

# 超音速探针结构对测量精度影响的数值研究

杨 博<sup>1</sup>, 李龙飞<sup>2</sup>, 武建红<sup>3</sup>, 马 虎<sup>1\*</sup>, 周胜兵<sup>4</sup>

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210094;

2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100;

3. 中国航空工业集团公司 北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095;

4. 重庆大学 航空航天学院, 重庆 400044)

**摘 要:**为探讨超音速来流中总压、静压探针的开口形式对其测量精度的影响, 获得高精度的总压、静压探针结构参数, 采用 FLUENT 商业软件研究了内倒角、半球头、外倒角三种开口形式的总压探针在七种来流马赫数及三种来流偏角条件下的性能和三种开口形状的静压探针在七种来流马赫数条件下的性能。研究表明, 数值模拟结果与风洞实验结果吻合较好, 验证了数值方法的可靠性。数值模拟结果与理论值对比表明: 总压探针对流场扰动程度的大小与总压探针精度正相关; 外倒角型总压探针对于安装偏角的不敏感性最好, 相对误差未超过 1.5%; 外倒角型总压探针的倒角大小对于外倒角型总压探针的性能几乎没有影响; 给定的条件下, 静压探针使用 0.2D 的测孔、15° 的斜孔角度可以得到精度较高的结果。

**关键词:**数值模拟; 总压探针; 静压探针; 超音速

**中图分类号:** O354.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374(2021)04-0037-08

## Numerical study on the influence of supersonic pressure probe structure on measurement accuracy

YANG Bo<sup>1</sup>, LI Longfei<sup>2</sup>, WU Jianhong<sup>3</sup>, MA Hu<sup>1\*</sup>, ZHOU Shengbing<sup>4</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

3. Beijing Great Wall Institute of Metrology and testing technology, AVIC, Beijing 100095, China;

4. College of Aerospace Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

**Abstract:** The objective is to explore the influence of the opening form of the total pressure probe and static pressure probe in the supersonic flow on its measurement accuracy, and to obtain the high-precision total pressure probe and static pressure probe structure parameters. In this paper, FLUENT commercial software is used to study the performance of the total pressure probe with three opening forms: inner chamfer, hemispherical head, and outer chamfer under the conditions of seven incoming flow Mach num-

收稿日期: 2020-08-04; 修回日期: 2021-03-14

基金项目: 中国博士后科学基金(2020M681616)

作者简介: 杨博(1995—), 男, 硕士, 研究领域为旋转爆震发动机。

通信作者: 马虎(1986—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为爆震燃烧及推进技术。

bers and three incoming flow deflection angles. In addition, the performance of three open-shaped static pressure probes under seven flow Mach number conditions is studied. The research results show that the numerical simulation results are in good agreement with the wind tunnel experimental results, which verifies the reliability of the numerical method. The comparison between the numerical simulation results and the theoretical value shows that the disturbance degree of the flow field by the total pressure probe is positively correlated with the accuracy of the total pressure probe. The total pressure probe with external chamfer has the best insensitivity to the installation deflection, and the relative error is less than 1.5%. The chamfer size of the total pressure probe with external chamfer has almost no effect on its performance. Under the conditions given in this article, the static pressure probe with a  $0.2D$  measuring hole and a  $15^\circ$  angle of inclined hole can get higher-precision results.

**Keywords:** numerical simulation; total pressure probe; static pressure probe; supersonic

## 0 引言

压力探针作为研究流场特性的重要工具之一,被用于研究压气机流场<sup>[1-5]</sup>、涡轮转子出口流场<sup>[6]</sup>、涡轮导向器出口流场<sup>[7]</sup>、大分离流场<sup>[8]</sup>、超音速流场<sup>[9]</sup>等多种流场,因此其可靠性一直受到学者们的广泛关注。张有分析了国外的超音速探针实验研究,并以此为基础设计并标定了 10 种探针<sup>[10]</sup>。赵彬等用 CFD 软件对超音速条件下压力探针校准特性进行了数值模拟<sup>[11]</sup>;沈天荣等对风洞七孔压力探针进行了研究<sup>[12]</sup>;文献[13-16]对七孔探针标定做出了贡献;白亚磊等采用数值计算的方法对七孔探针标定方法进行了研究<sup>[17]</sup>。针对高温条件和低温条件等特殊条件下使用的压力探针学者们也投入了大量的精力进行研究。左泽敏等对航空发动机用高温总压探针疲劳寿命进行了研究<sup>[18]</sup>;熊建军等设计了防冰总压探针和静压探针及其控制系统<sup>[19]</sup>;祖孝勇等设计了有除冰功能的总压探针<sup>[20]</sup>。

