

二维超声速进气道扩张段性能计算

汪 昆^{1,2}, 谢旅荣^{1,2}, 刘 雨^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

(2. 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要: 研究了一种二维超声速进气道扩张段型面的中心线变化规律、扩张比及中心线偏距对设计状态下进气道的气动性能及流场的影响。结果表明: 采用前缓后急中心线变化规律的进气道出口总压恢复系数最高, 而采用前急后缓中心线变化规律的进气道总压恢复系数最低; 随着扩张比从 1.40 增大到 1.80, 进气道总压恢复系数和抗反压能力均下降, 出口马赫数上升, 扩张比与长度对进气道出口参数的影响存在较强的耦合关系; 随着偏距比的增加, 进气道总压恢复系数起初有一定的升高, 但偏距比增大到 0.80 之后, 总压恢复系数降低, 出口马赫数增大, 总体上偏距比变化对进气道抗反压能力影响不大。

关键词: 超声速进气道; 进气道扩张段; 中心线变化规律; 扩张比; 中心线偏距

中图分类号: V431-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2017)06-0054-07

Performance calculation of two-dimensional supersonic inlet diffuser

WANG Kun^{1,2}, XIE Lürong^{1,2}, LIU Yu^{1,2}

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing 210016, China)

Abstract: The influences of the law of centerline variation, expansion ratio and centerline offset of two-dimensional supersonic inlet diffuser on aerodynamic performance and flow characteristics under inlet design condition are studied. The numerical results indicate that the inlet with diffuser rapid turning at its exit has maximum total pressure recovery coefficient and inlet with diffuser rapid turning at the entrance has minimum total pressure recovery coefficient; as the expansion ratio increases from 1.40 to 1.80, inlet total pressure recovery coefficient and backpressure-resistance ability decrease, and the exit Mach number increase; the effect of expansion ratio and length on inlet exit parameter has a strong coupling relationship. As offset ratio increases, the inlet total pressure recovery coefficient increases at the beginning, but as the offset ratio increases to more than 0.80, the inlet total pressure recovery coefficient declines and the exit Mach number increases. General speaking, the var-

收稿日期: 2017-03-22; 修回日期: 2017-04-25

作者简介: 汪 昆 (1993—), 男, 硕士研究生, 研究领域为内流气体动力学

iation of offset ratio has little effect on backpressure-resistance ability of the inlet.

Keywords: supersonic inlet; inlet diffuser; law of centerline variation; expansion ratio; centerline offset

0 引言

扩张段是超声速进气道的重要组成部分, 一般定义为喉道至进气道出口的通道型面, 气流经过喉道后在扩张段内通过结尾激波串降为亚声速并继续减速增压。扩张段的作用是为燃烧室提供高压、低畸变的空气, 并承受燃烧室的高反压变化。燃烧室的高反压直接影响扩张段内结尾激波串形态位置, 若扩张段设计不合理, 这种强逆压梯度会使扩张段内的气流发生严重分离, 导致较大的总压损失甚至使燃烧室高温气流回流损坏进气道结构。因此扩张段的设计好坏, 直接影响冲压发动机及飞行器的整体性能。

研究人员通过实验和数值模拟的方法对扩张段流场和性能进行了较深入的研究。Sajben、Ikui 和 Hsieh^[1-7]等人研究了扩压段内的自激振荡流动, 并对自激振荡的机理做出了各自的解释。Kawatsu^[8]等人研究了直矩形扩张通道内流场特性, 研究发现, 激波串产生的气流分离包只能发生在上壁面的拐角处, 而在等直通道内, 气流分离发生在通道所有的拐角处。Weiss^[9-10]等人实验研究了扩张段内激波串特性, 发现随着来流马赫数增加, 激波串的位置后移且激波串长度增加。Lee H J^[11]等人对小尺寸的超声速进气道开展了实验研究, 发现不同的扩张段型面内激波串/伪激波结构存在差异。谭慧俊等^[12-13]数值模拟了弯曲等截面管道中的激波串特性, 并用实验方法对三维轴对称进气道内隔离段的激波串进行了初步研究, 研究表明, 管道弯曲对流动的对称性有明显的影响, 管道弯曲能有效抑制出口压力变化导致的出口截面马赫数大幅度波动。安彬^[14]等研究了等截面 S 弯隔离段流场特性, 研究表明, 高反压下等截面 S 弯隔离段性能与等直隔离段大致相当, 隔离段马赫数损失与反压呈现线性关系, 并且对构型不敏感。郭善广等人^[15-16]采用特征线法设计了一种二维超声速消波转弯流道,

