

极限条件下的大角度扩散段优化设计数值模拟

丛成华^{1,2}, 任泽斌², 杨高强², 王 宁²

- (1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000;
2. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计及测试技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为提升某低速风洞大角度扩散段静压恢复性能,降低总压损失至分流隔板的水平,采用计算流体力学(CFD)方法对该扩散段不同设计方案进行了模拟.采用阻尼网能有效抑制分离,阻尼网布置位置和开孔率对大角度扩散段内的流动状态和总压损失有很大影响.使用直线壁面扩散时,由于扩散角过大,第1层阻尼网对抑制大角度扩散段入口分离效果很弱,总压损失无法达到预期设定指标.采用三次曲线壁面扩散时,总压损失明显降低,小于预期指标,但存在小范围的分离.分级扩散能有效降低总压损失,按照最大静压恢复设计的分级扩散段,避免了入口的气流分离,能大幅度降低总压损失.对分级扩散的进一步研究表明,按照最大静压恢复设计的第1级扩散段扩散角已达到上限,为抑制第3级扩散段的分离,缩短第2级扩散段,减小第3级扩散段扩散角的方法是合理的.通过对不同方案流态的比较得出了最佳的参数匹配,总压损失指标达到了设计要求.因此采用数值模拟能够获得最佳的大角度扩散段设计结果.

关 键 词: 低速风洞; 大角度扩散段; 阻尼网; 总压损失; 流动控制; 优化设计

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical simulation for optimal design of wide angle diffuser in limited condition

CONG Cheng-hua^{1,2}, REN Ze-bin²,

YANG Gao-qiang², WANG Ning²

- (1. State Key Laboratory of Aerodynamics,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Facility Design and Instrumentation Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: In order to improve the static pressure recovery of specific low speed wind tunnel wide angle diffuser (WAD) and reduce the total pressure loss to the level of the splitter plates, different configurations of WAD were studied using computational fluid dynamics (CFD). The screens could restrain flow separation. The position and opening area ratio of the screens had an important effect on the flow regimes and total pressure loss. The total pressure loss using linear wall WAD was greater than the expected value. Due to the oversize diffuser angle, the first screen played a little role on separation control of WAD inlet. By use of cubic curve wall, the total pressure loss evidently decreased and was less than the expected value. But a little separation in WAD existed. Simple segment linear walls had profound function on the drop of total pressure loss. Based on the method of maximum static pressure recovery, WAD using three segment linear walls was designed. The separation of inlet

disappeared. And the total pressure loss was reduced to a great extent. Further investigation on the diffuser of three segment linear walls indicated that the angle of the first level diffuser was upper limit to the edge of separation based on the method of maximum static pressure recovery. To restrain separation of the third level diffuser, the method was reasonable to shorten the second level diffuser length and reduce the third level diffuser angle. Combination of satisfactory parameters, which could significantly produce less total pressure loss to the expected level, was obtained based on flow regime analysis of different configurations. It is concluded that the optimal design of WAD can be obtained based on numerical simulation.

Key words: low speed wind tunnel; wide angle diffuser; screen; total pressure loss; flow control; optimal design

空气动力学近年来受到的重视程度增加,为开展相关试验,连续式低速风洞相继建立^[1].在连续式风洞中一般都要设置扩散段,当扩散段的扩散角或当量扩散角小于 $5^{\circ}\sim 6^{\circ}$ 且面积比小于3时一般不会发生流动分离,但仅采用这样的常规扩散段,会大大增加风洞尺寸,影响风洞造价、运转功率及其他部段的布局.为此采用大角度扩散段可以保证短距离内使得气流速度降低.但当扩散角过大时,壁面边界层必然分离,产生较大的总压损失,出口静压恢复非常有限,同时导致试验段流场品质下降.

为了抑制大角度扩散段内的边界层分离,提高静压恢复能力,已经进行了大量的试验和数值研究.最常用的措施是在大角度扩散段内布置阻尼网,使用阻尼网后的大角度扩散段的流动状态对入口条件不再敏感^[2],但阻尼网数量、位置和开孔率对扩散段的压力损失有非常大的影响^[3].为提高扩散段出口速度均匀性,Hancock对阻尼网效应进行了理论分析^[4].Kulkarni则通过数值模拟对阻尼网参数选择与布置位置进行了对比,其优化方案得到了风洞试验验证^[5].为保证每层阻尼网的压降不致过大,Mehta建议大角度扩散段内最好布置几层阻尼网^[6].Sahin在 45° 和 60° 扩散段中为了获得最高的静压恢复能力,通过理论分析对比了阻尼网参数的影响,之后通过试验进行了验证^[7].

