

跨音速楔形四孔探针设计及气动特性研究

贾文杰 齐海帆

(中国飞行试验研究院 西安 710089)

摘要: 针对某型发动机尾流场测量需求及现有研究中对于跨音速探针在亚音速下的气动特性研究不足的问题,首先开展跨音速楔形四孔探针结构设计,所设计的探针两个斜面与中心线夹角为 17° ,测压孔直径为1.1 mm;然后采用流-固耦合方法对探针进行流场和结构强度仿真,发现超音速工况下,在探针尖劈面前部形成稳定的附体斜激波;探针在流场中所受最大应力为142.86 MPa,安全系数为2.67;最后分别对探针进行亚音速和超音速工况下气动校准,发现超音速工况下校准曲线较为规整,角度灵敏度高,校准点之间的正交性较好;亚音速工况下,当探针的俯仰角为正,偏航角绝对值 $\geq 5^\circ$ 时,曲线正交性较差,且随着Ma的增大,特性曲线的正交性有所改善。

关键词: 跨音速;四孔探针;结构设计;气动特性;风洞标定

中图分类号: TN06 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 510.1040

Design and aerodynamic characteristics research of transonic wedge-shaped four-hole probe

Jia Wenjie Qi Haifan

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to solve the problem of insufficient research on the aerodynamic characteristics of the transonic probe at subsonic flow in the existing research, the structure design of the transonic wedge-shaped four-hole probe was carried out firstly, and the angle between the two inclined planes and the centerline of the designed probe was 17° , the diameter of the bleeding air hole is 1.1 mm. The flow field and structural strength of the probe are simulated by the fluid-structure interaction method, and it is found that under the supersonic condition, a stable appendage oblique shock wave is formed in front of the probe tip, and the maximum stress of the probe in the flow field is 142.86 MPa, the safety factor is 2.67. Finally, the probes were calibrated pneumatically under subsonic and supersonic conditions, and it is found that the calibration curves were relatively regular, the angle sensitivity was high, and the orthogonality between the calibration points was good. Under subsonic conditions, when the pitch angle of the probe is positive and the absolute value of the yaw angle is $\geq 5^\circ$, the orthogonality of the curve is poor, and with the increase of Ma, the orthogonality of the characteristic curve is improved.

Keywords: transonic; four-hole probe; structural design; aerodynamic characteristics; wind tunnel calibration

0 引言

随着航空动力装置性能的不断提高,航空发动机越来越多的涉及到超音速工况,考虑到跨音速流动的复杂性,对于发动机流道涡轮透平机械和尾流场跨音速条件下的流场参数测量始终是一项难度较大的工作,虽然目前已经发展出许多先进的光学测量方法,但其对于环境要求高、测量精度不足等缺陷限制了其在航空发动机流场测量中的应用^[1]。相比之下,多孔气动探针能够同时获取流场压力、方向等参数,具有使用成本低、维护简单、测量精度高等优点,

经过数十年的发展,多孔探针已发展出了圆柱形^[2-3]、金字塔形^[4]、球形^[5-6]、圆锥形^[7]和楔形^[8-9]等多种构型,广泛应用于亚音速、超音速等工况下的流场测量中^[10]。如王蒙等^[11]研究了不同外形跨音速流场测量楔形探针气动特性;张阳春等^[12]采用仿真方法开展了超声速半球形多孔探针大气脱体激波研究;宋海润等^[13]研究了基于正交实验的七孔探针结构优化设计;苏海林等^[14]研究了等熵系数和雷诺数对四孔楔形气动探针测量结果的影响。姜昌兴等^[15]研究了基于多孔探针的航空发动机内流参数的测量。已有研究表明,在亚音速条件下,动态失速会带来楔形探针的较大

的测量误差,但在超音速条件下,由于激波的存在,传统钝体探针会产生脱体激波,因此需要采用具有尖锐型面的探针,而楔形探针型面最适用于跨音速流场测量,其产生的激波始终位于测点的一侧,但目前对楔形四孔探针的研究主要集中在超音速工况,对其在亚音速下的气动特性研究较少,因此需要针对亚音速流场测量特性,对传统楔形探针结构进行优化,并开展跨音速流场测量探针设计研究。

针对上述问题,自主设计研究了一种用于航空发动机高温高速尾流场测量的四孔正交的楔形探针,对其进行结构设计和强度分析,并通过风洞校准对其在亚音速和超音速状态下的气动特性进行研究。

