

四种风洞收缩段流场特性对比

高丽敏, 刘哲, 蔡明, 刘波, 程昊, 黎浩学
(西北工业大学 动力与能源学院
翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 基于西北工业大学高亚声速平面叶栅风洞, 测量了维氏收缩段的出口流场, 发现其方向场品质较差, 相比速度场和总压场, 核心区沿周向减小了 15%。对四种收缩段进行数值模拟后, 对比了收缩段的出口核心区、均匀性及分离特性, 发现维氏曲线在前部收缩, 进口收缩过急引起旋涡, 但出口稳流段较长, 因此出口均匀性更好。双三次曲线在后部收缩, 主流区顺压梯度更大, 因此附面层更薄, 气流偏角更小, 分离特性更好, 但出口过冲更大。现有维氏收缩段的三维结构在拓宽核心区同时对气流扰动较大, 恶化速度场与方向场, 气流偏角增加最大达 43%。进口管径对双三次收缩段的流场特性影响不大。

关 键 词: 气流品质; 收缩曲线; 流场测量试验; 收缩段出口流场; 分离特性

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Comparison on flow field characteristics of four wind tunnel contraction sections

GAO Limin, LIU Zhe, CAI Ming, LIU Bo, CHENG Hao, LI Haoxue
(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,
School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the high subsonic linear cascade wind tunnel of Northwestern Polytechnical University, the outlet flow field of Witozinsky contraction section was measured, and the poor directional field quality was found. Besides, the core area was reduced by 15% at pitchwise compared with the velocity and total pressure fields. Then exit core area, uniformity and separation characteristics of four contraction sections were compared by simulation. It was found that Witozinsky curve contracted at front, and contracting too fast caused vortex at inlet, but the outlet uniformity was better due to the longer outlet steady flow section. In contrast, double cubic curve mainly contracted at rear with greater forward pressure gradient of mainstream, so there existed thinner boundary layer, smaller deviation angle and better separation characteristics. The existing three-dimensional structure of Witozinsky contraction section widens the core area while disturbing airflow, deteriorating the velocity and direction fields, and increasing the deviation angle up to 43%. The inlet pipe diameter has little effect on the flow field characteristics of the double cubic contractions.

Key words: airflow quality; contraction curve; flow field measurement experiment; contraction outlet flow field; separation characteristic

收稿日期:2020-01-08

基金项目:国家自然科学基金重大项目(51790512); 民机专项

作者简介:高丽敏(1973—),女,教授、博士生导师,博士,主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail:gaolm@nwpu.edu.cn

引用格式:高丽敏,刘哲,蔡明,等.四种风洞收缩段流场特性对比[J].航空动力学报,2020,35(8):1695-1705. GAO Limin, LIU Zhe, CAI Ming, et al. Comparison on flow field characteristics of four wind tunnel contraction sections[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8):1695-1705.

风洞作为空气动力学研究和飞行器研制的基础性试验设备,是采用动力装置驱动气流,根据运动的相对性和相似性原理进行各种气动力试验的设备^[1-5]。试验便利性和试验费用低廉的特点使其在空气动力学研究中广泛使用,诸如“空气螺旋桨理论”、“边界层理论”^[3-4]就是建立在风洞试验的基础上。好的风洞试验段需要满足标准来流条件,因此在设计风洞时,需要对风洞各部件综合考量。收缩段作为风洞设备的组成部分,为试验段提供特定速度的来流,直接影响气流品质,因此收缩段设计至关重要。

收缩段的性能取决于收缩比和收缩曲线^[5]。在收缩比确定的前提下,决定出口流场品质的关键因素是收缩曲线。为了满足出口气流“流动不分离”、“均匀平行稳定”^[5]的要求,目前通常采用维氏曲线^[5-6]、双三次曲线^[5-7]和五次曲线^[5]作为收缩段型线。现有风洞中,大连海事大学^[6]燃机实验室的跨声速扇形叶栅风洞收缩段采用了维氏曲线;西北工业大学的 NF-3 风洞^[5]、国防科技大学的低湍流度磁悬浮风洞^[8]与上海大学低湍流度风洞^[9]收缩段均采用了双三次曲线;中国科学院^[10]跨声速涡轮平面叶栅风洞收缩段则采用五次曲线。

王帅等^[11]计算了三种曲线的二维流场,发现双三次曲线综合性能最好。王喜魁^[12]研究二维收缩曲线时发现五次曲线其能够很好地减薄附面层。仇健^[13]模拟汽车风洞三维收缩段时发现:相同收缩比和收缩长度的情况下,双三次曲线的分离特性更好,而维氏曲线的出口均匀性更好。吴宗成等^[14]研究低湍流度水洞三维收缩段时发现:收缩比与收缩段长度固定时,维氏曲线出口过冲最小,均匀性最好,五次曲线过冲最大,均匀性最差。苏耀西等^[15]发现:收缩曲线应在入口避免急剧收缩,出口必须平缓,以此满足进口不分离且出口均匀。国外 Morel^[16]研究双三次曲线时提出:通过合理选择壁压系数可以获得进口不分离、出口均匀的二维双三次曲线簇。Borger^[17]通过控制五次多项式系数,寻找使进出口不分离、出口均匀的最小五次曲线收缩长度,并指出增大收缩比对缩短收缩段长度有利。Bell 等^[18]指出收缩段更长利于气流均匀,但过长会增厚附面层,减小核心区。Fang 等^[19]发现二维曲线流场与采用相同曲线作为型线的三维收缩段流场存在区别,对 Morel^[16]的二维曲线设计方法进行改进,得到了适于三维收缩段的设计方法,其所设计的收缩段

气动性能较好。

上述研究表明:不同收缩曲线的气动性能各有优劣,收缩长度和收缩比对收缩曲线的气动性能存在影响,并且二维收缩曲线与三维收缩段的设计方法也有区别。研究人员在研究收缩段时,大多采用数值手段^[6,10-15,20-21],较注重模拟轴对称与二维流动^[6,11-12,21],实际风洞中,绝大多数风洞收缩段是三维^[7,10,13-20]的,壁面横向存在流动,出口流场与轴对称及二维收缩段有异,此时仅考虑轴对称二维情况则略显匮乏。本文基于西北工业大学高亚声速平面叶栅风洞维氏收缩段出口流场的测量,对四种收缩段流场进行了数值模拟研究,比较了不同收缩曲线及收缩段结构对流场品质的影响。

1 收缩段出口截面流场测量

为便于机械加工,收缩段设计为两段式收缩结构,如图 1,第一收缩段采用维氏曲线作为型线,由直径 $\phi=800$ mm 的圆形收缩至 $100\text{ mm} \times 800\text{ mm}$ (本文表示矩形区域均指: y 向 $\times$ z 向) 的矩形截面 S_1 ,收缩比为 6.28,收缩方向为 y 向;第二收缩段为方转方,由矩形截面 S_1 收缩至风洞试验段进口的矩形截面 S_2 ,收缩比为 3.2 (收缩比指收缩段进出口横截面积之比)。