Moore的研究指出,在接近分离前,扩散段能够达到最高的静压恢复效率,再增大扩散角,扩散段的静压恢复效率下降很快^[8].根据Cochran的研究,当扩散角为 $14^{\circ}\sim 31^{\circ}$ 之间时,矩形截面的二维扩散段内流动将呈现为非定常三维分离,静压恢复效率很低^[9].为考虑扩散段面积比和长度对静压恢复效率的影响,Chiccine进行了详细的试

验^[10].Yaste和Grumet则对分级扩散设计进行了试验和数值模拟研究^[11-12].Bouis等在ETW(European transonic wind tunnel)设计中采用了分级扩散的锥形扩散段,试验结果证实,该设计有效避免了流动分离^[13].丛成华等对暂冲式风洞和连续式风洞大角度扩散段整流装置布置方式进行了详细的分析,成果得到了实际应用^[14-15].

在某低速风洞中,布置有大角度扩散段,横断面为正方形,入口边长为3.5 m,出口边长为7.5 m,长为10.2 m,面积比 $r_a=4.592$,半扩散角 $\alpha=11.1^{\circ}$.初始设计采用分流隔板进行整流,仅有摩擦损失和扩散损失,总压损失系数为0.22.在后续施工中,由于尺度和强度的原因,导致无法采用分流隔板.拟采用阻尼网、曲线壁面、分级扩散的方式进行整流,但在风洞动力基本无法增加的情况下,必须在总压损失系数小于0.22的极限条件下开展整流设计.

在极限总压损失情况下进行大角度扩散段设计,国内外鲜见相关研究.在某低速风洞中,上游为拐角段,下游为稳定段,入口气流均匀性较差;另外,由于横断面为正方形,角点附近边界层增长较快,比锥形扩散段更容易出现分离.为使大角度扩散段内不出现流动分离或出现定常分离,提高试验段气流品质,通过数值模拟对该部段不同设计方案进行对比,相比于试验,能够有效降低费用,缩短设计周期.为此本文通过分析不同设计方案下大角度扩散段内的气流特性和流动细节,进行了方案优化,实现了极限总压损失条件.

1 大角度扩散段设计条件

静压恢复系数定义为

$$C_p = \frac{p_2 - p_1}{p_{d1}} = \frac{p_2 - p_1}{\rho_1 V_1^2 / 2} \tag{1}$$

总压损失系数定义为

$$C_e = \frac{p_{01} - p_{02}}{p_{d1}} = \frac{p_{01} - p_{02}}{\rho_1 V_1^2 / 2} \tag{2}$$

采用不可压缩假设,根据伯努利方程可以得到

$$C_e = 1 - \frac{A_1^2}{A_2^2} - \frac{p_2 - p_1}{\rho_1 V_1^2 / 2} = 1 - \frac{A_1^2}{A_2^2} - C_p \tag{3}$$

其中 p_{d1} 是扩散段入口动压(Pa); p_1 与 p_2 分别为扩散段入口与出口静压(Pa); p_{01} 与 p_{02} 分别为扩散段入口与出口总压(Pa); A_1 与 A_2 分别为扩散段入口与出口面积(m^2); ρ_1 为扩散段入口密度(kg/m^3); V_1 为扩散段入口速度(m/s).

设计得到的大角度扩散段必须满足 $C_e \leq 0.22$, 为保证在各种流动状态下都能满足风扇的动力输出, 预留 10% 的余量, 即必须满足 $C_e \leq 0.198$. Bouis 等在设计时, 为确保流动不分离, 将阻尼网阻力系数从最初设计的 1.306 增加到了 1.447^[13]. 从式(3)可以看到, 为降低总压损失系数, 必须尽可能提高静压恢复能力. 而 Schubauer 等发展的阻尼网设计方法是基于零静压恢复设计^[2], 总压损失大大增加, 在该扩散段的设计中不适用. 根据 Cochran 的研究结果^[9], 在出现明显的定常分离时, 金字塔型的二维扩散段静压恢复能力最高. 但风洞中出现大范围定常分离是不允许的, 这限制了静压恢复提高的能力.

2 建模与数值方法

大角度扩散段示意图如图 1 所示, 在建模时, 以气流流动的方向为 x 轴, 铅垂方向(即法向)为 y 轴, z 轴按右手坐标系法则设定, 大角度扩散段入口中心为坐标原点.

2.1 计算网格

采用结构网格能够达到更高的精度, 共 300 万个网格单元. 如图 1 所示. 为充分模拟边界层的

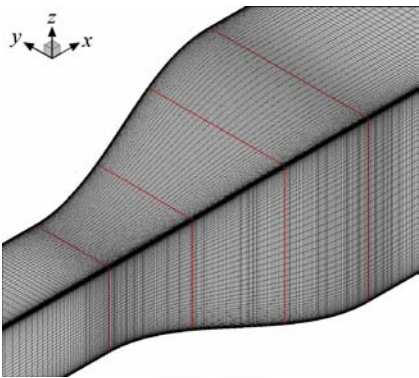


图 1 大角度扩散段的计算区域及网格示意图
Fig. 1 Computational domain and grid view of wide angle diffuser

发展, 壁面处的网格满足 $y^+ \approx 1$, 在边界层内, 沿垂直壁面方向相邻网格点的间距比小于 1.17.

