皮托管式静压探针气动性能的 CFD 和试验对比研究

刘绪鹏,刘忠奎,田吉祥,李宏宇,刘国阳 (中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:针对1种用于航空发动机内流道静压测量的皮托管式静压探针,通过CFD仿真计算和风洞试验对其气动性能进行对比 研究。结果表明:来流速度在 Ma=0.3~0.7 范围内,CFD 计算结果和试验结果有较高的一致性;探头上的压力系数在不同 Ma 下具有 相同的分布规律,压力最大值出现在探头前端,最小值出现在约x,/L=0.07处;随着 Ma 升高,支杆上的附面层分离点前移并导致探 头上的压力系数略有增大;试验结果还表明,在x,/L=0.1处开感压孔能够获得较高的测试精度。

关键词:皮托管;静压探针;气动性能;CFD仿真;风洞试验;航空发动机

中图分类号: V241.7+15 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.02.009

CFD and Test Comparison Study on Aerodynamic Performance of Pitot Static Pressure Probe

LIU Xu-peng, LIU Zhong-kui, TIAN Ji-xiang, LI Hong-yu, LIU Guo-yang

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shengyang 110015, China)

Abstract: The aerodynamic performance of a pitot static pressure probe used in aeroengine hydrostatic pressure measurement of internal channel was contrasted and studied by CFD simulation and wind tunnel test. The results show that when the velocity of incoming flow is in the range of $Ma=0.3\sim0.7$, the calculated results of CFD are in good agreement with the test results. The pressure coefficient on the probe has the same distribution law under different Ma. The maximum pressure appears at the front of the probe and the minimum at about $x_1/L=0.07$. With the increase of Ma, the separation point of boundary layer on the support rod moves forward and the pressure coefficient on the probe increases slightly. The test results also show that the high test precision can be obtained by opening the sensitive pressure-hole at $x_1/L=0.1.$

Key words: pitot tube; static pressure probe; aerodynamic performance; CFD simulation; wind tunnel test; aeroengine

0 引言

收稿日期:2018-05-16

航空发动机内流场的静压是评估其性能的重要 参数。用于发动机内流场静压测试的探针需要满足尺 寸小、可靠性高、精度高、测点多的要求。因此,1支静 压探针通常需要布置多个测点,以捕捉静压的分布情 况。要在诸多的限制条件下设计出1种合格的静压探 针难度很大。学者们在静压探针的结构设计和气动性 能方面做了大量工作。在结构设计方面,刘笃喜等[1-2] 通过数值计算发现,静压探头的长度和感压孔直径是 影响精度最主要的2个因素,并分析了感压孔尺寸对 测试精度的影响;孙志强等四通过试验和数值仿真对 比,分析了静压探针支杆和安装角度对测试结果的影

响,以及静压探头的尺寸对测试精度的影响;杨欢等 通过 CFD 和试验方法,分析了探头形状对皮托管性 能的影响;祖孝勇等响在用于冰风洞风速测量的皮托 管设计中,通过仿真分析得到较优的测压孔开孔方 案;Shmueli 等四通过试验和 CFD 方法研究了 1 种可 用于气液混合流场测试的皮托管,并对其结构进行了 改进;Rex^[8]介绍了3种用于气流速度测量的皮托管结 构。在气动性能方面, Boleslaw 等四通过 CFD 方法研究 了1种自平均皮托管的气动性能;Zagarola¹⁰⁰研究了 外径直径分别为 0.30、0.51、0.90、1.83 mm 的皮托管 的性能;Masud^[11]利用皮托管上、下表面静压分布特 性,在此基础上设计了1种飞机攻角测量探针;Wysocki 等四通过试验研究了皮托管测试的修正方法;

基金项目:航空动力基础研究项目资助 作者简介:刘绪鹏(1982),男,硕士,工程师,主要从事航空发动机测试工作;E-mail:goodbf82@126.com。

引用格式:刘绪鹏,刘忠奎,出吉祥,等.皮托管式静压探针气动性能的 CFD 和试验对比研究[]]航空发动机,2019,45(2):43-49.LIU Xupeng,LIU Zhongkui, TIAN Jixiang, et al. CFD and test comparison study on aerodynamic performance of pitot static pressure probe[J]Aeroengine, 2019, 45(2):43-49.

