

文章编号: 1000-8055(2010)09-2050-07

跨声速风洞第二喉道性能计算

丛成华^{1,2}, 廖达雄^{1,2}, 陈吉明^{1,2}, 秦红岗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, 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, 绵阳 621000)

摘 要: 采用数值方法对跨声速风洞第二喉道性能进行了研究. 首先根据第二喉道的一般设计准则, 对第二喉道进行了气动设计, 然后通过数值模拟对使用调节片和中心体调节第二喉道面积从而对试验段马赫数精确控制的效果进行了研究, 结果表明其马赫数控制精度可以达到 0.001; 最后通过数值模拟对第二喉道气动设计进行了比对校核, 并优选出最终设计方案.

关 键 词: 跨声速风洞; 试验段; 第二喉道; 精确控制; 气动设计

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Numerical investigation on performance of second throat in transonic wind tunnel

CONG Cheng Hua^{1,2}, LIAO Da Xiong^{1,2},

CHEN Ji Ming^{1,2}, QIN Hong Gang²

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics,

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

2. Facility Design and Instrumentation Institute,

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

Abstract: This paper presented the numerical investigation reports about the performance of transonic wind tunnel's second throat. Firstly, second throats were designed according to the general design rule. Then exact Mach number control was studied by numerical simulation when different second throat areas were analyzed by adjusting wall flaps and center body. The numerical results indicate that the control precision of Mach number is 0.001. At last, different models were studied based on the numerical results, and then the most efficient model was selected.

Key words: transonic wind tunnel; test section; second throat; accurately control; aerodynamics design

随着我国先进飞行器研制和航空航天事业的发展, 对空气动力试验设备的性能提出了更高的要求, 国内现有跨声速风洞试验能力的不足逐渐显现, 迫切需要建设高性能跨声速风洞. 在高性能

跨声速风洞建设中, 将面临第二喉道研制这一关键技术难题, 第二喉道是一段可以调节改变截面面积的管道. 在跨声速, 尤其是亚声速范围, 可以通过第二喉道堵塞节流对试验段马赫数进行有效

收稿日期: 2009-08-27; 修订日期: 2010-02-10

基金项目: 空气动力学国家重点实验室基金(SKLA2009A0208)

作者简介: 丛成华(1979-), 男, 山东泰安人, 助理研究员, 硕士, 主要从事风洞气动设计、流动控制及数值模拟研究.

E-mail: cch_sd@163.com

控制^[1-2]. 试验段出口的亚声速气流在扩压器的收缩部分先加速并以声速通过第二喉道, 形成管流的堵塞节流. 这时通过调节第二喉道面积就可以实现调整试验段马赫数的目的. 同时第二喉道可以稳定试验段气流, 由于在第二喉道某截面处加速到声速, 从第二喉道下游向上游传播的扰动到了声速截面后就不能再进一步向上游传播, 可以有效阻止下游气流压力脉动和噪声向试验段传播, 上游管道各截面的气流马赫数也不再随喉道截面下游条件的变化而变化^[1-3]. 而试验段气流的稳定性在高性能跨声速风洞中显得尤为重要^[4].

可调第二喉道可分为三种型式: 活动堵块式、栅指式和调节片式. 在超声速风洞中, 通常采用调节片式第二喉道, 其效率较高, 但结构笨重, 很难在风洞运行过程中快速精确控制试验段马赫数. 在跨声速风洞中, 一般采用栅指式第二喉道或调节片加可调中心体式第二喉道, 通过中心体的张开和闭合对喉道面积进行微调, 达到精确控制马赫数的目的^[5].