当前,超音速飞行器已经成为了航空航天领域的研究热点,对于超音速流场的研究也越来越多<sup>[21]</sup>。在超音速流场中,探针头部会产生激波,这使得探针测量的数据是激波后的数据。探针安装条件、头部形状等因素都会对激波产生影响,致使激波后的测量参数与实际来流正激波后理论参数不同,这些误差导致计算得到的来流速度与真实速度不符,不利于对超声速流场的研究。故将在超音速来流中工作的压力探针作为研究对象,研究其开口形式对其性能的影响有重要的意义。

基于上述研究背景,本文以总压探针和静压探

针为研究对象,通过改变开口形状和来流马赫数等条件,数值分析了总压管探头形式对总压不敏感性的影响,以及静压开口形状对静压测量的影响。

## 1 数值模拟方法

### 1.1 求解器选择与设置

本文使用 FLUENT 求解器,基于理想气体假设,使用能量方程,采用隐式格式求解  $k-\varepsilon$  模型控制方程。用基于网格单元的最小二乘法计算梯度,用二阶迎风格式计算速度、湍流动能和湍流耗散率。当连续方程、能量方程、动量方程和湍流方程的残差小于  $10^{-5}$  时,认为计算收敛。在探针轴线靠近探针尾部的位置上设置一监测点,当该监测点处压力平稳时,也可以认为计算收敛。

### 1.2 静压探针物理模型与边界条件

静压探针是通过开静压孔的方式获得静压数据。在理想情况下,沿探针外表面法线开孔即可获得准确的静压值。但在实际使用时,探针开口尺寸、倒角、斜孔等因素都会影响测量精度,结构如图 1 所示。

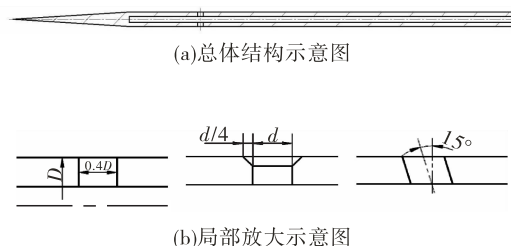


图 1 静压探针结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of static pressure probe

出于计算成本的考量,将静压探针简化为二维轴对称模型,如图2所示。模型左侧和外部设置为压力远场,给定静压、静温和来流马赫数及其方向;右侧设置为压力出口,给定静压;下侧为对称轴边界。探针表面设置为壁面。探针尾部与压力传感器相连接,内部空间是封闭的,故可以将探针的尾部设置为壁面。

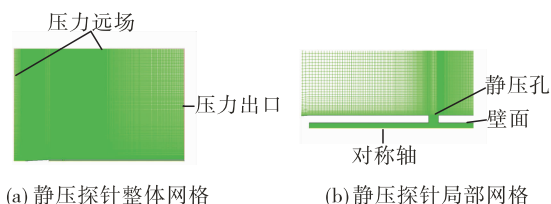


图2 静压探针计算域网格及边界条件

Fig. 2 Calculation mesh and boundary conditions of static pressure probe

### 1.3 总压探针物理模型与边界条件

参考目前常见的总压探针头部结构,本文主要针对半球形、内倒角型、外倒角型3种总压探针的头部结构,分析其对安装偏角的不敏感性,结构如图3所示。

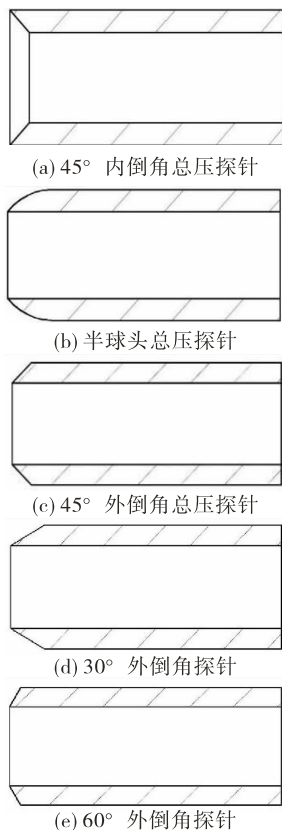


图3 总压探针结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of total pressure probe

总压探针边界条件设置如图4所示。左侧和外部设置为压力远场,给定静压、静温和来流马赫数及其方向。右侧设置为压力出口,给定静压。探针表面设置为壁面。探针尾部与压力传感器相连接,内部空间是封闭的,故可以将探针的尾部设置为壁面。

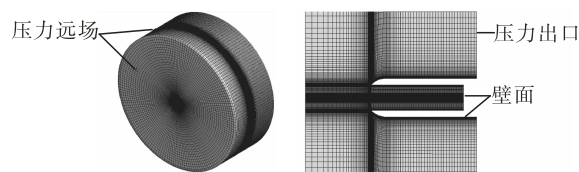


图4 总压探针计算域网格及边界条件

Fig. 4 Calculation mesh and boundary conditions of total pressure probe

### 1.4 网格划分

出于计算成本和结果准确性的考虑,考虑到边界层的影响,对靠近探针壁面和探针入口的网格进行加密处理,靠近探针壁面和探针入口的第一层网格尺寸为0.01 mm。其中总压探针壁面 $Y^+$ 值如图5(a)所示,静压探针壁面 $Y^+$ 值如图5(b)所示。网格划分如图6所示。

