

文章编号:1674-8190(2020)02-256-08

# 亚声速条件下总压探针临壁效应的数值研究

郑光华<sup>1</sup>, 王肖<sup>1</sup>, 郭林<sup>2</sup>, 惠呈程<sup>1</sup>, 吕文召<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

(2. 中国航空气动力技术研究院 特种飞行器总体技术设计部, 北京 100074)

**摘要:** 航空发动机在试验过程中要用到各种传感器, 而探针作为一种接触式测量工具, 势必改变流场内部的流动状态, 影响测量准确性。为了研究壁面对总压探针的影响, 基于数值模拟方法, 研究四种不同结构 (A 型、B 型、C 型、D 型) 的总压探针在不同近壁距离条件下对流场及自身总压测量值造成的影响, 并将数值模拟结果与文献实验结果进行对比。结果表明: 相对近壁距离  $c/d$  越小, 总压探针头部气流偏转越大, 总压探针的测量误差越大, 最大值小于 1%; 当  $c/d > 3$ , 总压测量误差趋近于 0, 说明近壁距离大于 3 倍探针外径时临壁效应消失; 在同一工况下, 四种结构的总压探针测量值受临壁效应的影响依次增大; 被测流场流动均匀性减小, 靠近总压探针支杆后方速度均匀度最小。

**关键词:** 总压探针; 临壁效应; 相对近壁距离; 测量误差; 总压损失系数

中图分类号: V263.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.016

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Numerical Investigation of Near Wall Effect of Total Pressure Probe Based on CFD under Subsonic Velocity

ZHENG Guanghua<sup>1</sup>, WANG Xiao<sup>1</sup>, GUO Lin<sup>2</sup>, HUI Chengcheng<sup>1</sup>, LÜ Wenzhao<sup>1</sup>

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

(2. General Technical Design Department of Special Aircraft, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Various sensors are used in the aero-engine during the test, and the probe as a contact measurement tool is bound to change the internal flow state of the flow field and affect the measurement accuracy. To study the effect of the wall on the total pressure probe, based on the numerical simulation, the influence of total pressure probes of four different structures (type A, type B, type C, type D) on the flow field and their own total pressure measured values under different near-wall distances is studied, then verifies the numerical simulation results with the experimental results. The results show that: the smaller relative near-wall distance  $c/d$  is, the greater the airflow deflection at the head of the total pressure probe, the greater the measurement error of the total pressure probe, the maximum value is less than 1%; when  $c/d > 3$ , the total pressure measurement error is close to 0, indicating that the wall effect is vanished when the near-wall distance is greater than 3 times the outer diameter of the probe; influence of wall effect to measured values of the total pressure probes of the four structures are sequentially increased in the same condition; the uniformity of the measured flow field is reduced, and the velocity uniformity is the smallest behind the total pressure probe support rod.

**Key words:** total pressure probe; near wall effect; relative near-wall distance; measurement error; total pressure loss coefficient

收稿日期: 2019-04-17; 修回日期: 2019-06-19

通信作者: 郭林, rainlingo@163.com

引用格式: 郑光华, 王肖, 郭林, 等. 亚声速条件下总压探针临壁效应的数值研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(2): 256-263.

ZHENG Guanghua, WANG Xiao, GUO Lin, et al. Numerical investigation of near wall effect of total pressure probe based on CFD under subsonic velocity[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 256-263. (in Chinese)

## 0 引言

探针因其结构简单、可靠性高被广泛应用于流场测量,但在实际测量时,被测流场中近壁效应产生的影响难以在探针标定时消除<sup>[1]</sup>。研究发现,探针在测量过程中,不可避免地引起局部流场的扰动,不仅使压力的测量值与真实值产生偏差<sup>[2]</sup>,还会造成流动损失,降低机械效率<sup>[3]</sup>。当测量通道太窄时,为了避免临壁效应对测量准确性的影响,同时减小流场内的流动损失,确定总压探针在流场中的影响规律就显得尤为重要。