Lighthill¹³分析了造成皮托管偏移效应的机理。

皮托管式静压探针结构简单,可以在1支探针上 布置多个测点;测试结果规律性较强,易于修正;几何 外形小,测试可靠性高,对发动机的测试改装要求低。 在航空发动机的静压测试工作中应用广泛。本文通过 CFD 计算和试验验证,研究了皮托管式静压探针的 气动性能,并据此给出较优的设计方案。

1 皮托管式静压探针测压原理

皮托管式静压探针(以下称"静压探针")的结构 如图 1 所示。图中:x₁表示静压孔距探头端部距离;x₂ 表示静压孔距支杆距离;d₁表示探头直径;d₂表示支 杆直径。在静压探针工作时,气流首先冲击探头前端, 在探头的滞止作用下压力达到最高,数值上等于气流 的总压;然后气流流过探头前端,速度增加,静压降 低,使得此处压力降低;当气流到达支杆附近,由于滞 止作用,速度降低,压力再次升高。



探头前端和支杆对 静压测量精度的影响如 图2所示。从图中可见, 随着测压孔远离探头前 端和支杆,压力系数减 小,即静压值更接近真 实值。静压探针的设计 原则就是选择合适的测 压孔位置,尽量使探头 端部和支杆造成的误差 相互抵消。例如,图2示 出的静压探针的气动特



性,当 x₁=3 d₁,x₂=8 d₂,前端对静压孔造成 -1.1%的误差,而支杆带来 1.1%误差,二者恰好抵消,即气动误差被消除。

根据上述原理,本文研究了专门用于航空发动机

内流场静压测量探针的气动性能。对该种静压探针具 有以下限制条件:尺寸小,通常静压探针的安装孔的直 径不大于 20 mm,这也限制了探针的整体尺寸;支杆 粗,为了增加静压探针的强度储备,支杆的直径需要 不小于 8 mm。由于受上述因素的限制,静压探针的测 量结果通常具有较大的偏差,需要通过风洞试验得到 的校准曲线对测量结果进行修正。

2 CFD 计算及分析

2.1 流场模型和主要气动参数

静压探针 CFD 模拟的流场模型如图 3 所示。图 中, d₁=1 mm, d₂=8 mm。流场的进口距探针 75 mm(约 9 d₂), 流场出口距探针 222 mm(约 28 d₂), 流场进口 宽 240 mm(30 d₂)。由于探针所处的流场对称, 为简 化计算仅对流场的一半建模。



图 3 P2432 探针 CFD 计算 3 维流场模型

流场参数选取当地的大气参数,大气压力为 101.0 kPa,大气温度为 273 K。

2.2 网格无关性分析

网格的质量对 CFD 计算结果的准确性有较大影 响。原则上网格质量越高,数量越多,计算精度越高, 但过多的网格又会导致对计算资源的需求大幅上升, 而低密度网格虽然计算速度快,但是精度却难以保 证。因此在开展 CFD 气动性能分析之前,采用探头表 面的压力系数 *C_p*分布情况作为判断的指标,开展网 格无关性研究

$$C_p = \frac{P - P_s}{\frac{1}{2}\rho V^2} \tag{1}^{\mu 5}$$

式中:P为当地压力; P_s 为来流静压; $\frac{1}{2}\rho V^2$ 为来流动 压。

采用当地的大气参数作为流场的基本边界条件, 气流速度取 Ma=0.4,湍流方程采用 k-epsilon,计算精 度为 High Resolution。在商用软件 CFX 中进行仿真计 算,探头的压力系数分布如图 4 所示,不同的网格密 度的分析结果见表 1。



图 4 不同网格密度下探头的压力系数分布

表 1 不同密度的网格对比

网格数量 / 万	5 ~ 10	20	30 ~ 40
计算结果	计算结果 与高密度网格		计算结果重合
	曲线偏离较远,未	相对高密度网	度较高。说明随着
	捕捉到负压区域。	格有明显偏离。	网格密度的继续
			增加,计算精度不
			会有明显的提升。

