

二元超声速进气道扩张段内伪激波特性

马广甫¹, 谢文忠¹, 林宇¹, 靖建朋²

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国人民解放军 驻西安飞机工业(集团)有限责任公司军事代表室, 西安 710089)

摘 要: 针对一种二元超声速进气道扩张段内伪激波特性,采用数值仿真方法对扩张段长度、扩张比和中心线偏距等参数的影响规律进行了研究。结果表明:在研究范围内,扩张段长度与扩张比对扩张段内伪激波特性影响较大,中心线偏距影响较小;扩张段长度与扩张比均会影响激波串长度及分离区的大小,从而对伪激波性能产生影响;基于一系列扩张段型面的仿真数据,给出了一个最大扩压性能对应的最佳扩张比的简单线性拟合公式。上述研究结果对超声速进气道扩张段设计具有参考价值。

关 键 词: 超声速进气道; 扩张段; 伪激波; 扩张段长度; 扩张比; 中心线偏距

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Pseudo-shock characteristics in the two-dimensional supersonic inlet diffuser

MA Guangfu¹, XIE Wenzhong¹, LIN Yu¹, JING Jianpeng²

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Military Representative Office in Xi'an Aircraft Industry (Group) Company Limited,
the Chinese People's Liberation Army, Xi'an 710089, China)

Abstract: For pseudo-shock characteristics in the two-dimensional supersonic inlet diffuser, the influences of the diffuser length, diffusing ratio and the center line offset were numerically studied. Results show that: within the scope of the study, the influences of the diffuser length and diffusing ratio on the pseudo-shock characteristics are more significant than the center line offset. Both the diffuser length and diffusing ratio affect the pseudo-shock characteristics by changing the shock train length and the scale of separation. Based on the numerical results of a series of diffuser geometries, a simple linear fitting formula to estimate the optimum diffusing ratio corresponding to the maximum diffusion performance has been proposed. These results are beneficial to the design of the supersonic inlet diffuser.

Key words: supersonic inlet; diffuser; pseudo-shock; diffuser length; diffusing ratio; center line offset

收稿日期:2015-12-18

作者简介:马广甫(1991—),男,硕士生,主要从事内流气体动力学研究。

通讯作者:谢文忠(1981—),男,副教授,博士,主要从事内流气体动力学及流场控制研究。

引用格式:马广甫,谢文忠,林宇,等. 二元超声速进气道扩张段内伪激波特性[J]. 航空动力学报,2017,32(8):1950-1961. MA Guangfu, XIE Wenzhong, LIN Yu, et al. Pseudo-shock characteristics in the two-dimensional supersonic inlet diffuser[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8):1950-1961.

亚燃混压式超声速进气道主要通过两种压缩过程实现对超声速自由来流的压缩。在临界状态下,首先,外压缩段和内压缩段通过斜激波系将超声速来流减速增压至低马赫数超声速气流;而后,低马赫数超声速气流经过喉道段进入扩张段,通过结尾激波进一步减速扩压至亚声速气流。Matsuo 等^[1]指出,当波前马赫数大于 1.5 时,管内激波/边界层干扰的流态以“伪激波(pseudo-shock)”形式出现。伪激波是一种复杂的激波/边界层干扰现象,其内部存在强逆压力梯度,引起的气流分离几乎无法避免,并在增压过程中导致较大的总压损失。因此,伪激波对扩张段的气动性能及出口流场品质具有重要影响。

1949 年,Newmann 和 Lustwerk^[2-3]首次在等直管流动中发现了伪激波现象。1958 年,Crocco^[4]创造了“伪激波”一词,将激波串之后的掺混区包含在整个干扰区域内,进行统一描述,而将伪激波上游部分的强激波/边界层干扰区称之为“激波串”。此后,国内外众多学者在伪激波的流动结构、沿程参数分布特性、数值计算方法等方面开展了大量的研究工作^[1-7]。文献[1-7]对等直管道内的伪激波现象进行了一系列研究,给出了伪激波的基本流场结构。而后的大量工作主要在不同几何构型的管内流动中的伪激波/激波串现象开展研究,比如隔离段^[8-9]、扩张段^[10]、弯曲管道^[11]、带斜激波入射的隔离段^[12]、进气道扩张段^[13]。Weiss 等人^[10]在研究扩张管道内的激波串特性时,使用 Matsuo 等人^[14]提出的质量平均模型初步预测伪激波性能。谭慧俊等人^[11]对均匀来流的弯曲管道内的激波串特性进行了研究,认为在低马赫数(如 $Ma=1.60$)时,管道弯曲使激波串长度增加;高马赫数(如 $Ma=2.45$)时,适当弯曲则会使激波串长度缩短。张航^[12]对有斜激波入射的激波串进行了更深入的研究,与无斜激波入射的情况相比,有斜激波入射时,会引起激波串各波节长度增加,并增加激波串的不对称性。Lee 等人^[13]对小尺寸的超声速进气道开展了实验研究,给出了真实进气道扩张段内的激波串/伪激波结构纹影图,且发现不同的扩张段型面内激波串/伪激波结构存在差异。上述研究工作绝大多数集中于伪激波上游部分的激波串特性,而亚燃超声速进气道扩张段内的流动还包含有掺混区,该掺混区对伪激波性能也会产生影响。本文将系统研究超声速进气道扩张段几何设计参数在入口真实流动条件下对扩张段内伪激波流场结构和气动性能

的影响。

1 物理模型及计算方法

1.1 超声速进气道设计

本文的研究对象为一种二元亚燃混合式超声速进气道的扩张段。超声速进气道的压缩激波系为两道外压缩激波及一道内压缩激波,自起动马赫数 $Ma_s=2.8$,设计巡航马赫数 $Ma_d=3.5$ 。

图 1 给出了进气道几何型面示意图,图中第一、二外压缩角分别为 $\theta_1=9^\circ$, $\theta_2=10.5^\circ$,内压缩角 $\theta_3=6^\circ$,进气道捕获高度为 $H_0=150\text{ mm}$,喉道高度 $H_{th}=49.4\text{ mm}$,喉道段长度 $L_1=1.5H_{th}$,扩张段后等直段为 $L_3=1.5H_{th}$ 。

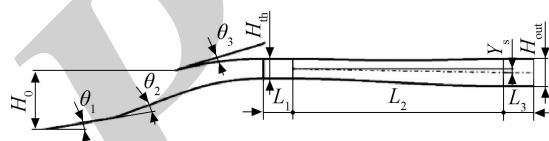


图 1 进气道几何型面示意图

Fig. 1 Geometry of the inlet

扩张段设计参考文献[15]中设计方法,扩张段截面面积扩张规律为前缓后急。本文研究的扩张段三个几何设计参数为:扩张段长度 $L_d=L_2/H_{th}$ 、扩张段扩张比 $R=H_{out}/H_{th}$ 、扩张段中心线偏距 $y_s=Y_s/H_{th}$ 。

上述这 3 个参数选取的变化范围依次是 $L_d=8\sim 16$, $R=1.0\sim 1.6$, $y_s=0\sim 0.4$ 。本文具体研究三个设计参数对来流马赫数 Ma_∞ 分别为 3.5 及 2.8 下的扩张段内伪激波特性的影响。

1.2 数值模拟方法与验证

本文采用 Fluent 二维隐式求解器。无黏对流通量离散使用 Roe flux-difference splitting (Roe-FDS) 格式离散,对流项采用二阶迎风格式。层流黏度使用 Sutherland 公式,湍流模型采用 $k-\omega$ shear stress transtion ($k-\omega$ SST) 模型,绝大多数壁面网格的 $y^+\approx 1$ 。进气道计算域网格如图 2 所示,远场设置为压力远场条件,来流静温 $T_0=216.65\text{ K}$,静压 $p_0=8849.7\text{ Pa}$ 。扩张段出口设置为压力出口边界,壁面设置为无滑移绝热壁面条件。计算收敛判据为:各项残差波动范围下降 3 个数量级,且出口质量流量恒定不变。

