

中心线偏置对隔离段性能的影响研究

熊 冰, 范晓樯, 陶 渊, 李腾骥

(国防科学技术大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 在隔离段入口马赫数 2.0 条件下对二维中心线偏置隔离段流场进行了数值计算, 并与直隔离段结果进行对比, 分析了两种偏置方式对隔离段流场结构及性能特征的影响, 重点研究了隔离段的总压恢复性能和抗反压性能, 并考察了管道扩张角对结果的影响。结果表明, 出口反压较低时, 直隔离段总压恢复性能优于折线隔离段; 反压较高时, 两者总压恢复性能大致相当。S 弯隔离段总压恢复性能介于两者之间。对相同扩张比隔离段而言, 直隔离段抗反压性能最强, 折线隔离段次之, S 弯隔离段最差。扩张隔离段的抗反压性能增强, 但在同一反压条件下的总压恢复性能下降。

关键词: 隔离段; 中心线偏置; 总压恢复性能; 抗反压性能

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 02-0035-07

Influence of deflected center-line on performance of isolator

XIONG Bing, FAN Xiaoqiang, TAO Yuan, LI Tengji

(Key Laboratory for Technology of Scramjet, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The flow field in two-dimension deflected center-line isolator was numerically computed at 2.0 Mach number at the inlet of the isolator and the result was compared with that of straight isolator. The effects of the two-types of the deflected modes on flow field structure and performance of the isolator were analyzed. More attention was paid to the research of total-pressure recovery and back pressure resistance performances. The effects of expanded angle of pipe on the result were also taken into consideration. The result indicates that the straight isolator has better total-pressure recovery performance than the turning isolator when the back-pressure at outlet is low, and the total-pressure recovery performance of the two modes is almost the same when the back-pressure is higher. The total-pressure recovery performance of the S-shape isolator falls in between of the two modes. As for the isolators with same expanded angle, the straight isolator has the best pressure resistance performance, the turning isolator takes second place, and the S-shape isolator is the worst. In

收稿日期: 2015-12-10; 修回日期: 2016-01-25

基金项目: 国家自然科学基金(项目批准号 11372347)

作者简介: 熊冰 (1991—), 男, 硕士研究生, 研究领域为高超声速推进技术

addition, the expanded isolator has better total-pressure recovery performance, but its total-pressure recovery performance declines under the condition of the same back-pressure.

Keywords: isolator; deflected center-line; total-pressure recovery performance; back pressure resistance performance

0 引言

隔离段是超燃冲压发动机的重要组成部分,其性能好坏对进气道正常起动以及发动机的稳定工作有重要影响。发动机点火后,燃烧室压力不断升高,当反压大于隔离段所能承受的最大反压时,隔离段内激波串将不断前移甚至进入进气道,导致进气道无法起动。因此,隔离段的设计要求之一是能够抵抗燃烧室的高反压,保证进气道正常起动;同时,隔离段的设计还要求能够在高反压条件下组织内部预燃激波串,高效地向燃烧室提供一定压力、速度和流量的空气,并追求最大限度的总压恢复。抗反压性能和总压恢复性能成为隔离段性能评价的重要指标^[1-2]。

在超燃冲压发动机的设计中,隔离段通常为横截面积相等或近似微扩且中心线为直线的管道^[3-5]。随着超燃冲压发动机技术的逐步工程化,以往设计的直隔离段已难以满足飞行器总体需要,工程实践中已采用了中心线弯曲或偏置的管道^[6-7]。弯曲管道进出口气流发生转向,如高超声速双模态发动机的亚燃进气道,谭慧俊等^[6,8]利用数值和实验相结合的方式对弯曲管道内激波串特性进行了初步研究,预估了弯曲流道内激波串长度和压力分布特性。偏置管道进出口气流方向仍保持平行,进出口中心线在水平高度存在偏移。

从目前公开文献来看,关于直线隔离段已有较为充分的研究^[9-13],部分结论在工程实践中也得到了验证。目前对于偏置隔离段内流场结构及其性能特征研究较少。本文针对二维中心线偏置隔离段的性能展开了相关研究。

