

开口回流式整车风洞风机尾流的流动控制

姜祖啸^{1,2,3}, 张立军^{1,2}, 范显萍³

(1. 同济大学汽车学院, 上海 201804; 2. 上海市地面交通工具空气动力学与热环境模拟重点实验室, 上海 201804;

3. 上汽大众汽车有限公司, 上海 201805)

摘要: 对风洞风机尾流进行流动控制, 可以提高风机效率、优化流场品质, 因此对于回流式风洞必须使用全局模型进行研究。建立风洞全流道仿真模型, 并通过现有实测结果对仿真流动结构和速度分布进行对照验证。不同尾锥截断长度流动控制的仿真结果表明: 尾流控制存在两种与近壁大涡结构密切相关的机理, 一种是垂直背后分离流诱导的小涡结构与大涡相互作用, 另一种是改变分离位置影响曲面分离流形成的大涡结构, 两者均可影响大涡结构距离尾椎的距离, 改变近壁剪切层速度分布, 使得剪切层向内侧偏转, 导致尾流低速区减小, 提高主扩散段出口的总压, 提高气流均匀性。引入涡流发生器后, 气流绕过涡流发生器产生的小涡结构使得尾流大涡结构改变, 主扩散段总压以及气流均匀性进一步改善。

关键词: 汽车风洞; 风机尾流; 流动控制; 涡流发生器

中图分类号: U467

文献标志码: A

Flow Control of Fan Wake in the Open-Jet Closed-Circuit Automotive Wind Tunnel

JIANG Zuxiao^{1,2,3}, ZHANG Lijun^{1,2}, FAN Xianping³

(1. School of Automotive Studies, Tongji University, Shanghai, 201804, China; 2. Shanghai Key Lab of Vehicle Aerodynamics and Vehicle Thermal Management Systems, Shanghai 201804, China; 3. SAIC Volkswagen Automotive Company Limited, Shanghai 201805, China)

Abstract: The flow control of the fan wake in the wind tunnel can improve the efficiency of the fan and optimize the quality of the flow field. For the closed-circuit wind tunnel, the global model with the entire flow channel must be used to verify the simulated flow structure and velocity distribution against the measurement data. Results show that for different truncated length of the fan tail, there are two mechanisms of wake control that are closely related to the near-wall large eddy structure. One is the interaction between the large eddies and the small

ones induced by the separation flow from the vertical base, and the other one is changing the large eddy structure, which formed from the flow separation and can be strongly influenced by the separation positions due to the surface curving. Both mechanisms can affect the distance between the large vortex structure and the tail cone, and change the velocity distribution of the near-wall shear layer, causing the shear layer to deflect inwardly, resulting in a decrease of the low-velocity area of the wake, increasing the total pressure at the outlet of the main diffusion section, and improving the uniformity of the flow field. After the vortex generators are introduced, the small vortex structure generated by the flow passing through can change the large vortex structure of the wake, then the total pressure and the flow uniformity of the main diffusion section are further improved.

Keywords: automotive wind tunnel; fan wake; flow control; vortex generators

汽车气动风洞多设计为回流式流道, 为了模拟车辆在高速行驶中的环境条件, 通过在驻室地面建造边界层控制系统、内置天平的转盘系统, 建造 3/4 开口试验段 (包含喷口和收集口) 和回流式流道, 气流回到动力段风机前端, 提高能量回收效果^[1-2]。

以往对汽车气动风洞结构的研究主要集中在 3/4 开口试验段, 分析喷口、试验段尺寸、收集口等结构参数对气动力^[2]、流场品质^[3-4]、声学品质^[5]产生的影响, 对于以上问题的数值仿真研究, 多应用稳定段均匀来流仿真模型^[2-5]。同济大学对汽车缩比模型气动风洞的研究结果表明: 稳定段均匀来流仿真模型和风洞全流道仿真模型的模拟结果近似, 可满足车辆气动试验需求^[6-7]。然而, 在考虑风洞回路的气流运动路径和局部结构优化问题中, 有必要建立风洞全流道仿真模型^[8-10]。整车气动风洞结构较多, 仿真耗

费大量计算资源,以往风洞全流道仿真模型主要用于缩比模型气动风洞,对仿真流场要求相对较低的热环境整车风洞^[8-9],可使用较小的网格量计算^[7,10]。以往在风洞风机气动优化问题中,多采用动力段和第一扩散段模型开展仿真研究^[11],无法分析回流式风洞中的循环回流对能量和气流均匀性的贡献。

在以往的风洞设计经验中,通过优化蜂窝器结构、阻尼网结构和数量、收缩段结构实现试验段流场品质的控制,但会产生能量损失,控制主扩散段流动可能会改善能量损失和流场品质^[12]。主扩散段内气流状态受动力段影响,属于三维复杂旋转流动问题。动力段内气流受风机动力装置(电机性能、叶片结构、输出参数)、整流罩、动力段洞壁共同影响,风机动力装置和洞壁的设计和制造成本巨大,可通过优化风机整流罩改善尾流,获得较高的压力恢复效