Layukallo^[1-2] 对不同形式的第二喉道及动态响应性能进行了较为全面的试验研究. 在 ETW (European Transonic Wind tunnel) 建设过程中, Stock 等^[6] 对调节片加可调中心体式第二喉道精确控制试验段马赫数进行了深入的研究, 并得到了应用^[5, 7-8]. Kim 及 Lim 对排气扩压器第二喉道降低起动压力进行了试验和数值研究, 其结论对于跨声速风洞第二喉道的设计也有参考意义^[9-10]. 国内也开展了一些研究性质的试验^[11]. 本文以 0.3m 跨超声速风洞为基础, 采用三段调节片加可调中心体式第二喉道方案(如图 1 所示), 通过数值模拟方法对第二喉道的性能进行了研究.

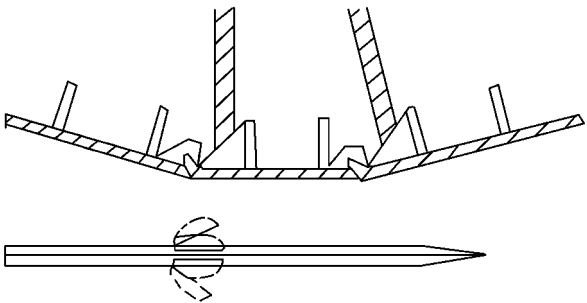


图 1 调节片加中心体式的第二喉道
Fig. 1 Sketch of second throat with wall flaps and center body

1 第二喉道设计方法

1.1 设计方法

在设计含第二喉道的扩压器时, 要决定的几何参数主要包括: 第二喉道截面积、扩压器收缩和扩张部分的长度、平直段的边界层补偿扩张角及长度、中心体的形式和尺寸. 为充分发挥第二喉道的功能, 在进行设计时优先考虑第二喉道控制马赫数的精度及范围, 尽量减小节流运行和超声速运行时第二喉道的压力损失. 根据实际要求, 还应尽可能减小第二喉道总体尺寸^[7].

第二喉道的几何参数可以根据一维管流连续方程确定, 有以下关系式(该式假定第二喉道处的马赫数刚好为声速)^[12]:

$$A_2^* = Ma \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \right]^{-\frac{\gamma}{2(\gamma - 1)}} A \quad (1)$$

在考虑到风洞的运行压力比后, 对上式进行改进得出以下经典关系式^[12]:

$$A_2^* = \frac{p_0}{p_{0c}} Ma \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right) \right]^{-\frac{\gamma}{2(\gamma - 1)}} A \quad (2)$$

式中 p_0 为风洞稳定段的气流总压或试验段的气流总压; p_{0c} 为第二喉道入口处的气流总压; A 为试验段截面积; A_2^* 为第二喉道截面积; Ma 为试验段马赫数; γ 为比热比.

根据经验, 在亚跨声速范围内, 可取

$$1.0 \leq \frac{p_0}{p_{0c}} \leq 1.4 \quad (3)$$

根据风洞的最大运行压力比及最小运行压力比, 使用式(2)来计算第二喉道截面积的最小和最大设计值.

亚声速时, 按照平板可压缩边界层发展公式可以计算出其边界层效应增加的喉道厚度. 一般情况下, 所使用的平板可压缩边界层发展公式为^[12]

$$\delta_x = \frac{x}{\sqrt{Re_x}} \cdot \left[5.0 + \left(0.2 + \frac{0.9T_w}{T_{aw}} \right) (\gamma - 1) Ma^2 \right] \quad (4)$$

式中 δ_x 为边界层厚度; x 为距离入口距离; T_w 为壁面温度; T_{aw} 为绝热壁面温度; Ma 为来流马赫数; γ 为比热比.

通过上述思路可以计算出 0.5~1.6 各个马赫数下的喉道截面积. 最后根据经验对该数值进

行修正.