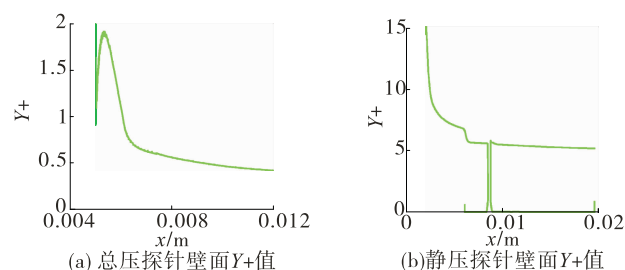


图5 探针壁面 $Y^+$ 值

Fig. 5  $Y^+$  value of pressure probe wall

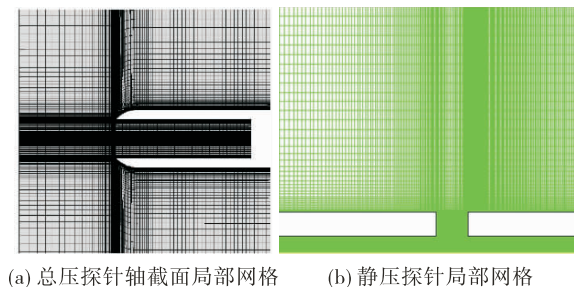


图6 压力探针网格划分

Fig. 6 Mesh of pressure probe

1.5 数值方法验证

以来流马赫数为 2,总温 300 K 为初始条件进行数值模拟。数值模拟结果如表 1 所示,表 1 中实验数据为超音速风洞的吹风试验结果,实验模型及来流条件

与数值模拟相同。表 1 中数据表明:数值模拟结果与风洞实验结果吻合较好,总压和静压探针的风洞测量结果与数值模拟结果相对误差分别为 3.7% 和 1%,误差较小。可见,本文采用的数值模拟方法可行。

表 1 数值模拟结果与风洞实验结果

Tab. 1 Numerical simulation results and wind tunnel experimental results

来流条件				风洞实验结果		数值模拟结果		误差分析	
静压/ kPa	总压/ kPa	马赫数	总温/K	测量总压/ kPa	测量静压/ kPa	模拟总压/ kPa	模拟静压/ kPa	总压相对 误差/%	静压相对 误差/%
30.9	234.8	2	300	163.2	29.6	169.3	29.9	3.7	1

2 计算结果及分析

2.1 总压探针数值模拟结果分析

$$\delta = (p^* - p)/p \times 100\%$$
 (1)

式中: $\delta$  为相对误差; $p^*$  为数值模拟结果; $p$  为正激波后理论值。

通过图 7 可以看出,在来流方向沿总压探针轴线时,在总压探针前方产生了脱体弓形激波,总压探针内部压力均匀。在来流方向与总压探针轴线间有夹角时,流场中可以观察到明显的不对称脱体弓形激波。