率^[13]。整流罩尾锥一般为圆锥体结构,风机来流绕过尾锥后形成尾流,影响主扩散段出口气流均匀性和阻力损失。

针对以上问题,本文建立风洞全流道仿真模型开展风机尾流研究,优化风机尾锥结构,分析流动控制机理和影响规律。

1 数值仿真与结果验证

1.1 数值仿真方法

本文主要研究风机尾锥结构对风洞流场的影响,使用风洞全流道仿真模型用于后续风机尾锥流动控制分析。参考某气动-声学整车风洞参数,如图 1 所示,建立风洞全流道仿真模型,喷口出口截面为 27 m^2 。风机模型如图 2 所示,其中整流罩鼻锥直径 4.5 m ,动叶 18 片,静叶 23 片。

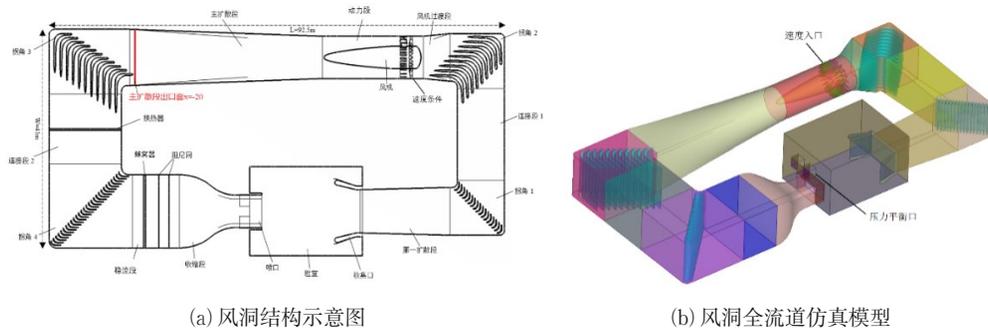


图 1 风洞模型

Fig.1 Wind tunnel model

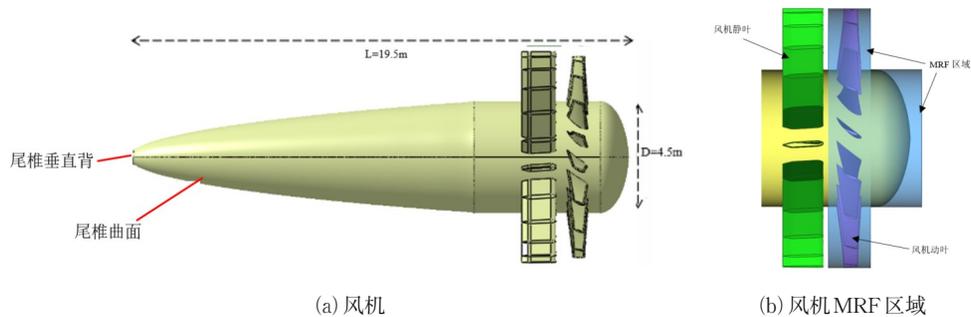


图 2 风机模型

Fig.2 Fan model

对收集口和喷口等结构设置较高面网格密度,拐角导流片、风机叶片、涡流发生器等结构设置最高面网格密度,在附近绕流区域设置加密区,如图 3 所示。由于喷口射流剪切层和主扩散段对网格敏感,因此单独设置较高网格加密区。在风洞洞壁表面生成多层边界层,体网格采用混合多面体网格,不同体

网格方案数量分别为 1.4 亿、2.1 亿、2.8 亿。

风洞全流道仿真模型的速度入口使用多重参考坐标系法(multiple reference frame, MRF)^[14],模拟风机动叶的旋转过程。MRF 法将风机附近的流体区域划分为两个部分:如图 2(b)所示,靠近风机静叶的区域为静止区域,使用绝对坐标系,风机鼻锥以及动