并对流道内的迟滞现象进行了详细的研究, 研究表明激波串波头很难稳定在流道拐点附近, 当激波串波头靠近流道拐点时, 流场具有双解。流动双解区向单解区演化过程中, 伴随有大分离区在上、下壁面之间的迅速转换和激波串结构的快速演化。

相比于直扩张段, 弯曲扩张段内部的流动更加复杂, 主要表现在: 弯曲扩张段内部激波串更长, 非对称性更明显; 在壁面离心力作用下, 激波附面层作用更易产生气流分离; 弯曲扩张段上下壁面压差更大, 更易产生激波串振荡现象。扩张段内的流动特性对进气道的气动性能有直接影响, 因此, 开展弯曲扩张段的研究具有重要意义。本文主要采用数值模拟研究二维弯曲扩张段的构型对进气道性能及内部流场的影响。

1 物理模型和计算方法

1.1 弯曲扩张段的设计

当进气道喉道与出口截面中心不在同一高度上时, 扩张段进出口存在偏心距, 因此中心线的形状在带偏距的进气道设计中极为重要, 为了减小转弯损失, 转弯应尽量缓和。本文研究的扩张段中心线采用 S 弯形, S 弯的三种中心线方程和面积变化方程由文献 [17] 给出, 即转弯方式不同的曲线方程。中心线构型分别为前缓后急、缓急相当、前急后缓, 分别用 L_1 , L_2 和 L_3 表示。进气道前体外压缩角为 $\theta_1 = 8.5^\circ$, $\theta_2 = 8.0^\circ$, $\theta_3 = 9.0^\circ$, 设计喉道高度为 H_{th} , 并以 H_{th} 作为无量纲参数对其他几何型面参数进行无量纲化, 扩张段后连接一段 $6.0H_{th}$ 长的等直段。扩张段型面采用 L_1 变化规律的进气道模型如图 1 所示。二维进气道设计马赫数为 3.3, 飞行高度 20 km。

1.2 数值模拟方法

本文采用 Fluent 软件对 2D 的 N-S 方程求解, 湍流模型采用 $k-\omega$ SST 模型, 粘性系数采用 Sutherland 公式计算。无粘对流通量离散使用

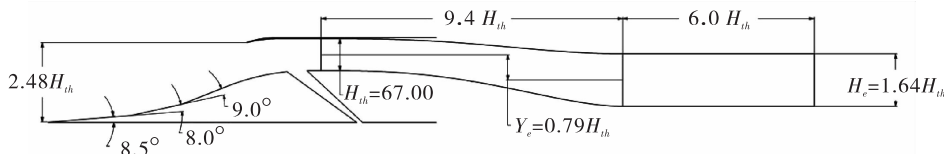


图1 进气道模型

Fig. 1 Inlet model

Roe - FDS 格式离散, 对流项采用二阶迎风格式。计算的边界条件有: 压力远场, 压力出口, 无滑移固壁等。计算网格约为 7.0 万, 壁面网格进行加密, 保证壁面 y^+ 为 1.0 左右。计算过程中监测方程残差、喉道马赫数、喉道及出口质量流量。来流条件为: 来流马赫数 $Ma = 3.3$, 总温 $T_0^* = 688.5 \text{ K}$, 静压 $p_0 = 5\,529.3 \text{ Pa}$ 。计算收敛准则为: 各项残差下降到 0.001 以下且出口流量保持恒定。