为验证所采用的数值仿真方法,对文献[16-17]中进气道内流场进行了仿真,并与实验结果进行了对比研究。为减小网格疏密程度对数值仿真结果所造成的数值误差,本文设置了三种不同疏

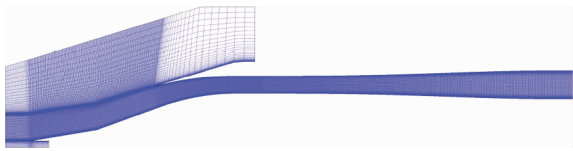


图 2 进气道计算网格

Fig. 2 Computational grids of inlet

密程度的网格:稀疏网格(coarse)为 500×60 ,中等密度网格(medium)为 990×120 和稠密网格(dense)为 1970×240 ,分别进行计算并对比分析。

文献[16]中的进气道外压缩角为 21.5° ,内压缩角为 9.5° ,扩张段扩张角为 5° ,喉道高为 15 mm,隔离段长 79.3 mm。来流马赫数为 2.41,气流攻角为 10° 。数值仿真中在出口设置 6.9 倍来流静压的反压,以与实验中堵塞比 $\Delta=70\%$ 时的实验数据进行对比。

图 3 和图 4 给出了本文的仿真结果与文献[16]中实验结果的对比。从图 3 中可以看到三种网格均捕捉到了进气道内的反射激波和激波串等主要波系结构以及主要气流分离区。但是,相比而言,稀疏网格云图比较模糊,激波较厚;中等密度和稠密网格仿真得到的波系结构——尤其是分离区下游诱导的波系结构更为清晰。

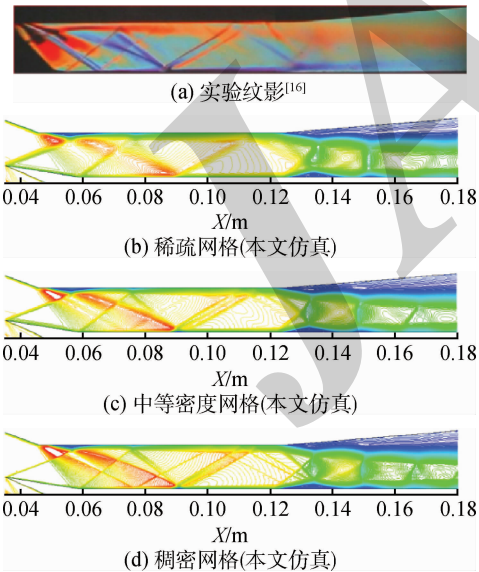


图 3 实验纹影与仿真马赫数等值图对比($\Delta=70\%$)

Fig. 3 Comparisons of experimental schlieren image and computed Mach number contours ($\Delta=70\%$)

图 4 给出了沿程静压分布仿真结果与实验结果的对比,图中 p 为壁面沿程静压, p_0 为来流总压。由图可知,三种网格的计算结果均能描述沿程壁面压力分布的总体变化趋势。但是,中等密度网格与稠密网格计算的壁面静压分布与实验数

据的吻合程度明显优于稀疏网格计算结果。考虑到计算的状态较多,选用中等密度网格计算耗时适中。因此,利用本文数值方法并选择中等密度网格对超声速进气道内的伪激波流场进行数值仿真。

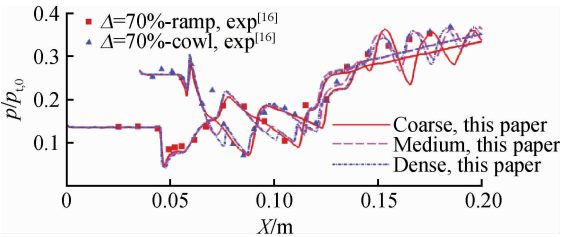


图 4 实验与仿真上下壁面沿程静压分布对比

Fig. 4 Comparisons of experimental and computed static pressure distributions along the cowl-side and ramp-side walls

2 结果与讨论

为了确保超声速进气道临界状态下不同型面扩张段内的伪激波特性具有可比性,应使伪激波起始位置尽可能相同,即位于扩张段入口位置附近。通过仿真发现,当伪激波起始位置位于扩张段入口附近时,伪激波均处于临界状态,将此状态下的伪激波起始截面与扩张段入口的压比定义为扩张段临界压比 π_c 。一旦反压大于该临界压比,伪激波起始位置迅速大幅向上游移动并移出扩张段,甚至被推出进气道。例如图 5 所示,此时临界压比 $\pi_c=4.971$,反压略微增加至 4.985 即引起流场大幅变化。故临界压比可用来表征扩张段的抗反压能力。下面将在给出扩张段内伪激波基本流场结构之后,依次论述各设计参数变化对扩张段内伪激波流场结构和气动性能的影响。

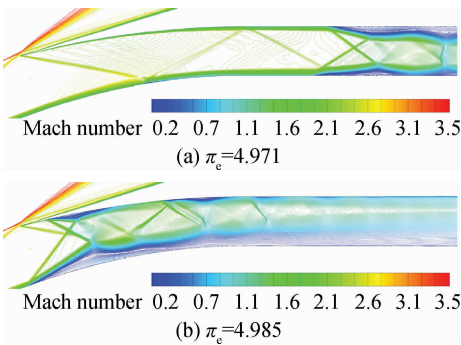


图 5 临界压比前后伪激波流场对比

Fig. 5 Comparisons of pseudo-shock flow fields with more or less than critical pressure ratio

2.1 扩张段内伪激波基本流场结构

图 6 和图 7 分别给出了来流马赫数 $Ma_\infty =$

3.5 及 2.8 时, $L_d=16, R=1.6$ 和 $y_s=0$ 扩张段临界状态下的进气道内流场结构。超声速来流在进气道外压缩段和唇口形成一系列激波, 再经过内压缩段形成的反射激波以及肩部膨胀波的共同作用, 来流马赫数分别由 $Ma_\infty=3.5$ 降至 2.10, $Ma_\infty=2.8$ 降至 1.57(质量平均值)。在这两种扩张段入口马赫数下, 伪激波均为“X”型^[18], 且高

速区偏向一侧。在伪激波起始处, 来自喉道的反射激波与激波串第一个激波单元的斜激波相交。具体而言, $Ma_\infty=3.5$ 时上游斜激波交于“X”激波的迎面中心交点附近, 而 $Ma_\infty=2.8$ 时上游斜激波交于“X”激波的上方分离激波起始位置附近。不同型面内伪激波基本结构较相似, 均为“激波串+完整或不完整的掺混区”。

