

涡流发生器对 3/4 汽车模型风洞流场品质的影响

贾青, 吴桐, 杨志刚

(同济大学, 上海市同济大学地面交通工具风洞中心, 上海 201804)

摘要: 采用数值计算的方法对 3/4 开口回流式汽车风洞喷口处的涡流发生器进行了研究. 对比研究了三种不同片数的涡流发生器对流场品质的影响. 首先采用定常雷诺时均纳维-斯托克斯方程求解了流场的定常特性, 接着采用大涡模拟 (LES) 方法对流场的非定常特性进行了研究. 并就两种计算方法给予了相应的试验验证. 对比计算结果得到涡流发生器可以在一定程度上提高流场均与性, 尤其是三片式涡流发生器的工况能较好地拓宽风洞测试区的高流速区域的范围, 降低测试区的静压梯度, 减小试验段内的湍流度和剪切层内的湍流度, 延长测试段内低湍流区的长度, 分散流场内的脉动能量, 降低低频颤振敏感频率区的能量聚集.

关键词: 汽车风洞; 涡流发生器; 试验段; 均与性; 湍流度
中图分类号: U467.1 **文献标志码:** A

Effect of Vortex Generator to Flow Field Quality in 3/4 Open Jet Automotive Wind Tunnel

JIA Qing, WU Tong, YANG Zhigang

(Shanghai Automotive Wind Tunnel Center, Tongji University, Shanghai 201804, China)

Abstract: Computational fluid dynamics (CFD) method was applied to studying the vortex generator effects toward 3/4 open jet automotive wind tunnel. Three vortex generators with varied plate numbers were studied separately. Firstly, the steady Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) method was adopted to get the steady characteristics of the flow field. Then the large eddy simulation (LES) method was used to get the unsteady characteristics of the flow field. The corresponding tests were carried out to validate the simulation methods. A comparison of the simulation results show that with the vortex generators especially the generator with three plates, the uniformity inside the flow field increases. The test section range with high-speed flow is enlarged. The static pressure gradient in the axial direction is reduced and the turbulence intensity inside test section and prism layer is

reduced, too. The length of test section with low turbulence intensity is extended. The turbulence energy inside flow is dispersed. The energy is minimized within the frequency range sensitive to the buffeting phenomenon.

Key words: automotive wind tunnel; vortex generator; test section; uniformity; turbulence intensity

传统的航空风洞通常都是闭口式风洞, 汽车风洞通常采用开口式风洞. 该类风洞的特点是, 气流会在喷口边缘处形成具有较大脉动量的射流剪切层. 射流剪切层所围内部区域通常称为射流核心区, 该处气流较为均匀, 具有较低的湍流度, 是模型的测试区域. 通过以往的研究^[1-3]得到喷口处的射流是典型的非定常气流具有较大脉动量, 而具有较大脉动量的射流剪切层撞到收集口后, 部分气流以压缩波的形式从收集口上或两侧返回喷口, 激发新的大涡旋产生, 又会增强流场内的湍流度, 因此喷口射流是造成试验段内气流脉动的主要原因, 该脉动量会直接影响到测试段内的流场品质. 要降低试验段流场内的脉动量, 关键在于如何优化喷口处的射流结构, 降低其对于测试段内流场的非定常干扰.

低速开口回流式风洞中存在一个典型现象即试验段的低频振动^[4]. 由于在全尺寸风洞中发生该现象的频率范围主要在 20 Hz 以下, 因而称之为低频颤振. 从声振角度来讲, 该现象是由于风洞结构本身的声振频率与流场压力扰动频率一致时发生共振, 或者流场内部之间存在着耦合因素互相作用形成的, 该现象不仅会对测试造成一定干扰还会在一定程度上对设备结构的稳定性造成威胁, 因此应尽量使速度脉动频率避开低频振动的固有频率.