2 扩张段型面参数对进气道性能的影响

本文研究的扩张段型面参数包括扩张段的中心线变化规律、中心线偏距和扩张比。研究中心线变化规律的影响时, 进气道的边界条件参数设置相同, 对比不同反压下各进气道的流场和性能。研究中心线偏距和扩张比的影响时, 调节反压使进气道达到临界状态, 对比临界状态下各进气道的流场和性能。为分析方便, 以喉道高度 H_{th} 作为比较, 将进气道出口高度 H_e 、扩张段高度方向的偏距 Y_e 进行无量纲化, 并分别定义为扩张比和偏距比。

2.1 中心线变化规律对进气道性能的影响。

在研究中心线变化规律的影响时, 设计的扩张段扩张比为 1.64, 偏距为 0.79, 中心线变化规律选取 L_1 , L_2 和 L_3 三种变化规律。

图 2 给出了不同中心线变化规律下进气道总压恢复系数随反压的变化曲线。由图可看出, 随着反压上升, 三种扩张段下进气道的总压恢复系数先呈下降趋势, 在达到某一压力之后 (L_1 和 L_2 对应 $24.5p_0$, L_3 对应 $25p_0$), 总压恢复系数逐渐上升, 这是因为: 反压较低时, 随着反压增大, 扩张段内激波串前移, 进气道出口的超声速气流区域逐渐减小, 高总压区域变小, 造成总压恢复

系数下降; 当反压增大到一定值, 在激波串的影响下进气道出口刚好全部是亚声速, 此时对应的进气道出口总压恢复系数最小; 若继续增大反压, 激波前马赫数降低, 激波串强度变弱, 激波损失减小, 总压恢复系数上升。由图还可以看出, 反压较低时, L_2 和 L_3 中心线规律下的进气道总压恢复系数变化几乎相同, 而在相同的反压下 L_1 型面的总压恢复一直大于另两种型面, 这与文献 [17] 研究的扩张段进口为亚声速的结论相同。 L_1 型面的总压恢复系数最高主要因为: 以与喉道位置的距离相比, L_1 扩张段结尾激波的起始位置即头激波的位置最靠后, L_2 和 L_3 型面的头激波位置相差不大且相对更靠近喉道, 如图 3 所示。在相同的反压下, 由于头激波的位置不同导致分离包的大小及位置不同, 头激波越靠前, 分离包越大, 造成的分离掺混损失增加, 故进气道的总压恢复系数下降。

图 4 为临界状态下不同型面扩张段内压力云图, 可以看出, 三种扩张段内激波串都存在明显的非对称性, 比较该状态下三种型面扩张段内的激波串长度发现, L_1 型面最长, L_2 次之, L_3 最短。由于进气道下壁面肩部泄流槽作用, 三种扩张段型面的下壁面附面层均较薄, 而上壁面附面层较厚, 在激波串头激波的作用下, 扩张段上壁面均诱导产生分离包。但由于 L_3 型面的中心线为前急后缓, 扩张段起始段型面变化大, 上壁面曲率较大, 气流压缩强, 其头激波的起始位置较另两种型面更靠前, 诱导产生的分离包也更靠前; 同时由于扩张段起始段型面变化大, 高速气流在离心力和惯性力的作用下向上壁面偏转, 使上壁面分离包逐渐减小, 而在扩张段下壁面出现一个很大的分离包, 这种分离包的迁移, 增大了掺混损失, 导致该型面在临界状态下出口总压恢复系数最低。

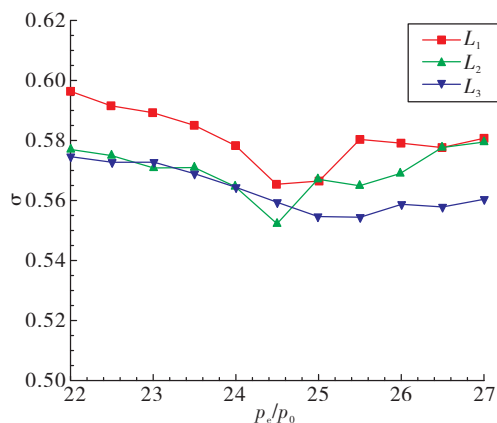


图2 三种扩张段下进气道出口总压恢复系数随反压的变化曲线

Fig. 2 Variation of total pressure recovery coefficient at inlet exits of three kinds of diffusers with backpressure

