

文章编号:1674-8190(2022)06-125-09

# 极低风速标定系统密闭室洞壁影响研究

周廷波<sup>1</sup>, 田永强<sup>2</sup>, 刘佳航<sup>2</sup>, 张正科<sup>2</sup>, 张国彪<sup>1</sup>, 郝忠祥<sup>2</sup>, 高超<sup>2</sup>

(1. 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, 绵阳 621000)

(2. 西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710072)

**摘要:** 探头运动式极低风速标定系统密闭室洞壁干扰及前端壁扰动反射都可能对密闭室流场产生影响, 从而影响标定精度。采用运动重叠网格技术, 用URANS方程数值模拟密闭室流场, 考察密闭室侧壁干扰、前端壁反射对流场和标定的影响。选择有洞壁和无洞壁情形计算密闭室流场, 比较两种情形下的速度场; 对于密闭室前端壁扰动反射问题, 选择有前端壁和无前端壁两种边界条件, 计算密闭室流场, 比较不同时刻两种情形下的速度场。结果表明: 洞壁干扰和前端壁反射引起的速度场偏差对标定的影响都在可接受范围内。

**关键词:** 极低风速; 标定系统; 密闭室; 洞壁干扰; 前端壁反射; 数值模拟

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.06.13

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Research on Sealed Chamber Wall Effects in an Extremely Low Wind Speed Calibration Facility

ZHOU Tingbo<sup>1</sup>, TIAN Yongqiang<sup>2</sup>, LIU Jiahang<sup>2</sup>, ZHANG Zhengke<sup>2</sup>,  
ZHANG Guobiao<sup>1</sup>, XI Zhongxiang<sup>2</sup>, GAO Chao<sup>2</sup>

(1. Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

(2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The side wall interference and disturbance reflection from the front end wall of a sealed chamber in an extremely low wind speed calibration facility operated by driving the probe in motion might have influence on the flow field inside the chamber, thus affecting the calibration accuracy. The moving overlapping grid technique is used in solving the URANS equations simulating the flow field in the chamber to investigate the effects of side-wall interference and the disturbance wave reflection from the front (upstream) end wall on the interior flow field and calibration. The flow fields in the cases with and without side walls are computed and compared. For the front end wall reflection of the strut rod disturbance, the boundary conditions with and without front end wall are used respectively in computing the flow field in the chamber, and the computed flow fields in the two cases are compared at several instants, respectively. The computed results show that the effects of velocity deviations caused by the wall interference and the front end wall reflection of disturbance on calibration accuracy are in an acceptable range.

**Key words:** extremely low wind speed; calibration facility; sealed chamber; wall interference; front end wall reflection; numerical simulation

收稿日期: 2021-10-08; 修回日期: 2022-01-22

通信作者: 张正科, zkzhang@nwpu.edu.cn

引用格式: 周廷波, 田永强, 刘佳航, 等. 极低风速标定系统密闭室洞壁影响研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 125-133.

ZHOU Tingbo, TIAN Yongqiang, LIU Jiahang, et al. Research on sealed chamber wall effects in an extremely low wind speed calibration facility[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 125-133. (in Chinese)

## 0 引言

对热线风速仪进行标定是其能准确测量风速的前提,所谓标定就是将风速仪探头放入一个具有标准速度的流场中,记录下已知速度与风速仪输出电信号之间的关系。产生标准风速的装置称为标定装置,标定装置有标定风洞(包括直流式、回流式和射流式)、层流管流等热线静止于流动中的模式,称为静态标定装置;也有热线探头在静止空气中运动的模式,称为动态标定模式<sup>[1-5]</sup>。

静态标定装置的流动速度是由总静压差来计算和控制的。在速度小于 1.0 m/s 的极低风速情况下,流动中的总静压差太小,很难准确测量,因而无法准确控制风速,影响热线标定精度。而空气静止、热线运动的动态标定装置,一般由机械装置提供热线探头相对于静止空气的运动,其速度控制精度高,可以提高标定精度。

本文研究所涉及的标定装置为动态标定装置,它是由电机带动热线支杆和热线在一个长方体密闭室内沿导轨运动形成热线与空气的相对运动,从而实现对热线标定的装置。

热线探头在密闭室运动所形成的流场与其在无边界静止大气中运动所形成的流场不同,此时存在的四个侧壁可能导致流场发生改变,比如速度大小、速度分布均匀性等,从而对标定精度产生影响。另一方面,当风速仪探头及支杆在密闭室运动时,密闭室存在两个端壁,支杆产生的扰动波可能在前端壁反射回来,从而对支杆上游的流动产生影响。如果引起不期望的干扰流动,会使支杆的运动速度不等于前方来流的速度,进而对标定精度产生影响。

以风洞作为类比,由于洞壁对流体的限制,存在洞壁对流场的干扰,其中一种干扰就是堵塞效应<sup>[6-8]</sup>。从风洞诞生至今,人们一直都在对洞壁干扰进行研究,也产生了很多修正方法<sup>[9-14]</sup>。不过热线探头和支杆在长方体密闭室运动的洞壁影响和风洞的洞壁干扰还是存在一定的差异。因为在风洞中,洞壁是静止的,气流整体流过风洞管道,所以在风洞四侧壁形成附面层,附面层位移会对气流产生效果上的挤压,对气流速度量值、横截面分布、流线方向都产生影响,形成洞壁干扰或堵塞效