1.2 尺寸确定

在确定第二喉道尺寸时,以 0.3 m 跨超声速风洞(即 FL22)为基准设定,该风洞试验段长度为 900 mm. 后部为支架段和扩压器. 支架段与试验段连接部位为引射缝,用于消除不同支架和模型姿态的堵塞现象. 本文在计算中没有考虑支架,因此在整个计算中没有考虑引射缝,将其关闭. 扩压器收缩部分的长度以 L_1 表示,平直段(即第二喉道)以 L_2 表示,扩散段以 L_3 表示. 中心体厚度为 15 mm,其调节片始自平直段入口,长度为 80 mm,最大行程 40 mm. 中心体与中心隔板相连,该中心隔板对支架和中心体起支撑作用,中心隔板始自试验段出口,中心隔板的头部和中心体尾部为角度 20° 的楔形体. 设备的轮廓图(即型面曲线)如图 2 所示.

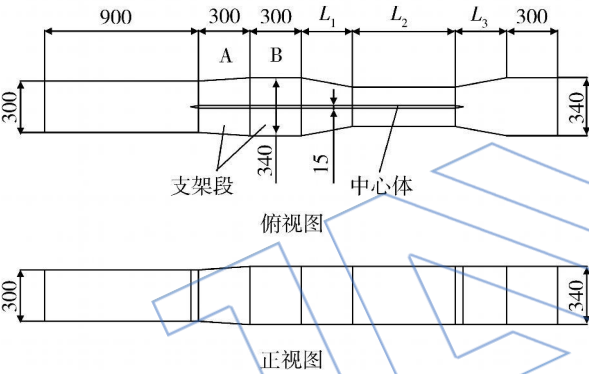


图 2 第二喉道轮廓图
Fig.2 Key drawing of second throat

设计要求试验段马赫数在 $Ma=0.5\sim 1.0$ 时,其控制精度可以达到 0.001. 要达到该控制精度,在不同马赫数下,调节片的理论移动距离如表 1 所示.

表 1 马赫数的控制精度为 0.001 时调节片移动距离

Table 1 Transfer distance of wall flaps at Mach number control precision 0.001

试验段马赫数	移动距离/mm
0.5	0.141
0.6	0.111
0.7	0.080
0.8	0.051
0.9	0.024

在研究调节片控制试验段马赫数的精度时,去除图 2 中所示的支架段,直接将试验段与扩压器相连,其数据为表 2 中的 M0. 在研究不同外形的扩压器效率时,所用模型为表 2 中的 M1~ M11.

1.3 第二喉道评价指标

在进行模型选优时,主要考虑扩压器的效率,即损失大小,因为扩压器入口前的参数在各状态下是完全相同的. 扩压器中的损失包括摩擦损失、收缩损失、扩压损失、激波损失、分离损失等. 在跨声速时,分离损失占的比重最大.

在第二喉道实际使用中,响应时间是一个关键指标. 从式(2)可以看到,通过改变第二喉道的通流面积,可以在较大范围内改变试验段马赫数,但在实际使用中,当第二喉道面积改变过大时,试验段马赫数调节到目标马赫数的响应时间会明显增长,导致大量气源被浪费,同时,试验段稳定气流持续的时间会缩短,精确控制马赫数就会有较大的难度. 因此,在实际控制中,必须考虑结构控制的实际,调节片的结构控制精度较中心体的控制精度低得多,在同样的步进距离内,应优先选择调节中心体.

表 2 扩压器不同部段长度

Table 2 Length of diffuser component

	M0	M1	M2	M3	M4	M5	M6	M7	M8	M9	M10	M11
L_1 /mm(收缩段)	360	600	300	360	360	600	300	300	150	150	150	150
L_2 /mm(平直段)	600	600	300	600	600	1050	600	600	300	300	300	300
L_3 /mm(扩开段)	240	1400	700	1400	1000	1660	150	300	300	150	700	500

2 数值方法

由于第二喉道的横断面为完全的对称外形, 取四分之一进行模拟, 采用结构网格, 一般外形如图 3 所示. 沿流向的横断面网格为 45×33 , 在流向上由于不同模型长度不同, 其网格点数量不同.