1 物理和计算方法

1.1 物理模型

在偏置隔离段设计之初,有必要将研究对象

从工程中抽象出来,并进行适当的简化和参数化。图1给出了本文研究的两种偏置隔离段构型示意图,图1(b)是中心线为折线的管道,其中中心线由三条直线段构成,设计参数为管道总长 L ,进出口高度 h_i 、 h_o ,折转点距离 a 和偏心量 b ;图1(c)所示管道中心线由相切于 O_2 点的双圆弧构成,称为“S弯”管道,气流在管道中能够连续转向,设计参数为管道总长 L ,进出口高度 h_i 、 h_o ,圆弧半径 R 和偏心量 b 。图1(a)为常规的等直隔离段,用于对比研究。隔离段总长及进口高度由飞行器总体需求确定,本文的工程背景中取值为 $L=800\text{ mm}$, $h_i=56\text{ mm}$ 。

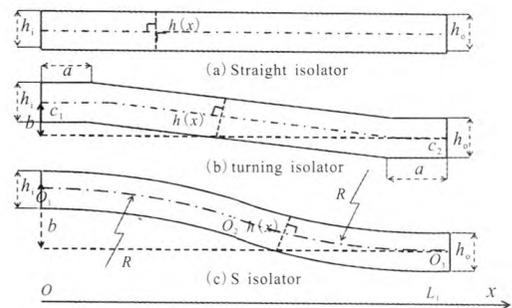


图1 二维隔离段构型示意图

Fig. 1 Shapes of two-dimensional isolators

表1 隔离段设计参数

Tab. 1 Design parameters of isolators

Case	中心线	折转参数/mm	b/mm	扩张比 ψ
Case A	直线		0	$0, \pm 6\%, 10\%, 15\%$
Case B	折线	$a=100$	80	$0, \pm 10\%, 37\%$
Case C	S弯	$R=2\ 020$	80	$0, \pm 10\%, 37\%$

为分析管道扩张角对隔离段内流场的影响, 本文还研究了横截面积微扩的管道, 对管道扩张采用线性扩张方式, 即沿来流方向, 横截面 (与中心线垂直) 面积对 x 的偏导为常数。定义管道扩张比 $\psi = (h_0 - h_i) / h_i$, 表征隔离段的扩张程度。表 1 给出了隔离段的具体设计参数。

1.2 计算方法

数值计算对全流场采用 Navier-Stokes (N-S) 方程数值求解, 湍流模型选择标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型。隔离段入口设置为压力入口条件, 出口设置为压力出口边界条件, 出口截面马赫数大于 1 时压力外推, 马赫数小于 1 时设定反压为 p_b 。壁面设为绝热、无滑移条件。对于三种构型隔离段的计算均采用二维结构化网格, 壁面附近网格采用 1.1 的等比率增长, 第一层网格高度 0.024 mm, 网格总量 92 800。

为验证上述数值方法的正确性, 采用已有的 Kawatsu 风洞试验数据^[14]对数值方法进行验证。Kawatsu 等在反压 $p_i/p_e=3.8$, 隔离段入口马赫数 2.3, 总温 298 K, 总压 100 kPa 条件下, 针对入口高 $h_i=30$ mm, 长 $L=290$ mm 的等直管道进行风洞试验。本文采用上述数值方法在相同来流条件下对同尺寸管道进行了计算。图 2 给出了壁面压力分布的计算结果与 Kawatsu 实验数据的对比曲线。由图 2 可知, 数值计算与试验数据基本吻合, 且壁面压力突升位置与出口压力吻合较好, 满足本文研究需要。