应。而支杆带着热线探头在长方体密闭室内运动,如果在支杆上观察,就相当于空气和四侧壁以相同速度向着支杆流来,这样在其四侧壁就不存在附面层,从而不存在附面层引起的挤压效应,这方面的洞壁影响要比风洞小。一个细支杆在一个长的密闭室内运动的流体力学问题及其引发的四侧壁干扰,由于问题不具普遍性,所以鲜有研究。而风洞洞壁干扰的研究虽然广泛而透彻,却也只能勉强作为参考。真正要确切了解密闭室侧壁干扰的情形,还需要针对其本身特点进行研究。

如果将支杆在密闭室的运动转化为流体流动问题,那么它就变成一个两头都堵住的、有端壁的管道流动,但它由于速度极低,在流体力学中不典型、不突出,不具有普遍应用意义,在现实中很少引起研究者的注意,故未见有关于它的研究。但有实际应用价值的有端壁的管道或舱室流动也绝非完全没有,只是它们与一个细支杆在一个长密闭室的极低速运动构成的流动存在巨大差异,比如活塞发动机、爆轰、火箭发动机燃烧室、激波管等<sup>[15-17]</sup>。以活塞在气缸里的运动为例,气流没有一点缝隙可以逃逸,流过活塞必然被压缩,端壁的反射效应很大;而细支杆在长密闭室运动时,支杆周围有很大的空间足够气流流向后方,对气流的压缩就很小,又由于是速度小于 1.0 m/s 的极低速流动,压缩性就更小了,因此前端壁的反射效应就远远小于活塞运动情形。爆轰、火箭发动机燃烧室、激波管里的流动的端壁效应更大,不是细支杆在长密闭室内的极低速运动所能比拟的,二者存在数量级上的差异。要获得极低速情形密闭室前端壁反射的定量性影响,就需要直接对其本身流动进行研究。

对于标定装置密闭室侧壁干扰和前端壁反射影响,用实验手段进行研究在现实上存在很大的难度。但计算流体力学(CFD)经过几十年的发展,已经成功有效地应用到流体力学的各个领域,成为学术研究和工程设计的有力工具,本文采用 CFD 数值模拟方法对密闭室洞壁影响进行研究,为标定装置的设计提供理论支撑。本文研究所涉及的标定系统的运动速度控制设计指标为:风速范围 0.10~1.0 m/s,控制精度 $\pm 3\%$ 。

## 1 洞壁干扰问题

### 1.1 密闭室几何参数

考虑到运动加速、减速、两端安全距离余量及数据采集时间等因素,将密闭室长度选为9.4 m。考虑到装置的安放空间限制及制造成本,选择密闭室横截面尺寸为宽800 mm,高600 mm,密闭室内的热线支杆为横截面直径10 mm,长300 mm的细长圆柱杆(如图1所示)。

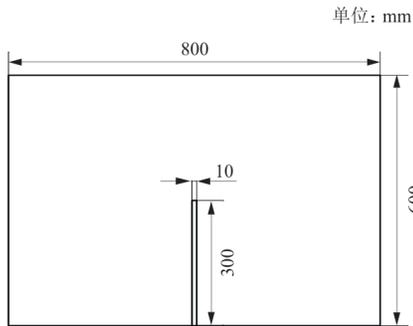


图1 密闭室横截面示意图

Fig. 1 Cross section of the sealed chamber

### 1.2 控制方程

如果将坐标系建立在支杆上,取设计速度最高值,远前方来流速度1 m/s。考虑到圆柱在有限长密闭室中的运动为非定常流动,采用URANS方法进行非定常计算,控制方程为三维不可压时平均N-S方程组

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u_i u_j}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\nu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}) + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'}) \quad (2)$$

式中:  $-\rho \overline{u_i' u_j'}$  为二阶相关项,又称为雷诺应力;  $\rho$  为压力值;  $u_i$  为  $i$  方向分速度;  $x_i$  为  $i$  方向坐标;  $i$  为1,2,3,  $j$  为1,2,3分别表示  $x, y, z$  三个直角坐标方向; 变量上方有“-”表示时均值; 变量上标有“'”者表示脉动量。

### 1.3 计算网格

由于密闭室是一个长方体,直接用笛卡尔直角坐标网格最合适。但因为里边有一个竖直圆柱

形支杆,并且它相对于密闭室的位置随着其运动一直在变化。如果采用分块结构网格,则每一个时间步都要生成一个网格,成本太高。故本文采用重叠网格技术。两个洞壁影响问题都是圆柱在有限长度密闭室内运动,均采用圆柱网格和密闭室笛卡尔背景网格相互动态重叠的运动重叠网格技术,对密闭室流场进行数值模拟。CFD数值模拟的几何模型为一长方体域(如图2所示),长方体长、宽、高分别为9.4,0.8,0.6 m,笛卡尔坐标系原点取在密闭室左端面底边的中点;  $x$  轴为支杆运动的水平方向;  $y$  轴在水平面,指向侧面;  $z$  轴竖直向上; 支杆的初始位置(图中竖直细线处)位于距密闭室左端面0.7 m处。