J. Lepicovsky<sup>[4]</sup>将探针安装在转子上,研究其产生的尾流和流动阻塞对流场的影响,发现将探针安装在转子中会导致转子出口流动恶化,静压系数降低,且叶栅通道下部阻塞增加使得通道上部未阻挡部分的轴向速度分量增加,势必会影响压气机的稳定裕度;向宏辉等<sup>[5]</sup>采用三维模拟方法分析了压气机在安装探针后的性能及其内部流场的变化,发现级间局部静叶安装探针后,压气机下堵点流量减小 0.1%,最高效率降低 0.4%,失速点流量增大 0.15%,且探针的扰流加剧还可能导致压气机气动失稳;孙志强等<sup>[6]</sup>针对不同型号的皮托管开展试验以研究皮托管的支杆和安装角对测量结果的影响,结果表明,在低速测量时,皮托管支杆直径对总压的测量影响较小,安装角在 $\pm 10^\circ$ 以内速度测量误差小于 $\pm 2\%$ ;林其勋等<sup>[7]</sup>、马宏伟等<sup>[8]</sup>对总压探针在测量中临壁效应的影响进行了试验研究,结果表明,可以用叠加点涡的方法来描述其临壁效应,且点涡强度随着近壁距离的减小而增强,近壁效应一般对静压测量影响较大,对总压测量影响相对较小;H. Bubeck 等<sup>[9-10]</sup>针对楔形四孔探针和球头五孔探针,研究探针和壁面的相互作用对测量误差的影响,发现近壁测量时探针的俯仰角测量值存在误差,前者偏离 $10^\circ$ ,后者偏离 $5^\circ$ 。

上述文献多是研究探针对流场或来流参数对单一探针测量结果的影响。而本文考虑流道壁面与探针的相互作用可能改变探针测量的准确性,且对比分析四种不同头部结构的总压探针(A型、B型、C型、D型)在不同近壁距离的条件下对机匣近壁流场及自身总压测量值造成的影响差异,并利用文献实验结果验证数值模拟结果。

## 1 计算模型和方法

### 1.1 计算模型

计算域选择圆柱形,为了减小来流扰动的影响,计算域入口到总压探针前端的距离为 40 mm,总压探针末端到计算域出口的距离设定为 100 mm。考虑中小型发动机实际尺寸<sup>[11]</sup>,计算域的外径为 150 mm,总压探针计算模型直径最大为 4 mm,堵塞比远远小于 0.5%,堵塞效应造成的影响可忽略不计,后经数值模拟验证,计算域尺寸选择合理。计算域坐标统一定义为:沿  $y$  轴正方向为气流方向, $z$  轴为计算域竖直高度方向, $x$  轴为计算域水平径向方向,总压探针入口所在截面中心位置为  $y=0$  处。计算模型如图 1 所示。

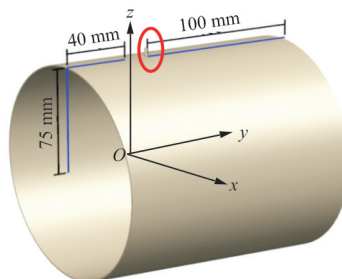
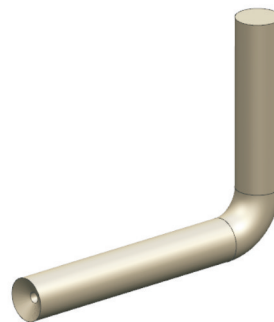


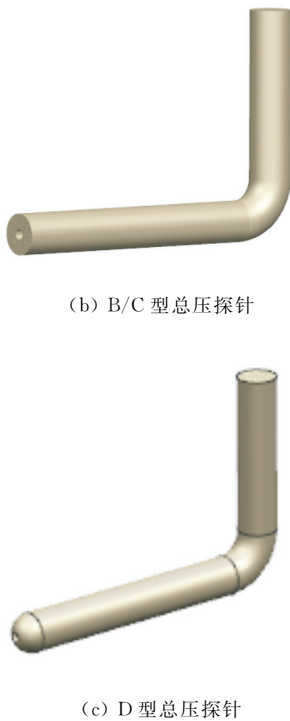
图 1 计算模型

Fig. 1 Calculation model

研究近机匣临壁效应的总压探针计算模型主要有四种:A型、B型、C型、D型,如图 2 所示。A型为具有圆柱形外形及内锥角内腔的单点总压探针,内锥角 $\beta=25^\circ$ ,外径 $d=2$  mm,内径 $d'=0.5$  mm;B型、C型总压探针无内锥角且为平头圆柱形总压探针,外径 $d$ 都为 2 mm,内径 $d'$ 分别为 0.3 和 0.5 mm;D型总压探针具有半球形头部结构,外径 $d=2$  mm,内径 $d'=0.5$  mm。