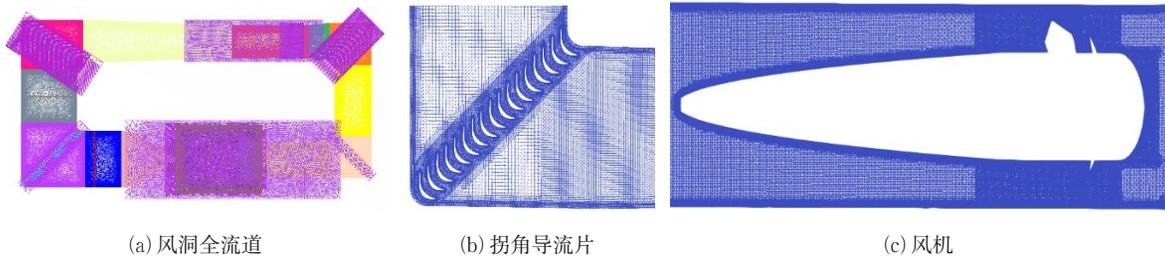


图3 网格加密区

Fig.3 Fine mesh area

叶带动的区域为旋转区域,需要独立旋转坐标系。车辆气动声学的啸叫试验常用工况喷口速度为 $V_1=60$ km/h, 车辆风阻常用工况喷口速度为 $V_2=120$ km/h, 风洞设计喷口最大风速为 $V_3=240$ km/h, 上述3个喷口速度为本文重点研究工况。通过对旋转区域施加转速 $W_1=11$ rad/s、 $W_2=23$ rad/s、 $W_3=46$ rad/s, 使喷口速度分别达到 V_1 、 V_2 、 V_3 。因三种工况下不可压缩流体的密度、黏性系数、当量直径参数相同, 因此 Re_{V_1} 是 Re_{V_2} 的2倍, Re_{V_1} 是 Re_{V_3} 的4倍。

对于换热器、阻尼网和蜂窝器, 设置为多孔介质区域。压力平衡口使用 Inlet-vent 条件, 其他洞壁使用非平衡壁面函数。使用 OpenFoam 进行数值仿真求解, 以往研究表明 K-Omega SST 湍流模型适用于回流式风洞流场及风机仿真问题^[8,11], 本文使用该湍流模型, 离散方法选择二阶迎风格式。满足设定残差和监控物理量为常量后, 停止初次迭代。

1.2 仿真方法的验证

靠近喷口面 $x=0.01$ m 内各测点的速度俯仰角和偏航角的仿真结果表明: 气流偏角小于 1° , 试验测得气流偏航角也小于 1° 。将喷口出口中心定为坐标原点, 分别定义以气流流动方向为 X 轴和垂直地面向上为 Z 轴。如图4所示, 在 $x=2.7$ m、 $z=1.02$ m 截面上, 沿势流核心区至剪切层外的 Y 向, 均布 21 个测量点, 在风洞中重复测量多次后得到平均速度。使用喷口速度对测量点的速度进行量纲一化处理, 其计算式如下:

$$V_0 = \frac{V_i}{V_{nozzle}} \quad (1)$$

试验段速度仿真结果与试验值对比表明: 风洞全流道仿真模型预测结果与试验测量值吻合程度较高, 即该仿真模型精度较高, 可模拟完整流道内的流动, 并将用于后续风机尾椎流动控制研究。

1.3 仿真工况

在风机尾椎曲面扩散角不变的条件下, 通过截断尾椎, 一方面减小尾椎所致摩擦损失, 另一方面可

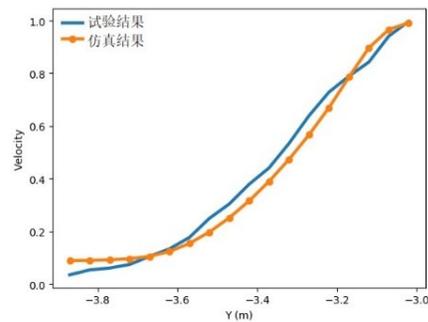


图4 试验段速度仿真结果与试验值对比

Fig.7 Comparison speed results of the test section between simulation and test

以改善尾椎尾流。为了研究尾椎截断长度对尾流的影响, 沿着尾椎顶点 (X_0) 到鼻椎顶点的方向, 对尾椎结构每相隔 250 mm 设置截断位置, 定义圆形截面 (垂直背) 直径与鼻椎直径之比为 D , 如图2(a)和图5所示。不同喷口速度与截断长度组合工况的定义规则如下例所示: W_2-X_1 代表风机转速 W_2 、在 X_1 位置截断尾椎的工况。其中, 在 X_1 处截断, 得到如图2(a)所示的风机, D 值约为 7%, X_1 到 X_0 距离为 250 mm。 X_2 、 X_3 、 X_4 、 X_5 、 X_6 到 X_0 的距离分为 500 mm、750 mm、1 000 mm、1 250 mm、1 500 mm, D 值分别约为 10.5%、14.0%、17.5%、21.0%、24.5%。

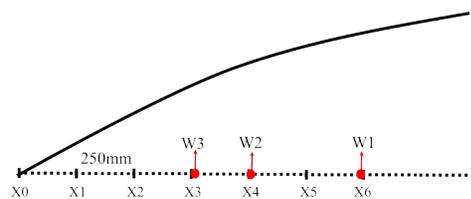


图5 尾椎截断位置

Fig.5 Different truncated length of the fan tail

在车辆气动测试中的常用工况对应风机转速为 W_2 , 优化风机尾椎的主要目的就是满足车辆气动试验的需求。如图5所示, W_2 流动分离位置位于尾椎

垂直背边缘(W_2-X_4),该区域受外界扰动的影响可能获得较大的流动控制效果,因此将涡流发生器放置于该区域。涡流发生器尺寸为 $90\text{ mm}\times 90\text{ mm}\times 30\text{ mm}$,如图6所示。