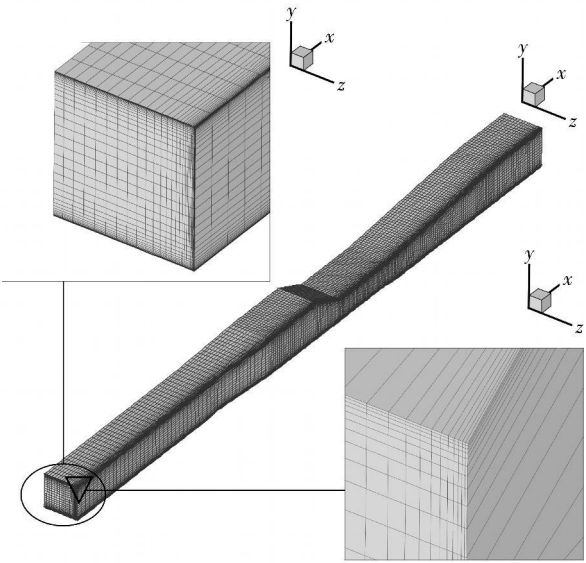


图 3 网格示意图
Fig. 3 Schematic for grid of diffuser and test section

2.1 控制方程

控制方程为 Navier-Stokes (N-S) 方程. 在三维笛卡尔坐标系中, 其守恒形式为

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{H} - \mathbf{H}_v)}{\partial z} = 0 \quad (5)$$

其中 t 为时间, $\mathbf{Q}$ 为守恒变量矢量, $\mathbf{F}$, $\mathbf{G}$ 和 $\mathbf{H}$ 为无黏通矢量, $\mathbf{F}_v$, $\mathbf{G}_v$ 和 $\mathbf{H}_v$ 为黏性通矢量. 在流场求解中使用有限体积法, 对流通量使用 Roe 分裂格式, 隐式离散方程采用 LU-SGS (lower upper symmetric Gauss-Seidel) 方法. 湍流模型使用 $k-\omega$ 模型.

2.2 边界条件

给定压力入口边界和压力出口边界, 试验段入口的压力根据试验运行手册给出的数据设定. 扩压器出口总压按照文献[12]给出的公式估算后根据经验进行修正.

3 计算结果及分析

在进行计算分析时, 除标注外, 均使用表 2 中

的 M0 模型.

3.1 调节片对试验段马赫数的调节

图 4 给出了试验段马赫数设定为 0.68 时的马赫数云图, 可以看到, 试验段的马赫数分布较为均匀, 在第二喉道后形成了弱激波. 缩小第二喉道面积, 试验段马赫数可调整为 0.679, 0.678 和 0.578, 而增大第二喉道面积, 可将试验段马赫数调整为 0.787, 可见通过调节第二喉道面积可以控制试验段马赫数, 在马赫数为 0.68 时其调节精度可以达到 0.001.

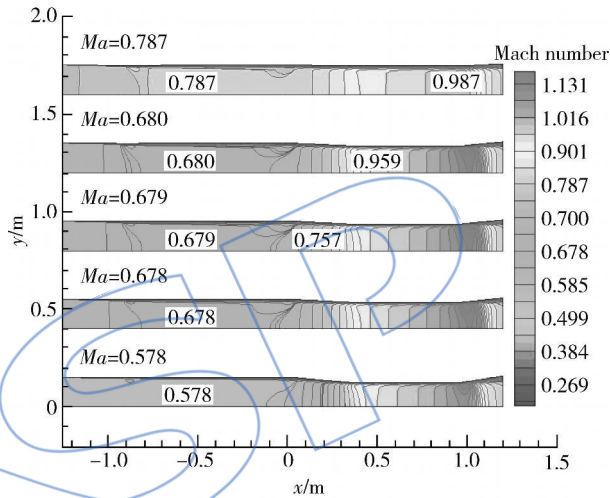


图 4 试验段 $Ma = 0.68$ 时调整调节片后的对称面马赫数云图

Fig. 4 Mach number contour of the symmetry with adjusting wall flaps when $Ma = 0.68$ in the test section