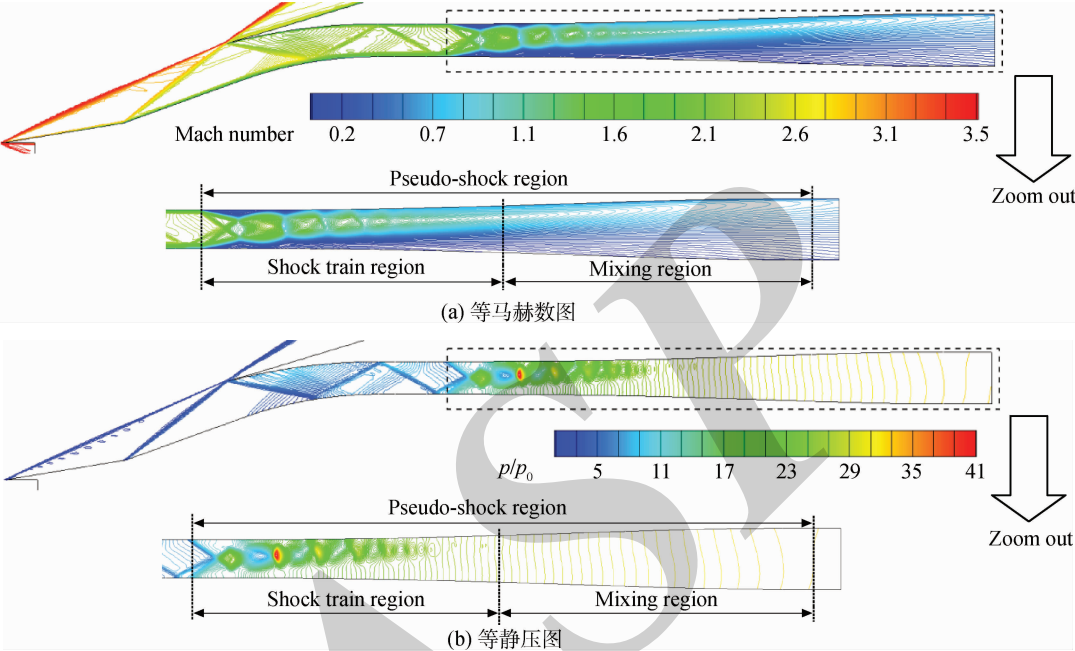


图 6 $Ma_\infty=3.5$ 时进气道扩张段内伪激波等马赫数图和等静压图

Fig. 6 Mach number contour and static pressure contour of pseudo-shock in inlet diffuser at $Ma_\infty=3.5$

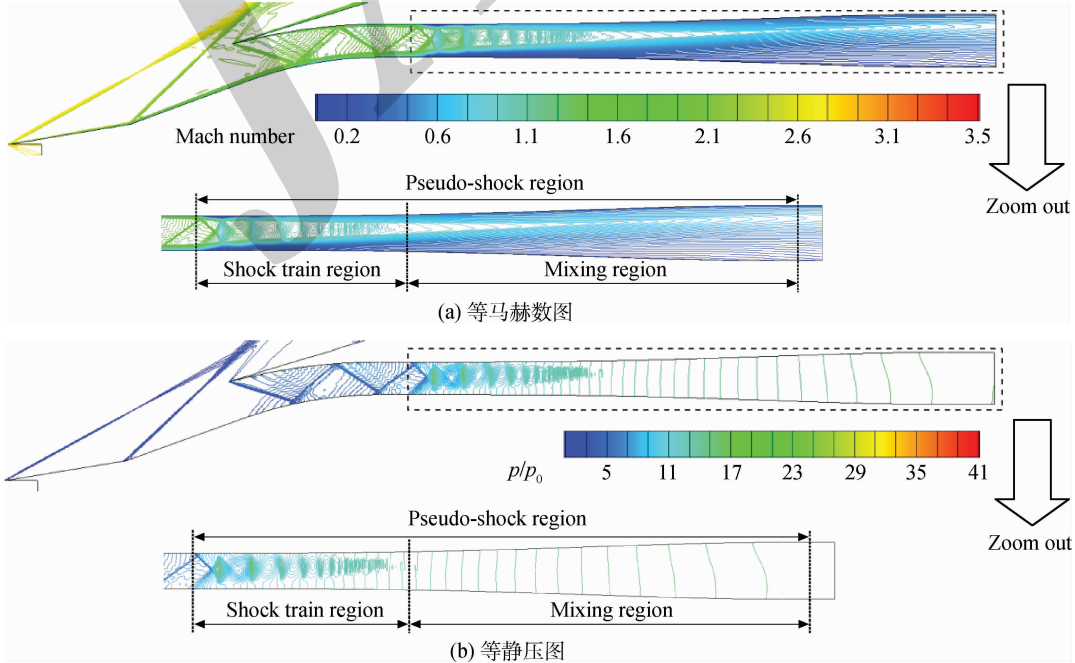


图 7 $Ma_\infty=2.8$ 时进气道扩张段内伪激波等马赫数图和等静压图

Fig. 7 Mach number contour and static pressure contour of pseudo-shock in inlet diffuser at $Ma_\infty=2.8$

图 8 给出了不同来流马赫数下的伪激波起始截面处马赫数分布。由图可见,由于下壁面边界层发展距离较长,其厚度相比于上壁面更厚。同时由于斜激波穿越该截面使得主流马赫数也出现两个平台,进一步增加了扩张段内的伪激波起始处截面速度分布的不均匀性,这也加剧了其内部伪激波形态的不对称性。

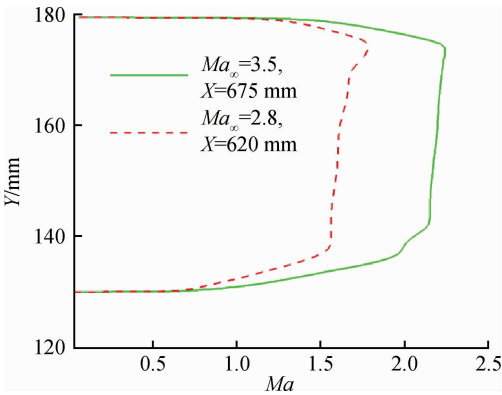


图 8 扩张段伪激波起始截面处马赫数分布

Fig. 8 Mach number distribution upstream of the pseudo-shock in inlet diffuser

图 9 给出了来流马赫数分别为 3.5 和 2.8 时临界压比状态下的进气道上、下壁面沿程静压分布。从图中可以看出,两种来流条件下,由于伪激波向上壁面偏斜,使得上壁面静压分布出现明显波动。上、下壁面静压在激波串结束的位置汇合,这与 Tamaki 等人^[19]的实验结论一致。此后,气流进入掺混区继续减速增压至最大值。另外, $Ma_\infty = 2.8$ 下的激波串长度明显短于 $Ma_\infty = 3.5$ 的激波串长度。

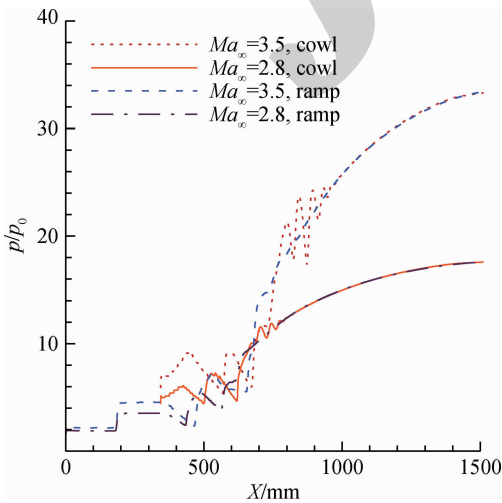


图 9 进气道壁面沿程静压分布

Fig. 9 Wall static pressure distributions of the inlet

2.2 扩张段长度的影响

为研究扩张段长度的影响,本文先将扩张段扩张比及中心线偏距分为三水平正交设计确定计算的状态点,扩张比 $R = 1.0, 1.3, 1.6$, 扩张段中心线偏距 $y_s = 0, 0.2, 0.4$, 每个状态点分别计算扩张段长度 $L_d = 8, 10, 12, 14, 16$ 。

图 10 给出了扩张段性能参数随扩张段长度的变化曲线。可以看出,不同中心线偏距下扩张段性能随扩张段长度的变化趋势无明显差异;而不同扩张比下扩张段性能随长度的变化趋势则存在一定差异。当来流马赫数为 3.5 (即伪激波前平均马赫数为 2.10) 时,随着扩张度长度的增加, $R = 1.0$ 扩张段总压恢复系数 σ_c 降低;而 $R = 1.3, 1.6$ 扩张段总压恢复系数先减小后缓慢增加。同时,扩张段长度的增加使得临界压比 (π_c) 逐渐增加,出口马赫数 (Ma_e) 逐渐降低且降低趋势变缓。这与 Herrman 等人^[16]通过实验研究得到的结论具有相似性。文献^[16]指出:进气道喉道之后内通道增加至一定长度时,临界压比会随之升高;长度继续增加,临界压比增加不明显。此外,随着扩张比的减小,临界压比与出口马赫数随长度变化曲线的斜率发生显著改变的位置逐渐提前。