延长式涡流发生器(VGS1)放置于垂直背边缘(垂直背后)为 W_2-X_4 -VGS1,表面式涡流发生器(VGS2)放置于尾椎曲面末端(垂直背前)为 W_2-X_4 -VGS2。

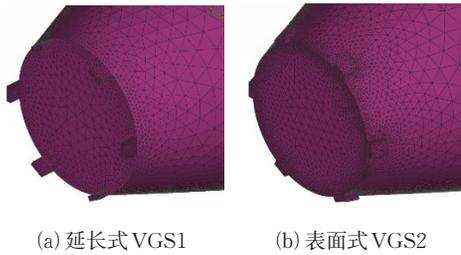


图6 涡流发生器
Fig.6 Vortex generators

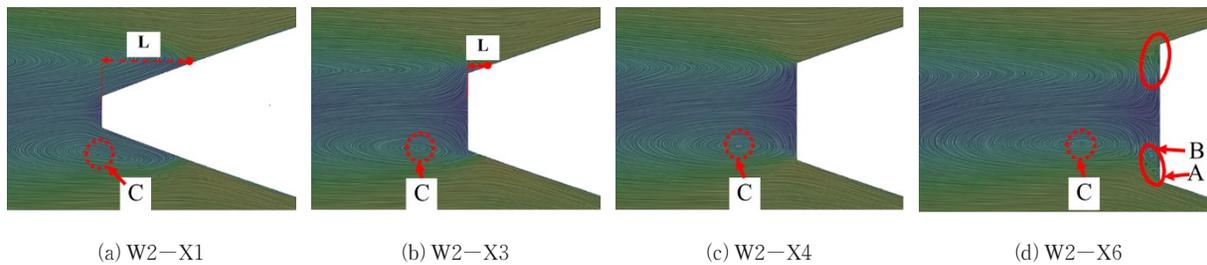


图7 尾椎流动分离位置对比,面 $z=0\text{ m}$

Fig.7 Comparison of truncated length of flow separation positions, plane $z=0\text{ m}$