2.2 控制方程

控制方程为 Navier-Stokes 方程

$$\frac{1}{\rho} \cdot \frac{D\rho}{Dt} = -\partial_i v_i$$
$$\rho \frac{Dv_i}{Dt} = -\partial p_i + \partial_j \tau_{ji} + S_i \tag{4}$$

式中 D 表示全导数, S_i 是为了模拟阻尼网所附加的动量源项, 其他参数的含义及方程求解方法参阅文献[15].

2.3 边界条件

入口气流密度为 $1.225 \text{ kg}/\text{m}^3$, 速度为 $36.73 \text{ m}/\text{s}$, 该条件对应的试验段速度为 $60 \text{ m}/\text{s}$; 出口为压力出口; 壁面按照绝热无滑移黏性边界处理.

阻尼网压降系数 K 定义为

$$K = \frac{\Delta p}{p_d} = \frac{p_{in} - p_{out}}{p_d} \tag{5}$$

其中 Δp 为流经阻尼网的总压损失(Pa); p_d 是按照阻尼网前速度计算的动压(Pa); p_{in} 与 p_{out} 分别为阻尼网前后总压(Pa). 阻尼网边界条件的设定参阅文献[15].

2.4 算法验证

采用文献[16]的算例验证算法, 在该流动中存在较小的分离, 能较好地验证计算方法. 网格为 141×81 (流向 $\times$ 法向). 从图 2 中可以看到, 不同站位上的速度分布模拟值(CFD)与试验结果吻合很好, 分离区的模拟结果与试验稍有差异, 因此本

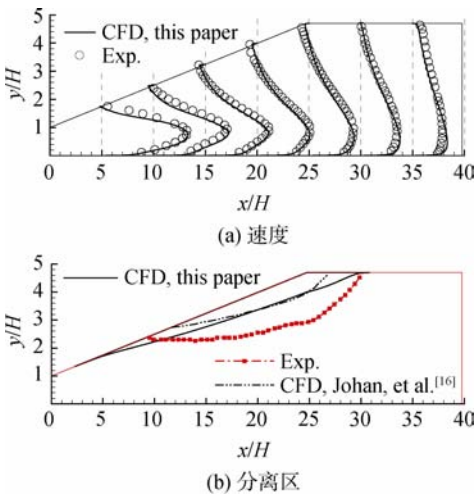


图 2 扩散段速度分布和分离区
Fig. 2 Velocity distribution and separation region of a diffuser

文的方法可以用于大角度扩散段内流场模拟. 图 2 中 H 为扩散段入口高度.

3 数值模拟结果

大角度扩散段按照极限总压损失设计, 为此必须首先明确传统设计方法中的总压损失, 进而通过分级扩散达到设计目标, 在行文中按照这一过程给出结果.

3.1 无整流时

图 3 给出了大角度扩散段未整流时的流动状态, 分离主要出现在角点附近, 流动进入大角度扩散段就发生了分离. 这与 Cochran 的试验结果是一致的, 他发现在角点处更容易发生流动分离^[9]. 由于分离的存在, 致使出口速度分布极为不均匀. 在风洞运行过程中, 大角度扩散段入口气流更为不均匀, 靠近壁面处的分离区会进一步增大, 形成较大范围的非定常分离, 导致气流产生较大脉动, 甚至会随气流一直到试验段. Cochran^[9] 和 Yaste^[11] 试验发现, 这些脉动很难消除.

从图3上还可以看到, 总压损失主要发生在

流动分离处, 入口处气流分离导致的流动损失尤其大, 在通道中央未分离处, 总压(p_0)几乎没有损失. 从表 1 的方案 1 可以看到, 无整流措施时, 总压损失系数为 0. 237, 静压恢复能力非常低, 静压恢复系数仅为 0. 181. 表 1 中 L_1 和 L_2 表示第 1 级、前两级扩散段的长度, α_1 和 α_2 表示第 1 级、第 2 级扩散段的扩散角, $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ 表示第 1 层、第 2 层和第 3 层阻尼网的开孔率.