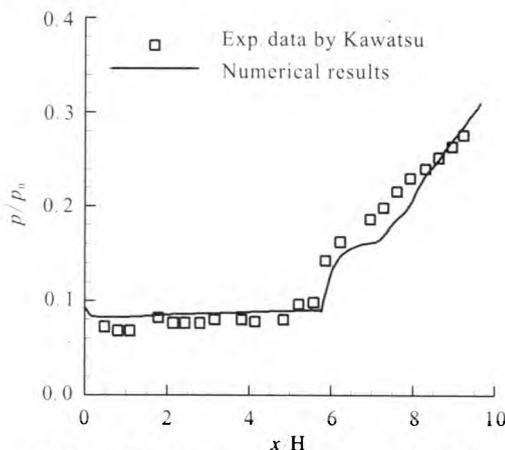


图 2 本文数值结果与 Kawatsu 结果^[14]对比

Fig. 2 Comparison of numerical results with Kawatsu data^[14]

另外, 在部分反压条件下隔离段内流场可能具有非定常特性, 出现激波串自激振荡等现象^[14-15]。计算时在出口设置压力监测截面, 若压力不能稳定, 认为此时为非定常流场, 进行非定常计算, 最终将性能参数的时均值作为该条件下的性能指标。本文非定常计算的迭代时间步长 10^{-7} s, 小于流向最小网格长度除以来流速度的 1/3。本文应用双时间步进 (Dual-time Stepping) 隐式的时间离散方法求解。本文数值计算均在入口 $Ma_i=2.0$, 总温 $T_0=298$ K, 总压 $p_0=391.2$ kPa 的条件下进行。

2 计算结果与分析

2.1 中心线偏置隔离段流场结构

研究了在反压升高过程中激波串的演化过程, 简要分析了偏置管道内流场结构特征。图 3 给出了在反压升高过程中三种隔离段流场的马赫数等值图。

由图 3 (a) 可知, 在 $Ma_i=2.0$ 的来流条件下, 直管道内的激波串结构具有良好的对称性, 随出口反压升高激波串不断向入口移动, 隔离段内依次出现分叉激波、激波串、混合区等典型流场结构; 当管道发生偏置时, 其内部流场结构出现明显差异。由图 3 (b) 可知, 在 Case B 中, 由于壁面曲率的突变, 超声速来流在折转角处产生斜激波和膨胀波, 激波/膨胀波交叉反射在管道内形成斜激波系。反压 $p_i/p_e=3.0$ 时, Case B 内流动大分离区出现在管道上壁面 p_1 位置, 反压 $p_i/p_e=3.6$ 时, 流动大分离区出现在管道下壁面 p_2 位置, 在反压 $p_i/p_e=4.1$ 时, 流动大分离区出现在管道上壁面 p_3 位置, 大分离区位置在管道上下壁面的交替出现正是由斜激波系导致的。对于 Case C 而言, 其内流场与 Case B 具有相似的特点, 随反压增加流动大分离区在上下壁面交替出现, 如图 3 (c) 所示。对比图 3 (a) 和图 3 (c) 可以发现, 在连续转弯而到 Case C 管道内, 相邻激波节间距加大, 出现了更长的混合区, 这与文献 [10] 描述的弯曲管道内激波串结构类似。

2.2 中心线偏置对隔离段性能的影响

主要分析中心线偏置对隔离段总压恢复性能

和抗反压性能的影响。图4和图5分别给出了扩张比 $\psi=0,10\%$ 的Case A,B,C的总压恢复系数 σ 随反压 p_b 的变化曲线。需要指出的是,在某些反压条件下,Case B内出现激波串的自激振荡,即在来流和反压条件不变的情况下,激波串位置前后振荡,使得出口总压随时间变化。对于这种情况,建立非定常数值计算,并对时变结果进行时均处理,将得到的时均值作为隔离段的平均总压恢复系数。