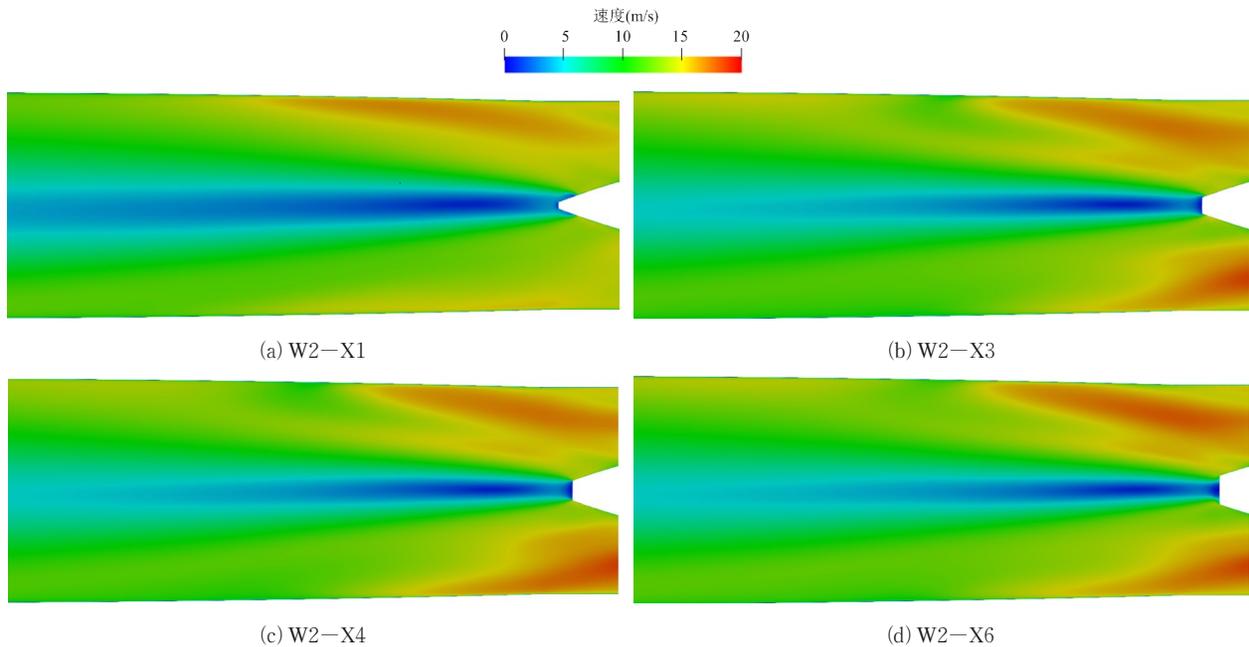


图8 尾流速度对比,面 $z=0\text{ m}$

Fig.8 Comparison of wake velocity, plane $z=0\text{ m}$

2 结果分析

2.1 尾椎截断长度的流动控制

如图7所示, W_2-X_1 气流分离位置在尾椎曲面段上,受垂直背和曲面段共同影响,形成近壁尾流中的大涡结构C,大涡结构C影响近壁区域尾流压力,引起能量耗散;与 W_2-X_1 相比,增大截断长度, W_2-X_4 流动分离位置位于垂直背边缘,大涡结构C距离尾椎壁面更远,对近壁区域的能量耗散作用减弱,剪切层动量升高使其向内偏转,导致尾流在宽度方向变窄,尾流低速区速度增大(见图8)。继续增大截断长度,在靠近 W_2-X_6 垂直背边缘出现一组尺度相对较小的涡结构。外侧涡结构A位于剪切层和垂直背之间,内侧涡结构B位于尾流主流和垂直背之间。前置气流沿着尾椎壁面脱体分离进入尾流,旁路后置旋转气流在前置气流之后到达附近区域,气流局部速度

差形成的剪切作用产生外侧涡结构 A, 又诱导内侧涡结构 B。涡结构 A 和 B 的相互作用将增强剪切层的动量交换作用, 剪切层向内偏转, 推动大涡结构 C 远离垂直背而向下游运动, 导致涡结构 C 对垂直背的压力影响更小, 尾流的能量耗散更低, 将有助于尾流速度的升高, 主扩散段出口面 $x=-20$ m 总压增大, 如表 1 所示。

在主扩散段出口面 $x=-20$ m 设置 15 000 个测点, 通过分析不同速度均匀性系数对应的区域面积, 评估气流均匀性。定义速度均匀性系数 U 公式如下:

$$U = \frac{V_i - V_m}{V_m} \quad (2)$$

表 1 不同截断长度的主扩散段出口结果
Tab.1 Results of the main diffusion segment with different truncated length

工况	速度俯仰角 标准差	速度偏航角 标准差	总压/Pa
250 mm	9.156	8.302	832
1 000 mm	6.627	5.720	870
1 500 mm	6.429	5.299	882

式中: V_i 是每个点的速度; V_m 是平均速度。如图 9 所示, 在面 $x=-20$ m 内, U 在内侧圆环区域最低, 沿着径向向外侧增大, 在靠近壁面区域由于边界层和洞壁流动分离的影响, U 降低。对比内侧圆环区域的 U 可知, 随着截断长度增大, 流道内中心区域速度增大, 内侧圆环中心区域内的气流均匀性增大。

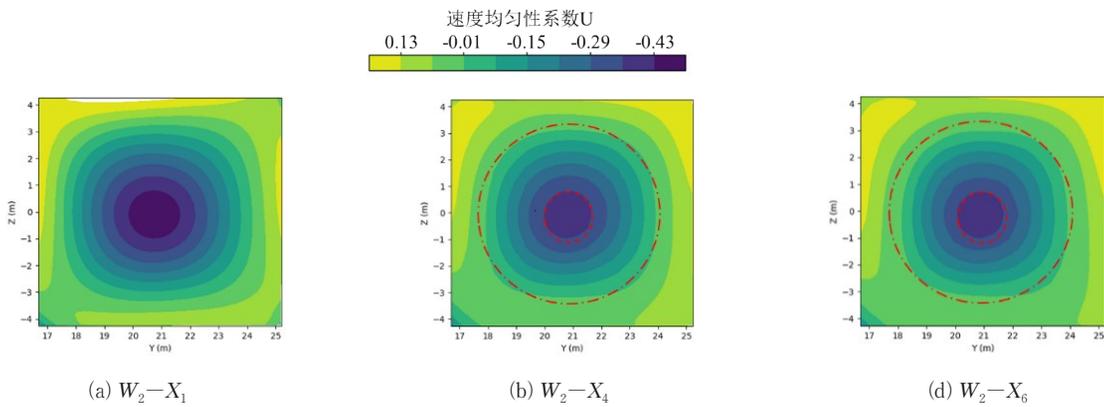


图 9 速度均匀性系数对比, $x=-20$ m, 风机转速 W_2

Fig.9 Comparison of speed uniformity coefficient, $x=-20$ m, fan speed W_2

对上述测点计算气流速度俯仰角标准差和偏航角标准差。如表 1 所示, 截断长度增大, 气流速度俯仰角标准差和偏航角标准差值都减小, 说明气流均匀性提高。

W_1 、 W_3 工况与 W_2 工况流动现象类似, 随着截断长度增加, 涡结构 C 远离壁面, 尾流低速区的减小, 导致主扩散段出口的气流均匀性提高, 总压升高。