本文基于以往试验段内流场流动研究^[2-3]的基础, 通过加装涡流发生器的方式对喷口结构进行改进, 采用数值模拟的方法对涡流发生器的作用进行

收稿日期: 2013-08-13

基金项目: 上海市科学技术委员会重点实验室项目(11DZ2260400)

第一作者: 贾青(1979—), 女, 工学博士, 讲师, 主要研究方向为空气动力学. E-mail: qing.jia@sawtc.com

了研究,为全尺寸汽车风洞的改进提供依据。

1 数值计算

首先以上海市地面交通工具风洞中心全尺寸 3/4 开口回流式低速汽车风洞的 1:15 的模型风洞为依据,建立了包括收缩段、喷口、压力平衡口、试验段、收集口、扩散段及扩散段延长段的数值模型如图 1 所示,其中喷口面积尺寸(宽×高)为 433 mm×283 mm,试验段尺寸(长×宽×高)为 1 517 mm×1 185 mm×818 mm。

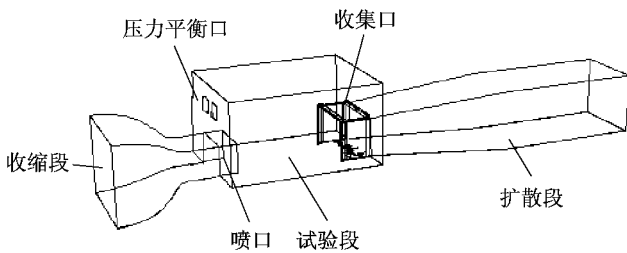
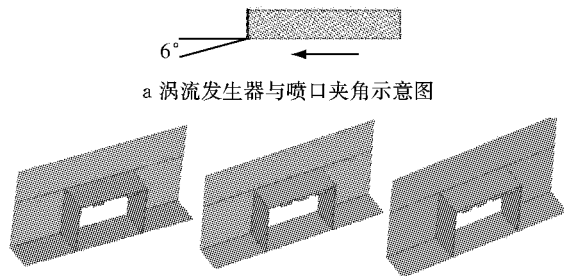


图 1 模型风洞示意图

Fig.1 Schematic of model wind tunnel

然后在喷口处上侧水平板上加入了涡流发生器,其尺寸(长×宽×高)为 75 mm×15 mm×5 mm。每个发生器与水平方向夹角为 6°^[5],如图 2a 所示,为了详细对比不同数量的涡流发生器对流场产生的不同影响,共采用两片式,三片式和四片式三种不同数量的涡流发生器进行研究,涡流发生器均采用等间距布置形式,如图 2b 所示:为简化描述分别定义无涡流发生器、有两个涡流发生器、3 个涡流发生器和 4 个涡流发生器的工况为工况 1、2、3、4。



b 涡流发生器布置形式

图 2 涡流发生器

Fig.2 Vertex generator

本文所有算例均采用混合型网格,并且在试验段地面处、喷口处和收集口处生成边界层,在射流剪切层处相同的位置进行了网格局部加密,保证所有算例网格基本一致,最终体网格数量约为 1 045 万。

计算首先采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型,收缩段入口设为 $4.16 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 的带有 1%湍流度的速度入口条

件^[6];出口为大气压力出口条件,压力平衡口设为进口通风条件,壁面均设为静止壁面。

接着在定常二阶计算结果的基础上,采用大涡模拟(large eddy simulation, LES)方法,进行了非定常的计算.计算采用动态 Smagorinsky 亚格子模型,将非定常迭代时间步大小设置为 0.000 5 s,对每个工况的算例都进行了物理时间 1 s 的采样计算。

2 试验验证

2.1 定常计算试验验证

为保证此次数值计算结果的真实可靠性,首先以工况 1 为例,对定常数值计算结果进行了模型风洞试验验证.选取流动方向为 X 方向,宽度方向为 Y 向,在 Y=0 mm 处的中截面上分别选取 X 为 50、350、650 mm 三个位置设置测点,如图 3 所示,对比计算和试验所得流动方向平均速度,结果如图 4 所示。

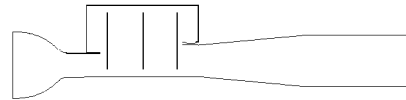
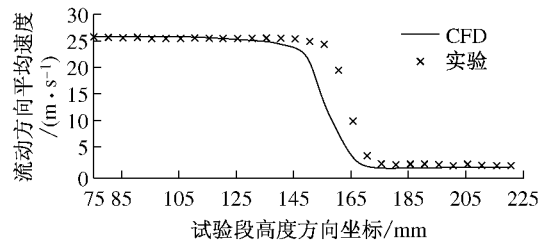
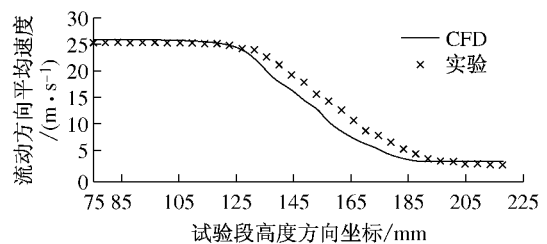