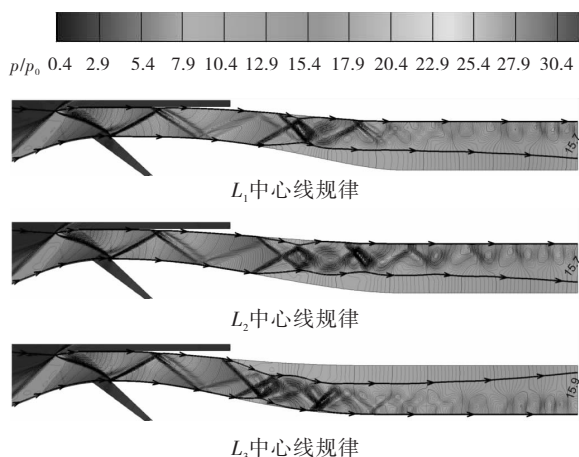


图3 反压为 $16p_0$ 下三种扩张段内压力云图

Fig. 3 Pressure contours of three kinds of diffusers with backpressure at $16p_0$

研究中还发现, 不同反压下激波串在上下壁面的前缘位置会随着反压的变化而变化。图5给出了 L_1 扩张段通流时的压力云图, 图6是 L_1 扩张段壁面激波串前缘点位置随反压变化曲线, X 为激波串前缘位置与喉道之间的距离, 并与扩张段长度进行了无量纲化, 由图可看出, 激波串在上下壁面点前缘点位置总体上是随着反压上升逐渐向上游移动的。反压为 $22.5p_0$ 之前时下壁面的激波串前缘点位置更靠近喉道, 但是当反压增大至 $22.5p_0$ 后, 激波串前缘位置出现交替变化, 变为

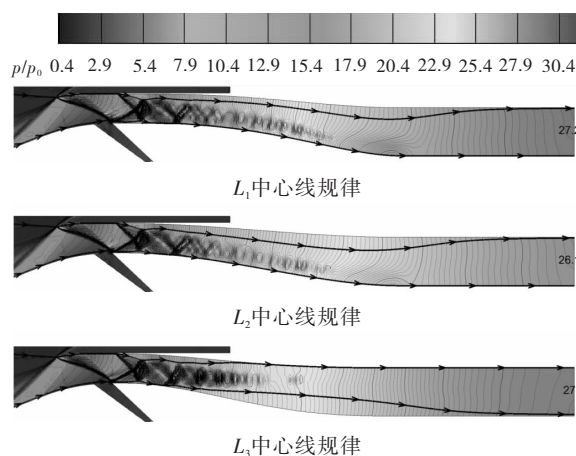


图4 临界状态下三种扩张段内压力云图

Fig. 4 Internal pressure contours of three kinds of diffusers at critical condition

上壁面的激波串前缘位置更靠前, 而且反压从 $20.5p_0$ 至 $21p_0$, $22p_0$ 至 $22.5p_0$ 扩张段上壁面激波串的起始位置变化较剧烈; 反压为 $24.5p_0$ 时, 前缘点位置出现明显波动。对比图5可以发现, 激波串处在这些位置时, 正好也是进气道背景激波反射点的位置, 在多重激波的影响下导致结尾激波串位置变化较大。