图 5 给出了试验段马赫数设定为 0.802 时的结果, 从图中标注的试验段马赫数可以看到, 在此工况下, 马赫数控制精度可达 0.001, 调节幅度较大, 图 5 中所标注的试验段最小马赫数为 0.578, 这是作为研究进行计算的, 在实际应用中, 为避免风洞运行损失过大, 调动幅度大于 0.1 时, 一般不会采用第二喉道进行调节. 从沿程马赫数变化曲线可以更为清晰的看到, 试验段马赫数分布均匀, 在第二喉道后形成了弱激波, 波前马赫数为 1.1 左右.

3.2 中心体对试验段马赫数的调节

从表 1 可以看到, 在试验段马赫数为 0.9 时, 控制精度要达到 0.001, 调节片的移动距离为 0.024mm, 这超出了一般的调节片结构控制精度. 而中心体采用张开一定角度的方式来改变第二喉道的通流面积, 其控制精度较高. 图 6 是通过调整中心体的张开角度对试验段马赫数进行精确

控制的结果,从图中标注的试验段马赫数可以看到,控制精度可以达到 0.001,在中心体行程范围内通过中心体控制试验段马赫数的幅度可以达到 0.2.

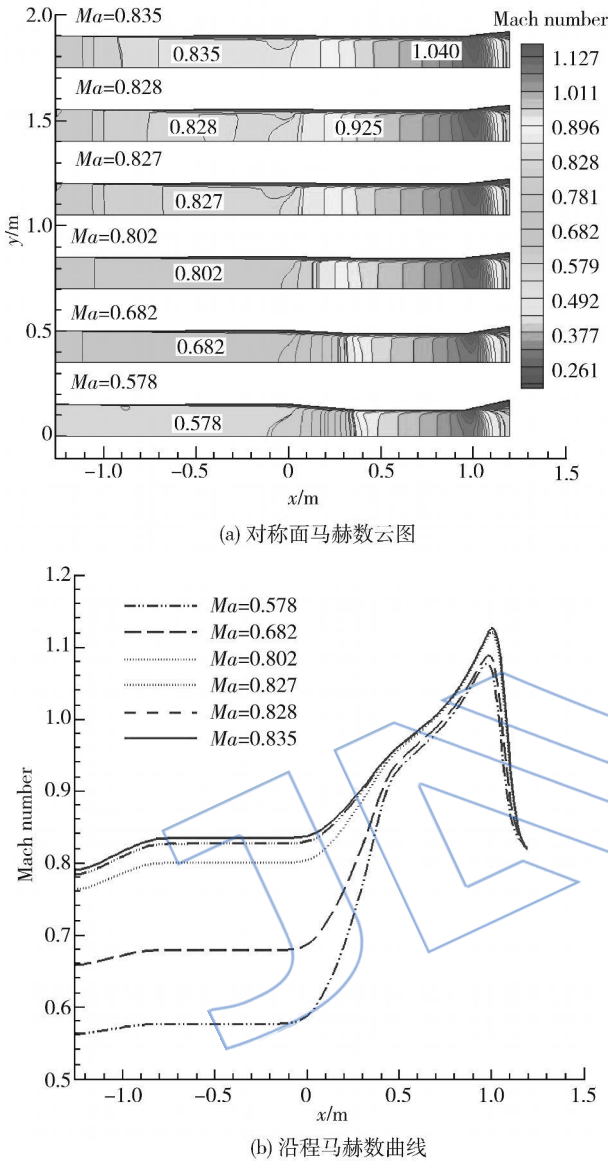


图 5 试验段 $Ma=0.802$ 时调整调节片后的对称面马赫数云图和沿程马赫数曲线

Fig. 5 Mach number contour of the symmetry and Mach number plot along center line with adjusting wall flaps when $Ma=0.802$ in the test section

3.3 正激波与使用第二喉道的比较

在低超声速状态下使用第二喉道其效果并不好,一是调节片的调节较为繁琐,二是可能会产生更大的损失.而试验段后直接产生正激波其损失可能更小.图 7 比较了 $Ma=1.6$ 状态下,在试验

段出口直接形成正激波与通过第二喉道形成正激波的区别.