当来流马赫数为 2.8 (即伪激波前平均马赫数为 1.57) 时,各性能参数随扩张段长度的变化趋势与 $Ma_\infty = 3.5$ 来流时总体上相似。但是,由于 $Ma_\infty = 2.8$ 来流条件下伪激波前马赫数低,因此与 $Ma_\infty = 3.5$ 来流时相比其总压恢复系数较高,临界压比低,而出口马赫数相差不大。此外,还可以发现,来流马赫数为 2.8 时,随着扩张段长度的变化,各性能参数曲线斜率显著改变的位置会在更短的扩张段长度时出现,这种差异性根本性原因是其激波串长度明显短于 $Ma_\infty = 3.5$ 时的激波串长度。

图 11 依次给出了在 $Ma_\infty = 3.5$ 下, $R = 1.0$, $y_s = 0, L_d = 8, 12, 16$ 的扩张段内伪激波流场图。图中上、下游虚线位置分别对应扩张段内激波串起始与终止位置。在 $R = 1.0$ 时 (即扩张段为等直管道), 尽管激波串起始位置略有差异,但通过判读激波串起始与终止位置可知,三种扩张段长度下的激波串长度基本一致,且对应的增压效果也基本相同。也就是说,此时不同长度扩张段出口截面的气动性能差异主要由掺混区的不同引起。当 $L_d = 8$ 时,掺混区长度不足,使得掺混的增压效果低于 $L_d = 12, 16$ 扩张段,但同时也会避免

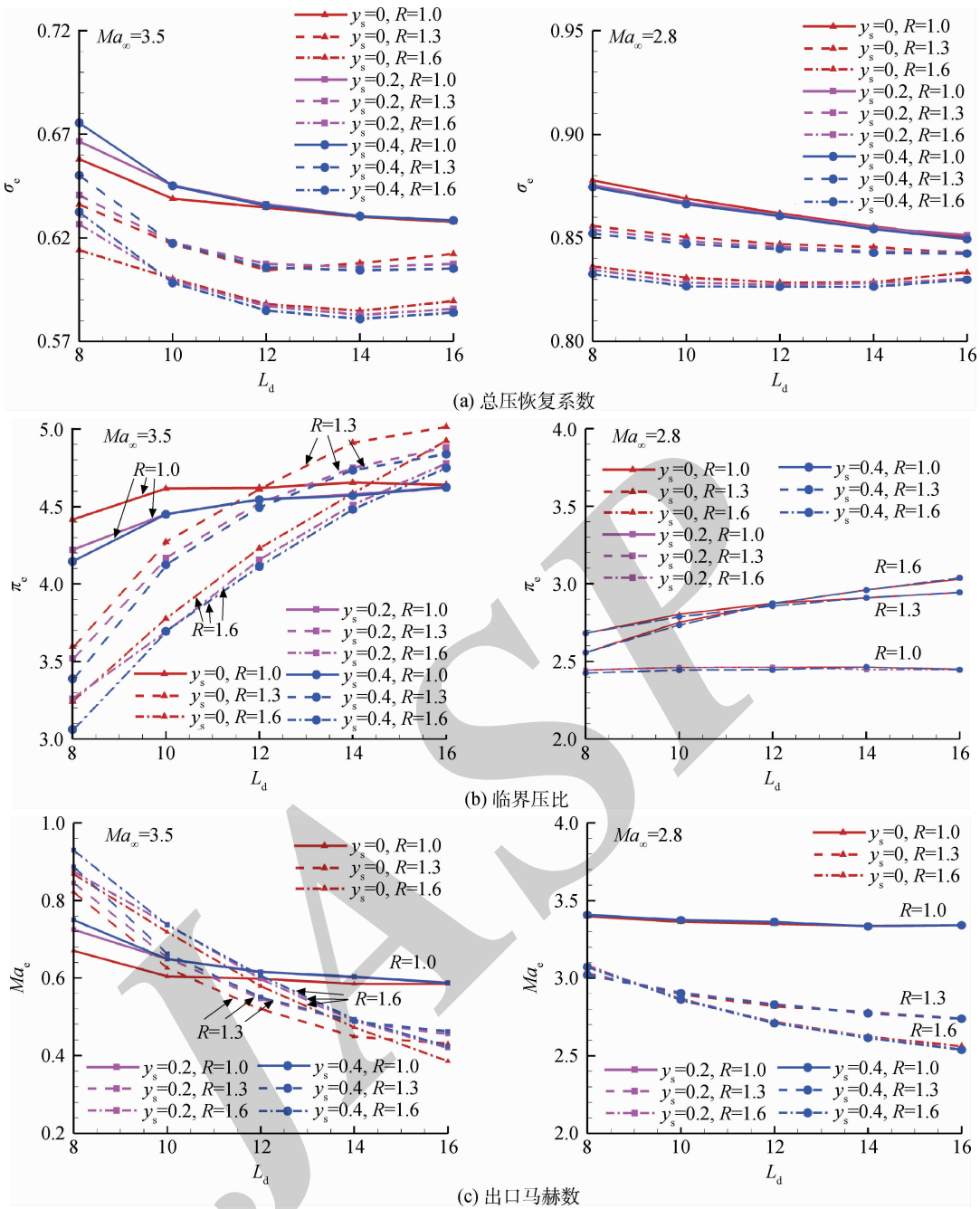


图 10 不同来流马赫数下扩张段出口性能参数随扩张段长度的变化曲线

Fig. 10 Performance parameters of the diffuser outlet varying with diffuser length at different inflow Mach numbers

一部分主流与壁面附近低能流之间的掺混损失以及气流与壁面的摩擦损失,因而总压恢复系数相对较高。扩张段长度的继续增加引起总压损失增加,抵消了掺混带来的部分增压效果,从而使得扩张段临界压比增加变缓,相应的出口马赫数降低速率也很小。

图 12 依次给出了在 $Ma_\infty=3.5$ 下, $R=1.6$, $y_s=0, L_d=8, 10, 14, 16$ 的扩张段内伪激波流场图。可以看出,当 $R=1.6$ 时,随着扩张段长度的增加,激波串长度缩短。造成这种变化的原因是:

由于扩张段扩张比不变,扩张段增长使得其截面积扩张规律变缓,抑制了分离区的发展,使分离区减小,激波串长度随之变短。由此可以得出:一定扩张比下,随着扩张段长度的增加,主宰扩张段的总压损失的改变主要来自于两个方面:其一是扩张段包含的伪激波流动结构长度增加,相应的激波串主流激波损失和掺混区摩擦损失及掺混损失增加;其二是扩张段长度增加引起的伪激波在壁面处气流分离损失降低。

当扩张段长度从 $L_d=8$ 加长至 $L_d=14$ 时,上

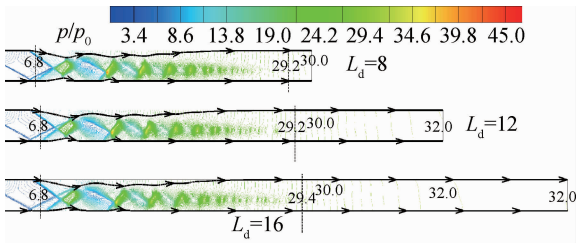


图 11 $Ma_\infty = 3.5, R = 1.0, y_s = 0$ 时不同
长度扩张段内等压力线图

Fig. 11 Pressure contours in the diffuser with different
diffuser lengths at $Ma_\infty = 3.5, R = 1.0, y_s = 0$

述第一个影响因素起主导作用,总压损失增加;当扩张段长度继续增加至 $L_d = 16$ 时,分离区低能流减少,其带来的总压增加超过了扩张段长度增加造成的总压损失,即第二个影响因素起主导作用,总压恢复系数略有增加。此外,由图 12 还可以看出,随着扩张段长度的增加,激波串长度的缩短使得激波串的增压比增加;掺混区所占据的扩张段部分的扩张比增加,使得临界压比单调增加,出口马赫数降低。同等直段相类似,当扩张段长度增加到 $L_d = 14$ 时,扩张段的扩压效果会明显变缓。