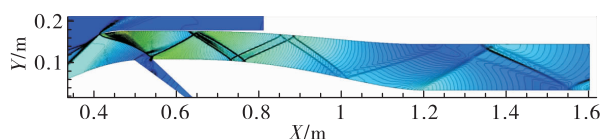


图5 L_1 型面背景波系图

Fig. 5 Background waves in diffuser of L_1 shape

2.2 扩张比对进气道性能的影响

研究了扩张比 R_1 分别为 1.40, 1.50, 1.64, 1.70 和 1.80, 中心偏距比均为 0.79 的五种扩张段型面。分析了扩张比对进气道总压恢复系数及流场分布的影响。

图7是临界状态下进气道出口总压恢复系数随扩张比变化曲线图。由图可知, 随着扩张段的扩张比增加, 各型面扩张段的总压恢复系数基本呈现下降趋势。而 L_3 型面扩张比增大到 1.7 时, 其总压恢复系数较扩张比为 1.64 有微小上升。分析原因: 结合图8压力云图中流线可知, 对于

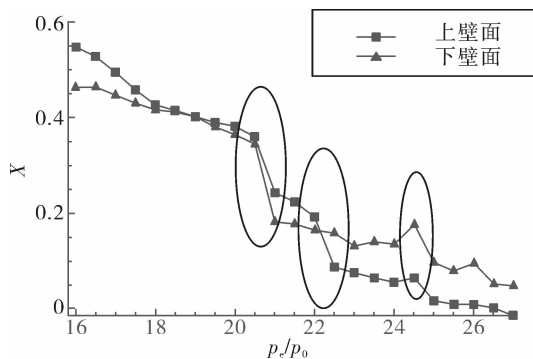


图 6 L_1 扩张段壁面激波串前缘点位置随压力变化曲线
Fig. 6 Variation of leading point position of shock wave train in diffuser of L_1 shape with pressure

L_3 型面, 随扩张比增大, 扩张段内部的分离包上下变化, 内部流场不稳定, 其进气道的总压恢复系数随扩张比变化趋势就会出现局部不同, 但总体上还是呈下降趋势。同时还可以发现, 与上节研究结论一致, 采用前缓后急中心线变化规律的进气道总压恢复系数最高。由图 8 可以看出, 在扩张段总长度不变的前提下, 随着扩张比的增大, 局部扩张角增大, 临界状态下各型面的扩张段内分离包逐渐增大, 掺混损失增大, 造成进气

道出口总压恢复系数减小。且在大扩张比下分离包几乎占据扩张段流动通道高度的 1/3, 并一直延伸至进气道出口, 严重影响了进气道出口流场品质, 因此若使用大扩张比的扩张段, 其扩张段长度也应该随之加长, 以减小局部扩张角。

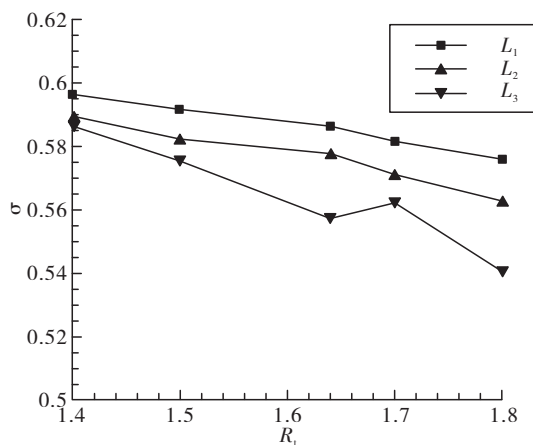


图 7 临界状态下进气道出口总压恢复系数随扩张比变化曲线

Fig. 7 Variation of total pressure recovery coefficient at inlet exit at critical condition with diffusing ratio