本文研究对象为第一收缩段,图 1 中以绿色标示,由于 x 、 y 、 z 向分别对应于叶栅轴向、展向、周向(本节为详细描述测点位置与流场特征,云图坐标无量纲化, x 、 y 、 z 分别对应无量纲量 x_{non} 、 y_{non} 、 z_{non})。

风洞试验段能实现的马赫数范围为 0.3 ~ 0.95。根据流量守恒

$$q_m = K \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} A q_m(\lambda) \quad (1)$$

式中 q_m 表示流量, K 为常系数,对空气取 $K =$

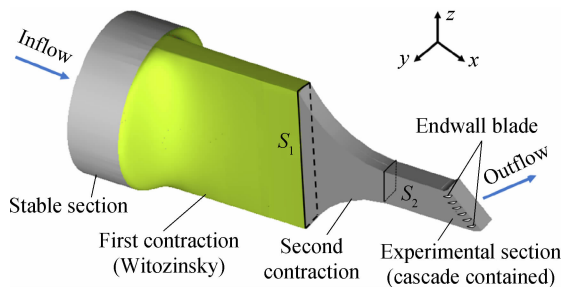


图 1 高亚声速平面叶栅风洞收缩段示意图

Fig. 1 Sketch of high subsonic cascade wind tunnel contraction section

$0.0404(\text{kg}\cdot\text{K})/(\text{N}\cdot\text{m})$, p^* 表示总压, T^* 表示总温, A 表示面积, $q_m(\lambda)$ 代表流量函数。

S_2 面与 S_1 面的流量函数之比等于第二收缩段的收缩比, 由流量函数得到第一收缩段出口截面 S_1 上的马赫数。为区分不同截面的马赫数, 使用 S_1 、 S_2 作下标, 详见表 1。可以看出, S_1 面马赫数范围 $Ma_{S_1}=0.1\sim0.184$ 时, 满足 S_2 面的马赫数范围 $Ma_{S_2}=0.34\sim0.95$ 。

由于西北工业大学平面叶栅风洞为高亚声速, 试验主要在高马赫数下进行, 且不同收缩段的流场特性的区别随马赫数增加而表现得更加显著, 同时限于篇幅的原因, 本节对 S_1 面马赫数 $Ma_{S_1}=0.2$ 的工况的流场进行了测量。

表 1 S_1 与 S_2 面马赫数工况
Table 1 Mach number of S_1 and S_2

马赫数	最小值	最大值
Ma_{S_1}	0.1	0.184
Ma_{S_2}	0.34	0.95

1.1 试验方法

2019 年对该叶栅风洞第一收缩段出口截面 S_1 的流场进行测量。试验中所采用的设备为五孔探针、位移机构、高精度三维自动坐标架和压力扫描阀, 设备简图如图 2 所示。

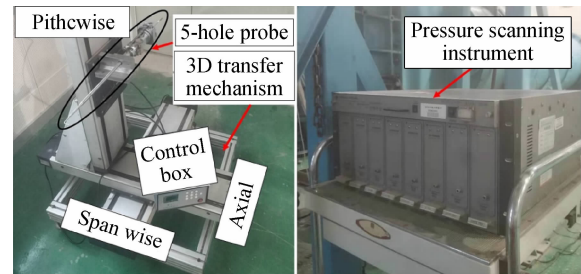


图 2 测量设备
Fig. 2 Measurement facility

试验中采用五孔探针的非对向测量法, 由五个压力孔感受到的压力值计算得到测点处与不同物理量对应的无量纲参数 k (k 的下标代表相应物理量), 进而求出物理量数值 Y , 根据

$$Y = f(k_{Ma}, k_{\alpha}, k_{\gamma}) \tag{2}$$

式中 Y 代表马赫数 Ma 、俯仰角 α 、偏转角 γ 、总压 p^* 和静压 p 。

图 3 中 0、1、2、3、4 分别代表 5 个测压孔, C 代表气流方向。

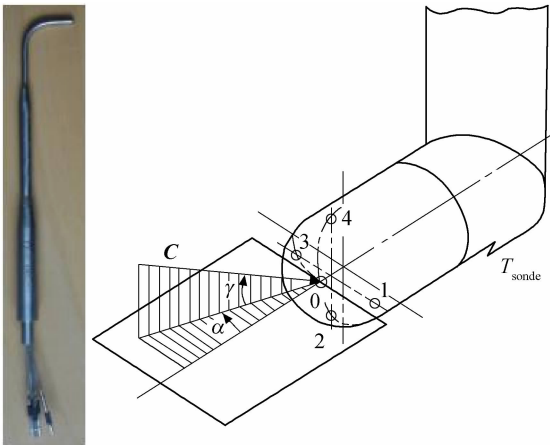


图 3 五孔探针及角度定义
Fig. 3 Five hole probe and angle definition

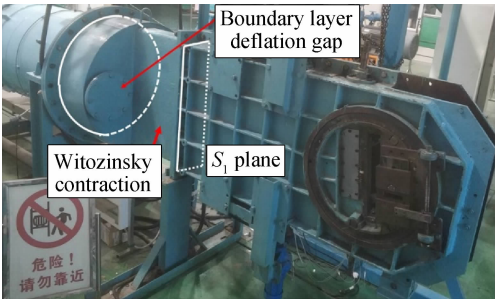
五孔探针固定于位移机构上, 其行程为 80 mm, 精度为 1 mm, 且可实现 360° 旋转, 精度为 0.1° 。固定探针的位移机构安装于高精度三维自动坐标架, 可实现在 S_1 整个矩形截面上沿三个方向自动位移, 行程为 600 mm, 精度为 0.1 mm。

试验前, 将五孔探针固定于位移机构中, 调整探针头部使其与风洞轴线平齐; 位移机构安装于三维坐标架的水平台, 通过水平仪保证坐标架的三个位移方向分别与风洞 x 、 y 、 z 向平行。由于三维坐标架的位移行程和位移精度均优于位移机构, 且为自动步进, 因此采用坐标架进行位移, 带动五孔探针测量流场, 五孔的压力通过压力扫描阀读取, 经过计算得到流场参数。

试验中, 探针头部从测量截面 S_1 沿 x 负方向向风洞内部位移 5 mm, 避免外界自由流对测量数据产生影响。测量区域照片如图 4(a) 所示。图 4(b) 为 S_1 截面上的测点布置示意图, 在近壁面处加密测点, 共计 399 个测点。