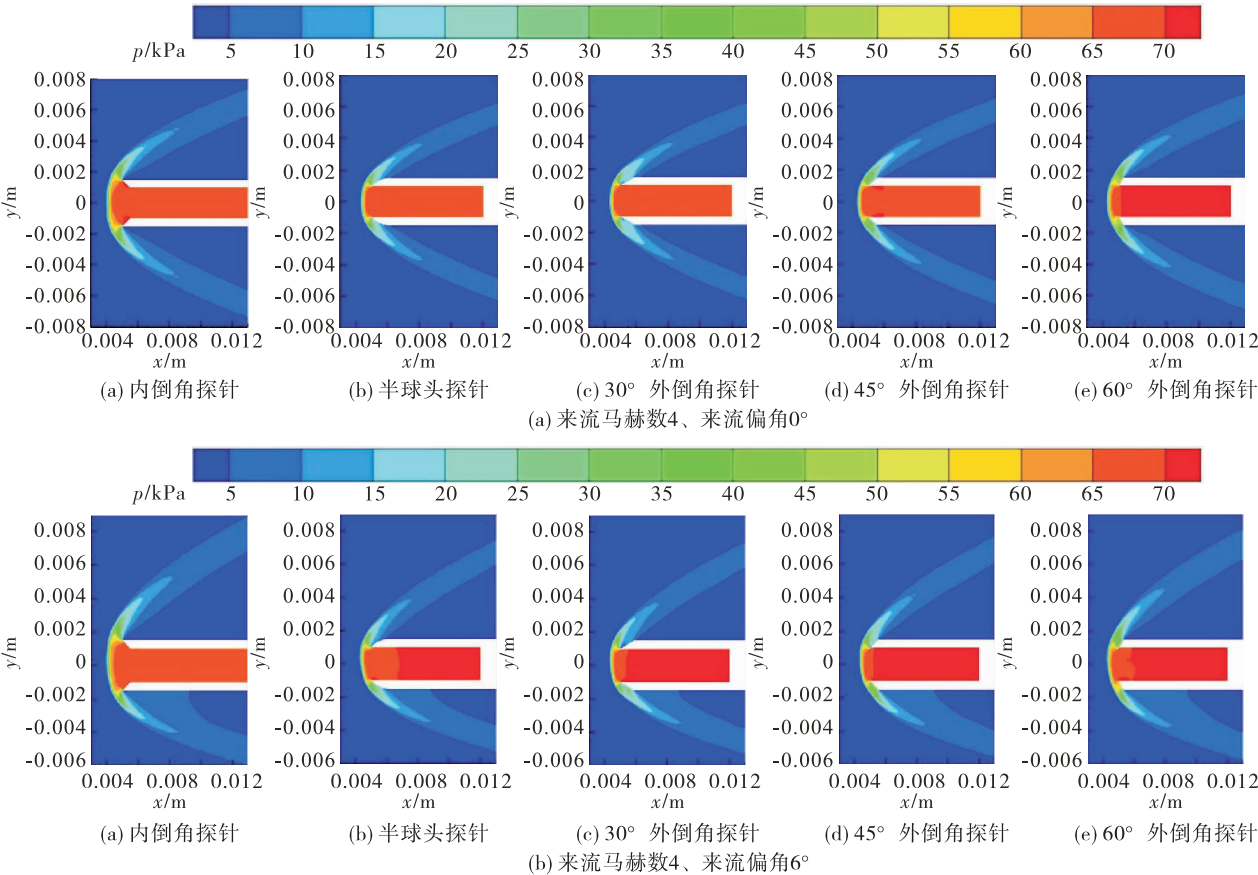


图 7 总压探针典型流场图

Fig. 7 Typical flow field of total pressure probe

以图 7 中来流偏角为  $6^\circ$  的流场图为例,可以看到该不对称激波会影响总压探针入口附近的流场,但对于总压探针内部流场影响较小,对于接近探针尾部的流场影响可以忽略,总压探针内部压力均匀,与来流方向沿总压探针轴线时的总压探针内部流场基本一致。在图 8 的相对误差曲线中可以看出,3 种外形的总压探针在 3 种来流偏角条件下的相对误差曲线相差均较小,且 3 种来流偏角条件下的相对误差曲线趋势基本一致,均为在低马赫数条件下测得的压力值大于理论值,而在高马赫条件下测得的压力值小于理论值,且相对误差随着马赫数的增加而增加。

通过图 7 可以看出 3 种探针中内倒角型探针头部激波的影响区域最大,对流场扰动最大,半球头探针次之,外倒角型探针最小。激波影响区域的大小对总压探针的测量精度产生了一定的影响,且影响强度与激波影响区域(即对流场的扰动程度)正相关。图 8 的相对误差曲线体现了这一点,内倒角型探针误差曲线波动较大且误差较大,半球头探针曲线波动次之,外倒角型探针曲线波动最小。3 种外倒角型总压探针虽然改变了外倒角的角度,但对

流场的干涉基本一致,探针头部激波的影响区域基本一致,由此可以推断三者性能应该基本一致。通过流场图、相对误差曲线和相对误差平均值及极差曲线可以看出 3 种角度的外倒角探针的流场图基本一致,相对误差曲线相差不大,相对误差平均值和极差相差很小,这表明上述推断是正确的。

通过理论数据和数值模拟的对比可以看出,外倒角型探针、内倒角型探针和半球头探针的数值模拟结果与理论数据差距均较小,相对误差均未超过 3.2%,且来流偏角大小对探针测量数据影响较小,故总压探针开口形状对测量精度影响较小。3 种探针中外倒角型探针的相对误差最小,未超过 1.5%,故外倒角型探针的流场偏角不敏感性最好。

通过图 9 可以看出,外倒角型探针相较其他两种总压探针具有最小的极差,说明外倒角型探针在全部情况下的数值模拟结果与理想数据的相差较小。同时在图 8 中可以看出 3 种来流偏角的情况下外倒角型探针的 3 条误差曲线更加接近,说明其流场偏角不敏感性相较其他两种探针更好,故外倒角型总压探针具有更好的综合性能(见表 2)。

