴探管头锥对测试结果影响较大;当试验马赫数小于 1.0 时,轴探管测孔加工质量的一致性对测试结果有显著影响。

关 键 词: 跨声速风洞; 流场品质; 核心流马赫数; 轴探管; 风洞试验

中图分类号: V211.74 **文献标志码:** A

Application of center-line probe in transonic wind tunnel

WU Shenghao^{1,2}, PEI Haitao^{1,2}, CHEN Jiming^{1,2}, CHEN Qin^{1,2}

- (1. State Key Laboratory of Aerodynamics,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)
2. Facility Design and Instrumentation Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: In the 0.6 m×0.6 m continuous transonic wind tunnel of CARD, experiments for center-line probes with different arrangements of orifices, different length and different installation sites were conducted. Results indicated that, the Mach number fluctuation tested with the center-line probe of symmetry orifices was weaker than that of staggered orifices. And when the experiment Mach number was below 1.0, the experiment result of short center-line probe agreed well with the long probe. But when the experiment Mach number was higher than 1.0, the Mach number fluctuated severely due to the nose cone of the short probe. And when the experiment Mach number was below 1.0, the machining quality of orifices along the center-line probe had a great influence on the test results.

Key words: transonic wind tunnel; flow quality; Mach number along centerline; center-line probe; wind tunnel experiment

在先进飞行器研制日趋精细化的要求下,为飞行器设计提供原始依据的风洞试验向模拟真实化、测量精细化方向发展,因此对高性能大型跨声速风洞基础试验平台提出了更高品质的流场要求^[1-2]。表征跨声速风洞流场品质的指标包括速度场分布、方向场偏角、试验段通气壁消波特性、气流噪声及边界层厚度等^[3],其中以速度场分布(即马赫数 Ma 分布)最为基础。

在亚、跨声速范围($0.4 \leq Ma \leq 1.4$),速度场分布测量包括中心线马赫数分布(即核心流马赫数 Ma_c 分布)、侧壁马赫数分布及驻室参考点马赫数等内容。其中以核心流马赫数分布测试最为关键,测试结果不仅用于表征风洞流场品质,其均值用于建立与驻室参考点马赫数之间的对应关系曲线,影响试验数据的准确度和后期试验/飞行相关性修正,对飞行器研制质量影响重大^[4-5]。与低速风洞($Ma \leq 0.3$)使用皮托管^[6]、高速风洞($Ma \geq 1.5$)使用总压排架^[7]测量马赫数分布不同,跨声速风洞主要使用轴向静压探测管(简称轴探管)测量静压分布,并根据稳定段总压计算测点马赫数。

轴探管在国内外跨声速风洞流场测试中有着广泛的应用,如 NASA(美国国家航空航天局)A-mes 研究中心的 $3.35 \text{ m} \times 3.35 \text{ m}$ 跨声速风洞使用头部设置在稳定段的长轴探管对槽壁试验段中心线沿程马赫数进行了测试^[8],日本宇航研究开发机构 JAXA 中心的 $2 \text{ m} \times 2 \text{ m}$ 跨声速风洞分别采用头部设置在试验段前部的短轴探管和静压探针校准了试验段当地马赫数和驻室参考点马赫数的对应关系^[9]。国内首座世界量级跨声速风洞—— 2.4 m 暂冲式跨声速风洞^[10-11]及国内首座连续式跨声速风洞——NF-6 增压连续式跨声速风洞均利用轴探管进行了流场校测^[12]。

国内拟建的大型连续式跨声速风洞对试验段核心流马赫数分布方均根偏差 σ_{Ma_c} 提出了严格的要求(某大型连续式风洞要求:试验马赫数 $Ma_t \leq 1.0$ 时, $\sigma_{Ma_c} \leq 0.001$; $Ma_t > 1.0$ 时, $\sigma_{Ma_c} \leq 0.002 \sim 0.008$ ^[13]),因此在优化风洞设计方案提高流场品质的同时需对轴探管测试方法进行研究,以提升马赫数测试的精度。

本文以气动中心 $0.6 \text{ m} \times 0.6 \text{ m}$ 连续式跨声速风洞(以下简称 0.6 m 风洞)为试验平台,对轴探管测试方法开展了系统的研究,包括不同开孔型式轴探管、不同长度轴探管及轴探管不同安装方位对测试结果的影响。