1.2 试验结果

通过五孔探针测量, 得到了维氏收缩段出口 S_1 面的速度场、总压场和方向场, 如图 5。为详细



(a) 测量区域

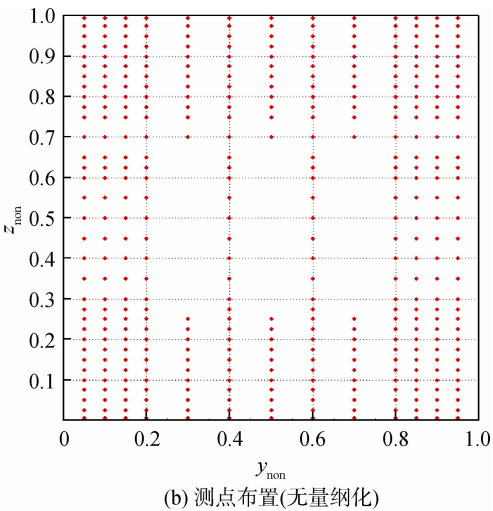


图 4 测量区域与测点布置

Fig. 4 Photo of the measuring area and location layout

观察流场各物理参数分布及相应核心区,将坐标无量纲化。(文中核心区指特定区域内针对某物理参数的可用范围,即物理参数梯度变化缓和的

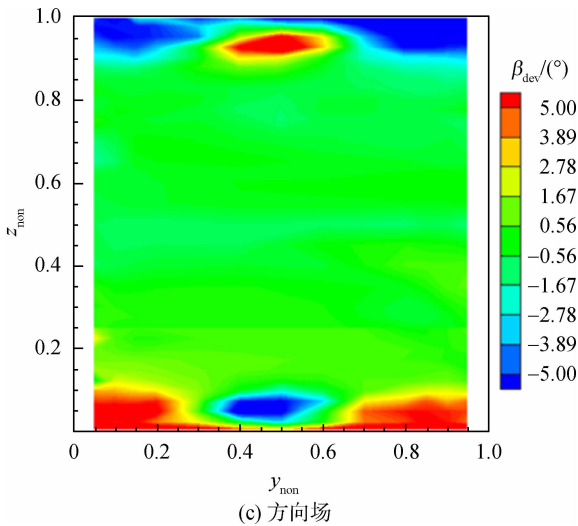
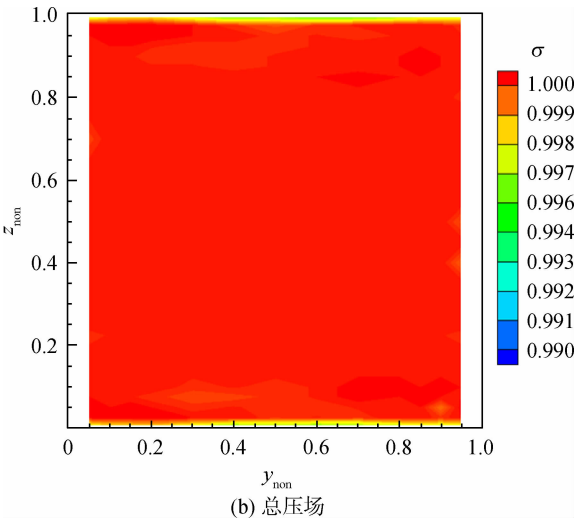
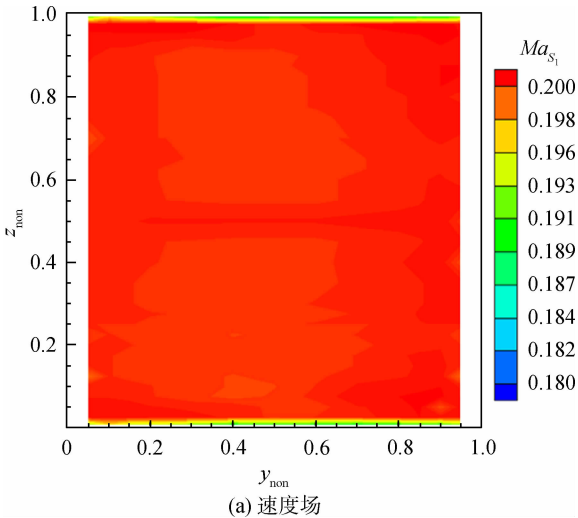


图 5 维氏收缩段出口流场($Ma_{S1}=0.2$)

Fig. 5 Outflow flow field of Witozinsky contraction ($Ma_{S1}=0.2$)

区域,本文通过核心区占出口区域的展向百分比 $\times$ 周向百分比表示其大小)。速度场指马赫数 Ma_{S1} 分布,衡量速度大小均匀性;总压场指总压恢复系数 σ 分布,反应气流损失;方向场指气流偏角 β_{dev} 分布,衡量方向均匀性,气流偏角为当地气流方向偏移主流的角度(主流方向为 x 正向),由探针测得的俯仰角 α 和偏转角 γ 计算获得。如式(3)所示

$$\beta_{dev} = \arcsin \sqrt{\sin^2 \alpha + \sin^2 \gamma} \quad (3)$$

图 5 中三个云图对称分布,其中速度场(图 5(a))和总压场(图 5(b))核心区域达到 $90\% \times 90\%$,核心区域马赫数大于 0.198,与设定马赫数 0.2 的偏差保持在 0.005 以内;核心区域气流的总压恢复系数基本都在 0.99 以上,气流损失很小。对于方向场(图 5(c)),核心区域大约占 $90\% \times 75\%$,均匀区较小,栅距方向端部三维流动较强。

图 6 为 S_1 面 y,z 方向中心线上气流偏角分布。可以看出, y 向 90% 范围内的气流偏角整体控制在 $\pm 0.5^\circ$ 以内, z 向 75% 区域内气流偏角达到 $\pm 1^\circ$, z 向气流偏角偏大,方向核心区偏小。

上述试验结果表明,维氏收缩段出口的速度场、总压场良好,但出口栅距方向端部三维流动较强,气流偏角较大,方向核心区较小,导致出口可用区域减小,相比速度场和总压场,其核心区沿周向减小了 15% 。为探究原因并对收缩段作出改进,下文利用数值方法对四种收缩段进行研究。

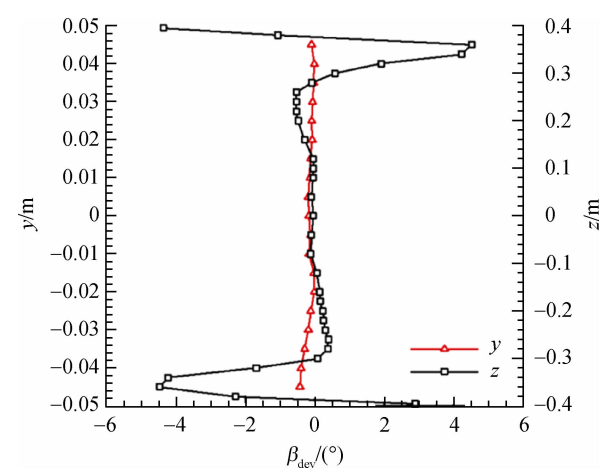


图 6 维氏收缩段出口气流偏角

Fig. 6 Outlet deviation angle of Witozinsky contraction section

2 数值计算

2.1 收缩曲线及收缩段模型

维氏曲线截面高度 h 与轴向距离为 x 的关系如式 (4) 所示。该曲线是由前苏联科学家 Witozinsky 对理想不可压对称流推出,特点是根据进出口高度 H_i 和 H_o 。及收缩段长度 L 生成曲线是唯一的。