(a) A型总压探针



(b) B/C 型总压探针

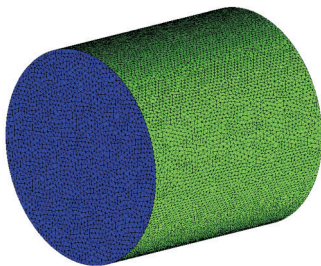
(c) D 型总压探针

图 2 总压探针结构

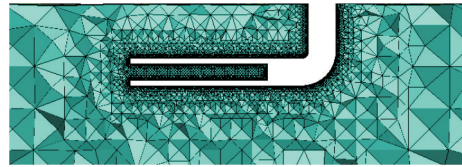
Fig. 2 Structures of total pressure probe

## 1.2 网格划分

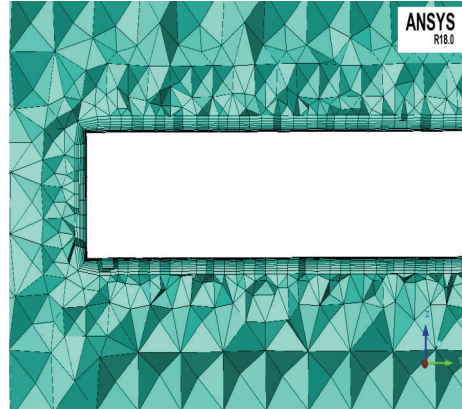
利用 ANSYS ICEM 对计算模型进行进一步处理并划分网格,整体采用非结构体网格,总压探针近壁面及计算域壁面处采用边界层网格,保证近壁端湍流模型所需的  $y^+$  为 1 左右,并且在近壁区内设定 10 层边界层网格。网格数量达到 400 万以后,总压测量值基本稳定,总压测量相对误差远小于 1%,可认为网格数量对计算结果的影响可忽略,故将数量大于 400 万范围的网格作为本文计算网格。网格划分及边界层处理如图 3 所示。



(a) 整体计算域网格



(b) 边界层处理



(c) 边界层处网格放大

图 3 计算网格

Fig. 3 Calculation grid

## 1.3 边界条件

计算域入口边界条件设定为压力入口;设置总温、总压、速度方向;环境温度、总温、总静压与马赫数的关系如式(1)~式(2)所示<sup>[12]</sup>,其中环境温度为 293.15 K、静压为 101 325 Pa。

$$T_t = T_{\text{free}} \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_{\text{free}}^2 \right) \quad (1)$$

$$P_t = P_{\text{free}} \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_{\text{free}}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2)$$

式中:  $T_t$  为总温设定值;  $P_t$  为总压设定值;  $T_{\text{free}}$  为自由来流环境温度;  $P_{\text{free}}$  为自由来流静压;  $Ma_{\text{free}}$  为自由来流马赫数;  $k$  为气体的比热比。

计算域出口边界条件设定为压力出口;出口静压为 101 325 Pa,计算域周向壁面与总压探针壁面给定无滑移壁面,采用 FLUENT 求解,湍流模型为 standard  $k-\epsilon$  模型;马赫数为 0.4,即为亚声速流动。

## 1.4 参数定义

总压测量误差:总压测量值与理论总压值的差

值,再与理论总压值的比值。其计算公式为

$$K_{pt} = \frac{P_t' - P_t}{P_t} \times 100\% \quad (3)$$

式中: $P_t'$  为总压探针总压测量值; $P_t$  为理论总压,即来流总压。

总压损失系数:不同径向高度下当地总压值与来流总压之差占动压头的百分比。其计算公式为

$$C_{pt} = \frac{P_t^* - P_t}{\frac{1}{2}\rho v^2} \times 100\% \quad (4)$$

式中: $P_t^*$  为当地总压值; $\rho$  为气体密度; $v$  为气流来流速度。

速度均匀度:基于面积加权平均速度和质量加权平均速度的流动均匀性指标<sup>[13-14]</sup>。计算公式为

$$\lambda = 1 - \frac{|V_n - V_m|}{V_m} \quad (5)$$

$$V_n = \frac{1}{A} \sum_{j=1}^n \mathbf{v}_j \cdot \mathbf{A}_j \quad (6)$$

$$V_m = \frac{\sum_{j=1}^n \mathbf{v}_j \rho_j \cdot |\mathbf{v}_j \cdot \rho_j|}{\sum_{j=1}^n \rho_j \cdot |\mathbf{v}_j \cdot \rho_j|} \quad (7)$$