图 3 测点位置

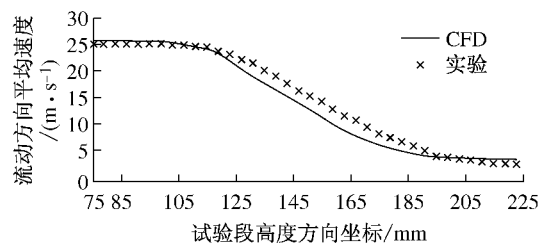
Fig.3 Measuring points layout



a X=50 mm



b X=350 mm



c X=650 mm

图 4 试验计算速度对比图

Fig.4 Velocity comparison between test and simulation

从图 4 中的各图中看到,计算结果和试验结果得出的流动方向速度在沿 Z 方向变化趋势相同,由于试验设备等因素存在少量误差,但在可接受范围内,因此从对比结果可得出,本文采用的定常数值计算方法是可靠可行的。

2.2 非定常计算试验验证

为了验证本次非定常计算的可靠性与准确性,本文根据 LES 计算所得的统计平均量做出与试验相对应的湍流强度(量纲一)曲线进行对比,如图 5 所示,以此进行对比验证。测点选择如图 3 所示。

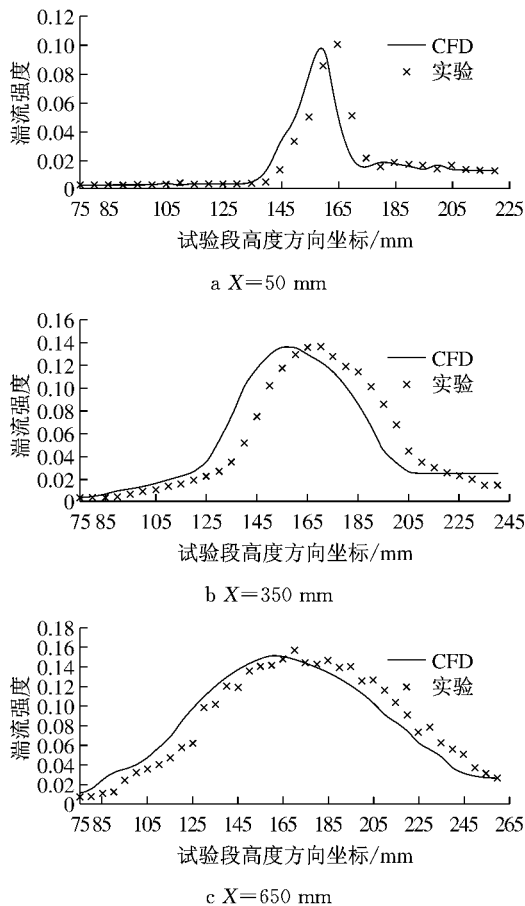


图 5 试验计算湍流强度对比图

Fig.5 Turbulence intensity comparison between test and simulation

从图 5 中看到,计算结果和试验结果得出的流动方向速度湍流强度在沿 Z 方向变化趋势相同,尽管计算结果略微向左偏移,但仍然较好地反映出了湍流强度的真实分布情况。因此从对比结果可得出,本文采用的非定常数值计算方法得出的计算结果和试验结果较为吻合,文中的非定常数值计算方法是可靠可行的。

本文对所有算例都采用此计算方法进行了计算,得到相应的定常及非定常数值计算结果。

3 结果分析与讨论

对于风洞试验,测试段内的流场品质将直接影响到测试结果的精度,因此风洞测试段内流场品质要求具有高的均匀性和低的湍流度。

3.1 流场均匀性分析

首先分析测试段内流场的均匀性。这里选取三面 $Y=0\text{ mm}$ 、 $Z=0\text{ mm}$ 和 $X=500\text{ mm}$ 的交点位置为基准点,给出风洞测试段两个方向静压梯度对比图,其中测点位置如图 6 所示,静压梯度对比图如图 7 所示,图中,gr0, gr2, gr3, gr4 表示 4 种扰流形式。静压梯度 C_{ps} 的表达式如下:

$$C_{ps} = \frac{P_s - P_{0s}}{P_{0d}} \quad (1)$$

式中: P_s 为静压力; P_{0s} 为基准点的静压力; P_{0d} 为基准点的动压力。

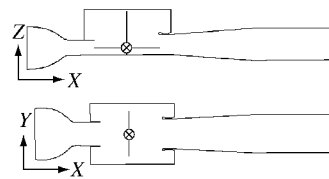


图 6 静压梯度测点位置

Fig.6 Static pressure gradient measuring points layout

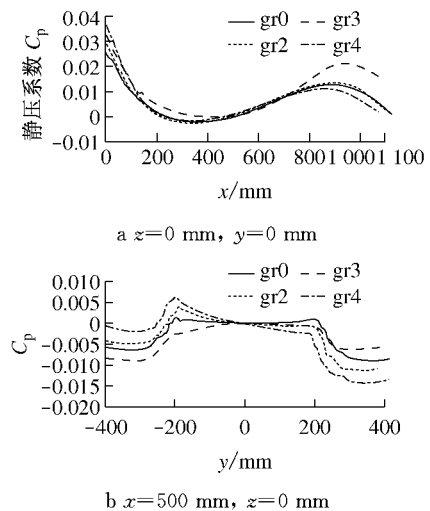


图 7 静压梯度对比图

Fig.7 Comparison of static pressure gradients

首先对比分析轴向静压梯度,如图 7a,试验段内的轴向静压梯度变化越小,压强分布越接近真实情况,流场越均匀。观察轴向压力系数的总体发展趋势,从喷口到测试段中心位置,静压系数不断减小,在测试段中心位置,即从 $X=200\text{ mm}$ 至 $X=600\text{ mm}$ 处静压系数较小并且变化较平缓,此处流场品

质较好,是汽车的测试区.随着气流向后发展,静压系数不断升高,这是由于在高度方向上,喷口和收集口之间具有高度差,所以在主流区外侧形成一个很大的涡旋,有一部分涡旋的末端进入到收集口内,造成收集口入口处气流速度下降,静压系数升高.4种工况下,可以看到在喷口平面,即 $X=0$ mm处,静压系数随着涡流发生器的减少而减小.这是由于涡流发生器将原本动能很高的气流打散成耗散动能的小涡系,导致此处静压上升.在测试段中心位置从 $X=200$ mm至 $X=600$ mm,工况3的静压系数变化较其他三种工况更为平缓,说明工况3能在测试段中心测试区得到更为均匀的流场.

接着对比分析4种工况宽度方向的静压梯度变化,如图7b所示.可以看到在射流主流区内,即 $Y=$

-200 mm到 $Y=200$ mm的范围内,静压系数曲线最平缓的为没有设置涡流发生器的工况1.其他三个工况都在一定程度上使得射流主流区在宽度方向出现了压力梯度.这是由于涡流发生器的安置改变了原来的流场轴向对称分布的状态,相比而言工况3横向压力梯度相对较小.

接下来直观地给出水平截面 $Z=0$ mm和 $Z=140$ mm截面处的速度云图,如图8和图9所示.首先看 $Z=0$ mm的截面,可以观察到工况3的射流主流区内,剪切层向内扩张幅度最小,高速核心区的气流宽度范围较其他三个工况大,能提供更大范围的均匀流场.但工况3中高速核心区气流的发展长度最小.对比测试段内天平位置处的射流等速区宽度,工况3比工况1增加了0.04 m.