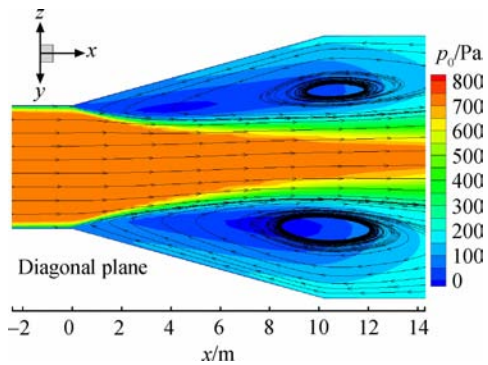


图 3 未布置阻尼网时扩散段内的分离区(方案 1)
Fig. 3 Separation region inside of diffuser without screen (case 1)

表 1 不同设计参数下的总压损失系数和静压恢复系数

Table 1 Total pressure loss coefficient and static pressure recovery coefficient with different parameters

方案	L_1/m	β_1	$\alpha_1/(^{\circ})$	L_2/m	β_2	$\alpha_2/(^{\circ})$	β_3	C_p	C_e
1		1			1		1	0. 181	0. 237
2	3. 4	0. 56	11. 1	6. 8	0. 56	11. 1	1	0. 335	0. 232
3	5. 5	0. 56	11. 1	7. 9	0. 56	11. 1	1	0. 309	0. 241
4	2. 9	0. 56	11. 1	6. 6	0. 56	11. 1	1	0. 339	0. 231
5	2. 2	0. 56	11. 1	6. 8	0. 56	11. 1	1	0. 332	0. 234
6 *	3. 4	0. 56	11. 1	6. 8	0. 56	11. 1	1	0. 447	0. 190
7 *	3. 4	0. 51	11. 1	6. 8	0. 56	11. 1	1	0. 361	0. 223
8	3. 4	0. 56	8. 4	6. 8	0. 56	11. 0	1	0. 361	0. 222
9	6. 2	0. 66	5. 4	8. 0	0. 51	12. 3	1	0. 483	0. 172
10	6. 2	1	5. 4	8. 0	1	12. 3	1	0. 546	0. 114
11	5. 1	0. 66	5. 9	6. 9	0. 51	12. 1	1	0. 441	0. 188
12	6. 2	0. 66	5. 4	7. 6	0. 51	14. 6	1	0. 478	0. 175
13	6. 2	0. 66	5. 4	8. 0	0. 51	12. 3	0. 51	0. 431	0. 196
14	6. 2	0. 66	5. 4	7. 6	0. 51	14. 6	0. 51	0. 425	0. 198
15	5. 1	0. 66	5. 9	6. 9	0. 51	12. 1	0. 56	0. 410	0. 204
16	6. 2	0. 66	5. 4	7. 2	0. 51	18. 5	0. 56	0. 432	0. 196

注: * 为三次曲线壁面扩散,其他未标注的皆为直线壁面扩散.

3.2 采用两层阻尼网

在大角度扩散段内布置两层阻尼网,根据文献[14]的研究结果,第 1 层阻尼网布置在距离入口 3.4 m 处,第 2 层阻尼网布置在距离入口 6.8 m 处.从图 4 可以看到,气流入口即开始了分离,随后由于阻尼网的存在,总压降低,分离受到了抑制,气流方向也发生了偏转,此时的总压损失系数为 0.232(表 1 的方案 2),超出了设计指标.由于阻尼网采用更高的开孔率根本无法抑制分离,在不增加总压损失和不改变大角度扩散段外形的前提下,将阻尼网位置后移,第 1 层阻尼网布置在距离入口 5.5 m 处,从图上可以看到,分离区域明显增大,从表 1 的方案 3 可以看到,将阻尼网后移不能减小总压损失.如果为抑制分离,继续降低第 1 层阻尼网开孔率,损失将进一步增加.

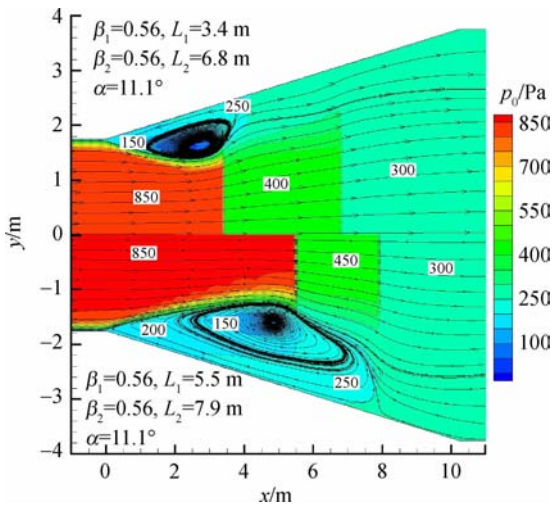


图 4 阻尼网不同位置时的总压与流态(方案 2,3)
Fig. 4 Total pressure contour and flow regime with screen installed at different position (case 2, case 3)

图 5 给出了采用相同开孔率的两层阻尼网且分别布置在距离入口 3.4 m 和 6.8 m 时的 C_p 和 C_e (开孔率为 1 表示未安装阻尼网),可以看到,加入高开孔率阻尼网后,静压恢复系数快速上升,随着阻尼网开孔率降低,分离得到抑制, C_p 和 C_e 都在增加,当分离还存在但基本消失时, C_p 达到最大值, C_e 基本呈线性增加;继续降低开孔率, C_p 将快速下降而 C_e 将快速增加.