通过不同网格密度计算结果的对比发现,网格密度为5万和10万时,其压力系数曲线与其他高密度网格曲线有明显偏离,而且没有捕捉到探头上的负压区域;在网格密度达到20万时,压力系数曲线虽然在绝大部分区域与高密度网格有较高的重合度,但是在约*x*_{II}=0.08 附近,则有明显偏离;在网格密度达到30万以上后,压力系数曲线随着网格数量的增加已经无明显变化,说明随着网格密度的增加计算结果的精度并无显著提高。因此,在 CFD 计算中采用 30 万的网格密度,网格的详情如图 5 所示。



图 5 CFD 计算采用的网格

2.3 CFD 计算结果及分析

CFD 计算仍采用 CFX 软件,计算的网格和边界 条件设置见表 2。

在不同 Ma 下,静压探针的压力分布如图 6 所示。从图中可见,探头在 Ma=0.3~0.7 的范围内有着相同的压力分布规律。在探头的前端由于气流被滞止,此处压力最高;随着气流流过探头前端,型面的变化对气流产生加速作用,压力降低;随后在支杆对气

表 2	CFD 计算的边界条件
网格数量 / 万	30
湍流方程	k-epsilon
计算精度	High Resolution
气流速度	Ma=0.3~0.7,步距Ma=0.1
大气压力 /kPa	101.0
大气温度 /K	273

流的滞止作用下,压力回升,随着气流流向支杆的方向,压力逐渐增加,直到到达支杆处,气流又一次被滞止,压力再达到高点。在圆柱支杆部分,气流流过支杆前缘后,在绕流支杆的过程中加速,导致压力明显下降,直至到附面层的分离点附近,压力回升。随着气流速度的增加,附面层分离点明显前移。

探头表面的压力系 数分布如图 7 所示。从图 中可见,压力系数的分布 与图 6 的结果吻合。在探 头前端附近压力系数从 1 开始呈急剧下降趋势,



(a) *Ma*=0.3



直到在约 x₁/L=0.07 附近出现最低值;随后压力系数 迅速升高,在约 x₁/L=0.15 处,其升高趋势放缓;直至 探头与支杆连接处接近 1。在不大于 Ma = 0.5 的情况 下,探头上至少有 2 个点的压力系数为 0 (位于约 x₁/L=0.07 和 x₁/L=0.09 附近),也就是说探针气动特性 造成的系统误差为 0。但是在 x₁/L=0.05 ~ 0.07 范围 内,曲线的斜率急剧下降,因此在较低 Ma 下不建议 在此范围内开测压孔;在 x₁/L=0.08 ~ 0.10 范围内,曲 线斜率的变化趋势相对较慢,在低 Ma 下在此范围内 开测压孔会取得较好的效果。在 Ma=0.6、0.7 时,探头 在约 x₁/L=0.07 处压力系数最小,即系统误差最小。根 据静压探头的上述特点,以及被测流场的特点,在 x₁/L=0.07 ~ 0.10 范围内开测压孔会测得较高的精度。

通过对比试验发现,随着 Ma 的提高,探头表面 的压力系数整体上呈现出升高的趋势,即静压相对动 压端的比例上升。其原因是由于随着 Ma 升高,支杆 两侧的附面层分离点前移,使得支杆造成的堵塞面积 增加,对气流的滞止作用加强,导致探头表面的压力 升高。进口气流速度 Ma=0.3、0.7 时探针附近气流的 Ma 对比如图 8 所示。从图中可见,在 Ma=0.7 时,探针 的支杆局部出现了超声速区域并引起附面层分离,分 离点比 Ma=0.3 时显著提前。





(a) 在 Ma=0.3 时探针 Ma

(b)在Ma=0.7时探针Ma

图 8 在 Ma=0.3、0.7 时探针附近流场的 Ma 对比

总之,CFD 计算结果显示,在约 x₁/L=0.07~0.10 范 围内开测压孔,会得到较高的测试精度。在 Ma=0.3~ 0.7 的范围内,静压探头上的压力系数有相同的分布规 律,并随着 Ma 的升高而略有增大。。

3 风洞校准试验

3.1 试验探针介绍

试验使用的探针结构如图 9 所示。为了研究探头 表面的压力分布情况,在直径为 8 mm 的探针上布置 5 个长 10 mm 的探头,在每个探头上距离前端分别 9、7、5、3 和 1 mm 的距离开直径为 0.3 mm 的测压孔, 编号分别为1~5。探针实物如图10所示。



图 10 试验用探针实物(局部)