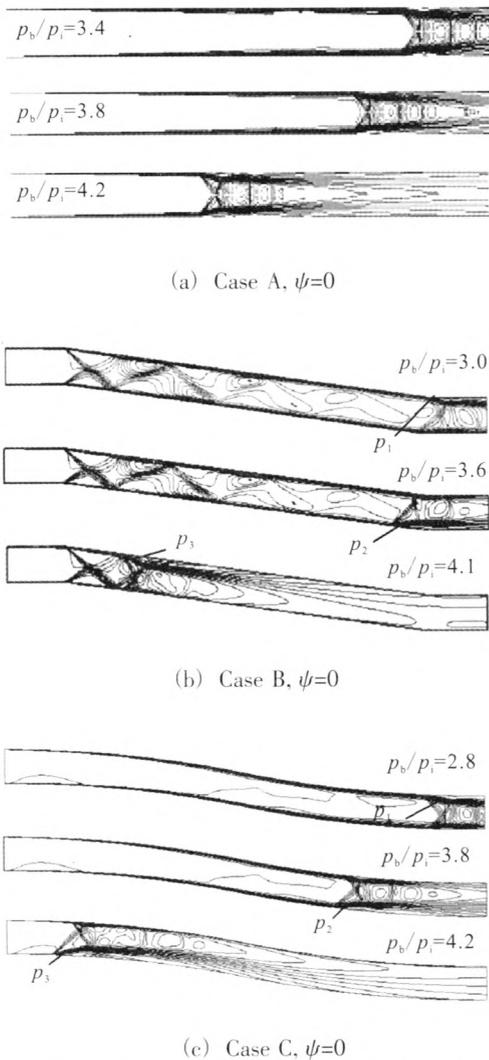


图3 等截面 Case A,B,C 流场马赫数等值图
Fig. 3 Counter diagram for flow field Mach number of uniform section Case A,B,C

由图4曲线可知,对等截面Case A, B, C而言,反压 $p_b/p_i=2.2$ 条件下, σ_A 分别是 σ_B 和 σ_C 的109.8%和101.1%;反压 $p_b/p_i=4.2$ 条件下, σ_A 分

别是 σ_B 和 σ_C 的100.4%和100.1%。由图5曲线可知,对扩张比 $\psi=10\%$ 的Case A,B,C而言,反压 $p_b/p_i=2.2$ 条件下, σ_A 分别是 σ_B 和 σ_C 的112.2%和104.0%;反压 $p_b/p_i=4.5$ 条件下, σ_A 分别是 σ_B 和 σ_C 的99.6%和99.5%。由此看出,对相同扩张比管道而言,出口反压较低时, $\sigma_A > \sigma_B > \sigma_C$,说明低反压条件下,直隔离段总压恢复性能最优,折线隔离段最差,S弯隔离段介于两者之间,且扩张比越大差距越显著。随出口反压升高, $\sigma_A, \sigma_B, \sigma_C$ 逐渐接近,在较高反压时达到大致相当,相差仅0.5%以内。

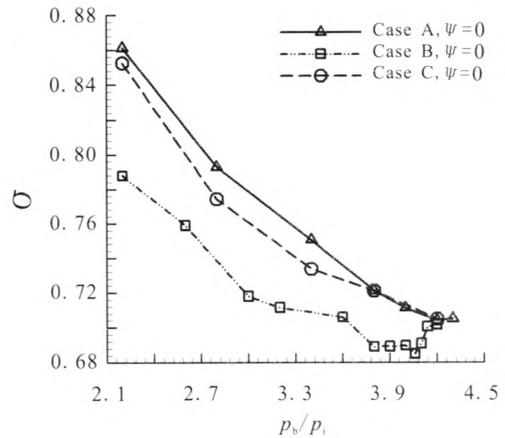


图4 Case A,B,C σ 随反压变化曲线, $\psi=0$
Fig. 4 Variation of σ of Case A,B, C with back pressure as $\psi=0$

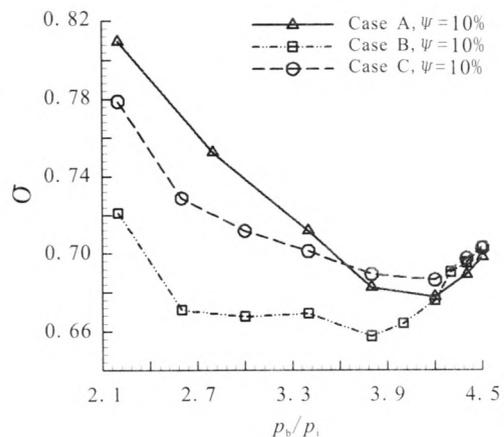


图5 Case A,B,C σ 随反压变化曲线, $\psi=10\%$
Fig. 5 Variation of σ of Case A,B,C with back pressure as $\psi=10\%$