综上可知,扩张段长度必须包含激波串和一定长度的掺混区,才能获得相对较高的扩压性能。

2.3 扩张比的影响

为研究扩张比的影响,本文将扩张段长度及中心线偏距分为三水平正交设计确定计算的状态点,扩张段长度 $L_d = 8, 12, 16$, 扩张段中心线偏距 $y_s = 0, 0.2, 0.4$, 每个状态点分别计算扩张比 $R = 1.0, 1.2, 1.3, 1.4, 1.6$ 。

图 13 给出了扩张段性能参数随扩张比的变化曲线。可以看出,中心线偏距对扩张段性能随扩张比变化曲线的影响较小;而不同扩张段长度下扩张段性能随扩张比变化则呈现出不同的变化趋势。在 $Ma_\infty = 3.5$ 状态下,扩张段总压恢复系数随扩张比增加而呈现出近似线性下降的趋势。当扩张段长度 $L_d = 8$ 时,随着扩张比的增加,临界压比总体上降低;而扩张段长度增加至 $L_d = 12$ 之后,随着扩张比的增加,临界压比先增加后减小,而且扩张段长度越长,最大临界压比对应的扩张比越大。扩张段出口马赫数则近似呈现出与临界压比相反的变化趋势。在 $Ma_\infty = 2.8$ 状态下,总体而言,各性能参数的变化趋势与 $Ma_\infty = 3.5$ 状态下基本一致,只是临界压比和出口马赫数随扩张比变化曲线的斜率正负号发生切换对应的扩

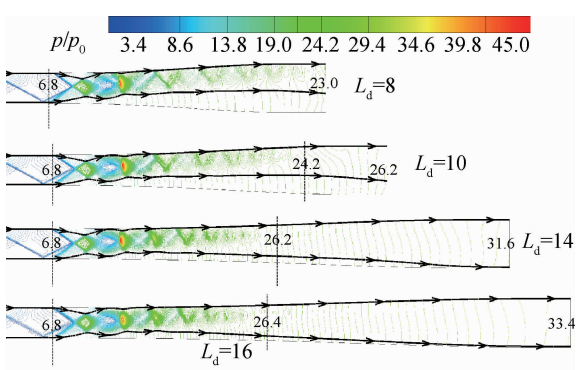


图 12 $Ma_\infty = 3.5, R = 1.6, y_s = 0$ 时不同
长度扩张段内等压力线图

Fig. 12 Pressure contours in the diffuser with different
diffuser lengths at $Ma_\infty = 3.5, R = 1.6, y_s = 0$

张比有所增加。

图 14 给出了 $Ma_\infty = 3.5$ 时, $L_d = 8, y_s = 0$ 的不同扩张比扩张段内伪激波等压力线图。通过图中壁面流线的对比可以发现,扩张段扩张比的增加会使得分离区扩大,且在 $R = 1.4, 1.6$ 时分离区直至扩张段出口截面仍未实现再附,这将直接导致总压损失增加。同时随着分离区的不断增加,激波串的长度逐渐增加。由于 $Ma_\infty = 3.5$ 时激波串长度相对较长,当 $R = 1.4$ 时, $L_d = 8$ 扩张段恰好能够包含激波串;而当 $R = 1.6$ 时, $L_d = 8$ 扩张段已经不足以包含激波串。不仅如此,随着扩张比的增加,分离区之外有效流通面积并未发生显著的改变。因此,当 $L_d = 8$ 时,扩张比越大,由于掺混区压升缺失甚至连激波串压升都未完整实现,导致进气道临界压比下降。结合图 13(c) 中出口马赫数 Ma_e 的变化趋势可知,对于以激波串为主要流场结构获得压升的扩张段(扩张段长度相对较短),扩张比增加时,由于分离区的大大增加,使得扩张段出口马赫数反而增加。

图 15 给出了 $Ma_\infty = 3.5, L_d = 12$ 时不同扩张比扩张段内的伪激波等压力线图。可以看出,在此长度下,随着扩张比的增加,分离区也是逐渐增加的,当 $R = 1.6$ 时分离区基本在出口处实现再附。但是激波串的长度却是先减小后增加,且当 $R = 1.2$ 时达到最小。由图 15 还可以看出,随着扩张比的增加,掺混区的压升先增加后减小,其中在 $R = 1.2$ 时达到最大。掺混区的增压一部分来自高低速气流掺混产生的压力升高;另一部分则来自于通道扩张造成的气流减速增压。当 $R = 1.0$ 时,由于通道没有扩张,缺少第二部分的压升,所以其掺混区的压升最小。当 $R = 1.2$ 时,激

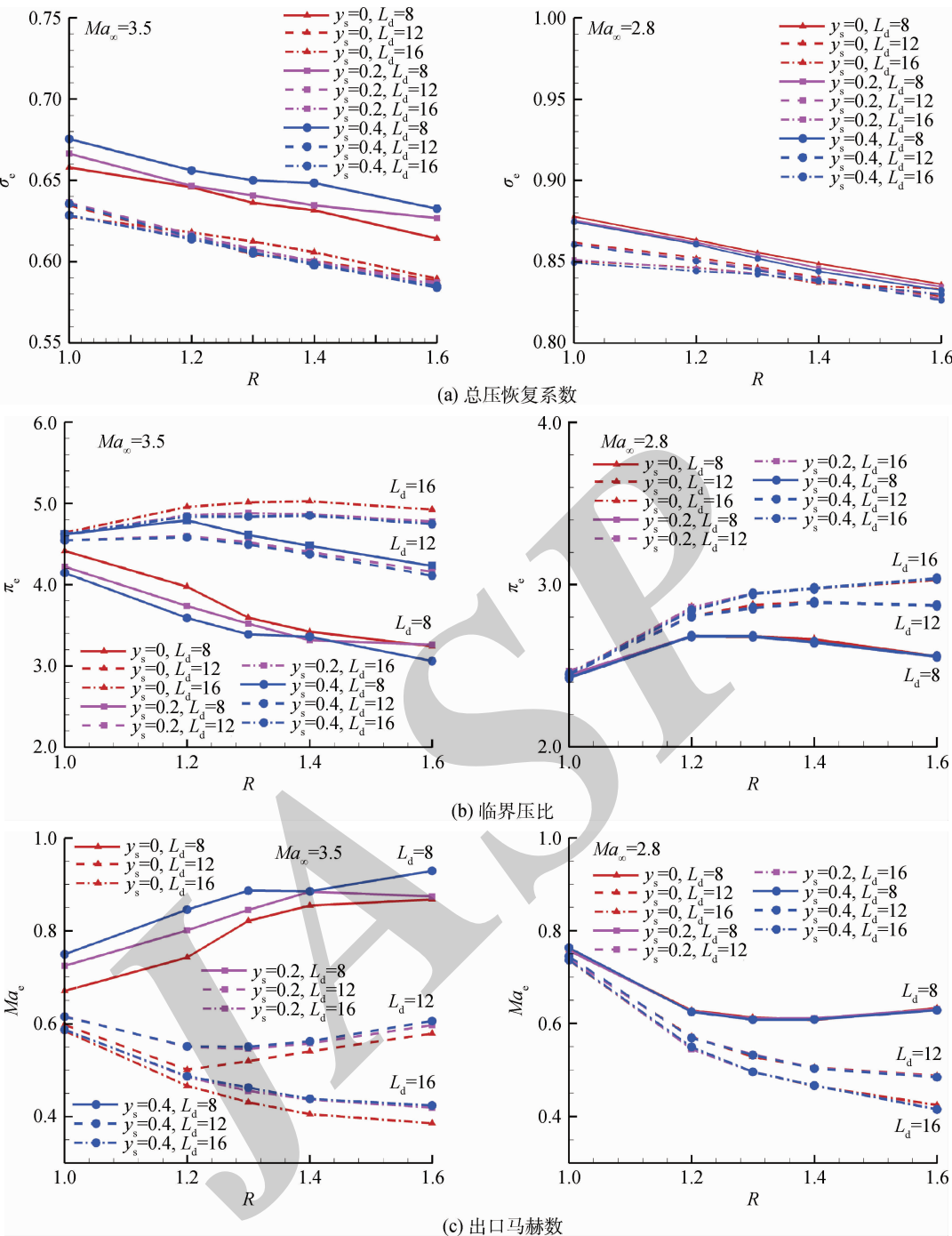


图 13 不同来流马赫数下扩张段性能参数随扩张比的变化曲线

Fig. 13 Performance parameters of the diffuser varying with the diffusing ratio at different inflow Mach numbers