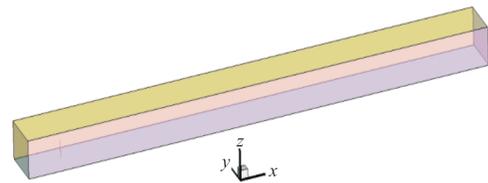
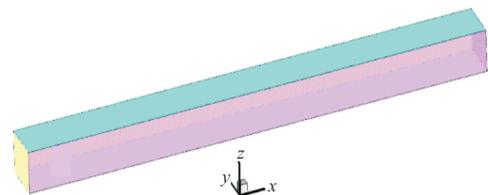


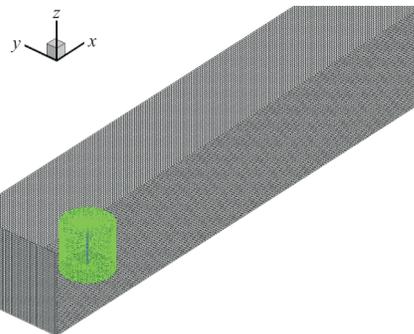
图2 几何模型

Fig. 2 Geometric model of the sealed chamber

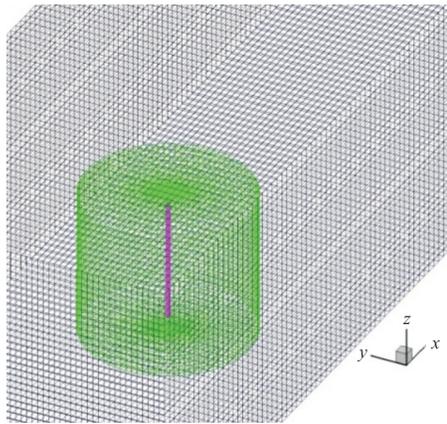
计算采用的网格如图3所示,图3(a)为整体网格,图3(b)为背景网格中的部件网格,图3(c)为部件网格局部放大。三维笛卡尔背景结构网格的网格数为1 000 905;支杆的O型部件网格的网格数为159 264,合并后的重叠网格数为1 160 619。



(a) 重叠网格整体



(b) 位于背景网格中的部件网格(含嵌套边界)



(c) 部件网格局部放大图

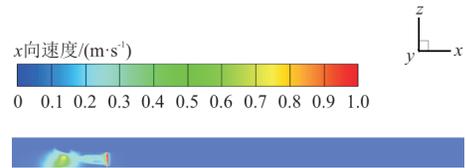
图 3 计算网格

Fig. 3 Grid for computations

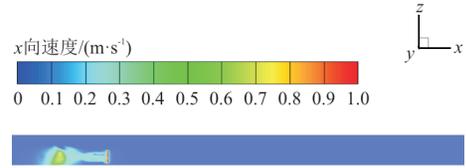
#### 1.4 流场计算

将重叠网格导入 Fluent 后,使用瞬态计算, Laminar 模型,设置背景网格为背景域,部件网格为运动域,并设置嵌套边界 Overset Interface<sup>[18]</sup>,利用 udf. c 文件编程定义内部部件网格的运动方式,即  $x$  方向速度,大小为  $1 \text{ m/s}$ 。圆柱支杆表面速度取圆柱运动速度,前后端壁采用无滑移边界条件。有壁面时,取四周壁面为无滑移壁面;无壁面时,取四周壁面为压力远场,分别对有无壁面两种情形的流场进行模拟。在 udf. c 文件的定义下,开始计算后,部件网格从距背景网格左端面  $0.7 \text{ m}$  处以  $1 \text{ m/s}$  的速度匀速直线运动至距右端面  $0.7 \text{ m}$  处。运动过程中,运动网格的边界为刚性运动,不发生变形。背景网格和运动网格通过界面(interface)或重叠区进行连接,计算过程中 Fluent 会自动对重叠区的网格进行网格之间的插值和信息传递。

支杆运动至  $x$  分别为  $2$ 、 $5$ 、 $8 \text{ m}$  三个不同位置时,有壁面和无壁面情形下过支杆中心线的垂直中心对称面( $y=0$  平面)上的  $x$  向速度云图如图 4~图 6 所示,可以看出:在支杆的运动过程中,有无壁面情形支杆上游空气速度看不出差别,二者都处于几乎静止的状态,说明洞壁的存在对支杆上游影响很小,支杆运动对上游影响也很小;两情形支杆尾迹区速度场也没有明显差别,起动涡在支杆运动过程中都随时间不断耗散。