式中: $V_n$  为面积加权平均速度; $V_m$  为质量加权平均速度; $A$  为总表面积; $\mathbf{A}_j$  为第  $j$  个单元面上的面积矢量; $\mathbf{v}_j$  为第  $j$  个单元面上的速度矢量; $\rho_j$  为第  $j$  个单元面上的流体密度; $n$  为同流截面被划分成的单元面数。

## 2 结果与讨论

临壁效应不同于总压探针进入附面层时由于总压探针空间分辨率不够而引起的误差,二者概念不同。相关实验<sup>[7]</sup>表明,当总压探针的布置位置未达到附面层厚度时,临壁效应的影响就已经较大。当总压探针进入附面层后,临壁效应与附面层影响同时起作用,使得总压探针测量误差更大。

已知,从物体表面速度为 0 处开始,沿法线方向至速度等于来流速度的 99% 位置处的距离为附面层厚度, $Ma=0.4$  时主流速度约为 137.6 m/s,在  $z=74.1$  mm 处速度达到主流速度,根据差值法,得出 99% 速度处所对应的位置为  $z=73.7$  mm,而速度为 0 处壁面位置为  $z=75$  mm,则附面层厚度为 1.3 mm。

为了保证临壁效应为独立的影响因素,应使得

总压探针完全处于附面层之外,因此,当近壁距离  $c$  (计算域壁面到总压探针中心轴线的距离) 大于 2.3 mm,即  $c/d > 1.15$  时,总压探针完全处于附面层之外,使临壁效应在很广的  $c$  范围内成为独立的因素。

为了验证数值计算的可靠性,本文针对平头圆柱形单孔总压探针(B型)开展不同进气偏转角( $\varphi$ )的数值计算,并与试验结果<sup>[15]</sup>进行对比,如图 4 所示。

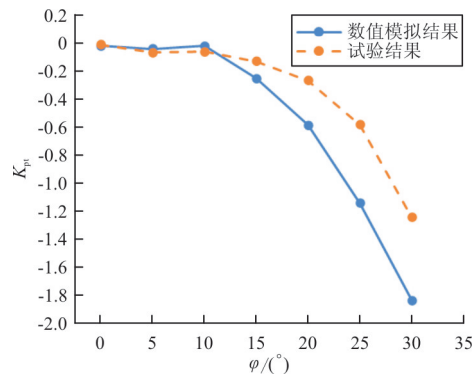


图 4 结果对比

Fig. 4 Comparison of results

从图 4 可以看出:数值计算结果与试验结果在小角度内重合,大角度稍有偏离,总体上基本符合。本文研究内容都为  $0^\circ$  进气攻角,可以保证数值计算的可靠性。

### 2.1 临壁效应对测量结果的影响

总压测量误差随相对近壁距离  $c/d$  的变化曲线如图 5 所示,近壁距离最小取 2.5 mm,即  $c/d = 1.25$  时,总压探针相当靠近壁面但还未达到附面层边界。

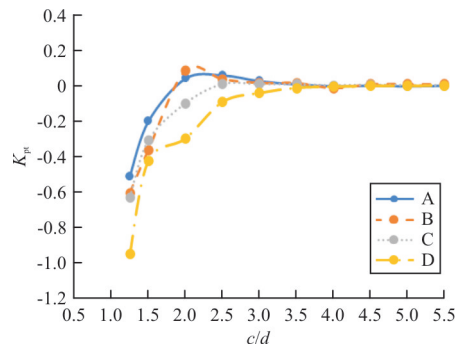


图 5 总压测量误差随相对近壁距离的变化曲线

Fig. 5 Curve of total pressure measurement error with relative near wall distance



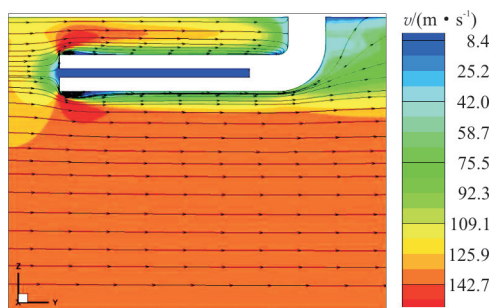
从图 5 可以看出:四种总压探针的总压测量误差随着相对近壁距离的减小整体向负半轴偏转且斜率逐渐增大,总压测量误差逐渐增大;当总压探针临壁时使得气流方向改变,向总压探针下侧面偏转,致使总压探针产生总压测量误差;当相对近壁距离  $c/d=1.25$  时,最大总压测量误差小于 1%;随着近壁距离的增大,总压测量误差越小,当  $c/d>3$  时,总压测量误差曲线趋近于 0,说明此时的临壁效应已消失。