1 试验平台介绍

0.6 m 风洞是一座由轴流式压缩机驱动的变密度连续式跨声速风洞^[14],回路示意图见图 1。风洞试验段截面尺寸为 $0.6 \text{ m} \times 0.6 \text{ m}$,稳定段总压范围为 $0.15 \times 10^5 \sim 2.5 \times 10^5 \text{ Pa}$ 。通过变换喷管型面,配合使用驻室抽气系统和主流引射,可实现试验马赫数范围为 $0.2 \sim 1.6$ 。

本试验研究中,采用常压运行,稳定段总压

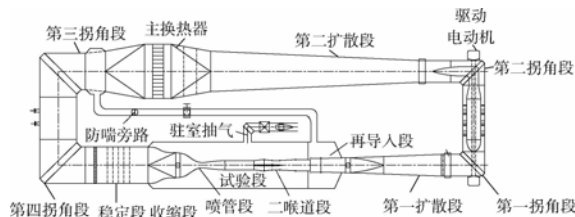


图1 风洞回路示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the wind tunnel circuit

p_0 控制为 100 kPa ,可实现总压控制精度 $\Delta p_0 / p_0 \leq 0.0005$;马赫数控制精度为 $\Delta Ma_t \leq 0.0005$ 。试验段模型区 Ma_t 分布方均根偏差设计要求为: $Ma_t \leq 1.0$ 时, $\sigma_{Ma_c} \leq 0.001 \sim 0.002$; $Ma_t > 1.0$ 时, $\sigma_{Ma_c} \leq 0.002 \sim 0.008$ ^[15]。

根据不同试验需求, 0.6 m 风洞同时配备了孔壁试验和槽壁试验段,本研究选用槽壁试验段。槽壁试验段为上下槽壁、左右实壁配置,配备有 2 套壁板:1#壁板,6 条槽,开闭比为 6% ;2#壁板,8 条槽,开闭比为 10.7% ,具体见图 2。

试验中,选用 PSI9116 扫描阀测量稳定段总压和各测点静压,扫描阀最大量程为 103.42 kPa ,最大可能偏差为 0.05% ,各静压测管长度保持一致。



图2 槽壁试验段上下壁板

Fig. 2 Upper and lower walls of the slotted experiment section

2 不同开孔型式轴探管测试对比

传统的轴探管为消除头部锥对测孔的干扰(尤其是超声速下),利用延伸杆将轴探管延长至收缩段内,并用细钢丝吊装在收缩段壁面上,见图 3。

0.6 m 风洞配备的轴探管原长度为 5.1 m ,使用中杆身存在一定的挠度,为消除或减小挠度带来的静压测量误差,选择了两种解决方案做对比研究:①交错开孔式轴探管,图 4(a);②对称开孔式轴探管,图 4(b)。

两种轴探管共用前部延伸杆,杆径为 40 mm ,

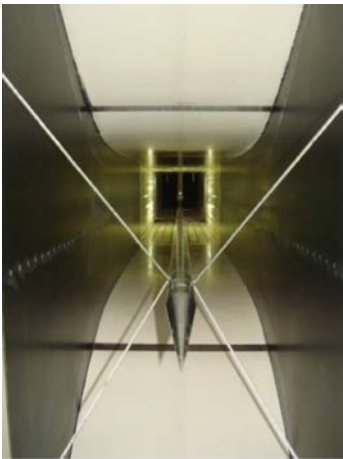


图 3 轴探管安装示意图

Fig. 3 Installation schematic diagram of center-line probe

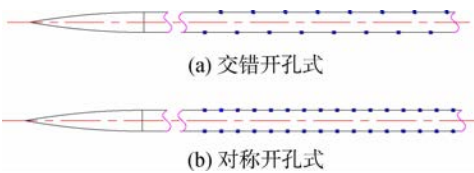


图 4 不同开孔方式轴探管示意图

Fig. 4 Schematic diagram of center-line probes with different orifice arrangements

杆体堵塞度为 3.5‰,测点范围覆盖风洞模型区(模型区长为 600 mm,前部距试验段入口为 1000 mm),测孔为上下朝向,孔间距有 40 mm 和 25 mm 两种,如图 5 所示。