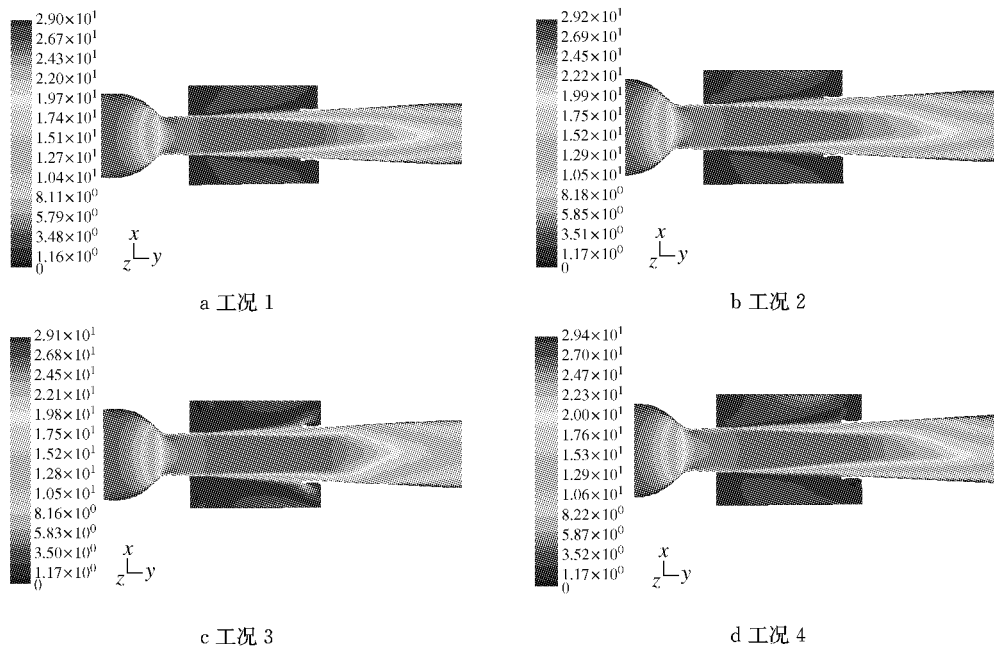


图8 $Z=0$ mm截面速度云图

Fig.8 Velocity contour, $Z=0$ mm

$Z=140$ mm截面处位于喷口上缘的射流剪切层内,此截面能更好地观察涡流发生器对剪切层内气流发展的影响.可以看到由于涡流发生器的存在,射流形态在喷出喷口时就发生了改变,将一个大尺寸喷口射流分割成几个小尺寸射流,拓宽了射流剪切层在宽度方向上的尺度,使得高速区的范围增加,同时由于能量均分,使得测试段边界处的速度值下降,与流场外的静止流体之间的能量转换变得平稳,但也导致高速区在测试段流向方向上发展距离缩减.然而当涡流发生器数量太多,如工况4,效果反而不好,可知工况3,即有三片涡流发生器时效果较好.

3.2 流场湍流强度分析

首先比较 $Y=0$ mm平面上4种工况下的湍动

能变化情况,如图10所示.

在此截面上脉动量主要分布在射流剪切层内和试验段上部的主流区外.通过对比发现在此截面上,工况3中射流剪切层内的湍动能较其他三个工况小,并且试验段上部具有较高脉动量的区域向后移,这些都有利于提高测试段内的测试精度.

接着给出水平截面 $Z=0$ mm和 $Z=140$ mm上的湍动能云图,如图11—12所示.首先看 $Z=0$ mm的湍动能云图,可以发现工况3的射流剪切层内脉动量呈现出最小的状态,并且射流主流区内脉动量低的流场宽度区域要大于其他三种工况,有利于提高测试段的流场品质.