3.2 试验结果和分析

本次试验在某型亚声速校准风洞中完成,当地环 境温度约为 273 K,大气压力约为 100950 Pa。气流的 攻角为 0°,试验状态点为 Ma=0.3~0.7,步距 Ma=0.1。 试验件为 3 支结构相同的静压探针,编号分别为: P2432-950、P2432-951 和 P2432-952。试验测得 3 支 静压探针的压力系数见 3~5,表中下标 1~5 为测压 孔编号。

表 3 P2432-950 在各 Ma 下的压力系数

Ma	C_{p1}	C_{p2}	C_{p3}	C_{p4}	C_{p5}
0.3	0.722	0.615	0.472	0.389	0.098
0.4	0.732	0.624	0.475	0.397	0.116
0.5	0.742	0.636	0.496	0.412	0.151
0.6	0.750	0.650	0.515	0.428	0.173
0.7	0.754	0.670	0.523	0.454	0.190

表 4 P2432-951 在各 Ma 下的压力系数

Ma	C_{p1}	C_{p2}	C_{p3}	C_{p4}	C_{p5}	
0.3	0.720	0.642	0.504	0.414	0.080	
0.4	0.718	0.656	0.515	0.413	0.085	
0.5	0.706	0.669	0.530	0.423	0.132	
0.6	0.680	0.682	0.550	0.444	0.155	
0.7	0.679	0.689	0.570	0.465	0.171	

表 5 P2432-952 在各 Ma 下的压力系数

Ma	C_{p1}	C_{p2}	C_{p3}	C_{p4}	C_{p5}	
0.3	0.742	0.649	0.503	0.394	0.061	
0.4	0.738	0.654	0.509	0.400	0.095	
0.5	0.751	0.675	0.533	0.419	0.138	
0.6	0.754	0.686	0.550	0.436	0.152	
0.7	0.735	0.683	0.560	0.449	0.171	



律相同,从孔 5~1 压力系数都呈现逐渐增大的趋势, 符合 CFD 计算结果。

(2)在不同 Ma下,各孔的压力系数整体上随 Ma 的增加而增大,这一结果也符合 CFD 模拟结果。

(3)在不同 Ma下,在 x₁/L=0.1 测点测得压力系数 最小,也就是说相对其它测点测得的静压值最接近真 实值,这也与 CFD 计算结果相符合。

3.3 测试精度分析

在静压探针的应用中,1个最重要的指标就是静 压测试误差 E,直接决定了静压测试结果的准确程度

$$E = \frac{P_{\rm s.probe} - P_{\rm s}}{P_{\rm s}} \times 100\% \tag{2}$$

式中:Psprobe为探针测得静压;Ps为来流静压。

通常为了达到试验需求的精度指标,在静压探针 使用前需要进行风洞校准试验,以便获得探针的校准 曲线。再通过校准曲线对静压测量的结果进行修正。

根据试验结果计算的各测压孔的误差见表 6 ~ 8。从表中可见,在不同 Ma下,从 1~5 号测压孔的误差递减;同一测压孔的误差随着 Ma 的减小而减小,这种趋势与 CFD 计算结果一致。值得注意的是,在发动机测试中一般对静压探针的误差要求为不大于 1%,而第 5 孔的误差在 Ma=0.3 时远低于 1%;在 Ma=0.4 时接近 1%。也就是说,当被测气流的速度在 Ma=0.3 左右时,由 5 号测压孔测得的静压值不经修 正即可满足使用要求。因此,在部分低 Ma 试验状态下,采用 5 号测压孔的设计方案,能够节省探针风洞 校准试验的成本和缩短试验周期。