双三次曲线(式(5))由两段三次曲线拼接而成。除进出口高度 H_i 和 H_o 。及收缩段长度 L 外,另需确定两段三次曲线前后连接点的横坐标 x_m (本文收缩段 x_m 取 0.5)。

维氏公式

$$h = \frac{H_o}{\left\{ 1 - \left[1 - \left(\frac{H_o}{H_i} \right)^2 \frac{\left(1 - \frac{3x^2}{3L^2} \right)^2}{\left(1 + \frac{x^2}{3L^2} \right)^2} \right] \right\}^{0.5}} \tag{4}$$

双三次公式

$$\frac{h - H_o}{H_i - H_o} = \begin{cases} 1 - \frac{1}{x_m^2} (x/L)^3 & \frac{x}{L} \leq x_m \\ \frac{1}{1 - x_m^2} [1 - (x/L)^3] & \frac{x}{L} > x_m \end{cases} \tag{5}$$

根据式(4)和式(5)生成的维氏曲线与双三次曲线,如图 7(a)所示,曲率变化图如图 7(b)。可以发现与双三次曲线相比,维氏曲线前段收缩急剧,曲率很大,容易出现逆压梯度,后段则很平缓。双三次曲线曲率分布则比较均匀,收缩部位明显靠近曲线中后部。

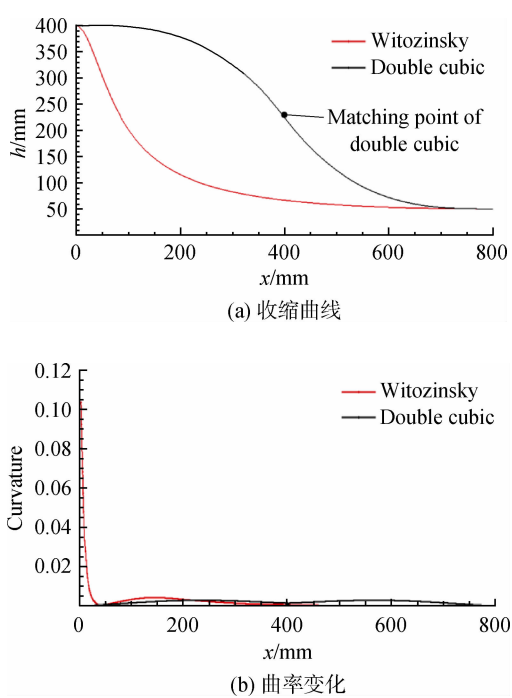


图 7 收缩曲线及曲率变化

Fig. 7 Contraction curve and curvature

所研究的四种收缩段分别为

1) Witozinsky #1, 简称 WZ #1, 即叶栅风洞现有收缩段, 采用维氏曲线作为型线, 进口直径 $\phi=800$ mm, 且收缩段整体为圆转方三维结构。

2) Witozinsky #2, 简称 WZ #2, 为与 WZ #1 对比获得三维收缩结构对气流的影响, 同时与改进收缩段对比获得不同曲线的气动特性, 收缩段前采用圆转方结构, 采用维氏曲线作为型线, 进口直径 $\phi=800$ mm, 收缩段为二维收缩型式。

3) Double cubic #1, 简称 DC #1 基于风洞气源能力设计的大管径收缩段, 采用双三次曲线作为型线, 收缩段前采用圆转方结构, 进口直径 $\phi=900$ mm, 收缩段为二维收缩型式。

4) Double cubic #2, 简称 DC2, 设计收缩段, 所用型线与 DC #1 一致, 收缩段前采用圆转方结构, 进口直径 $\phi=800$ mm, 收缩段为二维收缩型式。

为了节约计算资源同时更好地模拟试验工况, 依据工程实际, 在收缩段进口增加长度为 400 mm 的进口延伸段代替稳定段来流, 出口增加长度为 200 mm 的出口延伸段稳定气流, 收缩段几何结构如图 8。

采用商用软件 CFX 求解器进行求解, 为关注附面层的发展以及逆压梯度下的壁面约束流动, 选用低雷诺数流动性能较好的 $k-\omega$ SST (shear stress transfer) 湍流模型, 使用基于压力的耦合型求解器, 数值方法为二阶迎风格式。

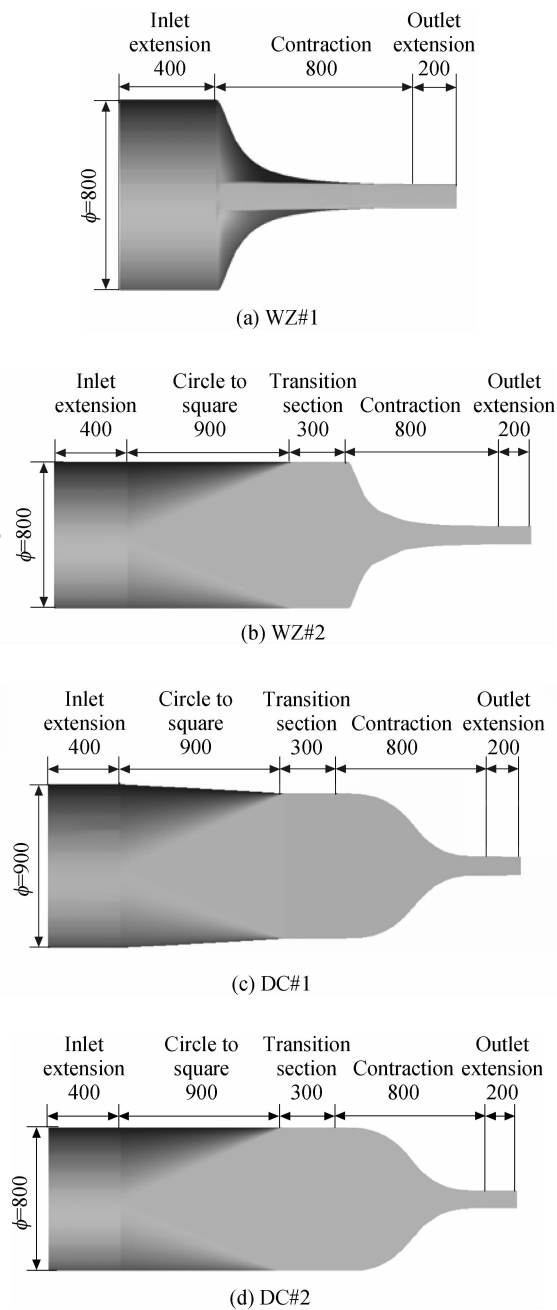


图 8 收缩段几何结构(单位:mm)

Fig. 8 Geometric structure of contraction section
(unit:mm)

计算条件根据试验给定出口背压为大气压,调节进口总压使出口马赫数达到 0.2,轴向进气,总温给定 330 K,无滑移绝热壁面条件。依据风洞结构中在进口延伸段进口采取壁面开缝的措施来中断附面层发展的具体措施,可忽略进口附面层厚度。风洞稳流段含有两个蜂窝器和三个整流网,可以有效降低湍流度,因此来流湍流度给定 1%。