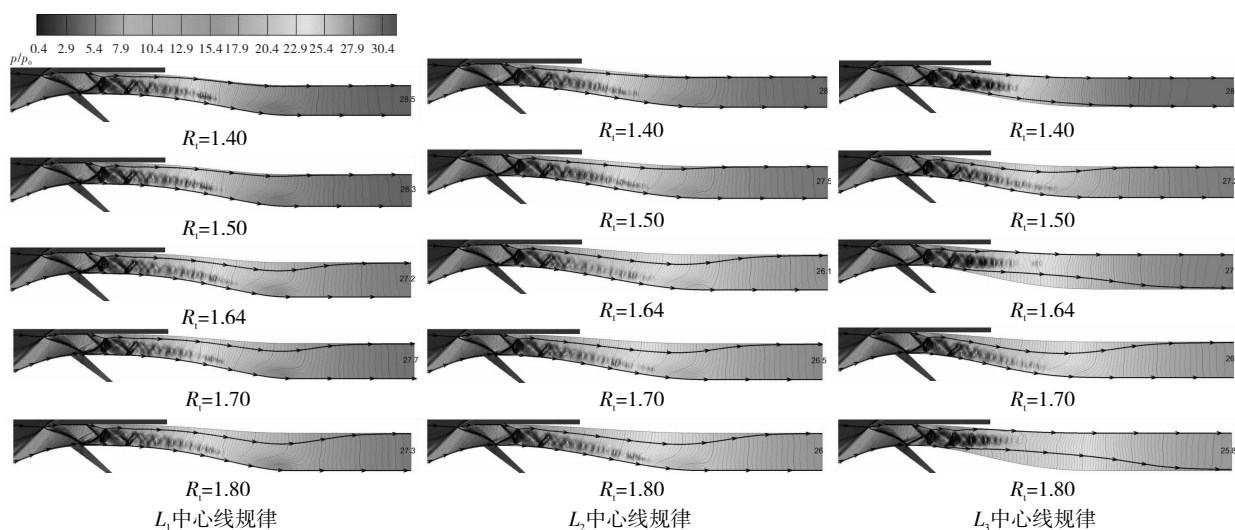


图 8 临界状态下不同扩张比扩张段的压力云图

Fig. 8 Pressure contours in diffuser with different diffusing ratios at critical condition

2.3 偏距比对进气道性能的影响

为研究扩张段偏距比对进气道流场及性能的

影响, 选择扩张比为 1.40, 1.50 和 1.64, 中心线为前缓后急变化规律型面扩张段, 偏距比分别

为 0.60, 0.70, 0.79, 0.90 和 1.00。

图 9 (a) 是临界状态下扩张段出口总压恢复系数随偏距比变化曲线, 由图可知, 在研究范围内, 随着偏距比增大, 进气道总压恢复系数先略有上升后下降, 当偏距比为 0.79 时, 三种中心线变化规律下的进气道总压恢复系数均最高。在研究的偏距范围内, 偏距比对于小扩张比 ($R_t = 1.40, 1.50$) 扩张段的总压恢复系数影响较小, 总压恢复系数变化不超过 1%。但大扩张比 ($R_t = 1.64$) 下偏距比对进气道的总压恢复系数影响较大。

图 9 (b) 和 (c) 给出了扩张段出口马赫数和增压比随偏距比变化曲线, 由图可知, 随着偏距比增大, 小扩张比 ($R_t = 1.40, 1.50$) 下的扩张段出口马赫数和增压比变化很小, 但偏距

增大到 0.79 之后, 出口增压比下降, 出口马赫数上升。总体上看, 偏距比对于小扩张比的抗反压能力和出口马赫数均影响不大。但对大扩张比的型面影响较大, 结合图 10 中的流线可知, 大偏距下扩张段出口处产生的气流分离会减小出口的有效流通面积, 扩张段的有效压缩能力减弱, 因此出口马赫数变大, 出口增压比减小。

结合图 9 和图 10 可知, 一定范围内合理的增大偏距比可以调整扩张段入口处壁面的曲率半径, 在型面变化的离心力作用下加速气流向上壁面流动, 从而减小扩张段入口处由于激波附面层干扰形成的小分离包, 能一定程度上地改善进气道性能。但偏距过大易造成扩张段下壁面处的气流分离。