结合图2所示Case A, B, C的流场结构,可

分析认为: 对 $\psi=0$ 的三种隔离段, 出口反压较低时, 隔离段激波串区域所含激波节数量较少, 流动在激波串区域的总压损失较少, 而 Case B 中流动在经历激波串之前还要经历一系列斜激波, 总压损失相对较大, 因此低反压时 Case B 总压恢复性能最差; 随出口反压升高, Case B 内的激波串不断前移, 来流经过斜激波数量减少, 总压损失增加的较为缓慢, 因此 σ_B 逐渐与 σ_A 接近, 反压 $p_0/p_i=4.0, 4.2$ 条件下, σ_B 分别达到 σ_A 的 97.0% 和 99.9%。

极限反压 p_{1max} 是激波串不被推出隔离段入口时, 管道所能承受的最大反压, 这对进气道正常起动具有重要意义。在高反压条件下, 通过逐渐增加反压的方式获得隔离段的极限反压范围。以 $\psi=0$ 的 Case A 为例, 在来流 $Ma_i=2.0$, 出口反压 $p_0/p_i=4.4$ 条件下, 激波串被推出管道入口; 在反压 $p_0/p_i=4.3$ 条件下, 激波串稳定在管道内部, 因此认为 $\psi=0$ 的 Case A 的极限反压比范围为 $p_{1max}/p_i=4.3\sim 4.4$ 。采用此方法, 可以得到不同隔离段的极限反压比, 表 2 给出了 $\psi=0$ 及 $\psi=37\%$ 不同隔离段的极限反压比。

表 2 Case A,B,C 的极限反压比较

Tab. 2 Comparison of limit back-pressure of Case A, B, C

ψ	Case	p_{1max}/p_i
0	Case A	4.3~4.4
	Case B	4.3~4.4
	Case C	4.2~4.3
37%	Case B	4.8~4.9
	Case C	4.7~4.8

由表 2 可知, $\psi=0, 37\%$ 的 Case B 极限反压比分别为 $p_{1max}/p_i=4.3\sim 4.4$ 和 $p_{1max}/p_i=4.8\sim 4.9$, 均大于同扩张比 Case C 的极限反压 $p_{1max}/p_i=4.2\sim 4.3$ 和 $p_{1max}/p_i=4.7\sim 4.8$, 由此得出结论, 在 $Ma_i=2.0$ 条件下, 相同扩张比的折线隔离段的抗反压性能要优于 S 弯隔离段。

由表 2 可知, $\psi=0$ 的 Case A,B 的极限反压比均为 $p_{1max}/p_i=4.3\sim 4.4$, 为了进一步比较, 图 6 给出了两者在反压 $p_0/p_i=4.3$ 条件下的流场马赫数等值

图。由图 6 可知, 反压 $p_0/p_i=4.3$ 条件下, Case B 内激波串比 Case A 更靠近入口, 因此判断 $\psi=0$ 的直隔离段极限反压要大于 $\psi=0$ 的折线隔离段。由此得出结论: 在 $Ma_i=2.0$ 条件下, 对相同扩张比隔离段而言, 直隔离段抗反压性能最强, 折线隔离段次之, S 弯隔离段最差。

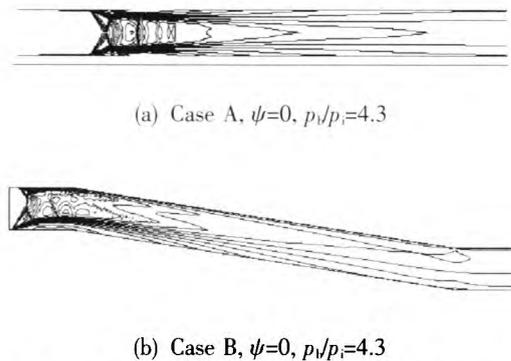


图 6 $p_0/p_i=4.3$ 条件下的 Case A, B 流场结构, $\psi=0$
Fig. 6 Flow field structure of Case A, B as $\psi=0, p_0/p_i=4.3$