2.2 涡流发生器的流动控制

与 W_2-X_4 相比, 如图 7(c)、图 10 和图 11 所示, 气流绕过延长式涡流发生器上表面进入尾流, 旁路气流先从垂直背边缘分离后, 再沿着涡流发生器下表面卷入尾流, 不同速度之间的剪切作用产生涡结构 E 和 F, 高速气流与低速气流在涡流发生器附近相互掺混, 使得剪切层区域动量增高, 剪切层向内偏转。

通过 Q 判据的三维涡量分析可知, 如图 12(a) 所示, W_2-X_4 的气流分离引起垂直背后方的大涡结构沿着流向分布。如图 12(b、c) 所示, 气流绕过垂直背边缘产生流动分离, 所产生的小涡结构分布于垂直背

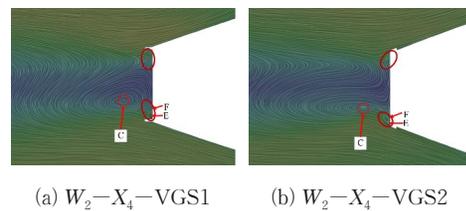


图 10 面 $z=0$ m 且风机转速 W_2 的流动分离位置对比
Fig.10 Plane $z=0$ m, fan speed W_2 , comparison of the flow separation positions

和涡流发生器迎风面之间区域; 在涡流发生器背风侧和内侧, 由于速度差导致的气流剪切作用, 形成了另一组尺度相对较小的漩涡结构。在涡流发生器周围产生的上述多个涡结构与垂直背流动分离产生的大涡结构相互作用, 三维大涡减弱, 导致剪切层动量增加。增大截断长度使得 W_2-X_6 垂直背边缘周向分布着小涡结构 A 和 B, 而涡流发生器产生的是局部小涡结构, 两组小涡结构对尾流大涡结构 C 的影响机理不同。涡流发生器没有导致大涡结构 C 远离尾

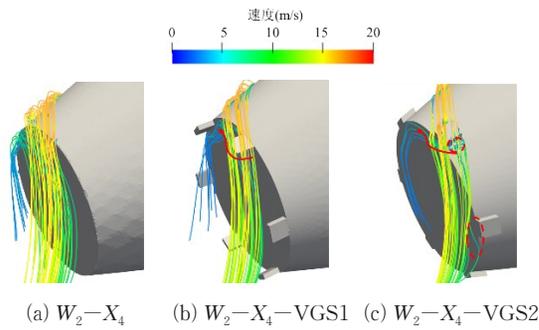


图 11 风机转速 W_2 的三维流线分布对比
Fig.11 Comparison of the three-dimensional streamline distribution of fan speed W_2

锥,而是破坏三维大涡结构 C,进而控制剪切层的偏转方向。如图 13 和 14 所示,涡流发生器影响剪切层

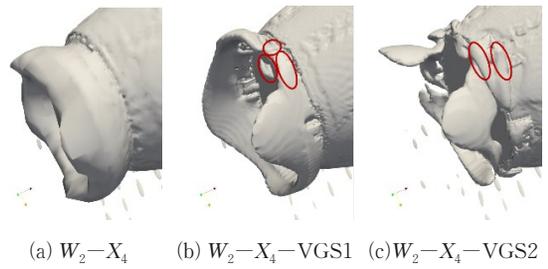


图 12 风机转速 W_2 的涡量 $Q=400$ 分布对比
Fig.12 Comparison of the distribution of the vorticity $Q=400$ of the fan speed W_2

向内侧偏转,使得靠近尾椎的尾流在宽度方向变窄,对于远场尾流,沿着径向震荡幅度显著降低,尾流不稳定性减弱,低速区减小,如图 15 和表 2 所示,气流均匀性提高,总压升高。

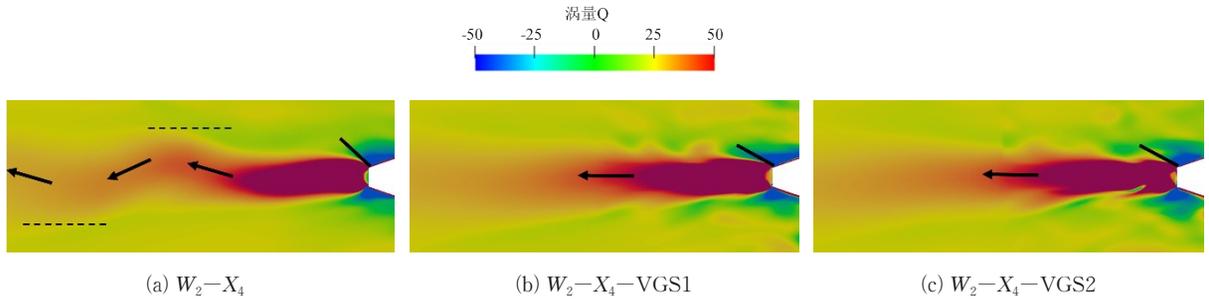


图 13 面 $z=0$ m 且风机转速 W_2 的二维尾流速度对比
Fig.13 Plane $z=0$ m and fan speed W_2 , comparison of two-dimensional wake vorticity