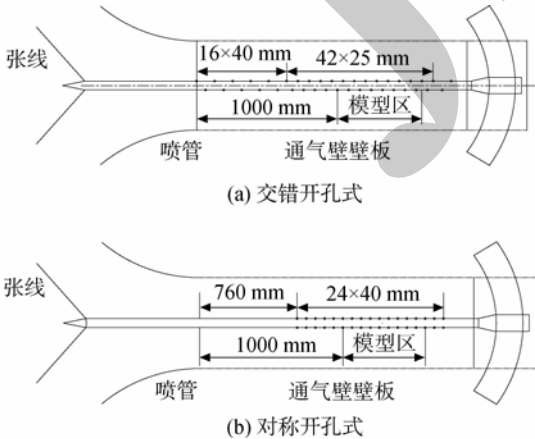


图 5 轴探管尺寸示意图

Fig. 5 Schematic diagram of center-line probe dimensions

2.1 数据处理方法

试验段核心流马赫数 Ma_c ,核心流马赫数方均根偏差 σ_{Ma_c} ,分别由式(1)、式(2)给出

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

$$\sigma_{Ma} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n \left(Ma_i - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Ma_i \right)^2}$$
 (2)

式中 p_0 为稳定段总压,Pa; p 为测点静压,Pa; n 为模型区内测点总数; Ma_i 为模型区内第 i 测点的马赫数。

其中,对称开孔式轴探管同一截面内两个测孔的静压取算术平均值,作为该测点的静压。

2.2 试验结果

试验选用 2#槽壁板,壁板扩开角为 0.3°,主流引射缝开度为 3°,试验马赫数 Ma_t 范围为 0.2~1.4。

对试验段模型区内的测点静压,利用式(1)、式(2)处理得到模型区内马赫数方均根偏差 σ_{Ma_c} 指标。

表 1、图 6 给出两种开孔型式轴探管模型区内 σ_{Ma_c} 指标测试结果,除 $Ma_t=1.10\sim1.15$ 外,对称开孔的轴探管的测试结果均明显优于交错开孔的轴探管。

表 1 不同开孔型式轴探管模型区内 σ_{Ma} 测试结果
Table 1 σ_{Ma_c} test results in model area of center-line probe with different orifice arrangements

喷管型面	Ma_t	σ_{Ma_c}	
		交错开孔	对称开孔
声速型面	0.20	0.0003	0.0002
	0.30	0.0005	0.0003
	0.40	0.0007	0.0004
	0.50	0.0009	0.0005
	0.60	0.0011	0.0006
	0.70	0.0013	0.0007
	0.80	0.0016	0.0009
	0.90	0.0019	0.0011
	0.95	0.0020	0.0013
	1.00	0.0022	0.0015
$Ma=1.2$ 型面	1.05	0.0029	0.0022
	1.10	0.0030	0.0034
	1.15	0.0036	0.0049
	1.20	0.0049	0.0046
	1.30	0.0058	0.0038
$Ma=1.4$ 型面	1.40	0.0072	0.0056

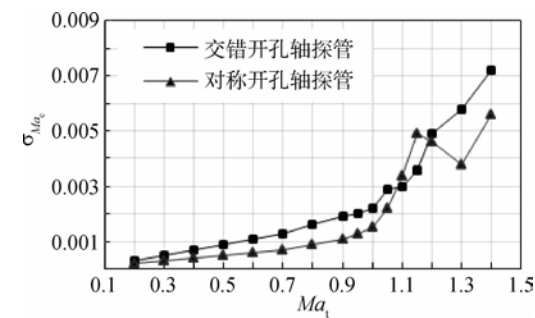


图 6 不同开孔型式轴探管模型区 σ_{Ma_c} 指标对比

Fig. 6 σ_{Ma_c} index comparison in model area of center-line probe with different orifice arrangements

3 不同长度轴探管测试对比

与头部在试验段内的短轴探管对比,头部伸入收缩段内的长轴探管在消除头锥影响方面具有一定优势,但由于尺寸较长,尤其是在大风洞中,如 5 m 量级的跨声速风洞中,长轴探管的长度约为 40 m,安装和使用成本极高。短轴探管由于使用较为方便,在试验段恢复性测试等精度要求不高条件下,仍具有使用价值。