图 5 中四种总压探针的变化曲线整体规律一致,但是曲线间存在差异,主要是由于总压探针头部形状不同引起的。从图 5 可以看出:A 型总压探针整体总压测量误差最小,D 型总压探针整体总压测量误差最大,B 型和 C 型总压探针整体总压测量误差大小介于最大值和最小值之间,且 B 型总压探针总压测量误差大于 C 型总压探针,表明孔口带倒角的总压探针受到临壁效应的影响最小,半球形头部结构的总压探针受到临壁效应的影响最大,两者总压测量误差最大差值为 0.45%。

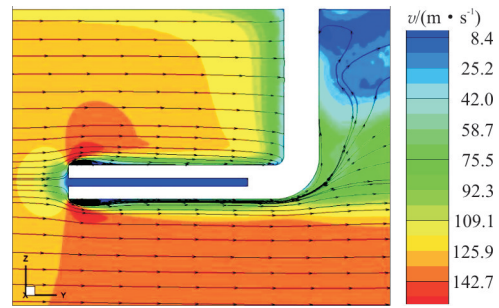
## 2.2 临壁效应对总压探针附近流场绕流变化的影响

总压探针与壁面的距离越小,其附近流场的气流流线受到的干扰将逐渐增大,现以外径 2 mm、内径 0.5 mm 的 C 型平头圆柱形总压探针为例进行分析。近壁距离  $c$  分别为 3、10 mm 时总压探针附近流场绕流情况及速度分布如图 6 所示,速度范围为 0~152 m/s。

从速度分布可以看出:总压探针入口处速度逐渐降低并在测压通道内滞止,速度为 0;总压探针前端外壁面两侧产生低速区;总压探针支杆背部速度明显低于主流速度,且越靠近机匣壁面速度越低,并且随着总压探针近壁距离越大,支杆越长,支杆背部低速区越宽。



(a) 近壁距离为 3 mm



(b) 近壁距离为 10 mm

图 6 总压探针附近绕流情况及速度分布

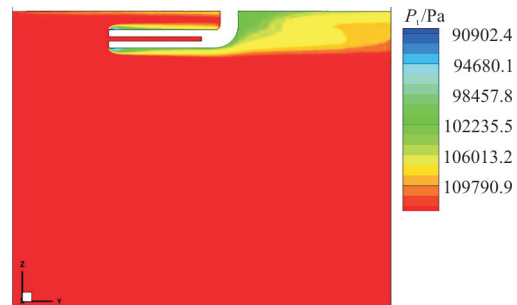
Fig. 6 Flow around the total pressure probe and velocity distribution

从总压探针附近流线分布可以看出:主流流线在遇到总压探针头部时向其下表面发生偏转并向下游流去,在到达总压探针支杆背部处流线向机匣壁面发生偏转,近壁距离越大支杆背部越容易产生较大旋涡;总压探针前端壁面由于气流发生偏转在其表面产生边界层分离并形成旋涡,当靠近机匣壁面较近时,总压探针前端上下表面产生不对称旋涡,近壁距离  $c=3$  mm 时总压探针下表面边界层厚度明显大于上表面,上侧由于气流受到机匣壁面影响边界层较薄;远离壁面时,近壁距离  $c=10$  mm 时临壁效应不起作用,总压探针前端两侧产生近似对称旋涡。

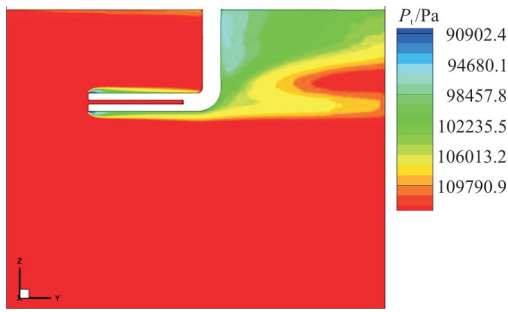
分析可知,临壁效应主要影响的是近壁面区域流场分布以及近壁面的测量值,在实际测量中不排除近壁测量的极端情况,故对临壁效应的研究十分有意义。