1 结构设计

所设计的四孔气动探针用于同时测量航空发动机尾流中的总压 P_t 、静压 P_s 、来流速度 v 、俯仰角 α 和偏航角 β ,拟使用的工作环境温度为 $0^\circ\text{C} \sim 1000^\circ\text{C}$, 压力为 $0 \sim 500 \text{ kPa}$, $\text{Ma} = 0 \sim 1.5$ 。

1.1 设计原理

已有研究表明,亚音速探针设计准则和超音速探针有较大差异。亚音速流场中,动态失速所引起的测量误差是尖锐楔形探针的典型现象,但在圆柱体或球形探针中不存在这种现象,并且在楔形探针楔角较大时,动态失速所引起的测量误差要小得多。同时,要实现较大的偏转角测量范围,应选择钝的楔形探针或圆柱形探针。但钝的探头在超音速流动中会产生脱体激波而造成 $\text{Ma}=1$ 时探针对静压敏感度接近于 0,因此需要将设计为尖锐的探头几何形状来改善,楔形探针是最适合在跨音速流场测量中使用。

可以看出,亚音速探针和超音速探针在设计中有较大差异甚至相互冲突,因此为了满足 $\text{Ma} = 0 \sim 1.5$ 这类跨音速流场测量需求,需要综合考虑亚音速和超音速流场探针设计需求。

1.2 初步设计

根据现有研究中对于多孔探针的相关方案设计,最终设计出的四孔探针如图 1 所示。为同时满足超音速和亚音速流场测量需求,相比传统楔形探针,探针由 3 个斜面的尖劈楔形体组成,将迎风面尖劈进行了部分钝化并修改为小平面结构,其结构尺寸如图 2 所示,其中两个斜面在垂直于探针杆的剖面上与中心线成 17° 夹角,探针顶部斜面与垂直于探针杆的剖面成 24° 夹角。且已有研究表明,此类棱柱型探针对于雷诺数的不敏感,从而减小雷诺数的变化对探针头部压力场的影响。相比传统楔形四孔探针中迎风面测压孔需要伸出探针之外的设计,本文所设计的探针全部测压孔较为集中,位于 3 个斜面上且均垂直于当前面的法向,以减小跨音速流场较大的速度梯度和压力梯度所导致的测量误差,测压孔直径均为 1.1 mm 。考虑到探针头部管路机械加工困难大且精度要求较高,探针头材料选用高温合金 GH4169 材料并通过 3D 打印一体成型,探针杆及安装座选

用 GH5188 传统机械加工完成,两部分通过焊接连接,具体如图 1 所示。

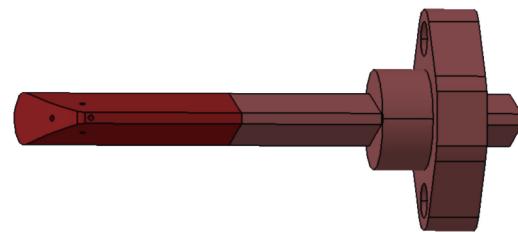


图 1 四孔探针模型

Fig. 1 Four-hole probe model

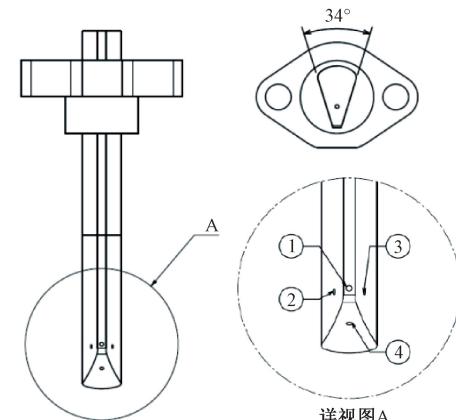


图 2 四孔探针结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the structure of the four-hole probe

1.3 强度校核

在完成探针初步设计后,通过单向流-固耦合方法对探针在流场中所受的气动力进行评估,首先采用 Fluent 软件对探针表面压力分布进行数值仿真,求解采用 SSTK-W 双精度模型,能够稳定解决超音速流动中可能存在的一些问题,采用双精度求解,且都保持二阶迎风格式。设置进口压力 440 kPa , 马赫数 1.5 , 流动方向正对探针头部, 温度为 1000°C , 出口为大气环境, 经过网格无关性验证, 计算网格数量为 5.632×10^6 。求解得到的探针表面密度云图如图 3 所示,可以看出,楔形探针可以在探针迎风面前端形成稳定的附体斜激波,对流场相对干扰较小,因此更适用于超音速流场。