为此在 0.6 m 风洞中,以图 5(b)所示对称开孔式长轴探管的测量段为基础,精细设计锥头,组合成短轴探管,进行对比试验。短轴探管尺寸示意如图 7 所示,头部是半径为 2 000 mm 的圆弧形过渡锥,锥底到模型区前部为 9 倍管径长度。

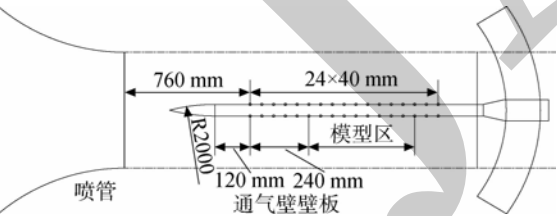


图 7 短轴探管尺寸示意图

Fig. 7 Schematic diagram of short center-line probe

试验选用 2# 槽壁板,壁板扩开角为 0.3° ,主流引射缝开度为 3° ,试验马赫数范围为 $0.5\sim 1.15$ 。

表 2、图 8 给出了长、短两种轴探管模型区内 σ_{Ma_c} 指标测试结果对比,结果可以看出:当 $Ma_t < 1.0$ 时,短轴探管测试结果仅略差于长轴探管,指标偏差 $\Delta\sigma_{Ma_c} \leq 0.0003$;当 $Ma_t \geq 1.0$ 时,短轴探管测试结果则显著差于长轴探管。图 9、图 10 分别给出了两种轴探管在 $Ma_t = 0.95$ 、 $Ma_t = 1.05$ 下轴向核心流马赫数 Ma_c 分布,进一步验证了当 $Ma_t \geq 1.0$ 时,短轴探管试验段马赫数测试结果出

现了明显的波动。

表 2 不同长度轴探管模型区内 σ_{Ma_c} 测试结果

Table 2 σ_{Ma_c} test results in model area of center-line probes with different lengths

喷管 型面	Ma_t	σ_{Ma_c}	
		短轴探管	长轴探管
声速 型面	0.50	0.0005	0.0005
	0.60	0.0007	0.0006
	0.70	0.0008	0.0007
	0.80	0.0011	0.0009
	0.90	0.0014	0.0011
	0.95	0.0016	0.0013
	1.00	0.0022	0.0015
	1.05	0.0074	0.0022
	1.10	0.0071	0.0034
	1.15	0.0058	0.0049

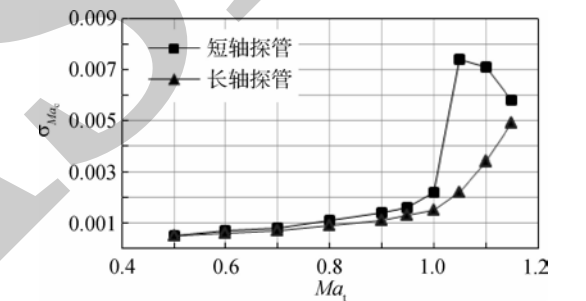


图 8 不同长度轴探管模型区 σ_{Ma_c} 指标对比

Fig. 8 σ_{Ma_c} index comparison in model area of center-line probe with different lengths

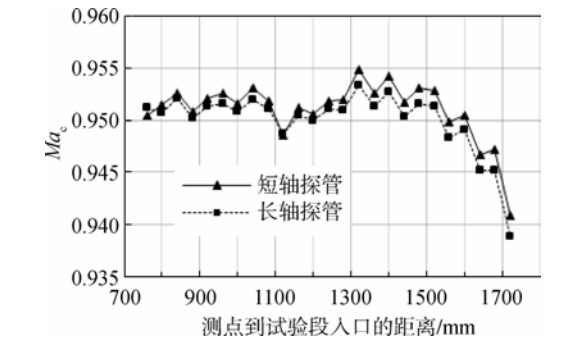


图 9 试验马赫数为 0.9 时,不同长度轴探管核心流马赫数分布对比

Fig. 9 Mach number distribution along centerline tested with different length center-line probes when experiment Mach number is 0.9