2.2 网格无关性验证

使用 ICEM 对收缩段造型构造结构化网格,依据所选湍流模型控制壁面 y^+ 为 1 左右,同时保

证其与主流区网格交界处网格密度缓慢过渡。网格无关性验证选用的网格量(N)分别为:60 万、80 万、100 万、120 万。对四种网格数量的计算结果中的轴向速度进行对比确定最佳网格量,如图 9。

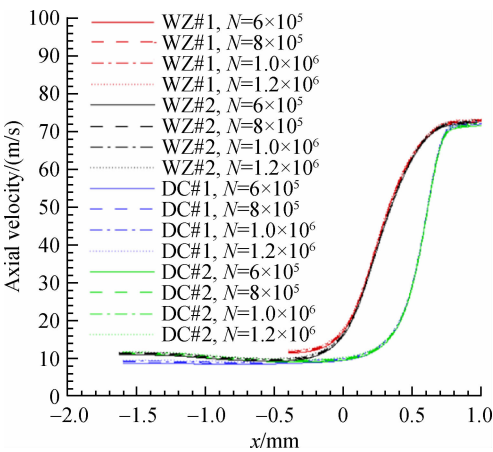


图 9 轴向速度分布
Fig. 9 Axial velocity distribution

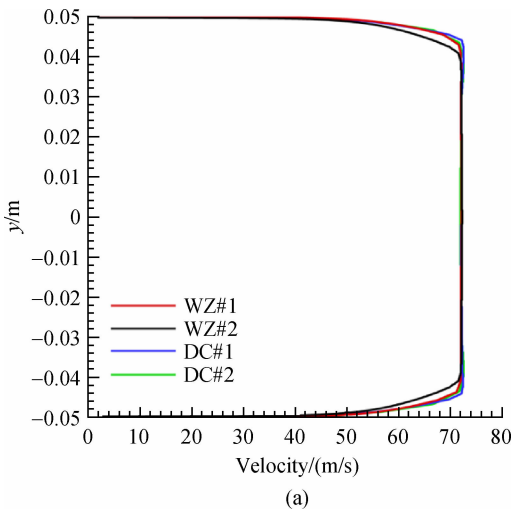
图 9 表现出随着网格数的增加, x 向速度略微增加,趋势保持一致,120 万网格与 60 万网格的轴向速度差距不超过 1%,因此计算网格量选用 60 万。

2.3 数值结果分析

2.3.1 核心区

速度核心区即除去边界层外的主流区域,通过收缩段出口 y 、 z 向中心线上速度分布,可以直观对比核心区大小,如图 10,进而预估出整个出口截面的核心区范围,如表 2。

依据表 2 可以大致得到不同收缩段出口截面的核心区范围:两种双三次收缩段的速度分布基本一致,核心区最大,为 $88\% \times 92.5\%$; WZ#1 次



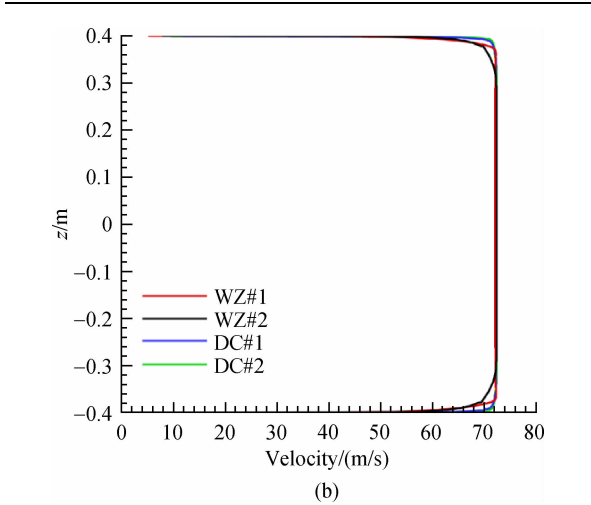


图 10 y、z 向出口速度

Fig. 10 Outlet velocity along y and z

表 2 速度核心区
Table 2 Velocity core area

方向	速度核心区占比/%		
	双三次收缩段	WZ#1	WZ#2
y	88	84	78
z	92.5	90	80

之,为 84%×90%;WZ#2 最小,为 78%×80%。相比 WZ#2,WZ#1 的三维结构能增大 13.2% 的核心区,双三次收缩段能进一步增大 5.8%。

为观察四种收缩段的损失特性,同样给出收缩段出口 y、z 向中心线上的总压恢复系数分布,如图 11。

双三次收缩段沿 y 向和 z 向的核心区都大于维氏收缩段,但总压恢复系数更小。WZ#2 比双三次收缩段的总压恢复系数更高,说明了维氏曲线的损失特性更好。WZ#1 相比 WZ#2 并无圆转方和过渡段,会使沿程损失略微下降,但并不明

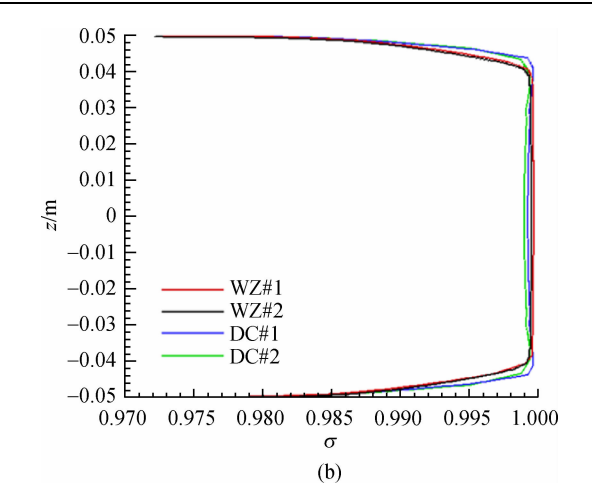
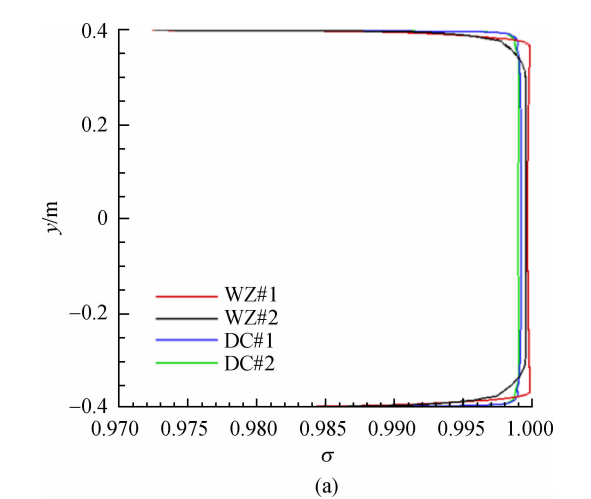