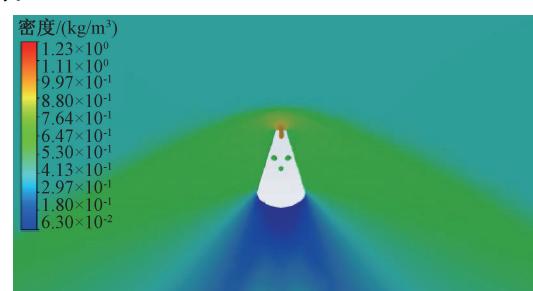


图 3 流场密度云图

Fig. 3 Contour of flow field density

计算得到的探针表面压力分布如图 4 所示,将其结果作为输入条件,导入 ANSYS Workbench 中的 Static Structure 静强度分析模块中进行静强度评估,为确保结算结果的可靠性,设置静强度分析模块中探针表面网格与流体计算中的流-固耦合交界面网格尺寸保持一致,网格尺寸均为 1 mm。对探针底部安装座施加固定约束,求解得到的探针应力分布如图 5 所示,可见给定工况条件下,四孔探针最大应力位于探针支杆根部,大小为 140.69 MPa,小于该温度屈服极限 375 MPa,安全系数为 2.67,表明所设计的探针具有足够的静强度安全裕度。

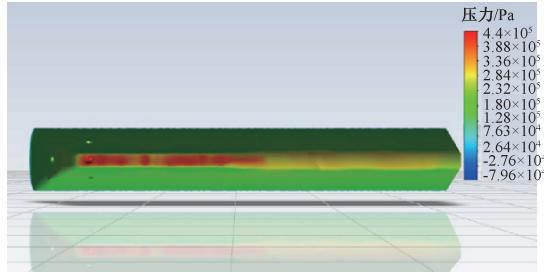


图 4 探针表面压力分布示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the pressure distribution on the surface of the probe

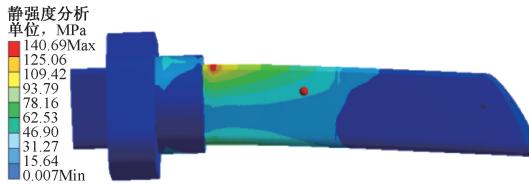


图 5 应力分布示意图

Fig. 5 Schematic diagram of stress distribution

2 气动特性标定结果

2.1 试验装置

气动探针的标定是气动测量的必要前提条件,也是评估所设计的探针气动特性的关键,由于探针的 4 个测压孔在制造中不可能保证理想的对称性,每一支探针都有自己的机械构造特性和气动特性。因此,不能用相同的数学模型来描述不同的四孔探针的气动特性。每一支探针都必须经过严格的校准。在完成探针设计后,在大连温特纳科技有限公司的 TF-02 超音速风洞中进行了标定试验,风洞结构如图 6 所示,风洞指标如表 1 所示。

2.2 标定系数

现有的多孔探针标定理论和方法主要分为 3 种,分别为完全压力对零法、不完全压力对零法以及压力不对零法,其中前两种方法需要在标定时将相对的两个小孔对准来流,保证其压差为零,标定难度大,使用过程繁琐且不利于自动化采集,因此目前常用的标定方法为压力不对零法,使用这种方法无需转动探针,标定时首先采集使用范围内的



图 6 风洞实物图

Fig. 6 Physical drawing of the wind tunnel

表 1 风洞指标

Table 1 Wind tunnel indicators

序号	风洞指标	参数
1	Ma	0.1~2.0
2	喷口直径/mm	30~60
3	流场均匀性	≤0.005
4	流场稳定性	≤0.004
5	使用环境	常温常压