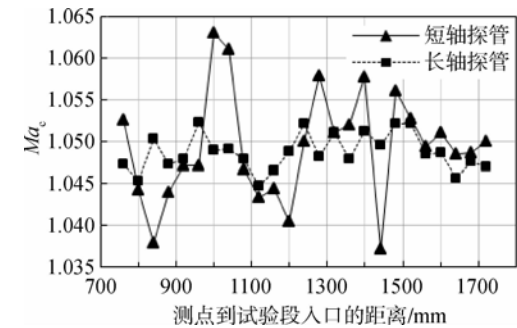


图 10 试验马赫数为 1.05 时,不同长度轴探管核心流马赫数分布对比

Fig. 10 Mach number distribution along centerline tested with different length center-line probes when experiment Mach number is 1.05

因此在 $Ma_t < 1.0$ 时,短轴探管可替代长轴探管校核试验段状态,但在 $Ma_t \geq 1.0$ 时,短轴探管由于其锥头影响及壁板消波特性的限制,马赫数测量结果出现较大波动。

4 轴探管不同安装方位测试对比

从以上试验结果可以看出,采用现有轴探管测量方法,在试验马赫数为 0.9~1.0 的范围内,仍难达到某大型连续式风洞在 $Ma_t \leq 1.0$ 时, $\sigma_{Ma_c} \leq 0.001$ 的要求。为进一步确认轴探管测量的核心流马赫数波动是风洞试验段流场的固有波动还是轴探管测量方式引入的波动,开展了轴探管安装方位对测试结果影响的对比测试。

4.1 测孔不同朝向对比

对比试验选择图 5(b)所示对称开孔式长轴探管,原试验测孔为上下朝向(正对上下槽壁板),将轴探管旋转 90°配装,测孔改为左右朝向(正对左右实壁板)。

试验选用 2# 槽壁板,壁板扩开角为 0.3°,主流引射缝开度为 3°,试验马赫数范围为 0.5~1.15。

图 11、图 12 分别给出了试验马赫数为 0.9 和 1.13 两个典型马赫数下,两种不同测孔朝向轴探管测量的核心流马赫数分布,从结果看出,测孔朝向对马赫数测量结果影响较小,两种不同测孔朝向下马赫数波动规律一致。

4.2 测孔不同安装位置对比

选择图 5(b)所示对称开孔式长轴探管,在尾部加装与测孔间距 40 mm 相同长度的加长杆,将原测孔前移 40 mm,与原位置形成错位,如图 13 所示。

由于风洞试验计划的需要,选择开闭比为

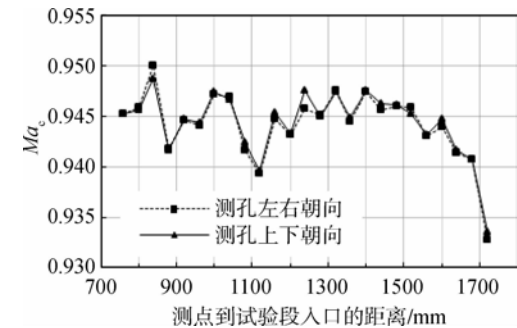


图 11 试验马赫数为 0.9 时,不同测孔朝向核心流马赫数分布对比

Fig. 11 Mach number distribution along centerline tested with different orifice orientations when experiment Mach number is 0.9

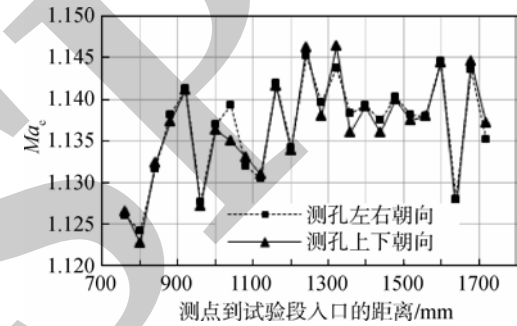


图 12 试验马赫数为 1.13 时,不同测孔朝向核心流马赫数分布对比

Fig. 12 Mach number distribution along centerline tested with different orifice orientations when experiment Mach number is 1.13