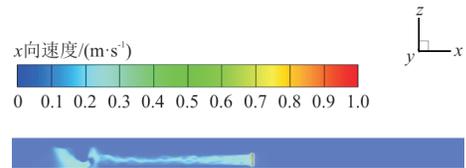


(a) 有壁面

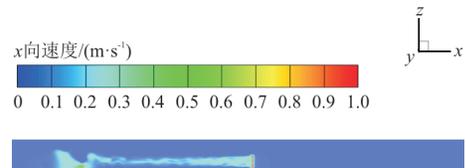


(b) 无壁面

图 4 支杆运动至  $x=2 \text{ m}$  处时垂直对称面  $x$  向速度云图  
Fig. 4 Velocity contours in central plane of symmetry at the moment when the support rod arrives at  $x=2 \text{ m}$

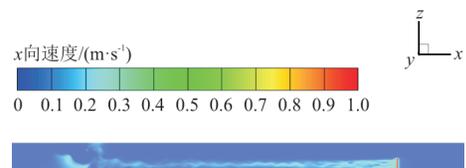


(a) 有壁面

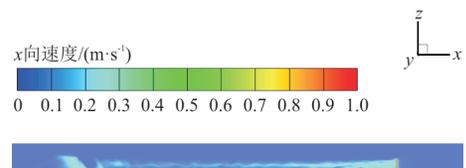


(b) 无壁面

图 5 支杆运动至  $x=5 \text{ m}$  处时垂直对称面  $x$  向速度云图  
Fig. 5 Velocity contours in central plane of symmetry at the moment when the support rod arrives at  $x=5 \text{ m}$



(a) 有壁面



(b) 无壁面

图 6 支杆运动至  $x=8 \text{ m}$  处时垂直对称面  $x$  向速度云图  
Fig. 6 Velocity contours in central plane of symmetry at the moment when the support rod arrives at  $x=8 \text{ m}$

速度云图给出了整个密闭室速度值的比较, 但当两种情形速度偏差很小时, 云图可能无法反映出来。而标定时对精度影响最大的应该是热线探头附近的流动, 尤其是支杆上游附近探头未来标定时运动轨迹(即支杆顶部中心点运动轨迹)线上的流动速度。支杆运动至  $x$  分别为 2、5、8 m 时, 热线探头运动轨迹线(过支杆顶端圆心的运动方向水平线)上有无壁面情形的速度分布比较如图 7~图 9 所示。

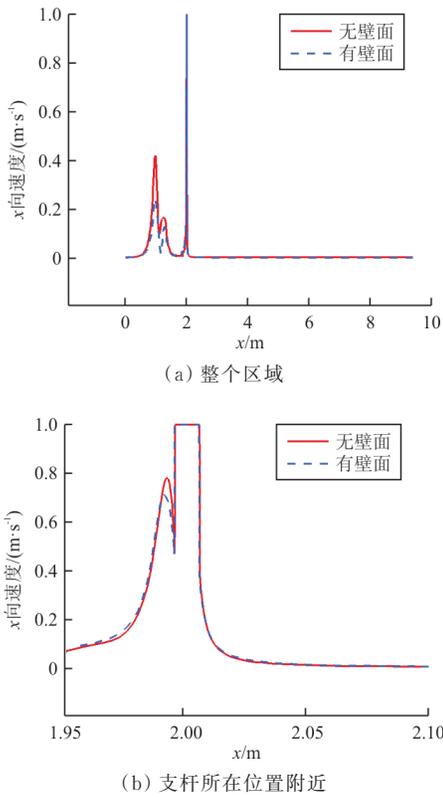


图 7 支杆运动至  $x=2$  m 时探头运动轨迹线上的  $x$  向速度比较  
Fig. 7 Comparison of  $x$ -velocity in the probe path line at the moment when the support rod arrives at  $x=2$  m

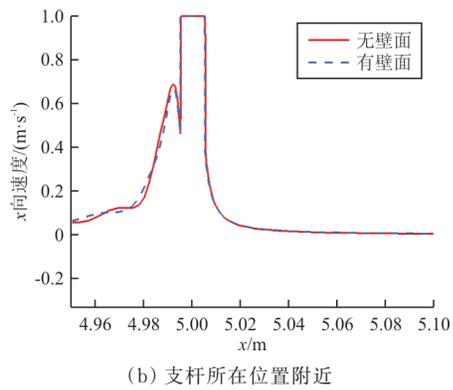
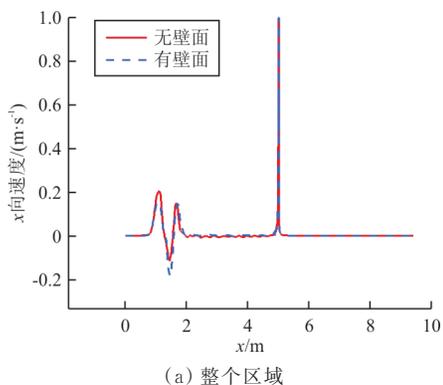


图 8 支杆运动至  $x=5$  m 时探头运动轨迹线上的  $x$  向速度比较  
Fig. 8 Comparison of  $x$ -velocity in the probe path line at the moment when the support rod arrives at  $x=5$  m