表 6	P2432-	950 探针谷	S 测点在不	、同 Ma 下自	り误差 %	_
Ma	E_1	E_2	E_3	E_4	E_5	_
0.3	4.59	3.91	3.00	2.47	0.63	
0.4	8.49	7.24	5.51	4.60	1.34	
0.5	14.82	12.71	9.91	8.23	3.02	
0.6	20.96	18.16	14.41	11.97	4.82	
0.7	30.85	27.39	21.41	18.58	7.77	
表 7	P2432-	951 探针谷	予 测点在不	、同 Ma 下自	り误差 %	-
Ma	E_1	E_2	E_3	E_4	E_5	-
0.3	4.90	4.37	3.43	2.82	0.55	
0.3 0.4	4.90 8.38	4.37 7.66	3.43 6.02	2.82 4.83	0.55 0.99	
0.3 0.4 0.5	4.90 8.38 13.00	4.37 7.66 12.32	3.43 6.02 9.75	2.82 4.83 7.79	0.55 0.99 2.42	
0.3 0.4 0.5 0.6	4.90 8.38 13.00 20.10	4.37 7.66 12.32 19.55	3.43 6.02 9.75 15.77	2.82 4.83 7.79 12.73	0.55 0.99 2.42 4.45	
0.3 0.4 0.5 0.6 0.7	4.908.3813.0020.1027.64	4.37 7.66 12.32 19.55 26.92	3.43 6.02 9.75 15.77 22.27	2.82 4.83 7.79 12.73 18.18	0.55 0.99 2.42 4.45 6.68	_
0.3 0.4 0.5 0.6 0.7 表 8	4.90 8.38 13.00 20.10 27.64 P2432-	4.37 7.66 12.32 19.55 <u>26.92</u> 952 探针 着	3.43 6.02 9.75 15.77 22.27 \$测点在不	2.82 4.83 7.79 12.73 18.18	0.55 0.99 2.42 4.45 6.68	_
0.3 0.4 0.5 0.6 0.7 表 8 <i>Ma</i>	4.90 8.38 13.00 20.10 27.64 P2432 – <i>E</i> ₁	4.37 7.66 12.32 19.55 26.92 952 探针名 E ₂	3.43 6.02 9.75 15.77 22.27 圣测点在不 <i>E</i> ₃	2.82 4.83 7.79 12.73 18.18 下同 Ma 下自 E ₄	0.55 0.99 2.42 4.45 6.68	-

	-					
M	la	E_1	E_2	E_3	E_4	E_5
0	.3	4.75	4.16	3.22	2.53	0.39
0	.4	8.94	7.92	6.17	4.84	1.15
0	.5	14.60	13.12	10.37	8.14	2.69
0	.6	20.48	18.62	14.92	11.83	4.12
0	.7	28.23	26.25	21.51	17.26	6.55

4 试验与 CFD 计算结果对比



处压力系数的试验数据与 CFD 计算结果均有较高的 重合度。从图 14(a)中可见,在 Ma=0.3 时, $x_1/L=0.3$ 处 CFD 计算结果与试验数据有小幅偏离,而在其余测 点均有较高重合度;从图 14(b)中可见,在 Ma=0.4时,所有测点的试验数据都与 CFD 计算结果有较高 的重合度;从图 14(c)、(d)、(e)中可见,除 $x_1/L=0.9$ 测 点有部分偏离外,其他测点的试验数据与 CFD 计算结 果都有较高的重合度。综上所述,在不同 Ma 时, $x_1/L=0.1$ 处,CFD 计算结果与试验结果有很高的重 合度,在 $Ma=0.3 \sim 0.7$ 时, $x_1/L=0.1 \sim 0.9$ 的范围内, CFD 计算结果也都与试验结果有着较高的一致性。

5 结论和建议

通过对皮托管式静压探针气动性能的 CFD 计算 及试验研究,可以得出以下结论:

(1)针对所研究的流场,30万的网格数量能够满 足网格无关性要求;

(2)在 Ma=0.3~0.7 范围内,探头上的压力具有 相同的分布规律。最高压力出现在探头的前端,最低 压力出现在约 d₁/L=0.07 处;

(3)在 Ma=0.3~0.7 范围内,探头上同一位置上的压力系数随着 Ma 的增加而增大;

(4)5 号感压孔测得的静压值的误差在 Ma=0.3时 小于 1%,在 Ma=0.4 时接近 1%;

(5)在 *Ma*=0.3~0.7 范围内,CFD 计算结果与试 验数据有着较高的一致性。

同时根据本文的研究结论,对以后的工作提出以 下建议:

(1)通过对比试验数据发现,在 Ma=0.3~0.7 范 围内,CFD 计算的精度较高。因此,在不具备试验条 件的情况下,可以通过 CFD 技术开展静压探针在高 Re 和高 Ma 下的性能研究,从而把加工误差对其性 能的影响作为设计参考。

(2)在本研究的基础上继续开展探头尺寸对静压 探针气动性能影响规律的研究。

(3)5 号测孔的开孔方案在 Ma=0.3、0.4 时有较好的测试精度,建议在设计中推广。

(4)根据试验结果,如果能够继续将测压孔向探 头前端推移,测试的精度还有进一步提升的可能。但 目前由于受加工能力的限制,5号孔的开孔位置已经 接近极限。建议继续改进加工工艺,进一步将测压孔

的位置前移,提升测试精度。

参考文献:

[1] 刘笃喜,覃秋霞,王新刚,等. 基于正交实验的大气静压精密测量静 压管设计[J]. 仪器仪表学报, 2014,35(2):360-367.