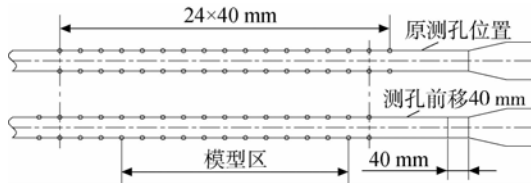


图 13 轴探管不同安装位置示意图

Fig. 13 Schematic diagram of center-line probes with different installation displacement

6%的1# 槽壁板,开展对比试验,壁板扩开角为 0.5°,引射缝开度为 3°,试验马赫数范围为 0.5~1.15。

表 3 给出了测孔不同安装位置下模型区内 σ_{Ma_c} 测试结果,指标差别较小。

图 14 给出了测孔不同安装位置,试验马赫数为 0.95 时核心流马赫数分布:图 14(a)各个测点的位置为其真实位置;图 14(b)中“测孔前移 40 mm”数列的横坐标变换到与“测孔原位”数列相

同的坐标(即横坐标增加 40 mm)。从结果中可以明显看出,在 $Ma_i=0.95$ 时,核心流马赫数波动位置随着测孔位置前移而前移。

表 3 测孔不同安装位置模型区内 σ_{Ma_c} 测试结果
Table 3 σ_{Ma_c} results in model area of probes with different installation displacements

喷管 型面	Ma_i	σ_{Ma_c}	
		测孔前移	测孔原位
声速 型面	0.50	0.0012	0.0012
	0.60	0.0013	0.0013
	0.70	0.0014	0.0013
	0.80	0.0014	0.0014
	0.90	0.0015	0.0015
	0.95	0.0015	0.0015
	1.00	0.0015	0.0017
	1.05	0.0047	0.0047
	1.10	0.0046	0.0044
	1.15	0.0068	0.0071

图 15 给出了测孔不同安装位置下,试验马赫数为 1.15 时真实横坐标下,核心流马赫数分布。图中可以看出,其马赫数测量值的波动位置没有出现随着测孔位置前移而前移的现象。

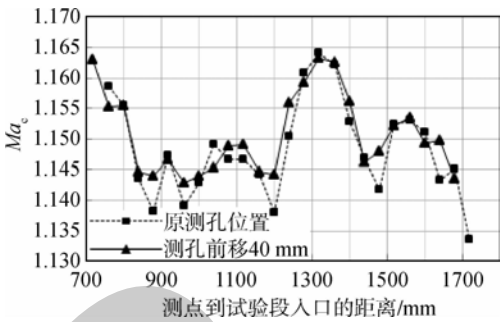


图 15 试验马赫数为 1.15 时,测孔不同安装位置核心流马赫数分布(真实横坐标)
Fig. 15 Mach number distribution along centerline tested by probes with different installation displacements when experiment Mach number is 1.15 (real x -coordinate)

从以上轴探管不同安装方位试验结果可以得出,在 $Ma_i<1.0$ 时,核心流马赫数测量值波动的主要原因是轴探管测孔加工质量的一致性较差所引起;而在 $Ma_i\geq 1.0$,由于试验段流场自身波动较大,轴探管测孔一致性引入的误差相对较小可忽略。

5 结 论

通过对轴探管开展的系列对比研究试验可得到以下结论:

- 1) 对称开孔型式轴探管测量结果普遍优于交错开孔型式轴探管;
- 2) 当试验马赫数小于 1.0 时,短轴探管测试结果与长轴探管相当,试验马赫数不小于 1.0 时由于短轴探管头锥的影响,测量偏差较大;
- 3) 当试验马赫数小于 1.0 时,核心流马赫数测量值的波动主要由轴探管测孔加工质量的一致性较差引起;试验马赫数不小于 1.0 时,核心流马赫数测量值的波动主要是流场自身固有波动引起。

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 Experimental in Fluid Mechanics,