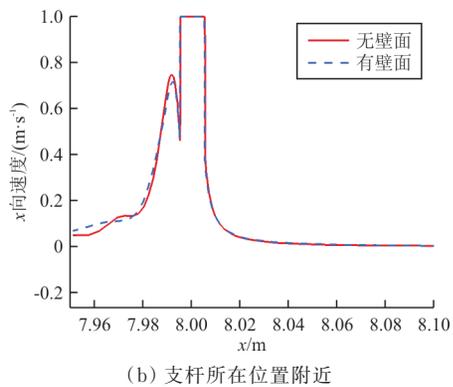
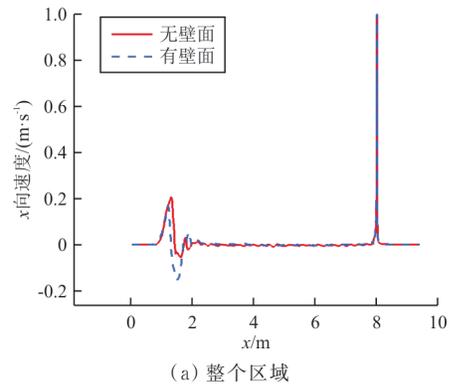


图 9 支杆运动至  $x=8$  m 时探头运动轨迹线上的  $x$  向速度比较  
Fig. 9 Comparison of  $x$ -velocity in the probe path line at the moment when the support rod arrives at  $x=8$  m

从图 7~图 9 可以看出: 速度曲线只在探头下游, 即支杆已经运动过后的尾迹区域存在一些差别, 在支杆的上游区域, 有壁面情形和无壁面情形的速度分布几乎相同。

在支杆运动到  $x$  分别为 2、5、8 m 三个位置时,

对支杆顶部圆心上游从距圆心 0.01 m (即支杆前缘前 5 mm 处) 至 0.30 m 范围  $x$  向速度进行统计, 求出有无壁面情形下  $x$  向速度差的最大值, 如表 1 所示。

表 1 支杆顶部上游有无壁面两种情形速度差  
Table 1 Velocity difference along the horizontal line through the top center of the support rod

$x/m$	$ \Delta V _{\max}/(m \cdot s^{-1})$	$( \Delta V _{\max}/V)/\%$
2	0.008 5	0.85
5	0.002 5	0.25
8	0.003 0	0.30

从表 1 可以看出: 由于洞壁存在而引起的  $x$  向速度最大差值均在 0.008 5 m/s 以下, 即 0.85% 以下, 满足  $\pm 3\%$  的设计指标, 可以认为洞壁存在造成的误差较小, 说明宽 800 mm, 高 600 mm 的密闭室横截面尺寸下洞壁干扰处于标定精度允许的范围内。

## 2 前端壁反射问题

由于密闭室前后端壁都是密封的, 当探头和支杆向前运动时, 探头和支杆产生的压力波传到前端壁, 又从前端壁反射回来时, 是否会对探头运动于其中的密闭室流场产生不良影响, 引起标定误差, 是密闭室设计需要考虑的一个问题。

此处采用与洞壁干扰问题同样的数值方法和计算网格进行计算。仍取支杆运动速度为 1 m/s, 圆柱支杆表面速度取圆柱运动速度, 四周壁面及与支杆初始位置相近的端壁设为无滑移壁面, 存在前端壁时设其为无滑移壁面, 无前端壁时设其为压力入口, 在有无前端壁两种边界条件下进行数值模拟, 并将其结果进行对比。支杆运动至  $x$  分别为 2、5、8 m 三个位置时, 有前端壁和无前端壁情形下  $y=0$  平面的  $x$  向速度云图如图 10~图 12 所示, 可以看出: 有无前端壁两种情况下, 在支杆的运动过程中, 流场速度云图看不出明显的差异。

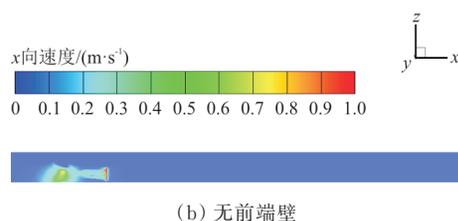
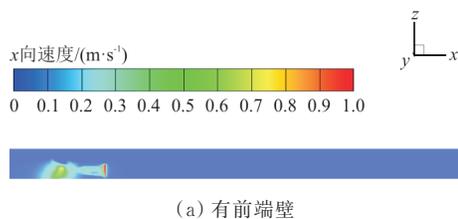


图 10 有无前端壁下支杆运动至  $x=2$  m 处时垂直对称面  $x$  向速度云图

Fig. 10 Velocity contours in central plane of symmetry at the moment when the support rod arrives at  $x=2$  m with or without front end wall

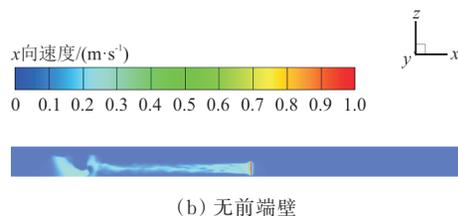
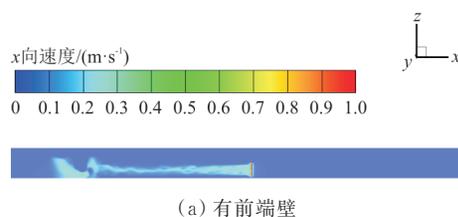