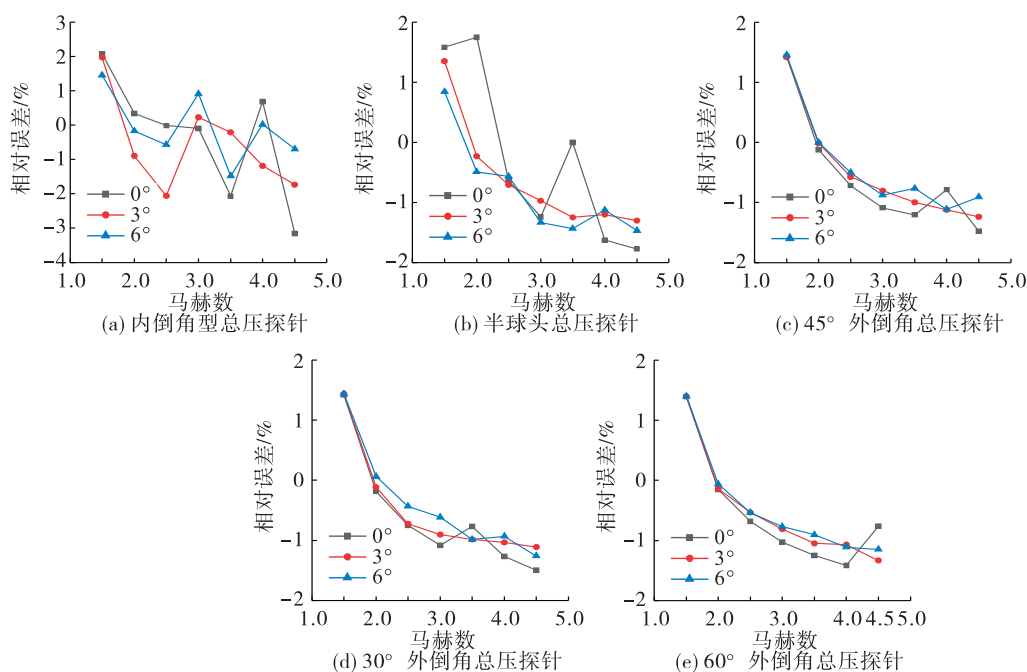


图 8 总压探针数值模拟结果相对误差

Fig. 8 Relative error of numerical simulation results for total pressure probe



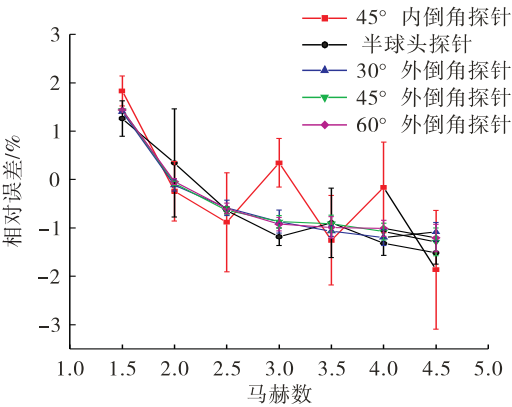


图 9 总压探针数值模拟结果相对误差平均值及极差曲线  
Fig. 9 Mean relative error and range curve of numerical simulation results for total pressure probe

表 2 总压探针数值模拟条件

Tab. 2 Numerical simulation conditions of total pressure probe

马赫数	总温/K	静压/Pa	总压/Pa	正激波后 理论总压/Pa
1.5	320	24 454. 95	89 774. 87	81 484. 13
2.0	390	13 504. 11	10 5662. 20	75 170. 87
2.5	490	8 642. 632	147 667. 500	73 076. 230
3.0	610	6 001. 827	220 463. 500	71 972. 52
3.5	750	4 409. 506	336 323. 100	71 318. 280
4.0	910	3 376. 028	512 599. 900	70 898. 100
4.5	1 050	2 667. 479	77 2006. 200	70 612. 02

2. 2 静压探针数值模拟结果分析

数值模拟结果相对误差的二阶原点矩

$$E(k^2) = \frac{\sum_{i=1}^n (\delta_i)^2}{n} \tag{2}$$

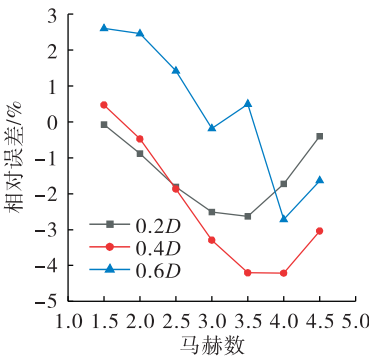
式中:  $\delta$  为相对误差;  $n$  为数值模拟总数。

本文以探针测孔尺寸为  $0.4D$  ( $D$ : 静压管外径) 的算例作为基准算例, 对不同条件下工作的静压探针进行数值模拟, 初始条件如表 3 所示。在保持初始条件不变的情况下对不同开口形状的静压探针进行数值模拟, 将数值模拟结果与理论值进行比较, 采用式 (1) 和式 (2) 计算相对误差和相对误差的二阶原点矩, 得到如图 10 所示的数值模拟结果相对理论结果的相对误差图和如表 4 所示的 3 种静压探针开口形状相对误差的二阶原点矩。