2.3 扩张比对隔离段性能的影响

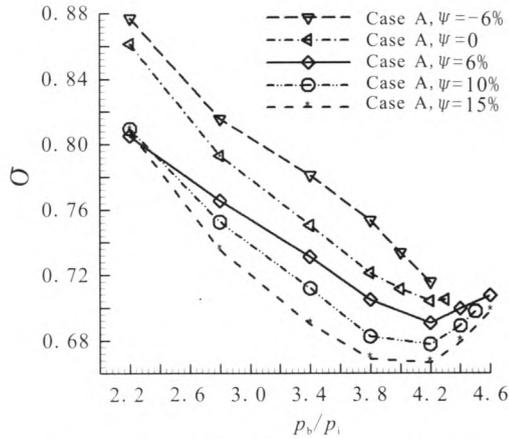
考察了管道扩张角对隔离段总压恢复性能以及抗反压性能的影响。图 7 给出了带不同扩张角的 Case A,B,C 总压恢复系数 σ 随出口反压 p_0 的变化曲线。对比图 7 (a), 7 (b), 7 (c) 曲线可知, 对于不同构型隔离段而言, 其总压恢复系数 σ 随反压变化规律有相似之处:

1) 对带扩张角的管道而言, σ 随反压升高呈现先下降后升高的趋势, 如扩张比为 $\psi=10\%$ 的 Case A 曲线, 当反压 $p_0/p_i < 4.2$ 时, σ 随反压升高而下降, 当反压 $p_0/p_i > 4.2$ 时, σ 随反压升高而上升; 这是由于在反压 $p_0/p_i=4.2$ 附近, 隔离段内混合区的出现, 使得总压稍有回升。另外, 在本文算例当中, 收缩隔离段的 σ 未表现出回升的趋势, 如 Case B,C 的 $\psi=-10\%$ 曲线;

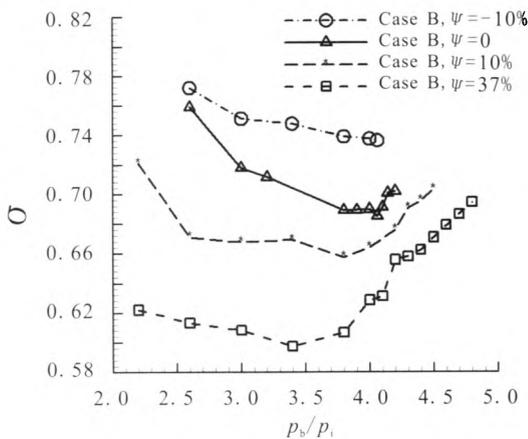
2) 对同一构型隔离段而言, 扩张比 ψ 越大, 高反压时隔离段总压恢复越多, 例如 Case B 的 $\psi=10\%$ 曲线, 在较高反压时, σ 由最小值 0.66 回升至 0.70, 回升了 6.06%; 对 Case B 的 $\psi=37\%$ 曲线而言, σ 由最小值 0.60 回升至 0.70 左右, 回升了 16.7%;

3) 在相同反压条件下, 扩张比大的隔离段总

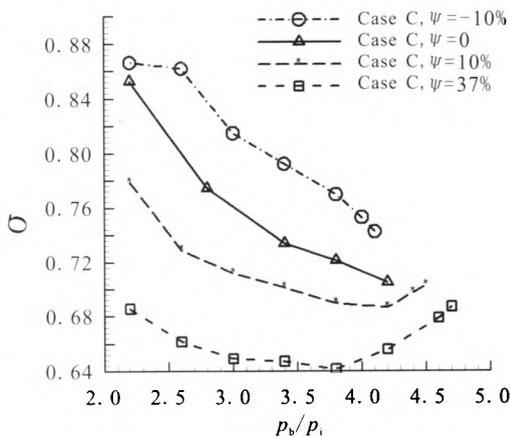
压恢复系数 σ 较小, 即扩张比大的隔离段总压恢复性能较低, 如 Case C 在反压 $p_b/p_i=3.4$ 的条件下, 扩张比 $\psi=-10\%, 0, 10\%, 37\%$ 隔离段对应的 σ 分别为 0.795, 0.736, 0.698, 0.647, σ 随 ψ 增加呈下降趋势;