四孔压力数据和标定风洞的总压和静压,然后通过适当的标定理论和数据,使用一些数据处理方法得到来流角度、速度和压力等流场信息。标定系数为与待测流场参数相关的一些无因此量,定义四孔探针的标定系数分别为:

$$K_a = \frac{P_4 - P_5}{Z} \quad (1)$$

$$K_\beta = \frac{P_t - P_1}{Z} \quad (2)$$

$$K_{pt} = \frac{P_t - P_s}{Z} \quad (3)$$

$$K_{ps} = \frac{P_2 - P_3}{Z} \quad (4)$$

式中:

$$Z = P_1 - \frac{P_2 + P_3}{2} \quad (5)$$

$$P_5 = \frac{P_2 + P_3}{2} \quad (6)$$

$P_1 \sim P_4$ 为按照图 2 所标注的 4 个测压孔感受到的压力, K_a 为偏航角系数, K_β 为俯仰角系数, K_{pt} 为总压系数, K_{ps} 为静压系数, P_t 为来流总压, P_s 为来流静压。可以看出,四孔探针与常见的五孔探针标定系数定义接近,只是用两侧 P_2 和 P_3 点的平均压力代替五孔探针中的第 5 点的压力。四孔探针的具体参数计算方法如下:

由实验中探针所测量的 4 个压力数据首先计算出初始的来流马赫数 Ma_1 ,以及校准系数 K_a 和 K_β 。

$$Ma_1 = \sqrt{\frac{2}{r-1} \left[\left(\frac{P_1}{(P_2 + P_3)/2} \right)^{\frac{r-1}{r}} - 1 \right]} \quad (7)$$

式中: r 为气体的比热比, 对于空气 $r=1.4$, 燃气 $r=1.33$ 。

$$K_a = \frac{P_4 - \frac{P_2 + P_3}{2}}{P_1 - \frac{P_2 + P_3}{2}} \quad (8)$$

$$K_\beta = \frac{P_2 - P_3}{P_1 - \frac{P_2 + P_3}{2}} \quad (9)$$

在 $K_a = f(\alpha, \beta, Ma)$ 的校准图中, 可以通过已知的 K_a 和 Ma_1 值得到一组偏航角 α 和俯仰角 β , 然后在类似的 $K_\beta = f(\alpha, \beta, Ma)$ 中获得另一组偏航角 α 和俯仰角 β , 交点即为来流的空间方向。按照已确定的 α 和 β 角度值, 在 $K_{pt} = f(\alpha, \beta, Ma)$ 和 $K_{ps} = f(\alpha, \beta, Ma)$ 曲线中确定总压系数 K_{pt} , 静压系数 K_{ps} , 带入上式中即可得到来流总静压。

在求解得到数据后, 需要对其有效性进行验证, 通过得到的总静压参数核算得到来流 Ma_2 , 具体为:

$$Ma_2 = \sqrt{\frac{2}{r-1} \left[\left(\frac{P_t}{P_s} \right)^{\frac{r-1}{r}} - 1 \right]} \quad (10)$$

若 $Ma_2 - Ma_1 \leq 0.001$, 则认为数据有效, 否则将 Ma_2 带入式(7)中重复上述步骤迭代至误差满足上述要求为止。

2.3 标定结果

对探针分别进行亚音速和超音速状态下的气动校准, 校准点如表 2 所示。

表 2 风洞校准数据点

Table 2 Wind tunnel calibration data points

状态	偏角/°	Ma	点数
亚音速	$\alpha=0, \pm 5, \pm 10$;	0.6, 0.8, 0.9	75
	$\beta=0, \pm 5, \pm 10$		
超音速	$\alpha=0, \pm 5, \pm 10$;	1.1, 1.3, 1.5	75
	$\beta=0, \pm 5, \pm 10$		

1) 亚音速气动特性

如图 7~9 为四孔探针标定的气动特性曲线, 可以看出, 当探针的俯仰角为正时, 偏航角为 $\pm 10^\circ$ 时, 曲线正交性较差, 且随着 Ma 的增大, 特性曲线的正交性有所改善。文献[11]中对不同工况下的楔形探针的气动特性进行了计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)仿真, 发现在亚音速工况下, 当偏角不大于 9° 时, 随着楔角的增大, 两侧压差逐渐减小, 两侧小孔处的气动特性恶化。结合气动探针的方向、偏航角系数 K_a 以及俯仰角系数 K_β 定义分析原因, 可能是由于对于本文所设计的楔形探针, 一方面, 为了保持超音速下的气动特性, 本文所设计的楔形探针迎风面楔角较小(34° , 远小于传统亚音速钝体探针), 当偏航角增大至一定范围后, 两侧的压差不再发生明显变化, 使得气流一侧产生动态失速, 探针表面测压孔对偏角的变化不再敏感, 因此偏航角 $> 5^\circ$ 后, 偏航角系数变化较小; 另一方面, 在亚音速工况下, 流动无法稳定附着在一个头部为平面