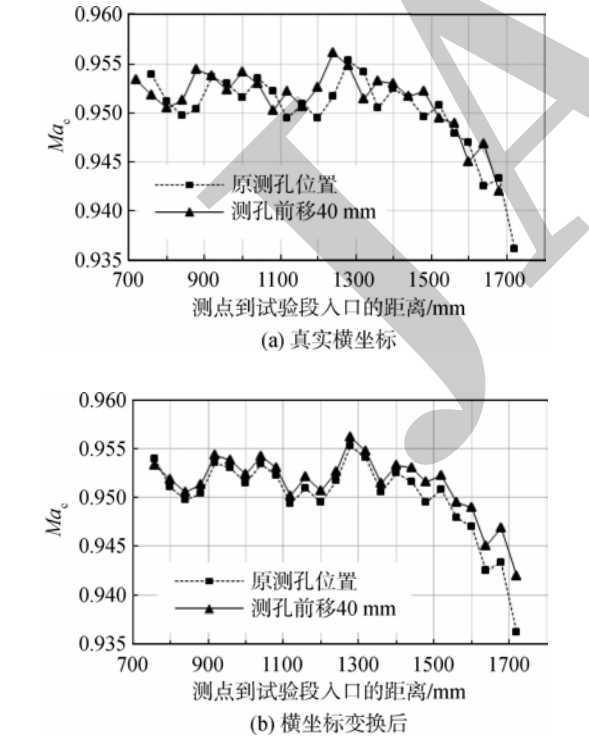


图 14 试验马赫数为 0.95 时,测孔不同安装位置核心流马赫数分布
Fig. 14 Mach number distribution along centerline tested by probes with different installation displacements when experiment Mach number is 0.95

2011,25(4):74-78. (in Chinese)

[2] GREEN J, QUEST J. A short history of the European Transonic Wind Tunnel ETW[J]. Progress in Aerospace Sciences,2011,47(5):319-368.

[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,2003:282-283.

[4] 陈德华,尹陆平,吴文华,等. 2.4 米跨声速风洞大展弦比飞机测力试验技术研究[J]. 空气动力学学报,2009,27(5):542-546.

CHEN Dehua, YIN Luping, WU Wenhua, et al. The test technique for aircraft with high aspect ratio in the 2.4 meter transonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009,27(5):542-546. (in Chinese)

[5] 刘光远,王瑞波,郭秋亭,等. 2.4 米跨声速风洞壁板参数对核心流均匀性的影响[J]. 航空学报,2015,36(9):2930-2938.

LIU Guangyuan, WANG Ruibo, GUO Qiuting, et al. Wall parameters influence on centerline flow uniformity in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015,36(9):2930-2938. (in Chinese)

[6] 胡丹梅,孙凯,张志超. 回流式低速风洞流场品质的测试及分析[J]. 上海电力学院学报,2016,32(3):211-215.

HU Danmei, SUN Kai, ZHANG Zhichao. Testing and analysis of the flow quality of the low speed closed circuit wind tunnel[J]. Journal of Shanghai University of Electric Power, 2016,32(3):211-215. (in Chinese)

[7] 彭强,廖达雄,秦红岗,等. 半柔壁喷管初步实验研究[J]. 实验流体力学,2012,26(3):101-106.

PENG Qiang, LIAO Daxiong, QIN Honggang, et al. The primary experimental research on the aerodynamic designing of semi-flexible nozzle[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012,26(3):101-106. (in Chinese)

[8] AMAYA M, BOONE A. Calibration of the 11-By 11-Foot Transonic Wind Tunnel at the NASA Ames Research Center[R]. AIAA-2005-4277, 2005.

[9] KOHZAI M, UENO M, SHIOHARA T, et al. Calibration of the test section Mach number in the JAXA 2 m× 2m Transonic Wind Tunnel[R]. AIAA-2008-0848, 2008.

[10] 陈德华,王瑞波,刘光远,等. 2.4 米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)

[11] 陈德华,王维新,王晋军,等. 2.4 米跨声速风洞流场性能调试研究[J]. 空气动力学学报,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)

[12] 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)

[13] 廖达雄,黄知龙,陈振华,等. 大型低温高雷诺数风洞及其关键技术综述[J]. 实验流体力学,2014,28(2):1-6.

LIAO Daxiong, HUANG Zhilong, CHEN Zhenhua, et al. Review on large-scale cryogenic wind tunnel and key technologies[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014,28(2):1-6. (in Chinese)

[14] 陈吉明. 0.6 米连续式跨声速风洞性能调试报告 CARD-4[R]. 四川 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2014.

[15] 熊波,周恩民,程松,等. 0.6 米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× 0.6 m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016,30(4):81-86. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)