从前面的结果和分析可以看到,在某一流动状态下,阻尼网位置和开孔率存在一个最佳组合,就是分离刚刚得到抑制,这时总压损失系数较小,而静压恢复系数较高.根据式(5),阻尼网肯定会

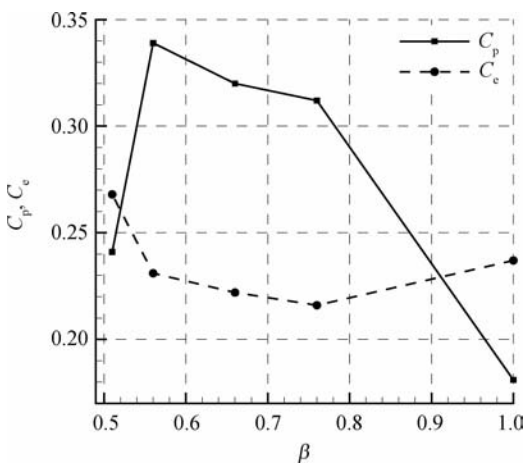


图 5 两层阻尼网时的总压损失系数和静压恢复系数
Fig. 5 Total pressure loss coefficient and static pressure recovery coefficient with two screens

增加总压损失,因此,关键是在抑制分离所得到的总压损失增益与阻尼网所致的总压损失之间取得平衡.

为抑制入口分离,将阻尼网位置前移,从图 6 可以看到,入口分离区明显减小,对比表 1 中的方案 2、方案 4、方案 5 可以发现,阻尼网前移时总压损失系数基本保持不变,而按照式(5),相同的阻尼网在动压大的位置损失更大,这可以得到两个结论:一是分离损失要较扩散损失、摩擦损失大得多;二是第 1 层阻尼网必须能够有效抑制分离才能降低总压损失,过高的开孔率将导致额外的分离损失.

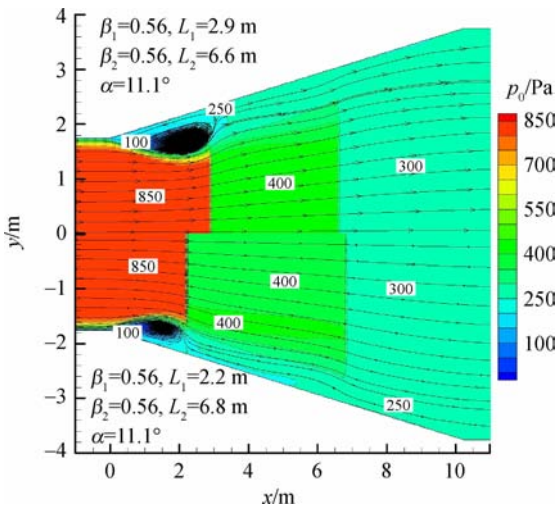


图 6 阻尼网不同位置时的总压与流态(方案 4,5)
Fig. 6 Total pressure contour and flow regime with screen installed at different positions (case 4, case 5)

3.3 曲线扩散

前面看到,将阻尼网前移或后移都无法抑制入口的流动分离,也无法满足 C_e 的设计指标. 采用曲线壁面扩散时,逆压梯度的一部分用于克服离心力,能有效抑制边界层分离^[17]. 图 7 给出了采用三次曲线壁面的情况,与直线壁面扩散相比,总压损失减小,静压恢复性能提升(表 1 中的方案 6),满足 $C_e \leq 0.198$ 的设计指标. 从流线看,气流在入口和第 2 层阻尼网前都发生了分离,这是设计时所不允许的. 为抑制分离,降低第 1 层阻尼网开孔率,当分离基本消除时, C_e 无法满足设计指标(表 1 中的方案 7).

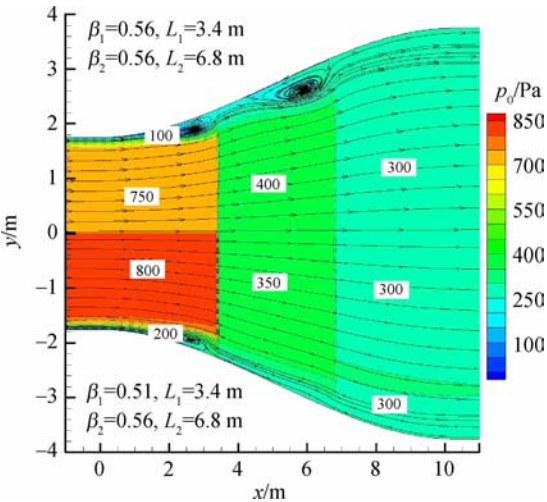


图 7 三次曲线壁面扩散段不同开孔率阻尼网时总压与流态(方案 6,7)