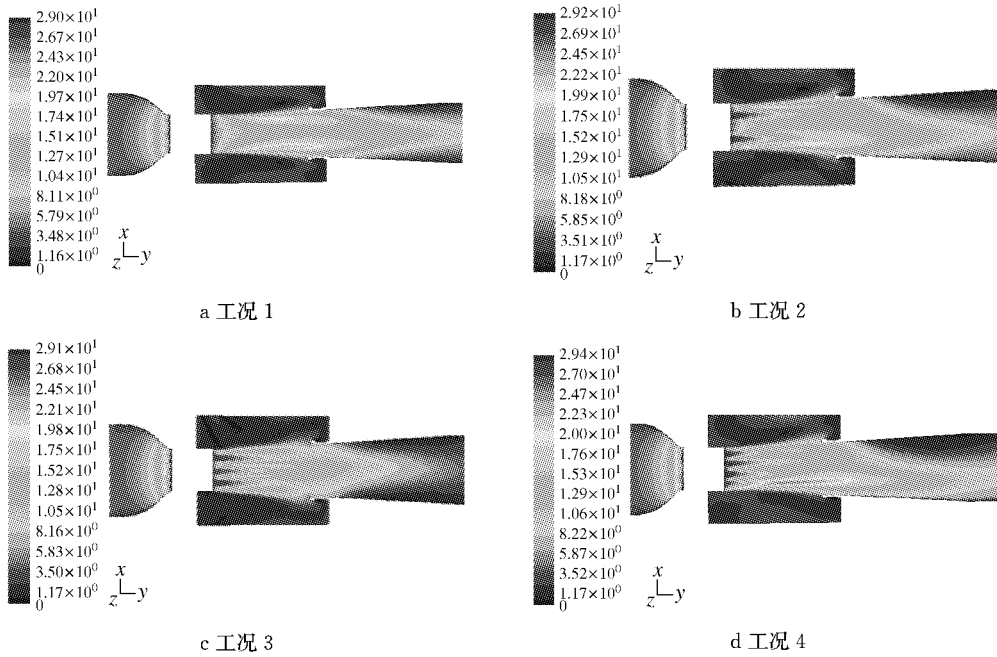


图 9 Z = 140 mm 截面速度云图
 Fig.9 Velocity contour, Z = 140 mm

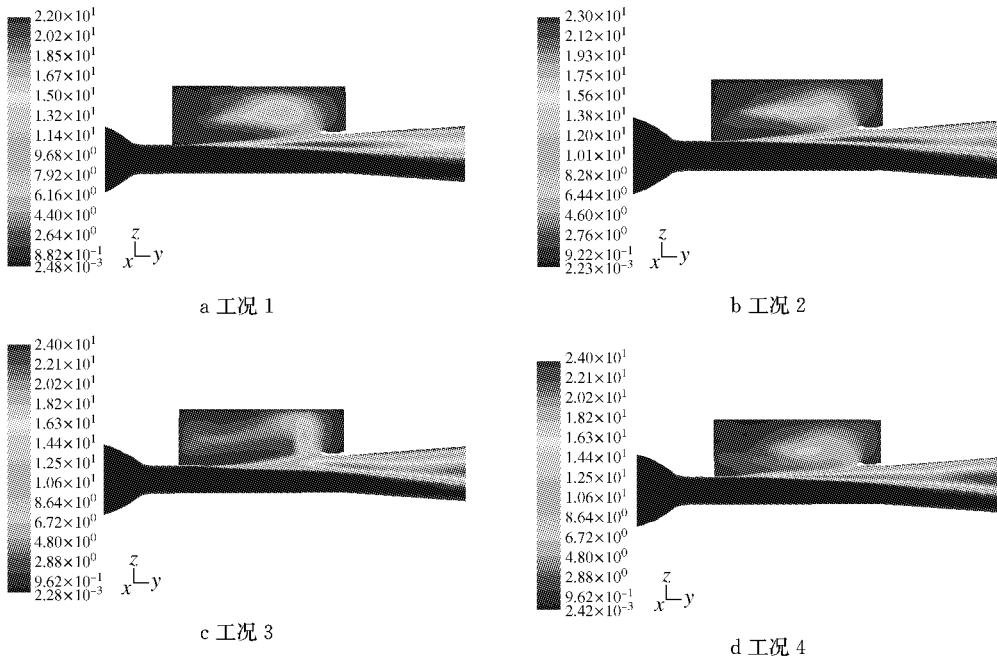


图 10 Y = 0 mm 湍动能云图
 Fig.10 Turbulence kinetic energy contour, Y = 0 mm

由图 12, Z=140 mm 截面上的湍动能云图可以看到,在工况 1 中没有涡流发生器的情况下,在喷口出口处即形成较大涡系,随着射流剪切层向下游发展,涡系也随之增长,脉动量加大,以至于测试段中下游存在较大脉动量的区域.在增加了涡流发生器后,在喷口处大的涡系即被打散成小涡系,致使能量尽快耗散,降低中下游的湍动能.在工况 3 和工况 4

中,这种降低湍动能的影响较为明显.

3.3 压力脉动频谱分析

作为 3/4 开口式风洞所特有的低频颤振现象不容忽视^[7],它不仅影响测试精度而且会对设备造成损害,而它的产生与试验段内气流的发展特性尤其是非定常特性是密切相关的,本文研究的涡流发生器意在通过改变喷口射流结构来达到优化流场品质