LIU Duxi, QIN Qiuxia, WANG Xingang, et al. Design of static pressure tube for precision air static pressure measurement based on orthogonal test design method [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2014,35(2): 360-367.(in Chinese)

[2] 刘笃喜,赵小军,王新刚,等.精密空速校准用微小型静压管设计及参数优化[J].机械设计与制造,2013(2):116-119.
LIU Duxi,ZHAO Xiaojun,WANG Xingang, et al. Design and parameter optimization of precision airspeed calibration micro static tube[J]. Machinery Design & Manufacture, 2013(2):116-119. (in Chinese)

[3] 孙志强,周孑民,张宏建,等.皮托管测量影响因素分析 I.检测杆与 安装角的影响[J]. 传感技术学报,2007,20(3):690-693.

SUN Zhiqiang, ZHOU Jiemin, ZHANG Hongjian, et al. On the influencing factors in a pitot tube measurement I. Influence of air horn and mounting angle[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2007, 20(3): 690–693. (in Chinese)

[4] 孙志强,周孑民,张宏建,等. 皮托管测量影响因素分析 Ⅱ.全压孔 与静压孔的影响[J]. 传感技术学报,2007,20(4):941-944.

SUN Zhiqiang,ZHOU Jiemin,ZHANG Hongjian, et al. On the influencing factors in a pitot tube measurement II.Influence of total and static ports [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2007, 20(4): 941–944.(in Chinese)

[5] 杨欢,秋实,陈思林,等. 探头偏转角对皮托管测速精度影响分析[J]. 测控技术,2012,31(10): 12-15.

YANG Huan,QIU Shi,CHEN Silin,et al. Impact analysis of the probe deflection angle to the pitot tube in velocity measurement accuracy [J]. Measurement & Control Technology,2012,31 (10): 12–15.(in Chinese)

[6] 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.

ZU Xiaoyong,ZHANG Lin,XIAO Bin,et al. Study and development of total pressure probe and pitot tube in 3m × 2m icing wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(4): 76-80.(in Chinese)

- [7] Shmueli A , Unander T E , Jorgen O L E. Experimental and numerical evaluation and optimization of a non standard pitot/sampling probe[J]. Engineering, 2013, 5(12):967–974.
- [8] Rex K J. Air velocity and flow measurement using a pitot tube[J]. Isa Transactions, 1998, 37(4):257–263.
- [9] Boleslaw D, Miroslaw K, Janusz P. A mathematical model of the self-averaging pitot tube A mathematical model of a flow sensor [J].Flow Measurement and Instrumentation, 2005, 16(4):251-265.
- [10] Zagarola M V. Mean flow scaling of turbulent pipe flow [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1998,373:33-79.

- [11] Masud J. Performance characteristics of flush angle of attack measurement system integrated on a pitot tube[J].AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2014, 4(4):549–557.
- [12] Wysocki M ,Drobniak S. A comparative analysis of correction method for total-head probes in large velocity-gradient flows[J]. Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics,2001,89 (1):31-43.
- [13] Lighthill M J . A comparative analysis of correction method for total-head probes in large velocity-gradient flows [J]. Journal of

Fluid Mechanics, 2006, 2(5): 493–512.

[14] 西北工业大学. 航空发动机气动参数测量[M]. 北京:国防工业出版社,1980:31-34.

Northwestern Polytechnical University. Measurement of aerodynamic parameters in aeroengine [M]. Beijing: National Defend Industry Press, 1980: 31-34.(in Chinese)

[15] John D A, Jr. Fundamentals of aerodynamics fifth edition [M]. Berkshire: McGraw-Hill, 2011: 24–26.

(编辑:贺红井)