从给出的对称面马赫数云图可以看到,在试验段后直接通过正激波也可以实现减速,并且直接通过正激波减速时,扩压器总压损失更小,如表 3 所示,在入口总压相同的情况下,通过正激波直接减速,总压损失减小了近 10 kPa.因此,在低超声速状态下,不需要使用第二喉道.

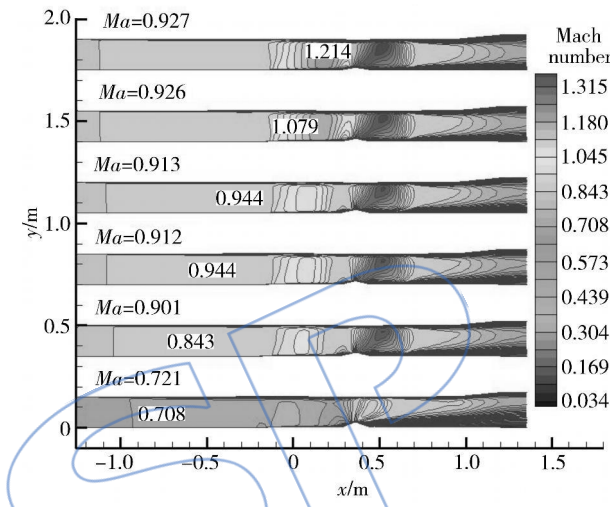


图 6 通过中心体调节试验段马赫数

Fig. 6 Mach number contour of diffuser and test section by adjusting center body

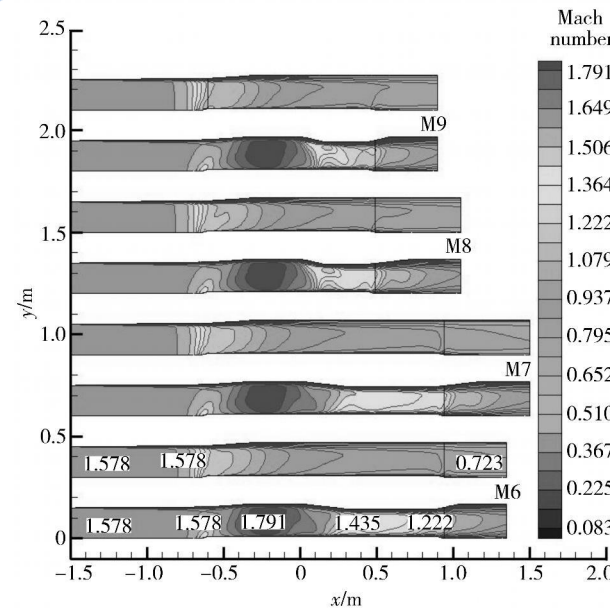


图 7 M6~M9 中正激波与第二喉道对称面马赫数

Fig. 7 Mach number contour in M6 to M9 using second throat and normal shock

表 3 直接通过正激波与使用二喉道的出口总压比较

Table 3 Total pressure of outlet in M6 to M9 using second throat and normal shock

不同模型	M6	M7	M8	M9
二喉道出口总压/ Pa	109538	109 166	109 066	109466
正激波出口总压/ Pa	118069	117 920	118 336	118460

3.4 第二喉道气动设计

前面提到了影响第二喉道性能的关键参数, 这一部分主要比较不同外形第二喉道的表现. 表 2 中提到的 M1~ M5 外形是基于现有的 0.3m 跨超声速风洞第二喉道尺寸设计的, 其尺寸相对较长, 达到了 (6~ 12) h 的长度(h 为试验段出口水力