图 11 有无前端壁下支杆运动至  $x=5$  m 处时垂直对称面  $x$  向速度云图

Fig. 11 Velocity contours in central plane of symmetry at the moment when the support rod arrives at  $x=5$  m with or without front end wall

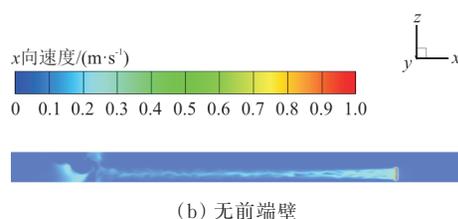
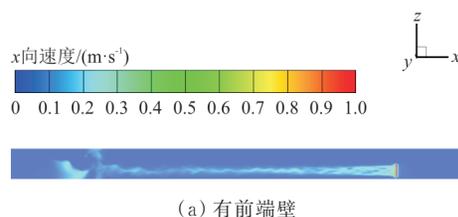


图 12 有无前端壁下支杆运动至  $x=8$  m 处时垂直对称面  $x$  向速度云图

Fig. 12 Velocity contours in central plane of symmetry at the moment when the support rod arrives at  $x=8$  m with or without front end wall

支杆运动至  $x$  分别为 2、5、8 m 三个位置时, 有前端壁和无前端壁情形下支杆顶端中心运动轨迹线上的  $x$  向速度分布对比如图 13~图 15 所示。

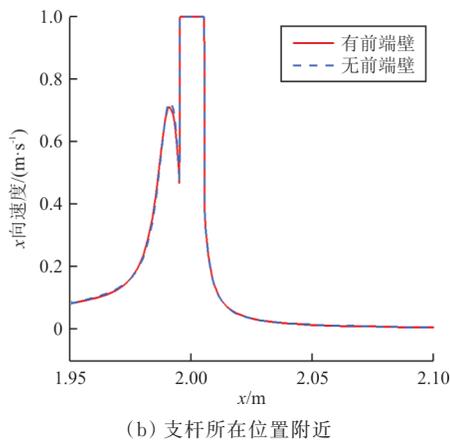
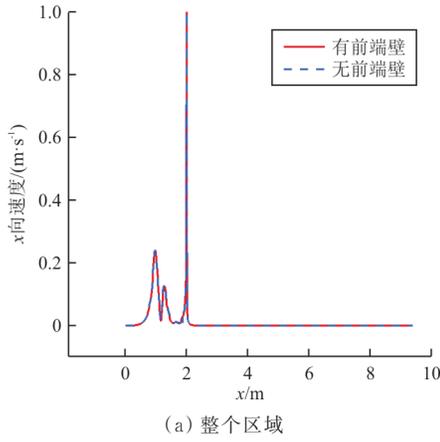


图 13 有前端壁下支杆运动至  $x=2$  m 时探头运动轨迹线上的  $x$  向速度比较  
Fig. 13 Comparison of  $x$ -velocity in the probe path line at the moment when the support rod arrives at  $x=2$  m with or without front end wall

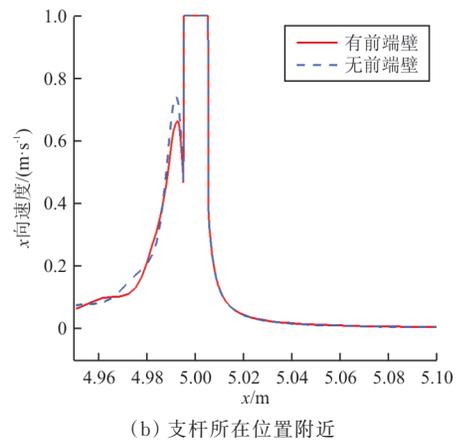
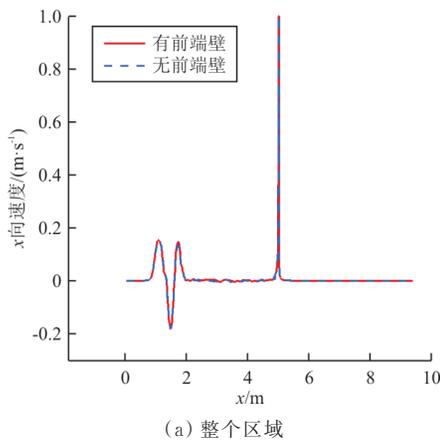


图 14 有前端壁下支杆运动至  $x=5$  m 时探头运动轨迹线上的  $x$  向速度比较  
Fig. 14 Comparison of  $x$ -velocity in the probe path line at the moment when the support rod arrives at  $x=5$  m with or without front end wall