波串长度最短,掺混区最长,掺混造成的压升也就更大;同时由于型面的扩张,掺混区同时还存在第二部分压升。所以此时掺混区的压升相比于 $R=1.0$ 的要大很多。而在更大的扩张比 ($R=1.4, 1.6$) 下,由于分离区的显著增加,掺混区的长度缩短,导致掺混增压效果减弱,并且分离流动生成的总压损失导致有效流道扩压能力下降,两者同时作用使得掺混区的压升相比于 $R=1.2$ 时有所降低。

图 16 给出了各扩张段的截面面积扩张规律

及相应的激波串结尾位置的对比。其中 H_x 为扩张段沿程高度, H_{th} 和 X_{th} 分别为喉道的高度和轴向坐标。可以看出,扩张比越大,激波串所处区域的扩张越剧烈,同时掺混区所占区域面积扩张比的比例下降。由此可知,对于固定长度的扩张段,选择恰当的扩张比以及面积变化规律有利于缩短激波串长度,并提高其扩压能力。

在图 17 中给出的 $L_d=16, y_s=0$ 的不同扩张比扩张段临界压比时的流场等压力线图中,可以

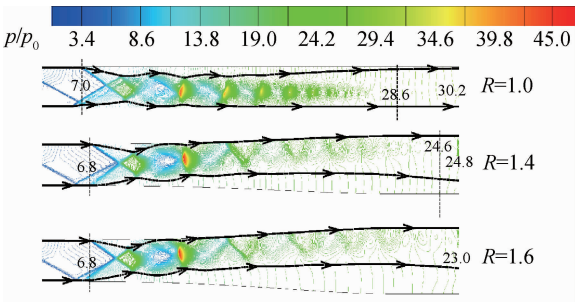


图 14 $Ma_\infty=3.5, L_d=8, y_s=0$ 的不同扩张比
扩张段内伪激波等压力线图
Fig. 14 Pressure contours of pseudo-shock in the
diffuser with different diffusing ratios at
 $Ma_\infty=3.5, L_d=8, y_s=0$

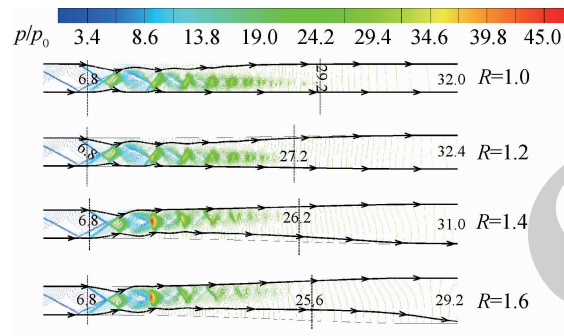


图 15 $Ma_\infty=3.5, L_d=12, y_s=0$ 的不同扩张
比扩张段内伪激波等压力线图
Fig. 15 Pressure contours of pseudo-shock in the
diffuser with different diffusing ratios at
 $Ma_\infty=3.5, L_d=12, y_s=0$

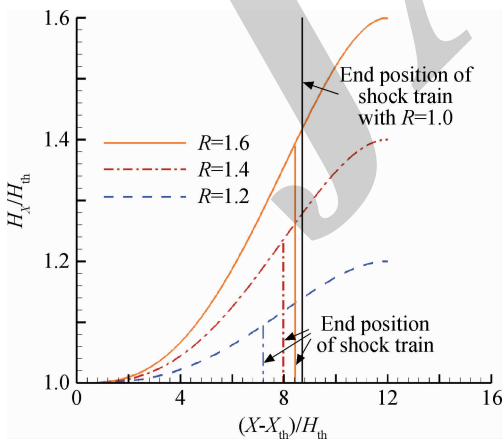


图 16 $L_d=12$ 时不同扩张比的扩张段截面面积扩张
规律及激波串结尾位置
Fig. 16 Cross section area distributions and end
positions of shock train with different diffusing
ratios at $L_d=12$

小后缓慢增加,且当 $R=1.4$ 时达到最小。通过图 18 给出的 $L_d=16$ 扩张段的截面面积变化规律及相应的激波串结尾位置(图中还给出了 $L_d=12, R=1.2$ 方案的对比)可以看出,激波串位置不仅受到其扩张段对应部分的面积扩张规律的影响,还会受到整个扩张段面积变化规律的影响。不仅如此, $L_d=16$ 下, $R=1.4$ 扩张段内的激波串所在区域截面变化与 $L_d=12, R=1.2$ 扩张段类似,而在研究范围内这两个方案都在其对应长度下的一系列方案中达到最大临界压比。

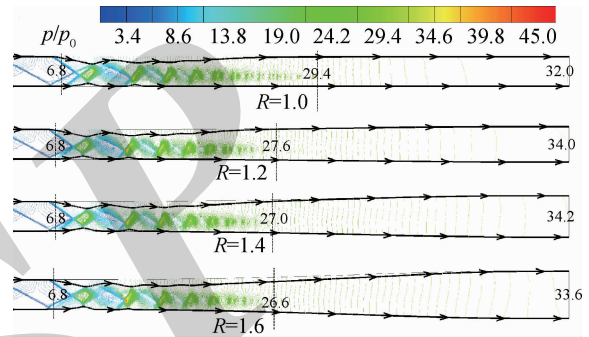


图 17 $Ma_\infty=3.5, L_d=16, y_s=0$ 的不同扩张比
扩张段内伪激波等压力线图
Fig. 17 Pressure contours of pseudo-shock in the
diffuser with different diffusing ratios at
 $Ma_\infty=3.5, L_d=16, y_s=0$

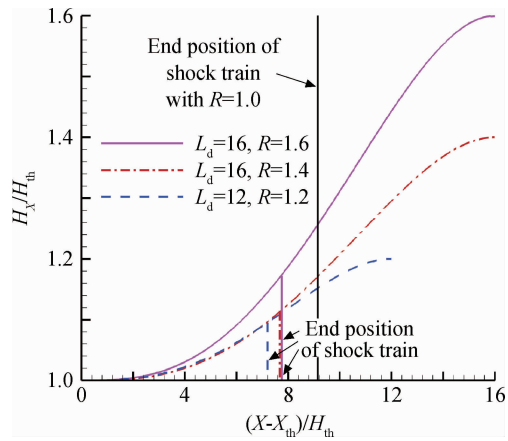


图 18 $Ma_\infty=3.5$ 时不同扩张比的扩张段截面
面积变化规律及其激波串结尾位置对比
Fig. 18 Cross section area distributions and end
positions of shock train with different diffusing
ratios at $Ma_\infty=3.5$

图 19 给出了 $Ma_\infty=2.8$ 状态下 $L_d=12$ 时,不同扩张比扩张段内伪激波等压力线图。从图 19 可知,当扩张段长度 $L_d=12$ 时,随着扩张比的增加,激波串长度先增加后减小,且在 $R=1.4$ 时

看出,在此长度下,随着扩张比的增加,分离区同样也是逐渐增加的。但是激波串的长度却是先减

最短,这也对应着最大压升。另外,与 $Ma_\infty=3.5$ 状态相比(参见图 18),由于伪激波前平均马赫数降低至 1.57,激波串长度明显缩短,伪激波长度也随之缩短,掺混区增压效果随长度的增加而有所加强。