## 2.3 临壁效应对被测流场总压分布的影响

近壁距离  $c=3$  mm 和  $c=10$  mm 时  $x=0$  截面的 C 型总压探针附近总压分布云图如图 7 所示。



(a) 近壁距离为 3 mm



(b) 近壁距离为 10 mm

图 7 总压探针附近总压分布

Fig. 7 Total pressure distribution near the total pressure probe

从图 7 可以看出:总压探针上游总压分布较均匀,其对上游的总压分布影响较小,总压探针表面及下游分别出现低压区及尾迹区,其对下游的总压分布影响较大;随着近壁距离增大总压探针插入深度增大,尾迹沿  $z$  方向的宽度也相应增大。

为进一步对比分析不同近壁距离时的总压探针尾迹对下游的干扰情况,给出距离总压探针末端 30 mm 位置处的尾迹区总压损失系数沿计算域  $z$  轴(高度)方向的分布曲线,如图 8 所示,横坐标表示总压损失系数,纵坐标表示  $z$  轴高度,图例表示相对近壁距离  $c/d$  只取 1.5~5.5 范围。

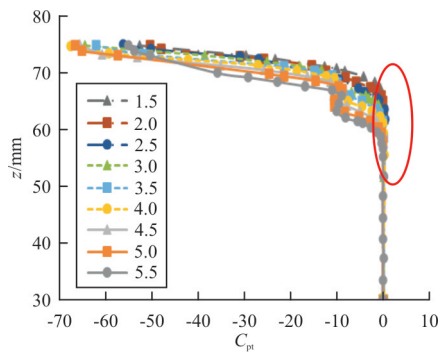


图 8 沿高度方向总压损失系数分布

Fig. 8 Distribution of total pressure loss coefficient along the height direction

从图 8 可以看出: $z < 55$  mm 时,总压损失系数曲线几乎与 0 重合,说明总压探针的尾迹对计算域中心区域的总压分布几乎无影响;当  $z > 55$  mm

时,随着总压探针近壁距离的不同,总压损失系数曲线呈现一定规律的变化趋势,相对近壁距离  $c/d$  越大总压损失曲线与 0 轴的分离点(图中画圈标明处)越早,说明总压探针与机匣近壁距离越大,支杆插入深度越大,沿  $z$  轴方向的尾迹宽度就越大,低压区造成的总压损失范围越大;随着近壁距离的增大,支杆长度越长,支杆与机匣壁面接触处的总压损失强度越大, $c/d$  为 1.5~5.5 时,总压损失强度从 50%增大到 70%;随着近壁距离增大,在总压损失系数达到 10%处曲线出现转折,主要原因是总压探针支杆长度增加,背部低压区分布较均匀,总压损失分布也相应较均匀,总压损失系数较接近。

### 2.4 临壁效应对流场流动均匀性的影响

计算域各截面示意图如图 9 所示,总压探针上游及下游各截取两个截面,总压探针测量段及支杆处各截取一个截面,根据截面所在位置分别用  $i1$ 、 $i2$ 、 $i3$ 、 $i4$ 、 $i5$ 、 $i6$  表示,如表 1 所示。

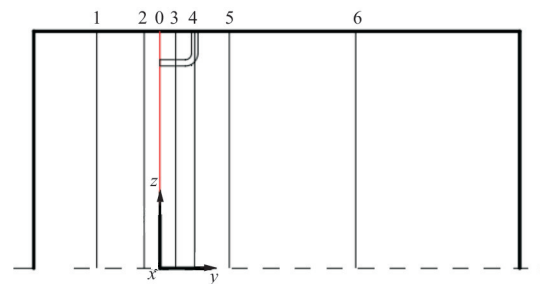


图 9 计算域截面示意图

Fig. 9 Schematic diagram of the section in calculation domain

表 1 各截面坐标定义

Table 1 Definition of each section coordinate

截面名称	截面位置/mm	截面名称	截面位置/mm
i1	$y = -20$	i4	$y = 13$
i2	$y = -5$	i5	$y = 20$
i3	$y = 5$	i6	$y = 60$