图 11 y、z 向出口总压恢复系数

Fig. 11 Outlet total pressure recovery coefficient along y and z

显。此外,WZ#1 的三维收缩结构能够明显拓宽核心区,与速度核心区的结论一致。DC#1 的损失特性比 DC#2 略好。

2.3.2 气流均匀性

动压系数^[5,22]衡量收缩段出口气流的速度大小均匀性,理想情况下,速度核心区动压系数应该为 0,而且各处的速度大小相等,方向沿轴线。但实际情况中,由于洞壁的干扰以及收缩曲线的差异,附面层发展情况不同,会使动压系数有较大区别,因此动压系数可以反映出气流核心区速度大小均匀性。

由于对比动压系数大小需要事先确定核心区,因此依据文中第 2.3.1 节核心区的结果来对比四种型式收缩段的气流均匀性。

动压系数

$$\mu_i = \left| \frac{q_i}{\bar{q}} - 1 \right| \tag{6}$$

其中 μ_i 是第 i 点的动压系数, q_i 是第 i 点的动压,即当地总压与静压之差; $\bar{q}$ 是测量点的平均动压值。根据国军标,均匀区域的动压系数不大于 0.005(图 12 中以虚线标示)。

y 向维氏收缩段的均匀性更好,WZ#1 动压系数更大,说明三维结构对气流均匀性不利。两个双三次收缩段中心部分的动压系数均达到 0.005,核心区两侧约 20% 的区域超出 0.005,且整体波动较大,两者相比之下,DC#1 的均匀区略大。

z 向四种收缩段中心区域的动压系数远小于 0.005。整体来看,WZ#2 的动压系数最小,整体非常平滑,是由于维氏出口稳流段较长,更有利于气流均匀,而且 WZ#2 避免了 WZ#1 三维结构

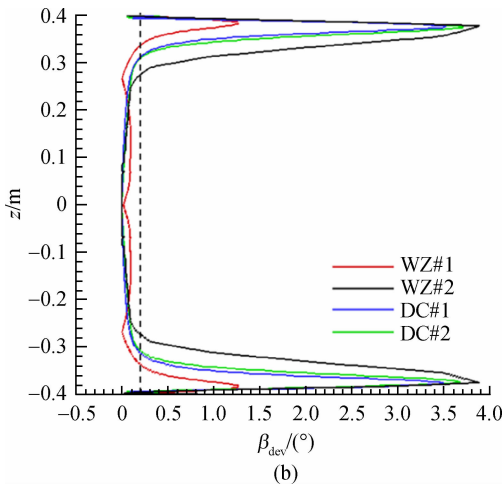
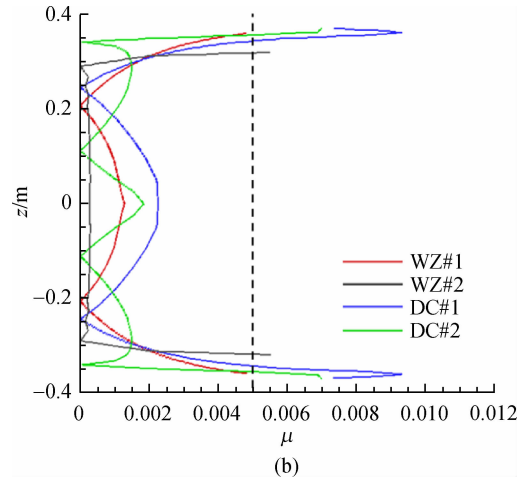
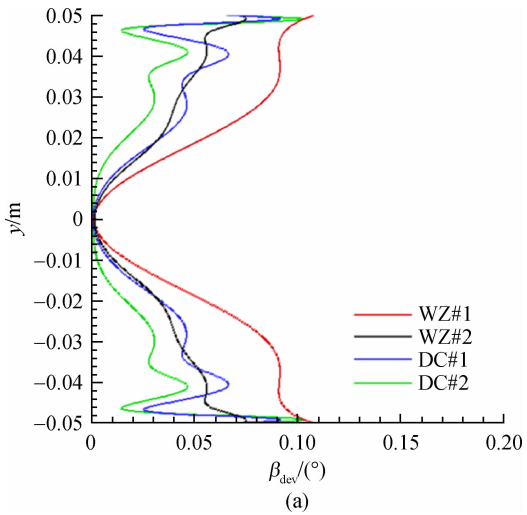
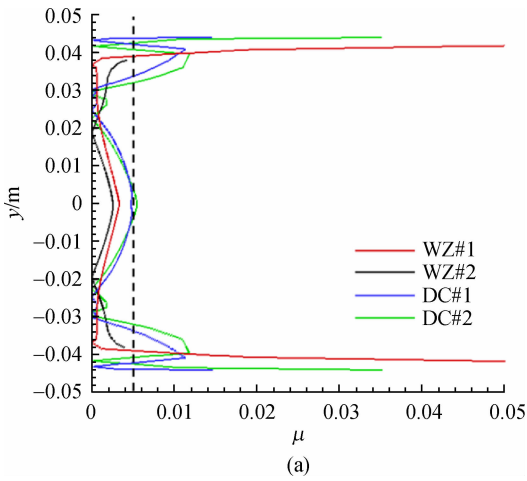


图 12 y 、 z 向出口动压系数

Fig. 12 Outlet dynamic pressure coefficient along y and z

图 13 y 、 z 向出口气流偏角

Fig. 13 Outlet deviation angle along y and z

扰动气流的不利影响。DC # 2 次之,DC # 1 动压系数最大,气流均匀性最差。

因此,相比双三次收缩段,维氏收缩段收缩后的稳流段较长,气流分布更加均匀。WZ # 2 比 WZ # 1 的均匀性更好,证明 WZ # 1 的三维收缩结构并不利于改善出口气流均匀性。整体来看,两种双三次收缩段相比 DC # 2 的性能更好。

2.3.3 气流偏角

气流偏角^[5,21]是指当地气流方向偏移主流的角度,反映流动的方向均匀性,主要受到横向压力梯度影响。本文出口的主流方向定义为 x 正向。

气流偏角 β_{dev} 定义

$$\beta_{\text{dev},i} = \arctan\left(\frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{u}\right) \quad (7)$$

其中 $\beta_{\text{dev},i}$ 是第 i 点的气流偏角, u 、 v 、 w 分别是沿 x 向、 y 向和 z 向的分速度。国军标规定:方向均匀区域的气流偏角不大于 0.2° (图 13 中以虚线

标示)。

沿着 y 向,四种收缩段出口的气流偏角均小于 0.2° ,同时双三次收缩段的气流偏角整体更小,DC # 2 的气流偏角最小。对比两种维氏收缩段发现,WZ # 1 的三维结构会对气流产生扰动,致使气流偏角整体增加,最大从 0.07° 增加至 0.1° ,增大了 43%,但对方向均匀区的拓展并无积极作用。