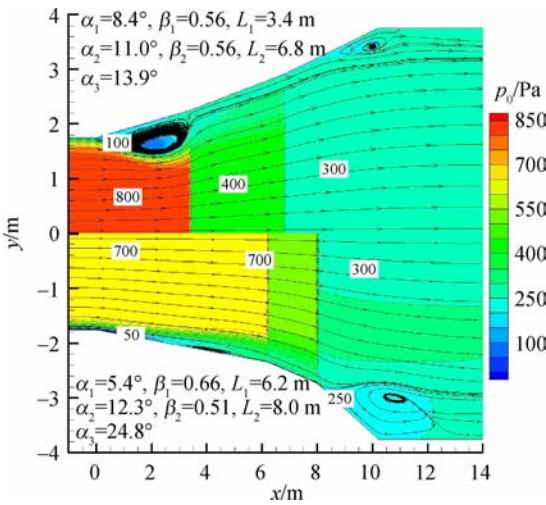


图 8 分级扩散时不同方案的总压与流态(方案 8,9)
Fig. 8 Total pressure contour and flow regime with three segment linear walls (case 8, case 9)

计的大角度扩散段. 采用该方法设计的大角度扩散段,第 1 级扩散段处于分离边缘,由于扩散角较小,长度相对较长,气流速度下降,布置阻尼网时能有效降低总压损失. 从图 8 可以看到,当入口扩散角减小到 5.4° 时,入口分离基本消失,同时总压损失明显下降,从表 1 的方案 9 看到,满足了 $C_e \leq 0.198$ 的设计指标,但由于出口处扩散角过大,导致出口处出现分离. 按照最大静压恢复设计的大角度扩散段,在没有使用阻尼网整流时(表 1 中的方案 10),总压损失系数大大降低,静压恢复系数大幅度提升,这说明大角度扩散段内的分离区明显减小(与方案 1 相比),分级扩散的设计结果是准确的.

为抑制出口处的分离,减小出口扩散角,一种方法是增加第 2 级扩散段扩散角,同时增加第 3 级扩散段长度;另一种方法是增加第 1 级扩散段扩散角,同时增加第 3 级扩散段长度. 从表 1 的方案 11 和方案 12 可以看到,两种处理方式都可以满足 $C_e \leq 0.198$ 的设计指标. 但与方案 9 对比可以看到,第 1 层或第 2 层阻尼网前移,都会增加总压损失系数,降低静压恢复系数. 从图 9 可以看到,这两种设计结果在出口处依然存在分离.

再增加第 2 级扩散段扩散角,第 2 级扩散段将出现分离;再增加第 1 级扩散段扩散角,气流入口就会分离;再增加第 3 级扩散段长度,阻尼网的布置就会前移,导致总压损失系数进一步加大,因此第 3 级扩散段的扩散角基本无法再减小,为抑制分离,只能在出口处布置阻尼网.

3.4 分级扩散

从前面可以看到,采用不同的阻尼网布置方法和曲线壁面都无法抑制入口分离,为此必须采用分级扩散减小入口扩散角. 分级扩散时,阻尼网安装在壁面角度突然变化处^[13]. 使用分级扩散后,通过前置的小角度扩散段容易降低分离程度,避免了气流进入扩散段就出现分离的缺点,从图 8 可以看到,在第 1 级扩散段扩散角减小到 8.4° 时仍无法避免入口分离.

Cochran 在研究二维扩散段时指出,出现明显的定常分离时扩散段静压恢复能力最高^[9]. 结合文献[18]给出的锥形和二维扩散段第 1 次出现明显分离的界限,得到了按照最大静压恢复所设

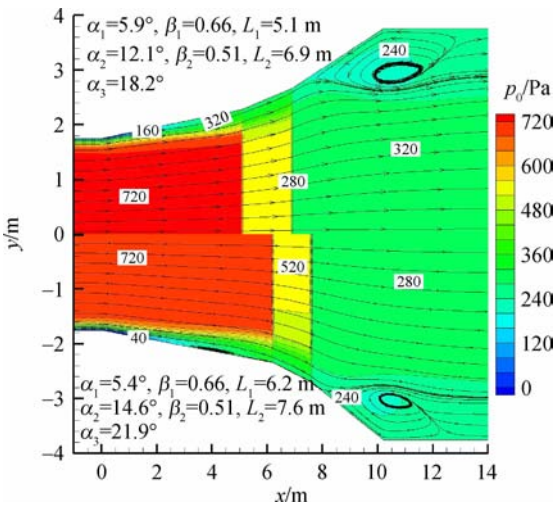


图 9 分级扩散时不同方案的总压与流态(方案 11,12)
Fig. 9 Total pressure contour and flow regime with three segment linear walls (case 11, case 12)

3.5 3 层阻尼网

根据前面的结果,必须布置第 3 层阻尼网.从图 10 可以看到,第 1 层阻尼网采用 0.66 的开孔率即可以抑制入口分离,这时阻力系数较小,降低了总压损失.再提高第 1 层阻尼网开孔率,将无法抑制分离. Schubauer 等^[2]在试验中发现,阻尼网开孔率为 0.86 时对分离几乎没有抑制作用. Yaste^[11]发现开孔率为 0.76 时阻尼网抑制分离的效果也很小.