通过上述分析可知,同一流马赫数时,对于固定长度的扩张段,存在使得扩张段临界压比达到峰值的最佳扩张比,且随着扩张段长度增加,该最佳扩张比随之增加;同一扩张段长度时,由于低来流马赫数下的激波串相对长度缩短,使得对应的最佳扩张比增加。

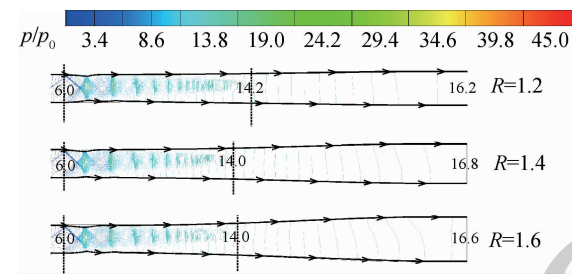


图 19 $Ma_\infty=2.8, L_d=12, y_s=0$ 的不同扩张比扩张段内等压力线图

Fig. 19 Pressure contours in the diffuser with different diffusing ratios at $Ma_\infty=2.8, L_d=12, y_s=0$

本文还对 $Ma_\infty=3.0, 3.2$ 下相应几何参数组合的扩张段型面的进气道流场进行仿真,从而得到了 $Ma_\infty=2.8\sim 3.5$ 之间不同扩张段长度下,使得扩张段临界压比最大的最佳扩张比,见表 1。依据表 1 的数据,使用最小二乘法得出最佳扩张比 R_{op} 与扩张段入口马赫数 Ma_{in} 、扩张段长度 L_d 之间的一个简单的关系式:

$$R_{op} = 1.446 - 0.411Ma_{in} + 0.05L_d \quad (1)$$

其中 $Ma_{in}=1.57\sim 2.10, L_d=8\sim 16, y_s=0\sim 0.4$ 。该公式可应用于超声速进气道小中心线偏距($y_s=0\sim 0.4$)扩张段气动型面的初步优化设计。

表 1 给出了拟合所得最佳扩张比与仿真所得最佳扩张比的对比,结果显示拟合值的最大偏差为 8%,表明该公式在给定范围内的预测准确。

2.4 中心线偏距的影响

为研究扩张段中心线偏距的影响,本文将扩张段长度及扩张比分为三水平正交设计确定计算的状态点,每个状态点的分别计算中心线偏距 $y_s=0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4$, 扩张段长度 $L_d=8, 12, 16$, 扩张段扩张比 $R=1.0, 1.3, 1.6$ 。

图 20 给出了中心线偏距变化对扩张段出口性能参数的影响曲线。由图可知,在研究范围内,

表 1 $Ma_\infty=2.8\sim 3.5$,不同扩张段长度下最佳扩张比
Table 1 Optimum diffusing ratios with different diffuser lengths at $Ma_\infty=2.8\sim 3.5$

来流马赫数 Ma_∞	入口马赫数 Ma_{in}	扩张段长度 L_d	仿真所得 R_{op}	拟合所得 R_{op}
3.5	2.10	8	1.0	0.98
3.5	2.10	12	1.2	1.18
3.5	2.10	16	1.4	1.38
3.2	1.87	8	1.0	1.08
3.2	1.87	12	1.3	1.28
3.2	1.87	16	1.4	1.48
3.0	1.72	8	1.2	1.14
3.0	1.72	12	1.3	1.34
3.0	1.72	16	1.6	1.54
2.8	1.57	8	1.2	1.20
2.8	1.57	12	1.4	1.40
2.8	1.57	16	1.6	1.60

仅当 $Ma_\infty=3.5$ 且扩张段长度为 $L_d=8$ 时,偏距对扩张段的性能产生了稍微明显的影响:偏距的增加使扩张段总压恢复系数略有提高,而代价是临界压比总体上略微降低,出口马赫数 Ma_e 总体上略微升高。在其他状态下,偏距对扩张段各气动性能参数的影响相对较小。

图 21 给出了 $Ma_\infty=3.5, L_d=8, R=1.6$ 的不同中心线偏距扩张段内伪激波等压力线图。可以看出,随着中心线偏距的增加,分离区大小总体上变化微小。但是,第二个激波单元之后主流区的压升下降。这是由于大分离区均位于下方,主流偏向上方,所以激波串内的压升主要由下方大分离区引起,那么随着下型面的不断下偏,下型面的压缩强度略有下降。这使得该长度下进气道总压恢复系数增加,而临界压比下降。

图 22 给出了 $Ma_\infty=3.5, L_d=12, R=1.6$ 的不同中心线偏距的扩张段内伪激波等压力线图。可以看出,与 $L_d=8$ 扩张段相比,相对较长的扩张段型面下偏距对激波串的增压效果影响相对较小,但仍能看出总体上是略微下降的。另外,分离区在出口截面的高度随着中心线偏距的增加是有所增加的,这或许是导致此长度下总压恢复系数没有出现上升的原因。因此在设计带中心线偏距的扩张段时需注意,中心线偏距过大会引起分离区增加,虽然气动性能变化较小,但会导致出口流场品质恶化,产生的低能流可能会将进气道和补燃室串通,从而给进气道的热防护增加难度。