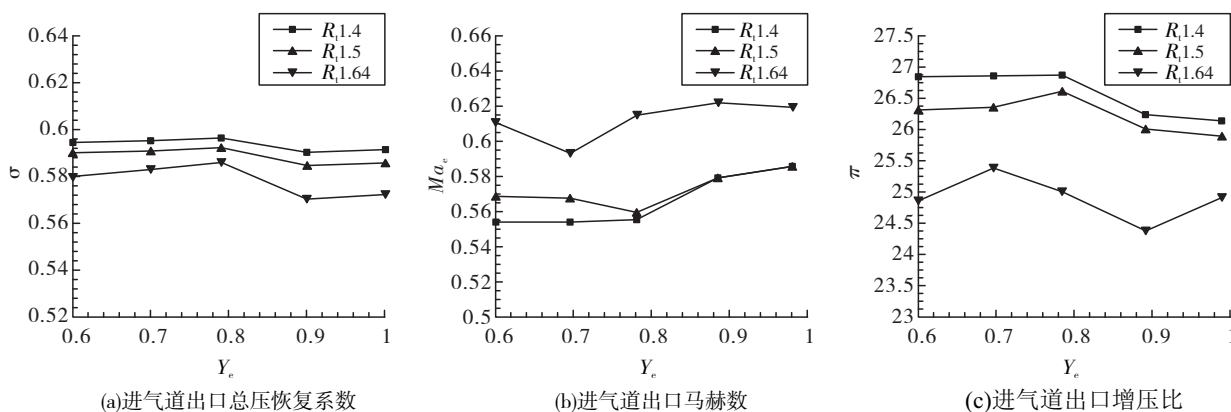


图 9 临界状态下进气道出口性能参数随偏距变化曲线

Fig. 9 Variation of performance parameters of inlet exit at critical condition with centerline offset

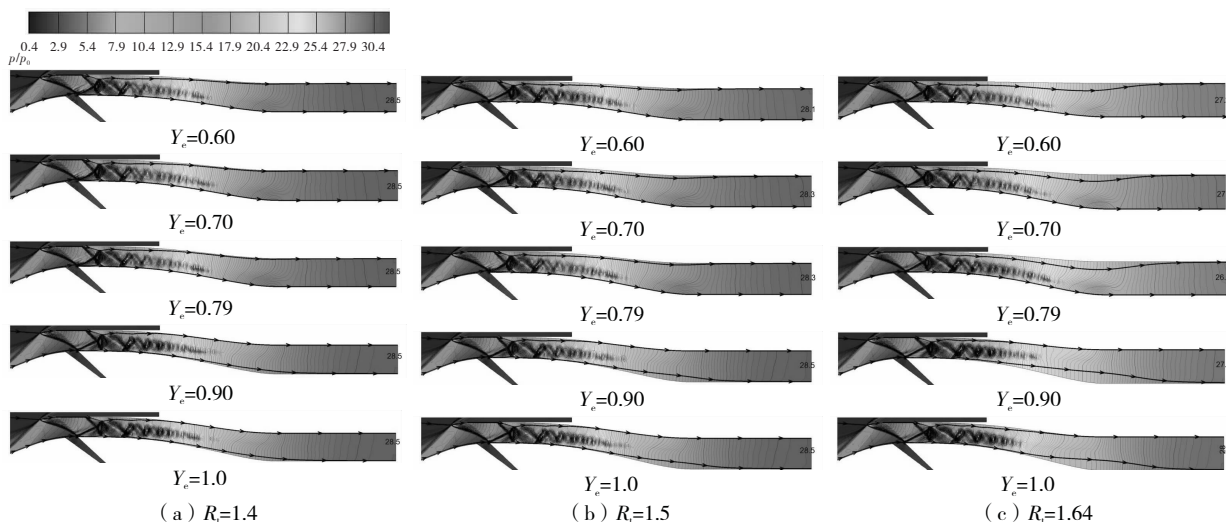


图 10 临界状态下不同偏距扩张段的压力云图

Fig. 10 Pressure contours in diffuser with different centerline offsets at critical condition

3 结论

通过对比分析影响扩张段构型的三个典型型面参数对进气道性能及其内部流场的变化规律,可以得出以下结论:

1) 扩张段中心线的三种变化规律对进气道流场及性能影响明显,本文研究范围内扩张段采用前缓后急中心线变化规律的进气道总压恢复系数最高,采用前急后缓总压恢复系数最低。

2) 研究的扩张比范围内,进气道的总压恢复系数随扩张比的增大总体呈现下降趋势,出口马赫数呈上升趋势,在设计扩张段的扩张比时,需要综合考虑燃烧室入口马赫数、进气道流量、扩张段长度及其中心线变化规律等条件的影响。

3) 合理的偏距比能一定程度地改善弯曲扩张段内部流场,从而提高进气道的性能,但是偏距比过大时会造成扩张段内出现大的气流分离,导致总压恢复系数降低,出口马赫数增大。

参考文献:

- [1] SAJBEN M, BOGAR T J, KROUTIL J C. Experimental study of flows in a two - dimensional inlet model [J]. Journal of propulsion and power, 1985, 1(2): 109-117.
- [2] SAJBEN M, BOGAR T J, KROUTIL J C. Experimental investigation of terminal shock sensors for mixed-compression inlets [J]. Journal of propulsion and power, 1992, 8(1): 168-174.
- [3] BOGAR T J, SAJBEN M, KROUTIL J C. Characteristics frequencies of transonic diffuser flow oscillations [J]. AIAA journal, 1983, 21(9): 1232-1240.
- [4] IKUI T, MATSUO K, MOCHIZUKI H, et al. Pseudo-shock waves in a divergent channel [J]. Bull JSME, 1980, 23(175): 20-25.
- [5] IKUI T, MATSUO K, SASAGUCHI K. Modified diffusion model of pseudo-shock waves considering upstream boundary layer [J]. Bull JSME, 1981, 24(197): 1920-1927.
- [6] HSIEH T, WARDLAW A B, COAKLEY T. Ramjet diffuser flowfield response to large-amplitude combustor pressure oscillations [J]. Journal of propulsion and power, 1987, 3(5): 472-477.
- [7] HSIEH T, BOGAR T J, COAKLEY T. Numerical simulation and comparison with experiment for self-excited oscillations in a diffuser flow [J]. AIAA journal, 1987, 25(7): 936-943.
- [8] KAWATSU K, KOIKE S, KUMASAKA T, et al. Pseudo-shock wave produced by backpressure in straight and diverging rectangular ducts [C]//Proceedings of AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. [S. l.]: AIAA, 2005: 2005-3285.
- [9] WEISS A, GRZONA A, OLIVIER H. Behavior of shock trains in a diverging duct [J]. Exp fluids, 2010, 49: 355-365.
- [10] WEISS A, OLIVIER H. Behavior of a shock train under the influence of boundary-layer suction by a normal slot [J]. Exp fluids, 2012, 52: 273-287.
- [11] HYOUNG J L, BOK J L. Flow characteristics of small-sized supersonic inlets [J]. Journal of propulsion and power, 2011, 27(2): 306-318.
- [12] 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]. 航空动力学报, 2006, 27(6): 1039-1045.
- [13] TAN Huijun, SUN Shu. Preliminary study of shock train in a curved variable-section diffuser [J]. Journal of propulsion and power, 2008, 24(2): 245-252.
- [14] 安彬,范晓楠,李腾骥,等. 等截面 S 弯隔离段流场特性研究[R]. 第十七届中国空气动力学物理气体动力学学术交流会, 2015.
- [15] GUO Shanguang, WANG Zhenguo, ZHAO Yuxin. Contour design of super / hypersonic dual-Inflexion nozzle [J]. Journal of aerospace power, 2012, 27(12): 2742-2748.
- [16] 郭善广,王振国,赵玉新. 超声速转弯流道内的迟滞现象[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(4): 10-14.
- [17] LEE C, BOEDICKER C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft: AIAA 85-3073 [R]. USA: AIAA, 1985.
- [18] 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.

(编辑:陈红霞)