的探针钝体前缘上, 气流分离点不再固定, 分离流无法形成相对稳定的剪切层和涡结构, 测压孔感受到的压力无法随着偏航角的改变规律性变化, 导致校准曲线正交性较差。这也反映出使用楔形探针同时进行亚音速和超音速流场测量时, 由于设计需求矛盾导致的问题。虽然已有研究表明可以通过增加楔角避免气流动态失速的问题, 但更大的楔角会增加对流体的扰动, 且不利于超音速流场的测量, 因此建议通过增加亚音速状态下的校准点来提高楔形探针在亚音速流场中测量时采用线性差值求解时的精度。

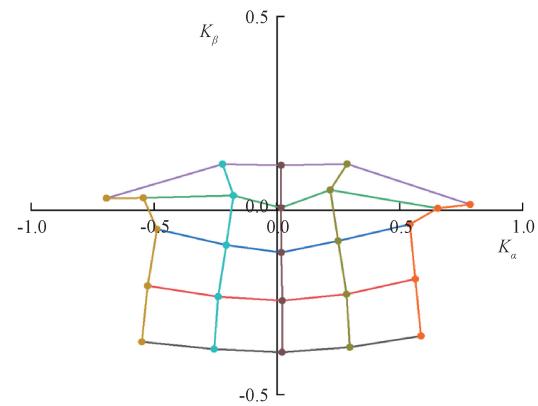


图 7 $Ma=0.6$ 气动特性曲线

Fig. 7 $Ma=0.6$ aerodynamic characteristic curve

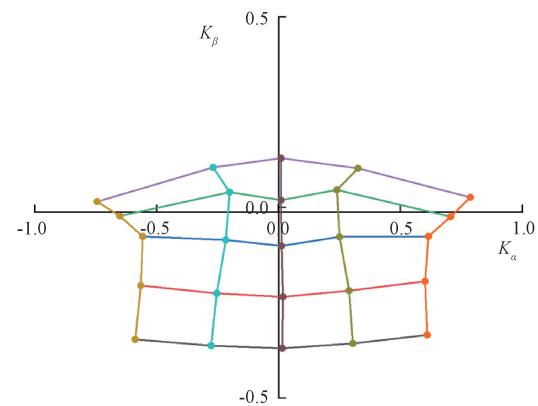
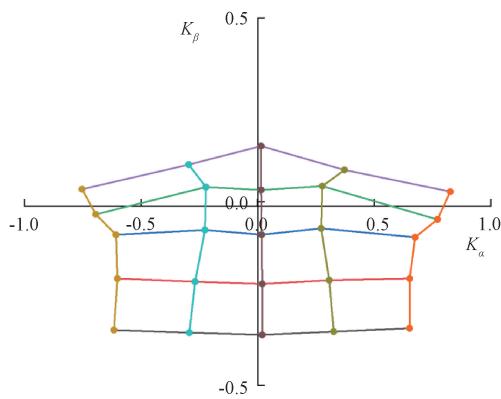
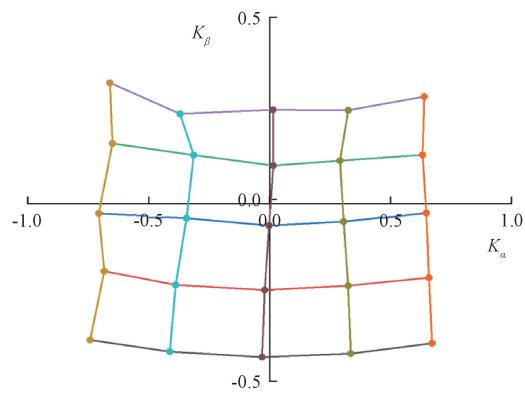
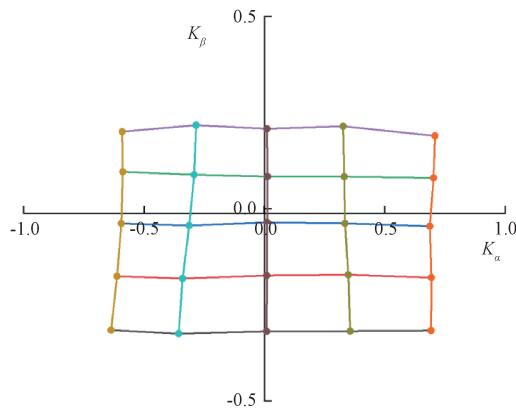
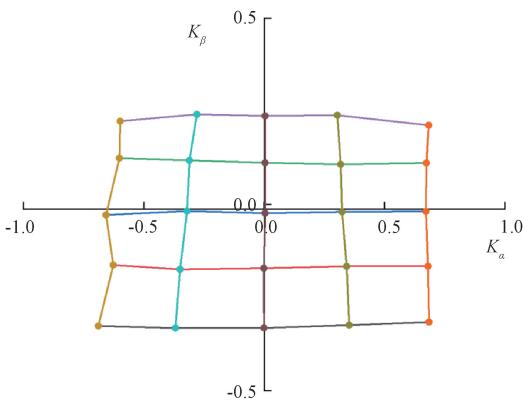