(a) σ curve of Case A, $\psi=0, \pm 6\%, 10\%, 15\%$



(b) σ curve of Case B, $\psi=0, \pm 10\%, 37\%$



(c) σ curve of Case C, $\psi=0, \pm 10\%, 37\%$

图7 不同扩张比 Case A,B,C 内 σ 曲线

Fig. 7 σ curve of Case A,B,C with different ψ

由于管道中心线的偏置, 其总压恢复性能也出现了相应差异。由图 7 (a) 和 7 (b) 可知, 随反压升高, Case A 的总压恢复系数 σ 下降较快, 变化范围较宽, 而 Case B 的 σ 变化范围相对较窄, 如 $\psi=10\%$ 的 Case A, 其 σ 变化范围是 0.67~0.81, $\psi=10\%$ 的 Case B 的 σ 变化范围是 0.66~0.72。这说明折线偏置管道的总压恢复性能受反压影响相对较小, S 弯管道介于两者之间; 另外, 在较高反压条件下, 扩张管道的 σ 会有回升, 但偏置管道 σ 的回升量相对较大, 甚至超过低反压条件下的 σ , 如 $\psi=37\%$ 的 Case B 在反压 $p_b/p_i=4.6$ 的 σ 要大于其在反压 $p_b/p_i=2.2$ 时的 σ , 意味着折线偏置管道在高反压下的总压恢复性能可能超过低反压下的总压恢复性能, Case A, C 内并不出现该现象。

对同一构型隔离段而言, 管道扩张角对其抗反压性能也有影响。图 8 给出了 Case A 的极限反压比 p_{bmax}/p_i 随管道扩张比的变化曲线。由图 8 可知, Case A 扩张比由 $\psi=-6\%$ 增加至 $\psi=15\%$ 时, 其极限反压比由 $p_{bmax}/p_i=4.2\sim 4.3$ 逐渐增加至 $p_{bmax}/p_i=4.6\sim 4.7$, 即直隔离段极限反压随管道扩张比增加而升高。

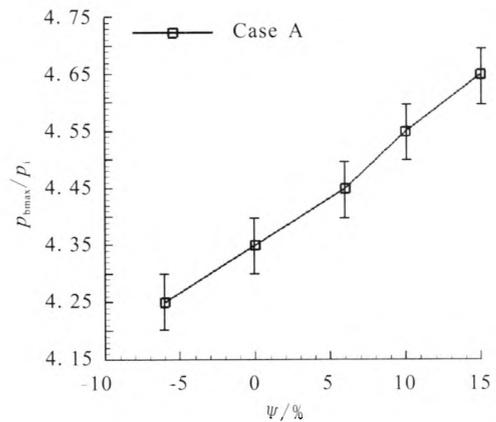


图8 Case A 的 $p_{bmax}-\psi$ 曲线

Fig. 8 The $p_{bmax}-\psi$ curve of Case A

采用相同方式得到 Case B, C 内极限反压 p_{bmax}/p_i 随管道扩张比的变化曲线, 如图 9 所示。由图 9 曲线得出与直隔离段相似的结论: 折线隔离段和 S 弯隔离段极限反压 p_{bmax} 随管道扩张比增加而升高。由图 9 还发现, 对相同扩张比的 Case

B,C 而言, Case B 的 p_{bmax} 始终大于 Case C 的 p_{bmax} 。这与表 2 得出的结论是一致的, 即相同扩张比的折线隔离段的抗反压性能要优于 S 弯隔离段。