、由于只降低第 2 层阻尼网的开孔率,也无法抑制第 3 级扩散段内出现的分离,第 2 层阻尼网开孔率保持在 0.51~0.56 之间最好.而第 3 层阻

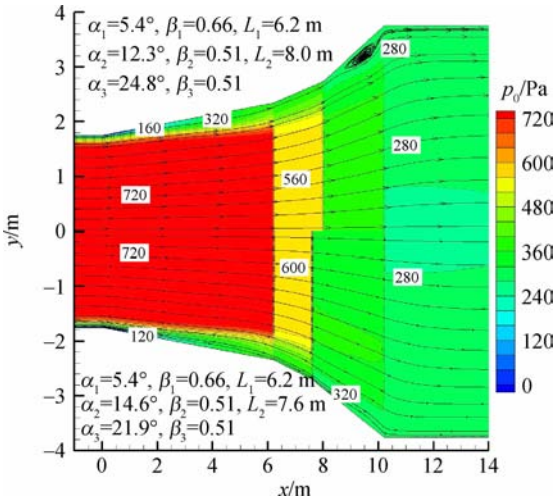


图 10 分级扩散时不同方案的总压与流态(方案 13,14)
Fig. 10 Total pressure contour and flow regime with three segment linear walls (case 13, case 14)

尼网位于扩散段出口,当地动压处于扩散段最低点,根据式(5),相同开孔率下,阻尼网处于扩散段出口时总压损失最小,因而在扩散段出口可以取较低的开孔率,同时由于第 3 级扩散段扩散角最大,面临分离的机率最大,第 3 层阻尼网也应取较低的开孔率.为保证速度均匀性,开孔率不宜低于 0.5,否则靠近扩散段壁面处会发生过冲(over-shoot)现象^[6],随阻尼网开孔率越低,这种现象趋于严重.而且开孔率过低时速度分布容易受到阻尼网的扰动而失稳^[6].

对比图 10 中的两种设计结果可以发现,增加第 2 级扩散段扩散角,延长第 3 级扩散段长度,从而减小第 3 级扩散段的扩散角,这对抑制分离是有益的.方案 13 和方案 14 都满足 $C_e \leq 0.198$ 的设计指标(表 1),而且方案 14 的分离完全消失.继续降低第 3 级扩散段的扩散角时,分离区减小(图 11),此时第 3 层阻尼网采用 0.56 的较高开孔率即可抑制出口分离.对比图 11 的两种设计结果,通过增加第 1 级扩散段扩散角的方式减小第 3 级扩散段扩散角,出口仍然存在分离.从总压损失看(表 1 的方案 15),第 1 层阻尼网前移明显增大了总压损失,这说明第 1 级扩散段的扩散角保持为 5.4°已是上限,不能再增大.而缩短第 2 级扩散段则是有益的(表 1 的方案 16),总压损失达到了设计指标,分离完全消失,是最佳的设计方案.

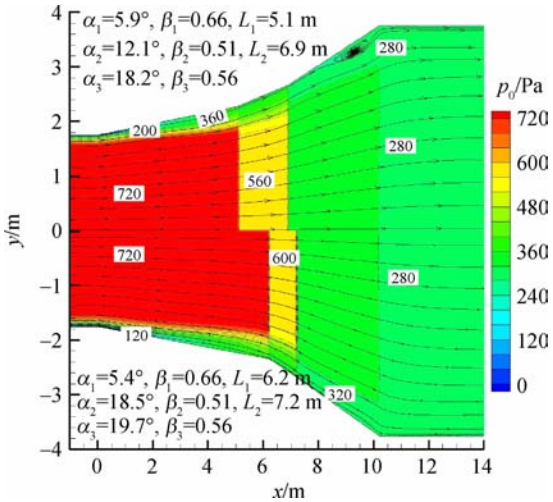


图 11 分级扩散时不同方案的总压与流态(方案 15,16)
Fig. 11 Total pressure contour and flow regime with three segment walls (case 15, case 16)

4 分析与讨论

表 1 给出了不同设计结果下的参数(由于风

洞洞壁和边界层的存在,且流动出现了分离,在不同截面上,静压和动压分布不均匀,为此对每个截面采用了质量加权平均),可以看到,第 1 级扩散段的长度必须足够长、扩散角足够小才能有效降低总压损失。