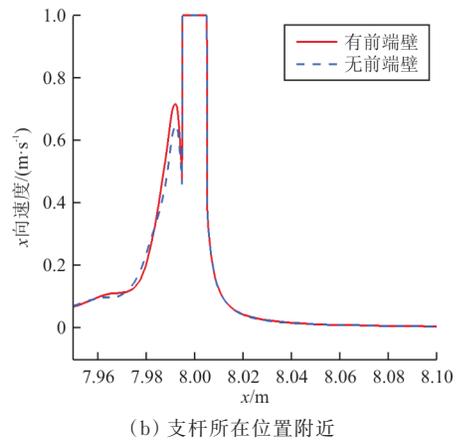
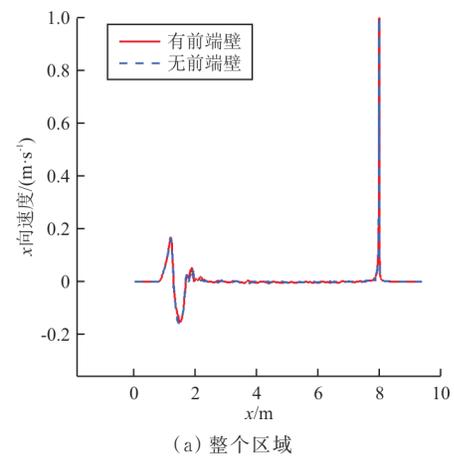


图 15 有前端壁下支杆运动至  $x=8$  m 时探头运动轨迹线上的  $x$  向速度比较  
Fig. 15 Comparison of  $x$ -velocity in the probe path line at the moment when the support rod arrives at  $x=8$  m with or without front end wall

从图 13~图 15 可以看出:两种情形下的速度分布曲线基本重合,尤其是在支杆的上游区域,两条曲线几乎完全重合,在支杆附近区域,两种情形下的速度曲线也很难看出差别,说明有前端壁和无前端壁情形时,过支杆顶端中心水平线上水平方向速度没有差别,即前端壁的存在对标定没有影响。

在支杆运动到  $x$  分别为 2、5、8 m 三个位置时,对支杆顶部圆心上游从距圆心 0.01 m (即支杆前缘前 5 mm 处)至 0.30 m 范围  $x$  向速度进行统计,求出有无前端壁情形下  $x$  向速度差的最大值,如表 2 所示。

表 2 支杆顶部上游有无前端壁两种情形速度差  
Table 2 Velocity difference along the horizontal line through the top center of the support rod

$x/m$	$ \Delta V _{\max}/(m \cdot s^{-1})$	$( \Delta V _{\max}/V)/\%$
2	0.001 0	0.10
5	0.001 1	0.11
8	0.001 1	0.11

从表 2 可以看出:前端壁存在引起的  $x$  向速度最大差值均在 0.001 1 m/s 以下,即 0.11% 以下,满足  $\pm 3\%$  设计指标要求,即前端壁的存在造成的误差可以忽略。

### 3 结 论

(1) 通过对比 CFD 模拟的有无四侧壁情形下的流场速度云图以及支杆顶端运动轨迹线上的  $x$  方向速度,可知设计方案选择的横截面尺寸的侧壁干扰影响所引起的速度偏差在标定精度允许的范围内。

(2) 对于密闭室前端壁反射影响,通过数值模拟对比了不同时刻有无前端壁情形下的密闭室流场速度云图与支杆顶端运动轨迹线上的  $x$  方向速度,发现两种情形的速度差值很小,说明密闭室前端壁的存在所引起的速度偏差对标定精度影响不大。

#### 参 考 文 献

- [1] 盛森芝,沈熊,舒玮. 流速测量技术[M]. 北京:北京大学出版社,1987.  
SHENG Senzhi, SHEN Xiong, SHU Wei. Flow velocity measurement technique [M]. Beijing: Peking University Press, 1987. (in Chinese)
- [2] 盛森芝,徐月亭,袁辉靖. 热线热膜流速计[M]. 北京:中国科学技术出版社,2003.  
SHENG Senzhi, XU Yueting, YUAN Huijing. Hot wire and hot film anemometers [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2003. (in Chinese)
- [3] BRUUN H H, FARRAR B, WATSON I. A swinging arm calibration method for low velocity hot-wire probe calibration [J]. Experiments in Fluids, 1989, 7: 400-404.
- [4] CHUA L P, LI H-S, ZHANG H. Calibration of hot wire for low speed measurements [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2000, 27(4): 507-516.
- [5] GUELLOUZ M S, TAVOULARIS S. A simple pendulum technique for the calibration of hot-wire anemometers over low-velocity ranges [J]. Experiments in Fluids, 1995, 18: 199-203.
- [6] 程厚梅. 风洞实验干扰与修正[M]. 北京:国防工业出版社,2003.  
CHENG Houmei. Wind tunnel experiment interference and correction [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [7] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社,2015.  
LI Zhoufu. Wind tunnel test manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015. (in Chinese)
- [8] 张轩铭,陈雪晴,李海燕. 风速计流速校准中的影响因素——阻塞效应[J]. 计测技术,2017,37(s1):214-216.  
ZHANG Xuanming, CHEN Xueqing, LI Haiyan. An influential factor in velocity calibration of anemometers—blocking effect [J]. Metrological and Measuring Technology, 2017, 37(s1): 214-216. (in Chinese)
- [9] TOLEDANO A, MORENCY F, WEISS J, et al. Study of the subsonic wall interference in stall of the NASA CRM at the NRC 1.5 m trisonic wind tunnel [C] // 33rd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Denver, Colorado, USA: AIAA, 2017: 4130.
- [10] GOULDING P W, TUPIS A R. Developing a semi-span wall interference correction capability in the national full-scale aerodynamics complex 40-by 80-foot wind tunnel [C] // 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Texas: AIAA, 2017: 776-785.
- [11] URA H, SHIGEMI M, HIROTANI T, et al. Wall interference correction method for Kevlar wall test section [J]. Journal of Aircraft, 2020, 57(5): 889-900.
- [12] 黄达,张文华. 非定常风洞洞壁干扰研究[J]. 空气动力学学报,2004,22(4):384-388.  
HUANG Da, ZHANG Wenhua. Investigation on unsteady wind-tunnel wall interference [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(4): 384-388. (in Chinese)
- [13] 许新,陈德华,程克明,等. 大展弦比飞机翼展洞壁干扰试验与分析[J]. 南京航空航天大学学报,2019,51(4):519-525.  
XU Xin, CHEN Dehua, CHENG Keming, et al. Experiment and analysis of wall interference of large aspect ratio air-