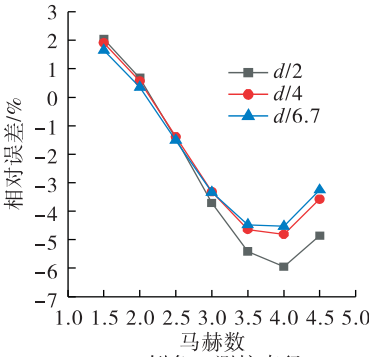
表 3 静压探针数值模拟条件

Tab. 3 Numerical simulation conditions of static pressure probe

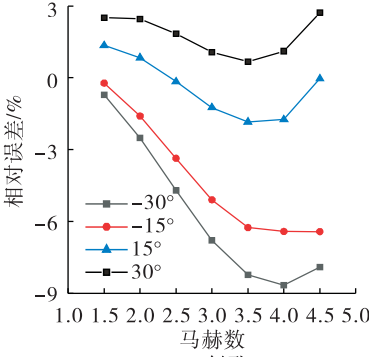
马赫数	总温/K	静压/Pa	总压/Pa
1.5	320	24 454. 95	89 774. 87
2.0	390	13 504. 11	105 662. 2
2.5	490	8 642. 632	147 667. 5
3.0	610	6 001. 827	220 463. 5
3.5	750	4 409. 506	336 323. 1
4.0	910	3 376. 028	512 599. 9
4.5	1 050	2 667. 479	772 006. 2



(a) 直角孔( $D$ : 静压管外径)



(b) 倒角( $d$ : 测控直径)



(c) 斜孔

图 10 静压探针数值模拟结果相对误差  
Fig. 10 Relative error of numerical simulation results for static pressure probe

表 4 3 种静压探针开口形状数值模拟结果相对误差的平均值及二阶原点矩

Tab. 4 Mean relative errors and second origin moments of numerical simulation results for three kinds of probe opening shapes

测孔尺寸 / <i>D</i>	倒角尺寸	斜孔尺寸 /(°)	相对误差 平均值/%	相对误差 二阶原点矩
0.2	0	0	-1.435 060	2.921 3
0.4	0	0	-2.375 630	8.488 0
0.4	<i>d</i> /2	0	-2.667 230	15.561 2
0.4	<i>d</i> /4	0	-2.180 050	10.633 8
0.4	<i>d</i> /6.7	0	-2.158 270	9.632 4
0.4	0	-30	-5.640 490	39.983 6
0.4	0	-15	-4.194 180	23.042 5
0.4	0	15	-0.403 430	1.501 6
0.4	0	30	1.769 150	3.712 1
0.6	0	0	0.341 894	3.582 8

通过图 11 可以看出在静压探针入口处速度不为 0,测得的来流静压相较理论值偏大。同时可以看出在静压探针入口处存在回流区,回流区造成了一定的总压损失,并且影响到了静压探针内部流场。图 10 中相对误差曲线也反映了入口速度和回流区对探针测量结果的影响,在低马赫数条件下,入口速度和回流区对内部流场影响较小,导致测得的静压较理论值偏大,使得相对误差大多不小于 0。在高马赫数条件下,入口速度和回流区对内部流场影响较大,测得的静压较理论值偏小,使得相对误差多数情况下小于 0。从图 10(a)中可以看出,适当的减小静压探针测孔尺寸有助于减小回流区和入口速度对探针的影响,使探针可以在较大的范围内有较小的误差,如测孔尺寸为 0.2*D* 时所示。较大的测孔尺寸会使回流区和入口速度对探针的影响增大,使得探针的误差增加,如测孔尺寸为 0.4*D* 时所示。测孔尺寸为 0.6*D* 时,虽然在回流区和入口速度的影响下探针有较小的二阶原点矩,但相对于其余两种尺寸的探针,测孔尺寸为 0.6*D* 的相对误差更不稳定。