学直径). 从数值模拟结果看, 这些外形能够在一定程度上满足要求, 但在实际使用中, 如果扩压器长度过长, 调节片调节时试验段马赫数的响应时间过长, 不利于迅速调节, 而且占地面积较大. 考虑到实际需求, 在前面工作的基础上, 对第二喉道进行了更新设计, 即表 2 中的 M6~ M11. 图 8 给出了 $Ma=0.5$ 时不同外形下对称面的马赫数云图, 从图中可以看到, 在第二喉道处均可以形成弱激波, 波前马赫数可以较为容易的控制 在 1.1~ 1.2 之间, 激波损失较小. 因而稍短的收缩段和平直段可以满足设计要求. 对试验段马赫数为 0.7 和 0.9 进行了模拟, 结论是一致的, 这里不再详述.

这里重点讨论扩散段对第二喉道性能的影响, 如果扩散段太短, 则大扩散角必然导致大的分离损失. 因此, 扩散段的长短应该根据出口分离尽量小的原则确定. 扩散段取稍长可以减弱分离损失, 表 4 给出了部分模型在 $Ma=0.5$ 状态下沿流动方向不同截面位置的总压 (入口总压相同), 根据表中的数据可以看到, 收缩段和平直段的长短对总压损失贡献不大, 但扩散段的影响比较大, 从 M8 与 M10 的对比中可以较为明显的看出. 从 M2 与 M11 的对比可以看出, 扩散段的损失主要跟分离有关, 两者长度不等而扩开角基本相等, 其总压损失基本相同. 所以扩散段应该取长一些较好, M10 是最符合需求的外形.

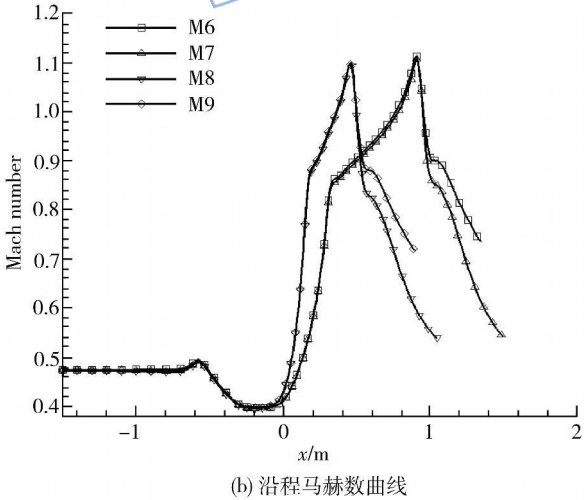
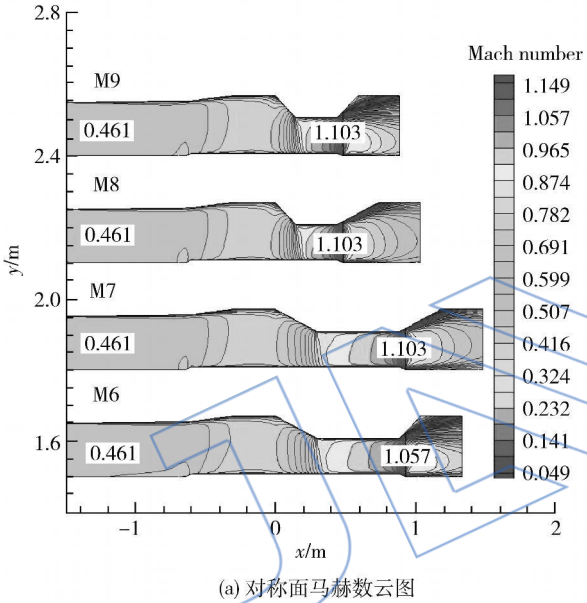