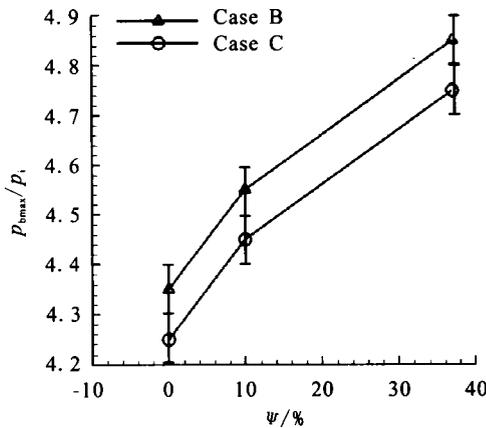


图 9 Case B, C 的 $p_{\text{bmax}}-\psi$ 曲线

Fig. 9 The $p_{\text{bmax}}-\psi$ curves of Case B, C

3 结论

在来流马赫数 2.0, 总压 391.2 kPa 的条件下对二维偏置隔离段流场进行了数值计算, 分析了不同偏置方式隔离段的流场结构与性能特征, 得到以下结论:

1) 低反压条件下, 折线隔离段总压恢复性能劣于直隔离段; 随反压升高, 两者总压恢复性能差距缩小, 最终大致相当。S 弯隔离段介于两者之间。

2) 来流 $Ma_1=2.0$ 条件下, 对相同扩张比隔离段而言, 直隔离段抗反压性能最优, 折线隔离段次之, S 弯隔离段最差。

3) 扩张隔离段的总压恢复性能随出口反压升高呈现先降低后升高的规律, 且扩张比越大, 高压反压时总压恢复量越大。

4) 对直、折线和 S 弯隔离段而言, 带扩张角隔离段的抗反压性能提高; 但同一反压条件下的总压恢复性能降低。

参考文献:

[1] HEISER W H, PRATT D T. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. USA: AIAA Education Series, 1994.

[2] WEI S, MICHAEL J, RYCROFT. The scramjet engine processes and characteristics [M]. New York: Cambridge University Press, 2009.

[3] CARROLL B F, DUTTON J C. Characteristics of multiple shock wave/turbulent boundary-layer interactions in rectangular ducts[J]. Journal of propulsion power, 1990, 6 (2): 186-193.

[4] 王成鹏. 非对称来流条件下超燃冲压发动机隔离段气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.

[5] 曹学斌. 矩形隔离段流动特性及控制规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

[6] 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):1039-1045.

[7] 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.

[8] TAN H J, SUN S. Preliminary study of shock train in a curved variable-section diffuser [J]. Journal of propulsion and power, 2008, 24 (2): 245-252.

[9] KAZUYASU M Y M, HEUY-DONG K. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows[J]. Progress in aerospace sciences, 1999, 35 (1): 33-100.

[10] IKUI T, MATSUO K. The mechanism of pseudo-shock waves[J]. Journal of Japanese Society of Mechanical Engineers, 1974, 17 (109): 737-739.

[11] IKUI T, MATSUO K, SASAGUCHI K. Modified diffusion model of pseudo-shock waves considering upstream boundary layers [J]. Journal of Japanese Society of Mechanical Engineers, 1981, 24 (197): 1920-1927.

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

[13] 李博, 袁化成, 梁德旺. 高超声速进气道等直隔离段的反压特性研究 [J]. 宇航学报, 2008, 29 (1): 78-83.

[14] KAWATSU K, KOIKE S, KUMASAKA T, et al. Pseudo-shock wave produced by back pressure in straight and diverging rectangular ducts, AIAA 2005-2585 [R]. USA: AIAA, 2005.

[15] YAMANE R, KONDO E, TOMITA Y, et al. Vibration of pseudo-shock in straight duct, 1st report, fluctuation of static pressure [J]. Journal of Japanese Society of Mechanical Engineers, 1984, 27 (229): 1385-1392.

[16] MATSUO K, MOCHIZUKI H, MIYAZATO Y, et al. Oscillatory characteristics of a pseudo-shock wave in a rectangular straight duct[J]. Journal of Japanese Society of Mechanical Engineers, 1993, 36 (2): 222-229.

(编辑: 王建喜)