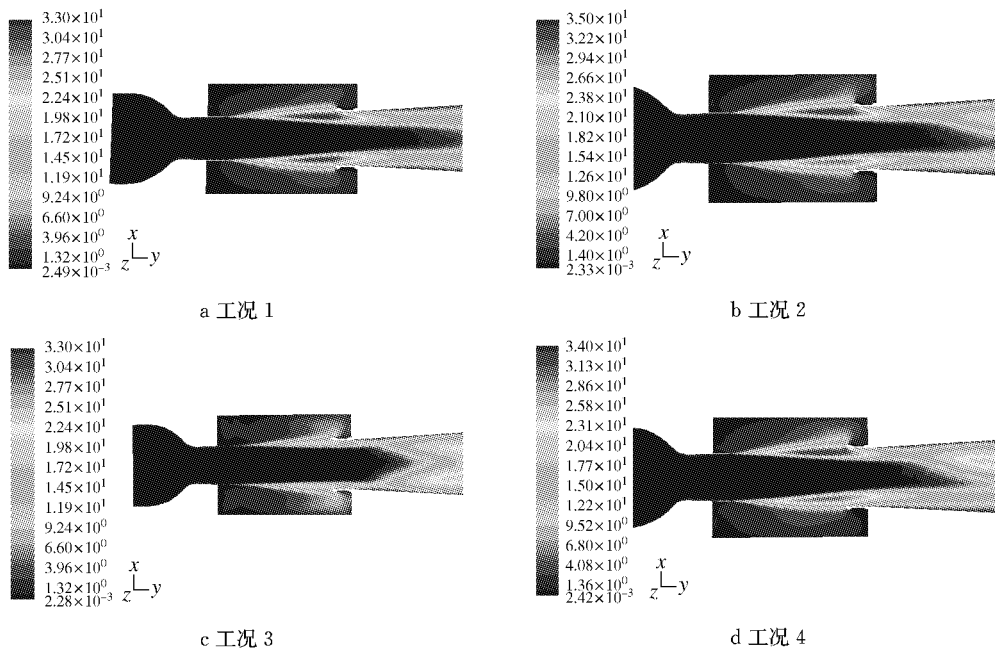


图 11 $Z=0\text{ mm}$ 湍动能云图

Fig.11 Turbulence kinetic energy contour, $Z=0\text{ mm}$

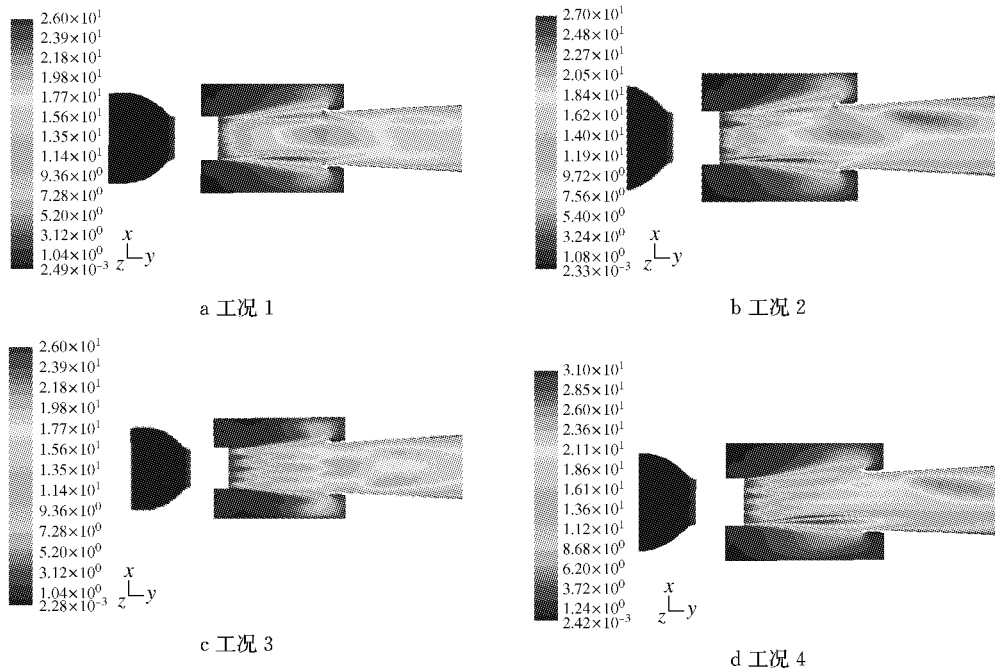


图 12 $Z=140\text{ mm}$ 湍动能云图

Fig.12 Turbulence kinetic energy contour, $Z=140\text{ mm}$

的目的,而喷口射流是试验段气流非定常性的来源,因此需要考虑该结构是否会对低频颤振产生不良影响.

这里用压力脉动量的频谱特性进行定量分析,计算过程中,在风洞试验段剪切层内从喷口到收集口设置了 10 个监测点,如图 13 所示.在计算中记录了每个测点的压强随时间的变化数据,然后根据以

往研究^[2-3]选取能充分展示试验段内脉动频率的 E 点作为分析测点,做出各种工况下该点脉动压力的自功率频谱特性图,如图 14 所示,分析比较其速度脉动量的分布情况.图中, $e_0, e_2 \sim e_4$ 分别表示无扰流器, 1~3 个扰流器情况,即分别对应 4 种工况.其中 E 点位于 $Y=0$ 平面上且靠近收集口的上边缘.