被测流场的流动均匀性变化如图 10 所示,横坐标表示各截面位置,纵坐标表示速度均匀度。

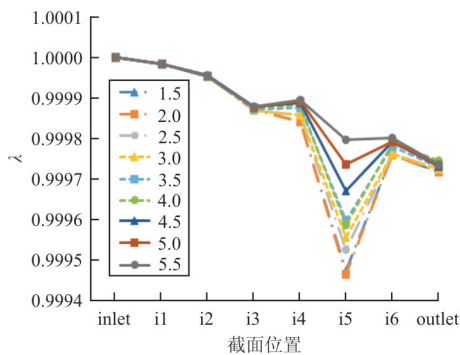


图 10 被测流场流动均匀性曲线

Fig. 10 Flow field uniformity curve of the measured flow field

从图 10 可以看出:从计算域进口至出口流动均匀性整体下降,说明被测流场内速度存在扰动;由于速度在到达总压探针入口截面时逐渐降低,从计算域进口至总压探针前端速度均匀度曲线呈下降趋势;总压探针附近出现低压区且靠近总压探针支杆后方处出现速度最小值,总压探针附近截面(如  $i_4 \sim i_5$ )速度均匀度最低;随着气流向下游流动,尾迹损失强度逐渐减小,直到沿程损失占主导作用,故下游速度均匀度曲线先增大后减小;随着总压探针与壁面相对距离由 5.5 到 1.5,两壁面间相互干扰的程度越大,总压探针附近处截面的速度均匀度减小 0.035%。

### 3 结 论

(1) 为了研究临壁效应单独对总压探针总压测量误差的影响,近壁距离须大于或近似等于附面层厚度,使得总压探针不受附面层效应的影响。已知附面层厚度为 1.3 mm,此时近壁距离越小,气流偏转角越大,临壁效应造成的总压测量误差越大,最小相对近壁距离  $c/d=1.25$  时总压测量误差最大,最大值小于 1%。为使单点总压探针获得较准确的总压测量值,布置时近壁距离应大于等于 3 倍支杆外径。

(2) 当总压探针头部形状不同时,临壁效应造成的总压测量误差不同,对半球形头部结构的总压探针影响最大,对带半锥角型总压探针影响最小,且随着总压探针支杆直径  $d$  越大影响越大。

(3) 当  $c/d$  减小时,总压探针前端气流偏转角

产生误差,总压探针上表面边界层厚度减小、下表面边界层厚度增大; $c/d$  为 1.5~5.5,随着支杆插入深度越深,沿高度方向的尾迹区宽度增加,总压探针末端 30 mm 处尾迹总压损失系数最大值从 50% 增大到 70%。

(4) 被测流场流动均匀性整体减小,靠近总压探针后方  $i_5$  截面处速度曲线下落幅度最大, $c/d$  从 5.5 到 1.5 时,速度均匀度减小 0.035%。

### 参考文献

- [1] 王洪伟,方剑,王治. 速度梯度对圆柱探针测量的影响及修正[J]. 航空动力学报, 2008(4): 712-717.  
WANG Hongwei, FANG Jian, WANG Zhi. Influence and correction of velocity gradient on measurement of cylindrical probes[J]. Journal of Aerospace Power, 2008(4): 712-717. (in Chinese)
- [2] 黎石竹,蔡小舒,徐呈泽,等. 四孔楔形气动探针标定与灵敏度分析[J]. 热力透平, 2013, 42(3): 161-164.  
LI Shizhu, CAI Xiaoshu, XU Chengze, et al. Calibration and sensitivity analysis of 4-hole wedge pneumatic probe [J]. Thermal Turbine, 2013, 42(3): 161-164. (in Chinese)
- [3] 刘锋,罗佳奇,蔡晋生. 基于粘性伴随方法的涡轮叶片二次流损失优化设计[J]. 航空工程进展, 2011, 2(1): 27-36.  
LIU Feng, LUO Jiaqi, CAI Jinsheng. Optimization design of turbine blade secondary flow loss based on viscosity adjoint method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(1): 27-36. (in Chinese)
- [4] LEPICOVSKY J. Effects of a rotating aerodynamic probe on the flow field of a compressor rotor; NASA/CR-2008-215215[R]. USA: NASA, 2008.
- [5] 向宏辉,任铭林,马宏伟,等. 叶型探针跨声速压气机性能影响的数值模拟[J]. 热能动力工程, 2011, 26(6): 645-650.  
XIANG Honghui, REN Minglin, MA Hongwei, et al. Numerical simulation analysis of the influence of a blade profile probe on the performance of a transonic compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy & Power, 2011, 26(6): 645-650. (in Chinese)
- [6] 孙志强,周子民,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(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 Actuator, 2007(3): 690-693. (in Chinese)
- [7] 林其勋,许都纯,刘松龄. 压力探针临壁效应的试验研究[J]. 航空动力学报, 1996(1): 57-59.