对比 z 向 WZ # 2 与双三次收缩段气流偏角分布,其在中心区域气流偏角基本一致,但采用双三次曲线可以将方向均匀区拓宽 0.1m,占 z 向宽度 12.5%。相比 WZ # 2、WZ # 1 的三维收缩结构能够拓展 z 向方向均匀区 17.5%,但会使其气流偏角整体增大。

因此,双三次收缩段的气流方向均匀性更好,DC # 2 整体优于 DC # 1。WZ # 1 的三维结构会增加气流扰动,使气流偏角整体增加,略微拓展 z 向方向均匀区。

2.3.4 轴向静压梯度

轴向静压梯度^[5,22]是指轴线上的气流静压沿流程变化的程度,反映了气流加速的快慢以及加速位置,如图 14。

轴向静压梯度

$$\nabla C_p = \left| \frac{dC_p}{dx} \right| \tag{8}$$

式中 C_p 是静压系数。

图 14 反映出双三次收缩段与维氏收缩段有着明显的区别,但 DC # 1 和 DC # 2 几乎完全重合,WZ # 1 与 WZ # 2 相比,轴向静压梯度有微小差异,由三维结构引起。维氏收缩段在进口处压力梯度更大,峰值位于前半段($x=0.3\text{ m}$),说明其进口收缩更快,在出口处压力梯度小,收缩慢。双三次收缩段正好与其相反,梯度峰值位于后半段($x=0.65\text{ m}$),进口收缩慢,出口收缩快。双三次收缩段在后半段收缩,且顺压梯度更大,利于形成更薄的附面层,核心区更宽,方向更均匀,与文中第 2.3.1 节和第 2.3.3 节结论一致。

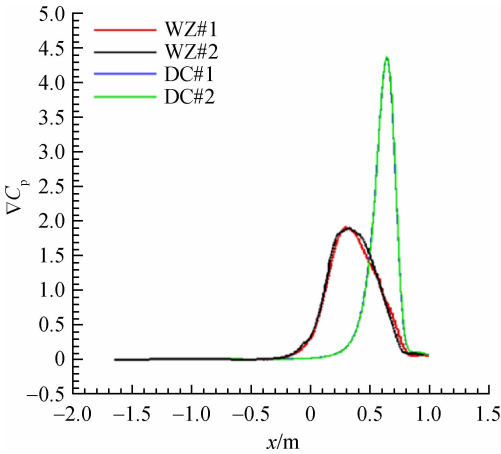


图 14 轴向静压梯度分布

Fig. 14 Axial static pressure gradient distribution

2.3.5 分离特性

良好的收缩曲线在实现均匀出口气流的同时,应该满足流场无分离的要求。可以通过近壁速度分布进行分析,如图 15。

整体来看,DC # 1 和 DC # 2 的近壁速度分布完全重合,WZ # 1 和 WZ # 2 的收缩段部分近壁速度趋势基本一致,过渡段部分速度分布则不同。WZ # 1 三维流动最强,上游过渡段受到三维收缩段结构的影响,近壁速度分布最为紊乱,WZ # 2 及双三次收缩段为方转方结构,对上游流动影响小,因此过渡段速度分布平缓。

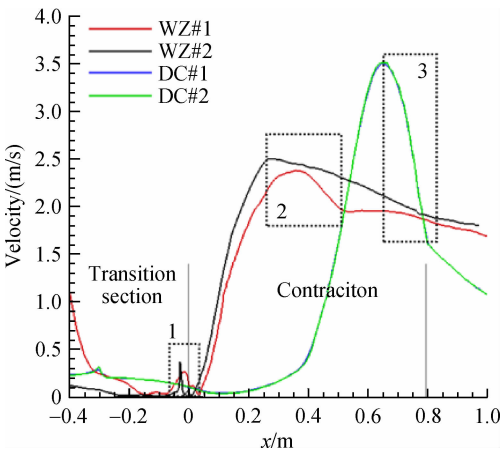


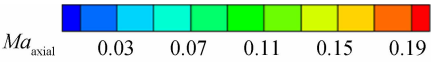
图 15 近壁速度分布

Fig. 15 Velocity distribution near wall

在收缩段入口处(虚线框 1),维氏收缩段的近壁速度明显下降,存在逆压梯度,双三次收缩段速度平缓;加速后在出口处,所有收缩段的近壁速度都发生过冲,存在逆压梯度(过冲指气流速度的峰值超过设定速度,图中以虚线框 2、3 标示)。维氏收缩段的过冲较小,远离出口,双三次收缩段的过冲更强,靠近出口,因此维氏收缩段的出口均匀性更好。

由于四种收缩段进出口处存在逆压梯度,有分离的可能,给出流线图进行分析,流线颜色表示当地轴向马赫数(Ma_{axial})大小。

图 16 表明,维氏收缩段进口处均发生分离,出现一对旋涡,而双三次曲线则具有良好的流线,说明进口分离是由收缩曲线的原因导致,在于维



(a) WZ#1

(b) WZ#2

(c) DC#1

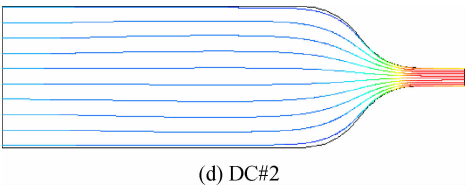


图 16 子午面流线

Fig. 16 Streamline on meridian plane

氏曲线进口收缩较急,而并非 WZ#1 的三维收缩结构。

2. 3. 6 马赫数等值线

马赫数等值线的轮廓可以表明速度大小均匀性,而等值线的分布密度可以表现速度梯度。因此给出轴向马赫数 (Ma_{axial}) 等值线分布如图 17 所示。

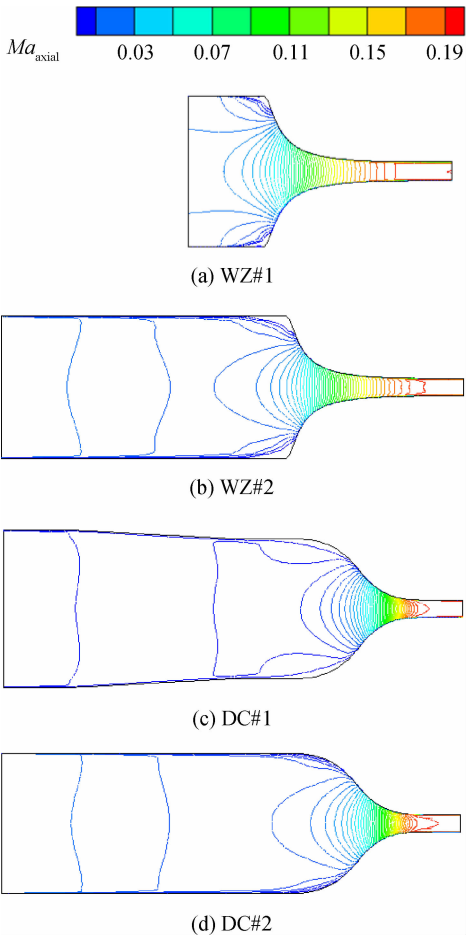


图 17 轴向马赫数等值线

Fig. 17 Contour line of axial Mach number

马赫数等值线表明,四种收缩段并没有出现显著的不均匀流动段,速度过渡良好。另外维氏收缩段的加速段(速度等值线分布密集处)靠近收缩段进口,出口的速度等值线没有向试验段凸起,