根据以往研究^[3], 20 和 43 Hz 是低频颤振的敏

感频率,而通过图 14 可以看到,加入涡流发生器之后,峰值增多但每个峰值的量级减小,说明能量分布到了更广泛的区域,说明不会加剧低频颤振现象,尤其可以看到工况 3 的情况下,峰值削减的更为明显,反而有利于减弱低频颤振的敏感频率区的能量聚集.因此工况 3 中的涡流发生器可以有效地减小气流在靠近收集口处的压力脉动冲击碰撞,有效地控制收集口对低频颤振的影响.

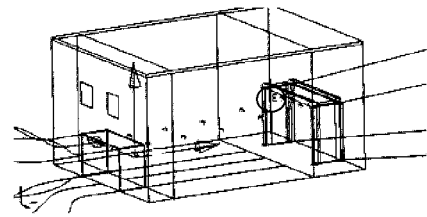
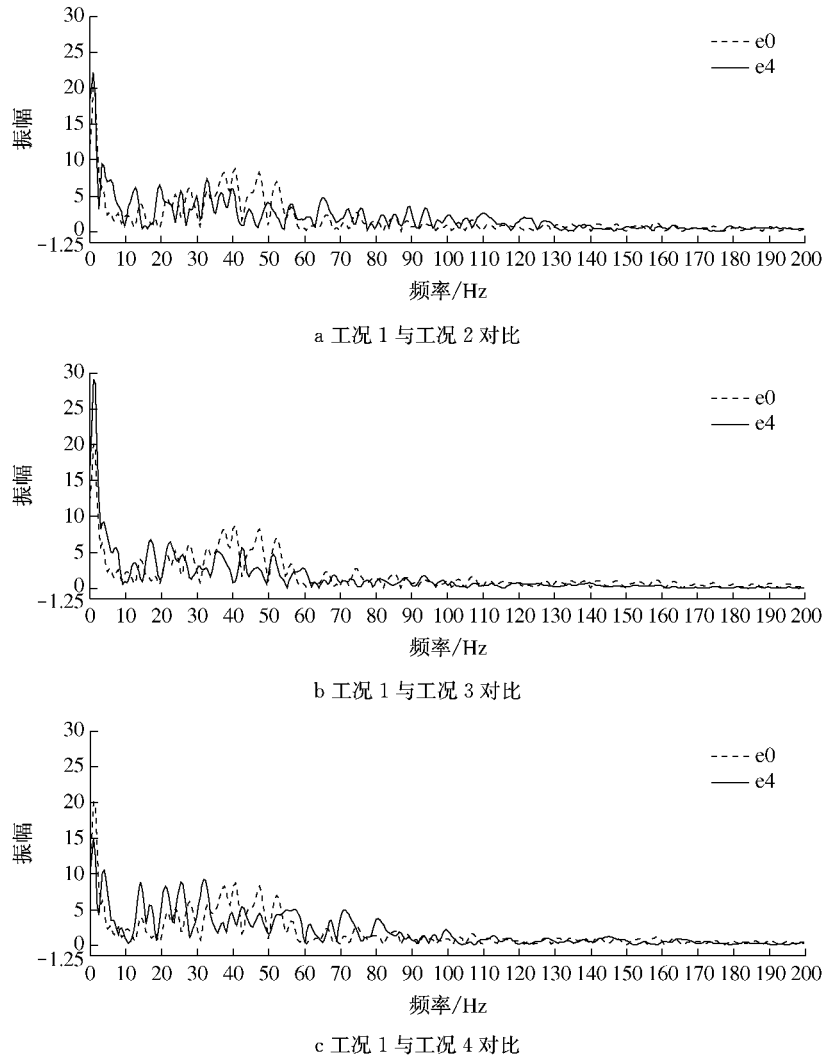


图 13 测点位置图

Fig. 13 Measuring points layout

图 14 E 点脉动压力的自功率频谱特征图Fig. 14 Pressure frequency spectrum of Point E

4 结论

本文用数值计算的方法,结合一定试验验证,对喷口涡流发生器展开了研究,分别从定常和非定常两方面分析了不同片数的涡流发生器对于风洞试验段内流场品质的影响,并对涡流发生器对 3/4 开口式风洞所特有的低频颤振现象的影响进行了分析,得到结论如下:

(1) 加入涡流发生器后,风洞测试段内流场的轴向静压梯度得到改善,尤其是涡流发生器片数为三片的工况,测试区内的静压梯度得到明显改善.横向静压梯度在加入涡流发生器后变得更大,但三片涡流发生器对其影响相对最小;同时发现三片涡流发生器的情况能拓宽测试区横向高速区的范围,并且缩小测试区内流体速度差,使得测试区均匀性变好.

(下转第 975 页)