图 8 $Ma=0.8$ 气动特性曲线

Fig. 8 $Ma=0.8$ aerodynamic characteristic curve

2) 超音速气动特性

如图 10~12 为超音速工况下的探针气动特性标定结果, 可以看出, 相比亚音速工况, 在超音速条件下, 采用 3D 打印技术得到的楔形四孔探针, 校准曲线较为规整, 角度灵敏度高, 角度系数的线性度较好, 校准点之间的正交性较好, 对比亚音速下的探针校准曲线, 分析原因可能是由于在超音速来流中, 钝化的前缘前方会形成一道稳定的脱体弓形激波, 气流穿过激波后, 速度骤然降至亚音速, 压力和温度显著升高, 高压使流体更容易贴体, 抑制了大尺度分离涡

图 9 $Ma=0.9$ 气动特性曲线Fig. 9 $Ma=0.9$ aerodynamic characteristic curve图 12 $Ma=1.5$ 气动特性曲线Fig. 12 $Ma=1.5$ aerodynamic characteristic curve图 10 $Ma=1.1$ 气动特性曲线Fig. 10 $Ma=1.1$ aerodynamic characteristic curve图 11 $Ma=1.3$ 气动特性曲线Fig. 11 $Ma=1.3$ aerodynamic characteristic curve

的形成,激波极大地抑制了动态失速效应,创造了一个稳定的高压测量环境,而测压孔位于激波后的稳定高压区内,测量该区域的压力分布,从而使探针表现出良好的气动特性。结合式(8)~(11)的数据求解方法可以看出,在该校准曲线下,对于测量结果采用双线性插值进行求解时,测量结果的精度较高,验证了现有研究中提出的,楔形探针适用于超音

速流场的理论。

3 结 论

针对某型发动机尾流场测量需求开展跨音速楔形四孔探针设计与考核,主要结论如下:

所设计的探针由 3 个斜面组成的尖劈楔形体,其中 2 个斜面与中心线夹角为 17° ,探针顶部斜面与垂直于探针杆的剖面成 24° 夹角,测压孔直径 1.1 mm ;采用流-固耦合方法对探针进行流场和结构强度仿真,发现超音速工况下,在探针尖劈面前部形成稳定的附体斜激波;探针在流场中所受最大应力为 142.86 MPa ,安全系数为 2.67 ;对探针分别进行亚音速和超音速工况下的气动校准,发现超音速工况下校准曲线较为规整,角度灵敏度高,校准点之间的正交性较好;也暴露出楔形探针在亚音速工况下,当探针的俯仰角为正时,偏航角绝对值 $\geq 5^\circ$ 时,曲线正交性较差,且随着 Ma 的增大,特性曲线的正交性有所改善,即探针在亚音速工况下不敏感角较小、气动特性不足的问题,本研究可为后续跨音速流场测量提供参考。

参考文献

- [1] 赵俭, 杨永军. 气流温度测量技术 [M]. 北京: 中国标准出版社, 2017: 1-2.
ZHAO J, YANG Y J. Airflow temperature measurement technology [M]. Beijing: China Standards Press, 2017: 1-2.
- [2] 李新年, 周骜, 蔡小舒. 高频响气动探针研究综述 [J]. 中国电机工程学报, 2020, 40(19): 6246-6257.
LI X N, ZHOU W, CAI X SH. A review of the study on high frequency response aerodynamic probe [J]. Proceedings of the CSEE, 2020, 40(19): 6246-6257.
- [3] 马宏伟, 魏巍, 张良, 等. 欠频响压力探针测量压气机动态流场的结果分析 [J]. 航空发动机, 2016, 42(2): 67-72.
MA H W, WEI W, ZHANG L, et al. Analysis of measured unsteady flow field using a quasi fast