图 8 $Ma=0.5$ 时不同模型的流场特性

表 4 不同模型不同位置的总压比较

Table 4 Total pressure of different stations in typical models

	收缩段 总压/ Pa	波后 总压/ Pa	出口 总压/ Pa	扩散段 半角/ (°)
M2	103542	95212	88202	7.53
M7	103458	93859	86594	11.77
M8	103449	93201	86251	11.77
M10	103447	94935	92166	5.10
M11	103450	94678	88901	7.12

Fig.8 Field characteristics of different models at $Ma=0.5$ in the test section

4 结 论

本文根据设计准则对第二喉道进行了气动设计,对调节第二喉道面积从而控制试验段马赫数进行了模拟,根据前面的论述,可以得到下面的结论:

1) 通过调节片和可调中心体调节第二喉道面积可以较为精确的控制试验段马赫数,其控制精度可以达到 0.001.

2) 在低亚声速状态下,一般可采用调节片控制试验段马赫数,在高亚声速状态下,必须通过中心体才能精确控制.两者结合使用可以实现整个亚声速范围内的调节能力.

3) 在亚跨声速状态下,使用第二喉道对试验段马赫数进行控制是可行的,在低超声速状态下,使用第二喉道的效果并不好,应该使用试验段出口的正激波减速.

本文模拟了静止状态下调节试验段马赫数的能力,在风洞实际运行中,试验段马赫数对调节片和可调中心体调节第二喉道面积的响应速度是非常重要的^[5],因此开展动态响应能力的研究是下一阶段需要开展的工作.

参考文献:

[1] Layukallo T, Nakamura Y. Performance of simple second throat flaps as a Mach number control in an induction driven transonic wind tunnel[J]. Proceedings of Aircraft Symposium, 1998, 36: 619-622.

[2] Layukallo T, Nakamura Y. The efficiency of a second throat in stabilizing the flow in a transonic wind tunnel[R]. AIAA-99-3413, 1999.

[3] Layukallo T, Nakamura Y. Flow stabilization in a transonic wind tunnel with a second throat[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(6): 1033-1037.

[4] Dieter S, Hefer G. Recent aspects of high Reynolds number data quality and capabilities at the European transonic wind tunnel[R]. AIAA-00-0292, 2000.

[5] Ballmann J. Experimental analysis of high Reynolds number aerodynamic structural dynamics in ETW[R]. AIAA-2008-841, 2008.

[6] Stock H W, Haase W. The flow field in the second throat region of a wind tunnel, computed by an Euler method[J]. Journal of Flight Science and Space Research, 1987, 11(2): 106-116.

[7] Gobert J L. ETW control system design and first results[R]. AIAA-94-2514, 1994.

[8] Hartzuiker J P. The European transonic wind tunnel ETW design concepts and plans[R]. West Palm Beach, FL: AIAA 14th Aerodynamic Testing Conference, 1986: 12-20.

[9] Kim H, Lee Y, Shen Y. Numerical simulation of the supersonic flows in the second throat ejector-diffuser systems[J]. Journal of Thermal Science, 1999, 8(4): 214-222.

[10] Lim J, Park B, Yoon W. Parametric investigation on the essential flow factors commanding steady operations of the second throat exhaust diffuser[R]. AIAA-2008-4784, 2008.

[11] 王世红, 杨希明. FL-2 风洞民机实验技术研究[J]. 航空科学技术, 2005(6): 32-34.

WANG Shihong, YANG Ximing. The experimental investigation on transport airplane in FL-2 wind tunnel[J]. Aeronautical Science and Technology, 2005(6): 32-34. (in Chinese)

[12] 丛成华. 跨声速风洞试验段马赫数精确控制的数值研究[C] // 全国航空宇航科学与技术会议论文集. 南京: 南京航空航天大学, 2008.

CONG Chenghua. Numerical investigations of Mach number control in test section of transonic wind tunnel by second throat[C] // Proceedings of Aeronautical and Astronautical Science and Technology Conference. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)