从图 11 中可以看出倒角使回流区向下移动,增大了回流区对静压探针内部的影响。图 10(b)中可以看出有倒角静压探针的误差相对无倒角静压探针的误差更大。

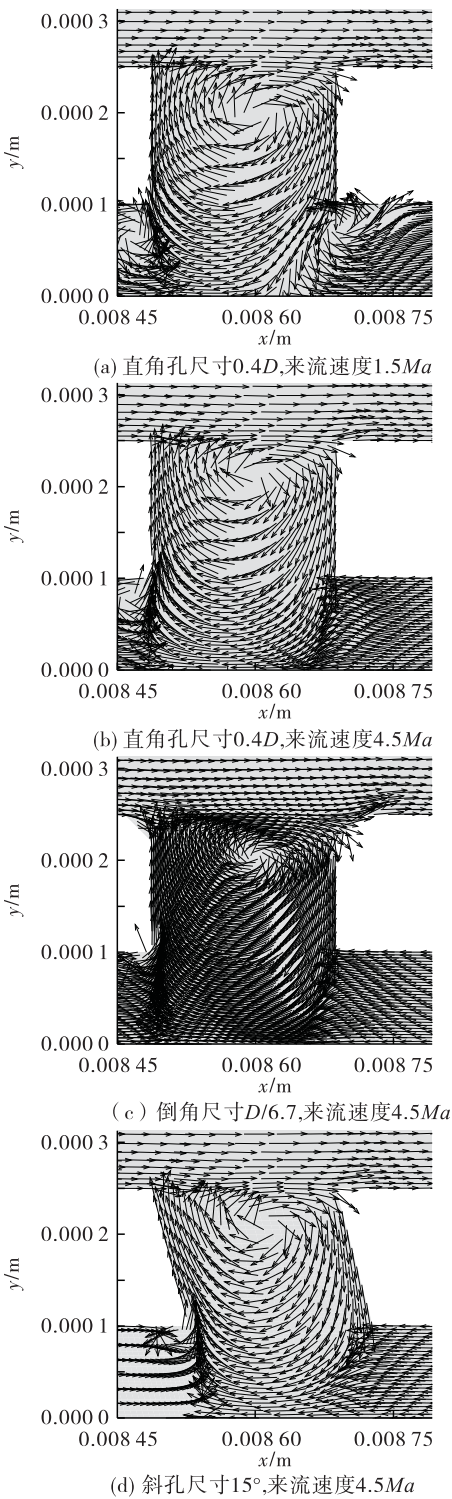


图 11 静压探针静压孔附近速度矢量图

Fig. 11 Velocity vector diagram of static pressure probe near pressure tap

通过图 11(d)中可以看出当静压探针斜孔角度大于 0 时,入口处来流带来了更多的能量,抵消了部分总压损失,测量得静压接近理论值,减小了相对

误差,图 10(c)也反映了这一现象。而斜孔角度小于 0 时没有这一优势,未能减小相对误差,并且使相对误差增加。同时通过图 10 可以看出过大的斜孔角度使入口处来流带来的能量过大,使得测得的静压较理论值偏大,产生了较大的误差。

通过与理论数据的对比分析,较小的测孔尺寸相对较大的测孔尺寸产生的误差较小,0.2D 的测孔尺寸相较其它测孔尺寸的二阶原点矩更小。有倒角的情况相较无倒角的情况误差较大,二阶原点矩较大,相对理想数据的离散情况较大,故无倒角的静压探针相对有倒角的静压探针更好。相对斜孔角度小于 0 时相对角度大于 0 的斜孔产生的误差较大,随着马赫数的增加角度小于 0 的斜孔产生的误差增大;斜孔角度大于 0 时,15°斜孔相较 30°斜孔的二阶原点矩更小,数据更加接近理论值,精度更高。故静压探针的选择较小的测孔尺寸、无倒角和一定的斜孔角度可以得到更高的精度。

### 3 结论

本文采用基于密度算法的数值模拟方法对总压探针和静压探针在超音速条件下的测量精度进行了研究,得到了总压探针和静压探针在不同开口形状的数值模拟结果。通过将数值模拟结果与理论数据进行对比,可以得到如下结论:

1)与风洞实验的结果进行对比,本文使用的基于密度数值模拟方法可靠性得到验证。

2)总压探针对流场扰动程度的大小与总压探针精度正相关。内倒角型总压探针最大相对误差为 -3.157%,半球头总压探针的最大相对误差为 2.241%,相对于以上两种探针外倒角型总压探针测量精度较高,对于来流偏角的不敏感性最好,相对误差均未超过 1.5%,且外倒角型总压探针的倒角大小对性能几乎没有影响。

3)静压探针选择较小的测孔尺寸、无倒角和一定的斜孔角度可以得到更高的精度。本文给定的条件下,静压探针使用 0.2D 的测孔尺寸、15°的斜孔角度可以得到精度较高的结果。

#### 参考文献:

[1] 蒋浩康,马宏伟. 压气机转子三维紊流场[J]. 工程热

物理学报,1998,19(3):287-292.