- response pressure probe [J]. Aeroengine, 2016, 42(2): 67-72.
- [4] 刘昌烁. 复合探针在气体速度测量中的研究与应用[D]. 大连: 大连理工大学, 2021.
- LIU CH SH. Research and application of composite probe in gas velocity measurement[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021.
- [5] 章鹏, 李鹏, 穆日敏, 等. 多通道七孔探针测速系统研究[J]. 电子测量技术, 2017, 40(5): 51-55.
- ZHANG P, LI P, MU R M, et al. Velocity measurement system of multichannel by seven-hole probe[J]. Electronic Measurement Technology, 2017, 40(5): 51-55.
- [6] ZIMMERMANN T, WIRSUM M. Calibration and implementation of a transient sub miniature 5-hole probe to determine complex flow structures in turbomachines [C]. 23th Biannual Symposium on Measuring Techniques in Turbomachinery Transonic and Supersonic Flow in Cascades and Turbomachines. Stuttgart, 2016.
- [7] WILDMANN N, RAVI S, BANGE J. Towards higher accuracy and better frequency response with standard multi-hole probes in turbulence measurement with remotely piloted aircraft(RPA)[J]. Atmospheric Measurement Techniques, 2014, 7(4): 1027-1041.
- [8] 王永源. 多孔探针在跨/超音速流场测量中的应用特性研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2024.
- WANG Y Y. Characterisation of multipore probes for application in trans/supersonic flow field measurements [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2024.
- [9] 马宏伟, 马融. 一种测量超音速三维非定常流场的四孔动态压力探针:CN201710134910.2[P]. [2025-06-29]. MA H W, MA R. A four-hole dynamic pressure probe for measuring supersonic three-dimensional unsteady flow field: CN201710134910.2[P]. [2025-06-29].
- [10] 杨博, 李龙飞, 武建红, 等. 超音速探针结构对测量精度影响的数值研究[J]. 火箭推进, 2021, 47(4): 37-44,78.
- YANG B, LI L F, WU J H, et al. Numerical study on the influence of supersonic pressure probe structure on measurement accuracy [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(4): 37-44,78.
- [11] 王蒙, 杨帆, 裴德馨, 等. 跨音速流场测量楔形探针二维外形仿真研究[J]. 建模与仿真, 2021, 10(2): 369-378.
- WANG M, YANG F, QIU D X, et al. Simulation on two-dimensional shape of wedge probe for transonic flow field measurement[J]. Modeling and Simulation, 2021, 10(2): 369-378.
- [12] 张阳春, 周树道, 姚韬. 超声速半球形多孔探针大气脱体激波仿真研究[J]. 计量学报, 2021, 42(7): 866-872.
- ZHANG Y CH, ZHOU SH D, YAO T. The simulation of atmospheric detached shock wave of supersonic multi-hole porous probe [J]. Acta Metrologica Sinica, 2021, 42(7): 866-872.
- [13] 宋海润, 王晓蕾, 周树道, 等. 基于正交实验的七孔探针结构优化设计[J]. 传感器与微系统, 2022, 41(3): 76-78,82.
- SONG H R, WANG X L, ZHOU SH D, et al. Structure optimization design of seven-hole probe based on orthogonal experiment [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2022, 41(3): 76-78,82.
- [14] 苏海林, 蔡小舒, MESSNER J. 等熵系数和雷诺数对四孔楔型探针气动测量影响的研究[J]. 中国电机工程学报, 2003, 23(12): 194-198.
- SU H L, CAI X SH, MESSNER J. The influence of isentropic coefficient and reynolds number on the measurement of 4-hole wedge probe[J]. Proceedings of the CSEE, 2003, 23(12): 194-198.
- [15] 姜昌兴, 宋超鑫, 雷小华, 等. 基于一体化探针的航空发动机内流多方向压力测量技术研究[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(10): 9-19.
- JIANG CH X, SONG CH X, LEI X H, et al. Study on the multi-direction pressure measurement technology of aero engine internal flow based on an integrated probe [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 42(10): 9-19.

作者简介

贾文杰(通信作者),硕士研究生,工程师,主要研究方向为航空发动机整机地面试验测试技术。

E-mail:544934662@qq.com

齐海帆,硕士研究生,高级工程师,主要研究方向为航空发动机飞行试验及地面试验技术。

E-mail:qjihafan020520133@163.com