说明其出口主流较为均匀。双三次收缩段的加速段更靠近出口,出口的速度等值线向试验段凸起明显,导致出口主流的不均匀性略差,佐证了上文的流场均匀性分析结果。

3 结 论

本文基于西北工业大学高亚声速平面叶栅风洞,采用试验数值相结合的方法,研究采用不同曲线与几何的收缩段的气动性能,可得出如下结论:

1) 对维氏收缩段进行测量,发现其出口的速度场、总压场良好,核心区宽广,但出口栅距方向端部三维流动较强,方向核心区较小,且整体气流偏角较大。

2) 维氏曲线在前部加速气流,出口气流更均匀,损失特性更好,但进口收缩过急壁面逆压梯度会引起气流分离。双三次曲线在后部加速气流,主流区顺压梯度更大,附面层更薄,因此出口核心区更宽,方向更均匀,分离特性更好,但出口过冲更大。

3) 现有收缩段的三维结构在拓宽核心区同时对气流扰动较大,会恶化速度大小均匀性和方向均匀性,气流偏角增加最大达 43%。两种双三次收缩段相比,DC#1 的损失特性更好,气流均匀性更差,但差距很小,且轴向静压梯度、轴线速度分布完全一致,因此进口管径对双三次曲线气动性能影响不大。

综上,为了改进现有维氏收缩段的出口方向场,必须避免圆直接收缩至方的现有收缩结构,同时可以采用双三次收缩段进一步提高方向场品质。

参考文献:

[1] 楚武利,刘前智,胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2009.

[2] 胡骏. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2014.

[3] 孙邵鹏,徐明方,王发祥,等. 高速风洞和低速风洞流场品质规范[M]. 北京:国防科学技术工业委员会,1991.

[4] 伍荣林,王振羽. 风洞设计原理[M]. 北京:北京航空学院出版社,1985.

[5] 程开甲,李元正. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京:国防工业出版社,2003.

[6] 徐文峰,孙鹏,黄龙盛,等. 扇形叶栅进口收缩段气动设计与实验研究[C]//中国工程热物理学会热机气动热力学论文集. 北京:中国工程热物理学会,2019:192031. 1-192031. 11.

[7] 刘卫红. 轴对称收缩段设计研究[J]. 空气动力学学报 1998,16(2):111-115.

LIU Weihong. The design and study of the axisymmetric convergent section[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1998, 16(2): 111-115. (in Chinese)

[8] 周勇为, 常熹钰, 易仕和. 低湍流度磁悬浮风洞的气动和结构设计[J]. *流体力学实验与测量*, 2001, 15(4): 1-6.

ZHOU Yongwei, CHANG Xiyu, YI Shihe. The aerodynamic and structural design of low turbulence intensity of MSWT[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2001, 15(4): 1-6. (in Chinese)

[9] 李强, 丁珏, 翁培奋. 低湍流度低速风洞及气动设计[J]. *上海大学学报*, 2007, 13(2): 203-207.

LI Qiang, DING Jue, WENG Peifen. Aerodynamic and structural design of low-velocity and low-turbulence wind tunnel[J]. *Journal of Shanghai University*, 2007, 13(2): 203-207. (in Chinese)

[10] 韩建涛, 王晏根, 阳诚武, 等. 跨音速涡轮平面叶栅风洞收缩段设计方法研究[J]. *燃气轮机技术*, 2017, 30(2): 17-22.

HAN Jiantao, WANG Yangen, YANG Chengwu, et al. Wind tunnel contraction design for transonic turbine linear cascade test[J]. *Gas Turbine Technology*, 2017, 30(2): 17-22. (in Chinese)

[11] 王帅, 刘小康, 陆龙生. 直流式低速风洞收缩段收缩曲线的仿真分析[J]. *机床与液压*, 2012, 40(11): 100-104.

WANG Shuai, LIU Xiaokang, LU Longsheng. Numerical analysis on contraction curve of low-speed blow down wind tunnel[J]. *Machine Tool and Hydraulics*, 2012, 40(11): 100-104. (in Chinese)

[12] 王喜魁. 风洞高次曲线收缩段壁型及其性能[J]. *空气动力学学报*, 1997, 15(2): 251-255.

WANG Xikui. The high-order curve wall shape and the characteristics of the tapering section of the wind tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1997, 15(2): 251-255. (in Chinese)

[13] 仇健. 基于 CFD 的汽车风洞收缩段设计及流场品质分析[D]. 长沙: 湖南大学, 2011.

QIU Jian. The automotive wind tunnel contraction section design and the flow field quality analysis based on CFD[D]. Changsha: Hunan University, 2011. (in Chinese)

[14] 吴宗成, 陈晏清, 万曦. 水洞收缩段流场的数值模拟及优选[J]. *北京航空航天大学学报*, 1998, 24(3): 67-70.

WU Zongcheng, CHEN Yanqing, WAN Xi. Numerical simulation and optimization for contraction flow of water tunnel[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1998, 24(3): 67-70. (in Chinese)

[15] 苏耀西, 林超强, 洪流. 矩形风洞收缩段流场的计算和分析[J]. *空气动力学学报*, 1991, 9(4): 379-386.

SU Yaoxi, LIN Chaoqiang, HONG Liu. Flow analysis of rectangular wind tunnel contraction[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1991, 9(4): 379-386. (in Chinese)

[16] MOREL T. Comprehensive design of axisymmetric wind tunnel contractions[R]. ASME Paper 75-FE-17, 1975.

[17] BORGER G G. The optimization of wind tunnel contractions for the subsonic range[R]. NASA TTF-16899, 1976.

[18] BELL J H, MEHTA R D. Contraction design for small low-speed wind tunnels[R]. Palo Alto, CA, US: Stanford University, 1988.

[19] FANG F M, CHEN J C, HONG Y T. Experimental and analytical evaluation of flow in a square-to-square wind tunnel contraction[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2001, 89(3/4): 247-262.

[20] 张连河, 范洁川. 三维收缩段优化设计研究[J]. *空气动力学学报*, 2003, 21(4): 417-423.

ZHANG Lianhe, FAN Jiechuan. Research of optimized design of the three-dimensional contraction[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2003, 21(4): 417-423. (in Chinese)

[21] 李国文, 徐让书. 风洞收缩段曲线气动性能研究[J]. *实验流体力学*, 2009, 23(4): 73-76, 81.

LI Guowen, XU Rangshu. Study of the performance of contractive curve for the wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2009, 23(4): 73-76, 81. (in Chinese)

[22] MOREL T. Design of two-dimensional wind tunnel contractions[R]. ASME Paper 76-WA/FE-4, 1977.

(编辑: 陈 越)