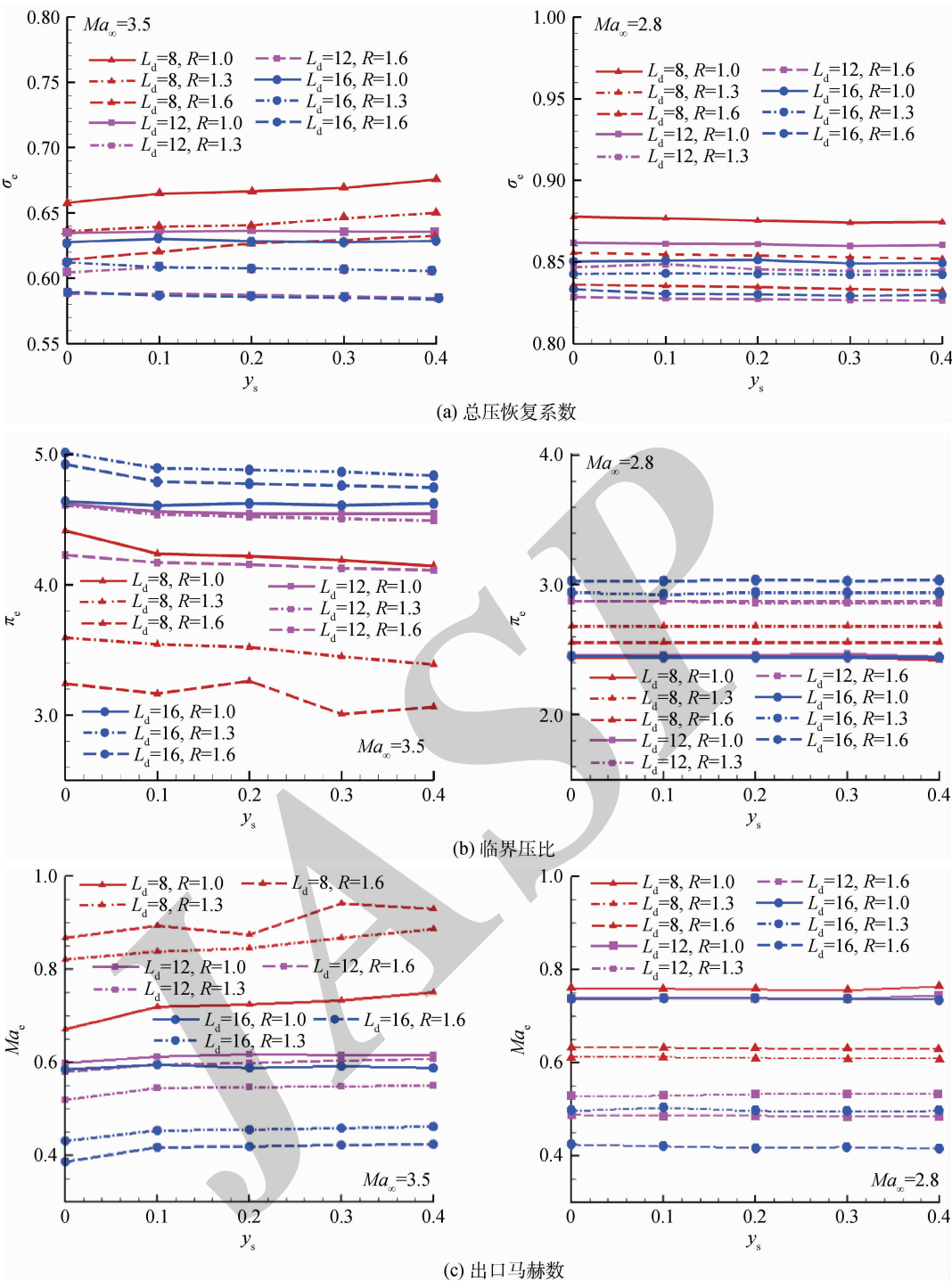


图 20 不同来流马赫数下扩张段出口性能参数随扩张段中心线偏距的变化曲线
Fig. 20 Performance parameters of the diffuser outlet varying with the center line offset at different inflow Mach numbers

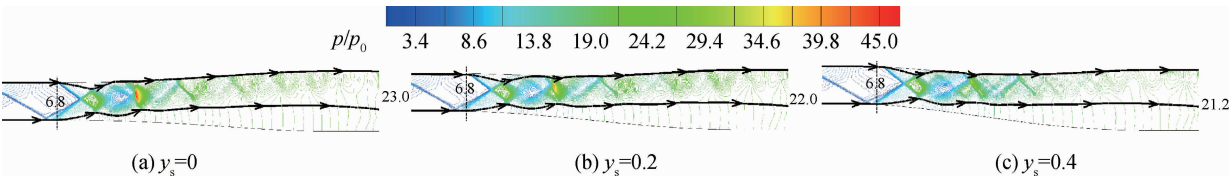


图 21 $Ma_\infty = 3.5, L_d = 8, R = 1.6$ 不同中心线偏距的扩张段内伪激波等压力线图
Fig. 21 Pressure contours of pseudo-shock in the diffuser with different center line offsets at $Ma_\infty = 3.5, L_d = 8, R = 1.6$

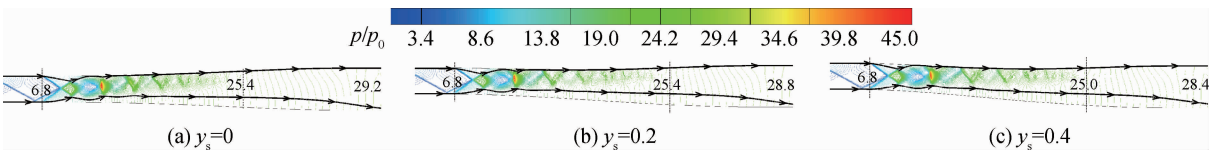


图 22 $Ma_\infty=3.5, L_d=12, R=1.6$ 不同中心线偏距的扩张段内伪激波等压力线图

Fig. 22 Pressure contours of pseudo-shock in the diffuser with different center line offsets at $Ma_\infty=3.5, L_d=12, R=1.6$

3 结 论

本文通过对二元超声速进气道扩张段内的伪激波流场进行仿真，系统对比分析了扩张段型面设计参数对伪激波特性与气动性能的影响，主要结论如下：

- 1) 在研究范围内，扩张段长度与扩张比对扩张段的伪激波流场结构和气动性能影响较大，而扩张段偏距的影响则相对较小。
- 2) 扩张段长度与扩张比之间存在较强的耦合关系，通过影响激波串长度和扩张段内分离区大小，对伪激波的扩压性能产生影响。在扩张比一定时，扩张段长度须包含激波串和一定长度的掺混区，才能获得相对较高的扩压性能。
- 3) 在一定的入口马赫数与扩张段长度下，随着扩张比的增加，扩张段的临界压力先增加后减少，存在一个最佳扩张比，本文依据仿真数据给出一个表征最佳扩张比的简单线性拟合公式。

参考文献：

[1] MATSUO K, MIYAZATO Y, TIM H D. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35(1): 33-100.

[2] NEWMANN E P, LUSTWERK F. Supersonic diffusers for wind tunnels[J]. Journal of Applied Mechanics, 1949, 16(2): 195-202.

[3] NEWMANN E P, LUSTWERK F. High-efficiency supersonic diffusers[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1951, 18(6): 369-347.

[4] CROCCO L. One-dimensional treatment of steady gas dynamics[M]// Fundamentals of Gas Dynamics, Emmons H W. New Jersey, US: Princeton University Press, 1958: 110-130.

[5] IKUI T, MATSUO K, NAGAI M. The mechanism of pseudo-shock waves[J]. Japan Society of Mechanical Engineers, 1974, 17(108): 731-739.

[6] WALTRUP P J, BILLIG F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts[J]. AIAA Journal, 1973, 11(10): 1404-1408.

[7] BILLIG F B. Research on supersonic combustion[R]. AIAA 92-0001, 1992.

[8] 王成鹏, 张堃元, 程克明. 非对称来流隔离段流动特性研究[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 436-440.

WANG Chengpeng, ZHANG Kunyuan, CHENG Keming. Investigation of flow in isolators under asymmetric incoming air flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006,

27(5): 436-440. (in Chinese)

[9] 邓远灏. 超燃冲压发动机隔离段流动特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.

DENG Yuanhao. Investigation of flow characteristics of scramjet isolator[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)

[10] WEISS A, GRZONA A, OLIVIER H. Behavior of shock trains in a diffuser[J]. Experiments in Fluids, 2010, 49(2): 355-365.

[11] 谭慧俊, 郭荣伟. 二维弯曲等截面管道中的激波串特性研究[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1039-1145.

TAN Huijun, GUO Rongwei. Characteristics of shock train in two dimensional bends with constant area[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1039-1145. (in Chinese)

[12] 张航, 谭慧俊, 孙殊. 进口斜激波、膨胀波干扰下等直隔离段内的激波串特性[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1733-1739.

ZHANG Hang, TAN Huijun, SUN Shu. Characteristics of shock-train in a straight isolator with interference of incident shock waves and corner expansion waves[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(9): 1733-1739. (in Chinese)

[13] LEE H J, LEE B J, KIM S D. Flow characteristics of small-sized supersonic inlets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(2): 306-318.

[14] MATSUO K, MIYAZATO Y, KIM H D. Mass-averaging pseudo-shock model in a straight flow passage[J]. Journal of Aerospace Engineering, 1999, 213(6): 365-375.

[15] 张华军, 刘兴国, 郭荣伟, 等. TBCC 进气道涡轮通道扩张段设计及涡轮模态特性[J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 181-191.

ZHANG Huajun, LIU Xingguo, GUO Rongwei. Design of diffuser for TBCC inlet based on characteristics turbo mode[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 181-191. (in Chinese)

[16] HERRMANN C D, KOSCHEL W W. Experimental investigation of the internal compression of a hypersonic intake[R]. AIAA-2002-4130, 2002.

[17] REINARTZ B U, HERRMAN C D, BALLMANN J. Aerodynamic performance analysis of a hypersonic inlet isolator using computation and experiment[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5): 868-875.

[18] TAMAKI T, TOMITA Y, YAMANE R. A study of pseudo-shock; 2nd report, X-type pseudo-shock[J]. Bulletin of Japan Society of Mechanical Engineers, 1971, 14(74): 807-817.

[19] TAMAKI T, TOMITA Y, YAMANE R. A study of pseudo-shock; 1st report, λ -type pseudo-shock[J]. Bulletin of Japan Society of Mechanical Engineers, 1970, 13(55): 51-58.