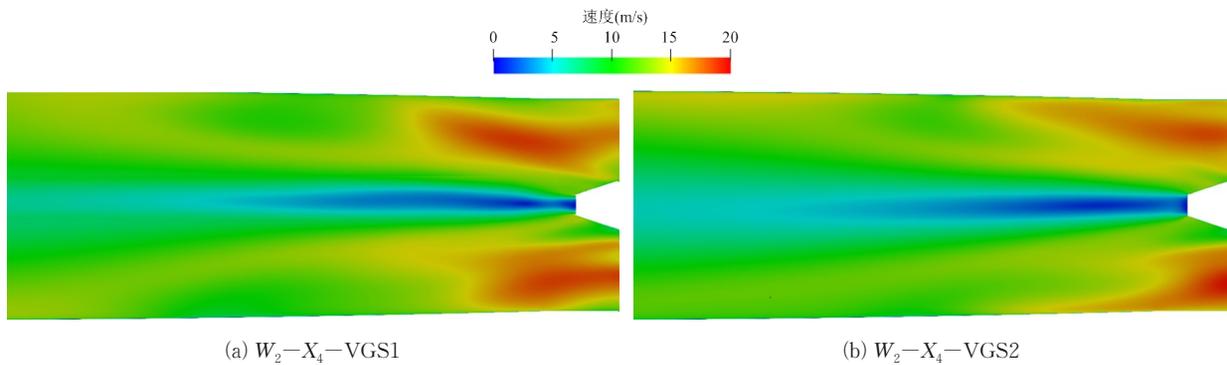


图 14 面 $z=0$ m 且风机转速 W_2 的尾流速度对比
Fig.14 Plane $z=0$ m and fan speed W_2 , comparison of wake velocity

与延长式涡流发生器对尾椎尾流的流动控制机理类似,如图 10—图 15 及表 2 所示,涡流发生器两侧形成一组小涡结构 A 和 B,破坏三维大涡结构,使得尾流速度增大,主扩散段出口(面 $x=-20$ m)总压增大,气流均匀性系数、气流速度俯仰角标准差和偏航角标准差值分别减小,气流均匀性升高。

与 W_2-X_4 涡流发生器流动控制机理类似,如表 2

所示,涡流发生器使得 W_3-X_4 尾流速度增大,主扩散段出口(面 $x=-20$ m)总压升高,气流速度俯仰角标准差和偏航角标准差值分别减小,气流均匀性提高。由于涡流发生器位于 W_1-X_4 尾流区内,不在影响流动分离的敏感区域内,抑制小涡结构的产生,无法有效控制剪切层偏转方向和尾流不稳定性。因此,在此雷诺数下,涡流发生器对流动分离位置、尾

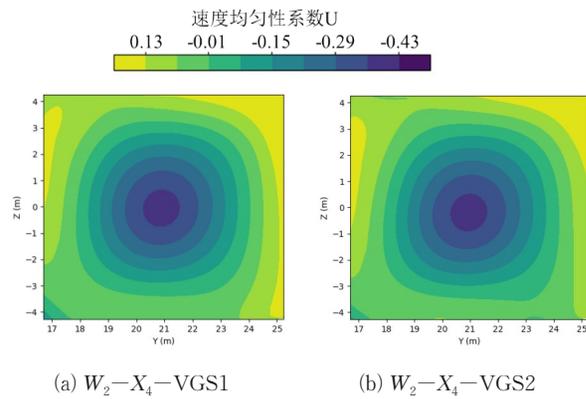


图 15 面 $x=-20$ m 且风机转速 W_2 的速度均匀性对比
Fig.15 Plane $x=-20$ m and fan speed W_2 , comparison of the speed uniformity

表 2 涡流发生器控制结果

Tab.2 Results of vortex generators control

工况	速度俯仰角 标准差	速度偏航角 标准差	总压/Pa
W_2-X_4-VGS1	2.506	2.405	952
W_2-X_4-VGS2	4.375	2.754	933
W_3-X_4-VGS1	3.341	2.823	4 258
W_3-X_4-VGS2	3.733	2.832	4 223

流、主扩散段出口总压和气流均匀性等气流特征无法实现有效的流动控制。

3 结论

对开口回流式整车风洞全流道仿真模型进行数值模拟,分析速度、流线、压力、涡量等参数,总结了雷诺数、尾椎截断长度和涡流发生器等因素对风机尾流控制的影响,结论如下:

(1) 尾椎不同截断长度,伴随风速,尾流控制存在两种与近壁大涡结构密切相关的机理。当流动分离位置位于垂直背边缘,增大截断长度,诱导出现一组新的涡结构与尾流大涡结构相互作用,导致大涡结构远离尾椎壁面。当流动分离位置位于尾椎曲面段,增大截断长度,尾流大涡结构到尾椎壁面的距离更远,对近壁区域的能量耗散作用减弱。两种尾流作用机制都导致近壁剪切层速度升高且向内侧偏转,尾流低速区的减小导致主扩散段出口的气流均匀性提高,总压升高。

(2) 引入涡流发生器后,高速工况的气流经过涡流发生器将产生一组小涡结构,破坏尾流大涡结构,影响剪切层向内偏转,导致尾流低速区减小,主扩散段出口的气流均匀性提高,总压升高。低速工

况,涡流发生器位于尾流区内,产生的小涡结构受抑制,无法有效控制尾流。

(3) 流动分离位置、剪切层附近是否生成新涡结构与尾流不稳定性的机制是高度耦合的。因此,尾椎截断长度、涡流发生器、雷诺数对风机尾流的流动特征均存在复杂的影响。后续研究将使用分离涡湍流模型和风洞试验,进一步揭示流动控制机理,优化实际风洞的流场品质,提高风机的运行效率。

参考文献:

- [1] SCHUETZ T C. Aerodynamics of road vehicles [M]. Warrendale, PA: SAE International, 2016.
- [2] SEBALD J, REISS J, KIEWAT M, *et al.* Experimental and numerical investigations on time-resolved flow field data of a full-scale open-jet automotive wind tunnel[C]. SAE Technical Paper 2021-01-0939, 2021.
- [3] 李启良, 陈力, 杨志刚, 等. 不同扩散角下汽车风洞试验段轴向静压系数[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2014, 42(8):1227. LI Qiliang, CHEN Li, YANG Zhigang, *et al.* Axial static pressure coefficients of automotive wind tunnel test section at different diffuser angles [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2014, 42(8):1227.
- [4] 贾青, 吴桐, 杨志刚. 涡流发生器对 3/4 汽车模型风洞流场品质的影响[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2014, 42(6): 0956. JIA Qing, WU Tong, YANG Zhigang. Effect of vortex generator to flow field quality in 3/4 open jet automotive wind tunnel [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2014, 42(6): 0956.
- [5] SHEN Z, YANG Z, WANG Y. Unsteady correlation between shear layer vorticity and acoustic refraction in low speed open-jet wind tunnel[J]. Applied Acoustics, 2021, 182:108202.
- [6] 李启良, 戴文童, 杜开颜, 等. 风洞结构对试验段静压系数和静压梯度的影响[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2017, 45(10):1506. LI Qiliang, DAI Wentong, DU Kaiyan, *et al.* Influence of wind tunnel structure on static pressure coefficient and static pressure gradient of the test section [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2017, 45(10):1506.
- [7] 杜开颜. 引流和扩散角对试验段轴向静压系数的影响[D]. 上海: 同济大学, 2017. DU Kaiyan. Effects on wind tunnel axial static pressure coefficient of re-injecting and diffusion angle [D]. Shanghai: Tongji University, 2017.
- [8] 梁媛媛, 朱宇骁, 陈江平, 等. 汽车环境风洞的流场数值模拟[J]. 汽车工程, 2017, 39(4), 6. LIANG Yuanyuan, ZHU Yuxiao, CHEN Jiangping, *et al.* Numerical simulation on the flow field in vehicle climate wind tunnel[J]. Automotive Engineering, 2017, 39(4), 6.
- [9] MOONEN P, BLOCKEN B, ROELS S, *et al.* Numerical

- modeling of the flow conditions in a closed-circuit low-speed wind tunnel [J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2006, 94(10):699.
- [10] 李启良, 杨志刚. 计算流体力学在气动-声学风洞设计中的应用[J]. *空气动力学学报*, 2009, 27(3): 373.
LI Qiliang, YANG Zhigang. Application of CFD for the design of aero-acoustic wind tunnel [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2009, 27(3): 373.
- [11] 闫志文. 风洞动力段设计和参数研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
YAN Zhiwen. Design and parametric research on the power section of wind tunnel [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [12] 中国人民解放军总装备部军事训练教材工作委员会. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
Military Training Textbook Working Committee of the General Equipment Department of the People's Liberation Army of China. *Aerodynamics and structural design of high and low speed wind tunnels* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [13] 姜晨龙. 导叶式轴流吹风机性能试验及内部流动特性研究[D]. 苏州: 江苏大学, 2022.
JIANG Chenlong. Study on internal flow characteristics and performance test of guide vane axial flow blower [D]. Suzhou: Jiangsu University, 2022.
- [14] 代隼, 陈作钢, 马宁, 等. 低速风洞内部流场数值模拟[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(2), 203.
DAI Yi, CHEN Zuogang, MA Ning, *et al.* Numerical simulation of flow field inside the low-speed wind tunnel [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(2): 203.