- plane with variable wing span[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 51(4): 519-525. (in Chinese)
- [14] 邹宏毅, 焦予秦, 柳伟兵. 翼型低速动态测压试验洞壁干扰修正方法研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 29-36. ZOU Hongyi, JIAO Yuqin, LIU Weibing. Investigations of wind tunnel wall correction methods for airfoil low-speed dynamic pressure measurement[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 29-36. (in Chinese)
- [15] PENG D, ZHENG C, GAN X, et al. Autoignition and detonation development from a hot spot inside a closed chamber: effects of end wall reflection[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2021, 38(4): 5905-5913.
- [16] STRAHLE W C, SHIVASHANKARA B N. Wall reflection effects in combustion generated noise[C]// 13th Aerospace Sciences Meeting. New York: AIAA, 1975: 127-138.
- [17] LAMNAOUER M, KASSAB A J, DIVO E, et al. Time-accurate simulation of shock propagation and reflection in an axi-symmetric shock tube[C]// 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2010: 926-939.
- [18] 胡坤, 顾中浩, 马海峰. ANSYS CFD 疑难问题实例详解[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2017.

HU Kun, GU Zhonghao, MA Haifeng. Detailed analysis of difficult problems in ANSYS CFD with examples[M]. Beijing: People's Posts and Telecommunications Press, 2017. (in Chinese)

#### 作者简介:

周廷波(1980—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:风洞气动设计与试验。

田永强(1990—),男,博士,工程师。主要研究方向:理论与实验空气动力学。

刘佳航(1995—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:流体力学,计算流体力学。

张正科(1961—),男,博士,教授。主要研究方向:计算流体力学,实验空气动力学。

张国彪(1962—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:风洞气动设计与试验。

郝忠祥(1938—),男,学士,教授。主要研究方向:实验空气动力学,风洞设计。

高超(1960—),男,博士,教授。主要研究方向:实验空气动力学,计算流体力学。

(编辑:马文静)

(上接第 115 页)

- dynamic inverse design of transonic configuration based on discrete adjoint method [J]. Aeronautical Computing Technique, 2019, 49(3): 56-59. (in Chinese)
- [24] 余永刚, 周铸, 黄江涛, 等. 单通道客机气动标模 CHN-T1 设计 [J]. 空气动力学学报, 2018, 36(3): 505-513. YU Yonggang, ZHOU Zhu, HUANG Jiangtao, et al. Aerodynamic design of a standard model CHN-T1 for single-aisle passenger aircraft [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(3): 505-513. (in Chinese)
- [25] 张耀冰, 唐静, 陈江涛, 等. 基于非结构混合网格的 CHN-T1 标模气动特性预测 [J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 262-271. ZHANG Yaobing, TANG Jing, CHEN Jiangtao, et al. Aerodynamic characteristics prediction of CHN-T1 standard model with unstructured grid [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(2): 262-271. (in Chinese)
- [26] 李强, 刘大伟, 许新, 等. CHN-T1 标模 2.4 米风洞气动特性试验研究 [J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 337-344. LI Qiang, LIU Dawei, XU Xin, et al. Experimental study

of aerodynamic characteristics of CHN-T1 standard model in 2.4 m transonic wind tunnel [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(2): 337-344. (in Chinese)

#### 作者简介:

陈立立(1990—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器气动布局设计与优化。

钟世东(1983—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计与优化。

黄江涛(1982—),男,博士,研究员。主要研究方向:飞行器气动设计与多学科优化。

陈宪(1989—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器气动设计与优化。

余龙舟(1988—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器隐身设计。

王崧曷(1989—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器气动布局设计与优化。

(编辑:丛艳娟)