- LIN Qixun, XU Duchun, LIU Songling. Experimental investigation on the near wall effect of the pressure probe[J]. Journal of Aerospace Power, 1996(1): 57-59. (in Chinese)
- [8] 马宏伟, 蒋浩康. 速度梯度和近壁效应对压力探针测量误差的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997(4): 42-47.
- MA Hongwei, JIANG Haokang. Influence of velocity gradient and near wall effect on pressure probe measurement error[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1997(4): 42-47. (in Chinese)
- [9] BUBECK H, WACHTER J. Development and application of a high frequency wedge probe; ASME 87-GT-216[R]. USA: ASME, 1987.
- [10] HENEKA A, BUBECK H. Measuring errors of pneumatic multi-hole-probes[C]// AIAA 11th Fluid and Plasma Dynamics Conference. [S. l.]: AIAA, 2009: 1-9.
- [11] 张少锋, 陈玉春, 李夏鑫, 等. 基于涡轴发动机性能与尺寸重量的耦合评估方法[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2670-2678.
- ZHANG Shaofeng, CHEN Yuchun, LI Xiaxin, et al. A coupling assessment method based on turboshaft engine performance and size-weight[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(12): 2670-2678. (in Chinese)
- [12] 陈金华. 总压探针在超声速流场测量中的应用[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
- CHEN Jinhua. Application of total pressure probe in supersonic flow field measurement[D]. Beijing: Beihang University, 2013. (in Chinese)
- [13] 李坦, 靳世平, 黄素逸. 流场速度分布均匀性评价指标比较与应用研究[J]. 热力发电, 2013, 42(11): 60-63.
- LI Tan, JIN Shiping, HUANG Suyi. Comparison and application of evaluation indexes for flow field velocity distribution uniformity[J]. Thermal Power Generation, 2013, 42(11): 60-63. (in Chinese)
- [14] TAO H G, CHEN H X, XIE J L, et al. An alternative approach to quantifying fluid flow uniformity based on area-weighted average velocity and mass-weighted average velocity[J]. Energy & Buildings, 2012, 45(2): 116-123.
- [15] 余柯锋. 中小型航空发动机叶型稳态压力传感器设计及试验研究[J]. 电子测试, 2017(13): 16-17.
- YU Kefeng. Design and experimental study on the steady state pressure airfoil probe of medium and small aeroengine[J]. Electronic Test, 2017(13): 16-17. (in Chinese)

### 作者简介:

郑光华(1978—),男,博士,副教授。主要研究方向:涡轮叶片新型冷却、涡轮气动热力学。

王肖(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:内流通道参数测量、绿色航空技术。

郭林(1978—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:特种飞行器设计。

惠皇程(1993—),女,硕士研究生。主要研究方向:内流通道参数测量、绿色航空技术。

吕文召(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:涡轮叶片内冷通道流动换热。

(编辑:马文静)

### (上接第 255 页)

- [9] 贾配洋, 彭晓东, 周武根. 四旋翼无人机自主移动降落方法研究[J]. 计算机科学, 2017, 44(11): 520-523.
- JIA Peiyang, PENG Xiaodong, ZHOU Wugen. Research on autonomous landing of quad-rotor UAV[J]. Computer Science, 2017, 44(11): 520-523. (in Chinese)
- [10] 杜星, 冯建民, 贺谦. 全机结构试验起落架随动加载技术研究[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(2): 288-292.
- DU Xing, FENG Jianmin, HE Qian. Self-adaptable loading technique for undercarriage in full scale aircraft structure test[J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(2): 288-292. (in Chinese)
- [11] 王高利, 唐吉运. 全尺寸飞机结构试验约束点载荷误差分析及优化[J]. 工程与试验, 2014, 54(2): 42-45.
- WANG Gaoli, TANG Jiyun. Error analysis and optimization for constraint point load of full scale aircraft test[J]. Engineering and Test, 2014, 54(2): 42-45. (in Chinese)

### 作者简介:

王鑫涛(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构强度试验。

夏龙(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构强度试验。

刘兴科(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构强度试验。

(编辑:马文静)