从这些数据,结合前面的结果可以看到,阻尼网安装在分离出现的位置时是最高效的,在其他位置增设阻尼网或降低阻尼网开孔率,其抑制分离的效果会大大下降。也可以看到,随着第 1 层阻尼网向入口移动,总压损失增大,且随开孔率降低,总压损失系数快速增大;第 2 层阻尼网的位置对总压损失影响较小,由于当地速度较小,其开孔率对损失的贡献也明显小于第 1 层阻尼网。

在完全抑制分离时,第 1 层阻尼网开孔率为 0.66,第 2 层阻尼网开孔率为 0.51,第 3 层阻尼网为 0.56,此时,3 层阻尼网压降系数为 3.0,Hancock^[4]理论分析所给出的结论也是这一数值。

5 结 论

前面采用 CFD,结合适当的边界条件,对极限总压损失下的大角度扩散段进行了设计,可以得出下面的结论:

- 1) 采用曲线壁面扩散、分级扩散等方式能有效降低总压损失,提升静压恢复性能。
- 2) 阻尼网的位置和开孔率对抑制分离和降低总压损失有重要影响,为降低总压损失,在保证无分离的情况下,尽量提高阻尼网开孔率。
- 3) 在靠近入口处应布置开孔率较高的阻尼网,在靠近出口处布置开孔率较低的阻尼网。
- 4) 分级扩散时,分段方式对抑制分离和降低总压损失有重要影响,按照最大静压恢复方法确定的分级扩散方式能获得符合条件的大角度扩散段。

参考文献:

[1] Duell E. Recent advances in large scale aeroacoustic wind tunnels[R]. AIAA-2002-2503,2002.

[2] Schubauer G B, Spangenberg W G. Effect of screens in wide-angle diffusers[R]. NACA-949,1947.

[3] Noui-Mehidi M N. Velocity distribution downstream of an asymmetric wide-angle diffuser[J]. Experimental Thermal and Fluid Science,2005,29(6):649-657.

[4] Hancock P E. Plane multiple screens in non-uniform flow, with particular application to wind tunnel settling chamber

[J]. European Journal Mechanics; B Fluids,1998,17(3):357-369.

[5] Kulkarni V. Simulation of honeycomb-screen combinations for turbulence management in a subsonic wind tunnel[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics,2011,99(1):37-45.

[6] Mehta R D. The aerodynamic design of blower tunnels with wide-angle diffusers[J]. Progress in Aerospace Science,1977,18:59-120.

[7] Sahin B. The pressure drop and flow characteristics of wide-angle screened diffusers of large area ratio[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics,1995,58(1/2):33-50.

[8] Moore C A. Some effects of vanes and of turbulence in two-dimensional wide-angle subsonic diffusers[R]. NACA-TN-4080,1958.

[9] Cochran D L. Use of short flat vanes for producing efficient wide-angle two-dimensional subsonic diffusers[R]. NACA-TN-4309,1958.

[10] Chicchine B G. Experimental investigation of expanded duct sections and screens for reducing flow distortions at subsonic flows[R]. NASA-TM-1959E,1959.

[11] Yaste D M. NWTC back-leg model tests[R]. AIAA 97-0093,1997.

[12] Grumet A A. Navier-Stokes analysis of NWTC back leg diffuser[R]. AIAA 97-0094,1997.

[13] Bouis X,Prieur J. ETW aerodynamic design; a case study [R]. Hull, Canada; Advisory Group for Aerospace Research and Development AGARD CP-585,1997.

[14] 丛成华,陈振华,彭强.跨超声速风洞大开角段设计技术研究[J].空气动力学学报,2011,29(1):85-90.

CONG Chenghua, CHEN Zhenhua, PENG Qiang. Study report of design technology of transonic wind tunnel's wide angle diffuser[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2011,29(1):85-90. (in Chinese)

[15] 丛成华,廖达雄,陈吉明.连续式风洞大开角扩散段流动控制数值模拟[J].工程力学,2013,30(3):424-430.

CONG Chenghua, LIAO Daxiong, CHEN Jiming. Numerical simulation of flow control of wide-angle diffuser in closed-circuit continuous transonic wind tunnel[J]. Engineering Mechanics,2013,30(3):424-430. (in Chinese)

[16] Johan G S,Olle T. Numerical and experimental study of separated flow in a plane asymmetric diffuser[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2004,25(3):451-460.

[17] Sinha P K,Mullick A N. Flow investigation through an annular diffuser in subsonic flow regime[J]. Journal of the Institution of Engineers,2009,90(11):24-29.

[18] Wolf T. On the possibilities for improvement and modernization of subsonic wind tunnels[R]. AIAA 90-1423,1990.