- [2] 陈浮,赵桂杰,宋彦萍,等. 叶片弯、掠对压气机端壁流动的影响[J]. 工程热物理学报,2004,25(2):211-215.
- [3] 王洪伟,蒋浩康,陈懋章. 大小叶片压气机平面叶栅试验研究[J]. 工程热物理学报,2006,27(S1):113-116.
- [4] 马宏伟,贺象,单晓明,等. 一种测量跨声速多级压气机转子出口二维流场的方法[J]. 推进技术,2013,34(6):754-759.
- [5] WANG Z Q, LU B, ZHANG C K, et al. Flow field measurement in multi-stage axial compressor stator by using multi-hole pneumatic probes[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2017, 34(1):81-94.
- [6] 熊兵,陈洪敏,文璧,等. 基于四孔压力探针技术的涡轮转子出口流场测量[J]. 燃气涡轮试验与研究,2012,25(S1):6-10.
- [7] 张晓东,姜正礼,赵旺东. 五孔探针在涡轮导向器出口流场测量中的应用[J]. 燃气涡轮试验与研究,2010,23(4):44-48.
- [8] 何中伟, Dr. SislianJP, DechambaultRL. 新型高超音速静压探针的设计和实验[J]. 推进技术,1992,13(6):51-58.
- [9] 陈武,侯安平,郑新前,等. 在大分离区内使用三孔探针测试的探索[J]. 流体力学实验与测量,2003,17(3):84-87.
- [10] 张有,吴锋,冯旭栋,等. 1 种副孔正交型超声速 5 孔探针的设计与应用[J]. 航空发动机,2018,44(5):65-72.
- [11] 赵彬,赵俭. 超音速条件下基于 CFD 的压力探针校准特性数值模拟[J]. 计测技术,2017,37(2):15-18.
- [12] 沈天荣,刘海涌,刘松龄,等. 风洞七孔压力探针的校准技术[J]. 风机技术,2006,48(4):15-19.
- [13] GERNER A, MAURER C. Calibration of seven-hole probes suitable for high angles in subsonic compressible flows[C]//20th Aerospace Sciences Meeting. Orlando, FL. Reston, Virginia: AIAA, 1982.
- [14] EVERET T K, DURSTON D. Theory and calibration of non-nulling seven-hole cone probes for use in complex flow measurement[C]//20th Aerospace Sciences Meeting. Orlando, FL. Reston, Virginia: AIAA, 1982.
- [15] THOMPSON S, HACKETT J. Range extension for seven-holed probes[C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [16] WENGER C W, DEVENPORT W J. Seven-hole pressure probe calibration method utilizing look-up error tables[J]. AIAA Journal, 1999, 37(6):675-679.

(下转第 78 页)



- 方案[J]. 火箭推进, 2019, 45(2): 26-31.
- [9] VASILIEV V V, RAZIN A F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications[J]. Composite Structures, 2006, 76(1): 182-189.
- [10] 何东晓. 先进复合材料在航空航天的应用综述[J]. 高科技纤维与应用, 2006, 31(2): 9-11.
- [11] 刘敬峰, 张德文, 杨慧丽, 等. 双马来酰亚胺改性氰酸酯树脂及其复合材料[J]. 热固性树脂, 2008, 23(2): 11-14.
- [12] 殷永霞, 李皓鹏. 先进树脂基复合材料在中国航天器中的应用[J]. 航天返回与遥感, 2018, 39(4): 101-108.
- [13] 赵伟栋, 王磊, 潘玲英, 等. 聚酰亚胺复合材料研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2013, 43(4): 14-19.
- [14] 赵稼祥. 东丽公司碳纤维及其复合材料的进展[J]. 宇航材料工艺, 2000, 30(6): 53-56.
- [15] 申宏旋, 毛丽贺. 国产碳纤维与东丽碳纤维的性能[J]. 纺织科技进展, 2017(6): 35-37.
- [16] 许桂阳, 博学金, 王中, 等. 国产 T1000 级碳纤维性能[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(1): 78-83.
- [17] 潘月秀, 于雅琳, 朱世鹏, 等. 基于三维载荷传递机制的单向复合材料纵向拉伸的多尺度模型[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(6): 5-11.
- [18] 徐巍巍. 碳纤维复合材料在高新技术领域中的应用[J]. 国外丝绸, 2005, 20(5): 21-23.
- [19] 刘晓伟, 姚明明, 李佳明, 等. 轻质高比冲 1000N 双组元轨控发动机研制[J]. 火箭推进, 2015, 41(4): 8-12.
- [20] 刘昌国, 邱金莲, 陈明亮. 液体火箭发动机复合材料喷管延伸段研究进展[J]. 火箭推进, 2019, 45(4): 1-8.
- [21] 赵云峰, 孙宏杰, 李仲平. 航天先进树脂基复合材料制造技术及其应用[J]. 宇航材料工艺, 2016, 46(4): 1-7.
- [22] 李树娟, 钟焕荣, 李智, 等. 纤维及其复合材料老化机理研究进展[J]. 合成材料老化与应用, 2013, 42(6): 54-58.

(上接第 44 页)

- [17] 白亚磊, 明晓, 丁涛. 七孔探针可压缩流场测量研究[J]. 实验力学, 2010, 25(6): 667-672.
- [18] 左泽敏, 武瑞娟, 郭斌. 某型航空发动机高温总压探针基础激励疲劳寿命研究[J]. 机械强度, 2015, 37(2): 355-359.
- [19] 熊建军, 倪章松, 李昱, 等. 防冰总压/静压探针结构及控制系统设计与应用[J]. 测控技术, 2019, 38(4): 132-137.
- [20] 祖孝勇, 张林, 肖斌, 等. 3m × 2m 结冰风洞总压探针和皮托管研制[J]. 实验流体力学, 2016, 30(4): 76-80.
- [21] 姚程. 超音速进气道流固耦合振动研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.