

文章编号: 1000-8055(2010)03-0647-07

不同反压下椭圆形隔离段流场特征与气动性能

王 卫星, 李 博, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院 内流研究中心, 南京 210016)

摘 要: 在反压条件下, 对椭圆形等直隔离段进行了全三维数值仿真研究. 结果表明: 在对称的几何条件和边界条件以及均匀来流条件下, 当来流马赫数较小时, 流场与激波串结构基本对称; 当来流马赫数较大 (大于 2) 时, 流场与激波串结构出现明显不对称现象, 并且随着来流马赫数增大, 这种不对称现象加剧. 椭圆形隔离段抗反压能力随着长短半轴比减小逐渐增强, 出口马赫数和温升比基本不受长短半轴比影响. 不同来流马赫数下, 当隔离段承受最大反压时, 出口马赫数变化不大.

关 键 词: 激波串; 椭圆隔离段; 高超声速进气道; 数值模拟; 反压特性

中图分类号: V211.48

文献标识码: A

Flow characteristic and aerodynamic performance in elliptic shape isolator at different back pressures

WANG Wei xing, LI Bo, GUO Rong wei

(Internal Flow Research Center, College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Elliptic shape isolators under back pressure were studied with 3-D CFD (computational fluid dynamics) calculation. The results show that the shock train structure and the flow characteristic are symmetrical generally when the upstream Mach number is low under symmetrical free stream and geometry, but the shock train structure and the flow characteristic become unsymmetrical obviously when the upstream Mach number is too high. As the ratio of major axis to minor axis decreases, the elliptic shape isolator's ability to support back pressure becomes better, but the Mach number and temperature of the isolator outlet are independent of the ratio of major axis to minor axis. As the upstream Mach number increases, the Mach number of outlet varies little once reaching maximum back pressure.

Key words: shock train, elliptic shape isolator; hypersonic inlet; numerical simulation; back pressure characteristic

隔离段是高超声速进气道不可或缺的关键部件, 它是进气道与燃烧室之间的气动热力缓冲段. 目前国内外对二元式和侧压式等矩形截面出口的高超声速进气道开展了大量的数值仿真和风洞试验研究. 相应地, 隔离段的研究工作也多集中在与矩形截面出口高超声速进气道匹配的矩形截面隔离段上, 获得了宽高比^[1]、长高比^[2]、扩张角^[2-3]以

及来流条件^[2,4-5]等因素对隔离段性能的影响.

近年来, 随着设计水平以及认识水平的提高, 出现了一些新型、新概念的三维压缩的高超声速进气道, 并针对这些具有复杂三维型面的高超声速进气道开展了数值仿真以及风洞试验研究, 比如美国 NASA Langley 研究中心的 Smart M K 等^[6-8]提出的矩形进口椭圆形出口的方转椭圆进

收稿日期: 2009-03-01; 修订日期: 2009-10-24

作者简介: 王卫星 (1981-), 男, 河南商丘人, 博士生, 研究方向为内流空气动力学. E-mail: wwxbaby@163.com

气道、南京航空航天大学的尤延铖^[9]研究的内乘波式进气道、Walsh 等^[10]研究的 Busemann 进气道。

三维设计的高超声速进气道出口截面不再局限于矩形,可以采用圆形、椭圆形以及非常规的出口截面形状,如图 1 所示,这就需要对非矩形截面的隔离段开展研究。另外,隔离段和燃烧室的质量也是一个要考虑的问题,隔离段和燃烧室过长、圆周面积过大,不但会增加其质量,还会增加气流的摩擦阻力和损失。文献[6-8]中提到,圆形或椭圆形燃烧室在结构强度、减小黏性影响、消除角涡流动、减小壁面摩擦力、减小热损失和减小自身质量等方面较矩形燃烧室更具优势。所以有必要对圆形和椭圆形隔离段开展研究工作。

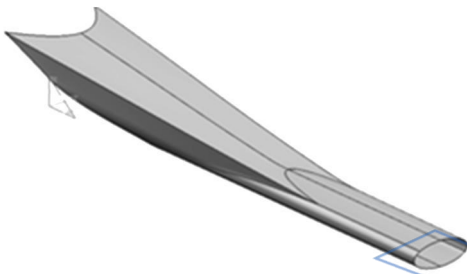


图 1 三维内乘波式进气道示意图

Fig.1 Internal waverider-derived hypersonic inlet

本研究中心提出的内乘波式高超声速进气道获得了国家自然科学基金资助,已开展了数值仿真以及试验研究^[9,11-13],其出口截面初步选定为椭圆形,作为其配套和后续研究,本文采用数值仿真的方法对反压条件下长短半轴比不同的椭圆形隔离段的流场特征和气动性能开展了研究工作。

1 物理模型、网格及计算条件

作为研究的第一步,同时出于参数化研究的需要,本文把椭圆形隔离段从工程实际中复杂的上下游几何条件以及流动条件中孤立出来,单独进行研究,直接给定进出口条件。

为了便于对比分析,本文所研究的隔离段为等直隔离段,隔离段横截面面积以及长度相同,只改变其长短半轴比 E ,并且隔离段长度足够长。图 2 给出了隔离段横截面的网格图。表 1 给出了长短半轴比分别为 $E=1.0, 1.5, 2.0, 2.5$ 椭圆形隔离段的尺寸。表 2 给出了来流参数,均匀来流,进口附面层厚度为零,来流参数参照前期所研究的内乘波式高超声速进气道的出口性能参数。

表 1 隔离段尺寸

Table 1 Size of isolators

隔离段	长半轴/ m	短半轴/ m	长度/ m
$E=1.0$	0.02	0.02	0.54
$E=1.5$	0.024 5	0.016 3	0.54
$E=2.0$	0.028 2	0.014 1	0.54
$E=2.5$	0.031 6	0.012 65	0.54

表 2 来流参数

Table 2 Flow parameters at the entrance

来流 马赫数	来流 静压/ Pa	来流 静温/ K	单位长度 雷诺数/ 10^6
$Ma_0=2.0$	141 792.0	1011.3	14.00
$Ma_0=2.5$	93069.2	809.0	14.97
$Ma_0=3.0$	57597.8	650.1	14.43

利用南京航空航天大学自主开发的 NAPA 软件采用并行计算对图 2 所示隔离段进行全三维流场黏性 Navier Stokes 方程数值求解。时间上采用时间相关法推进求解,空间上采用有限体积法离散,空间通量计算采用 2 阶精度的 AUSM+ (advection upstream splitting method+) 格式。考虑到高温效应,采用了考虑变比热容的热完全气体模型。湍流模型采用最新改进的 Baldwin/Lomax 湍流模型^[14]。

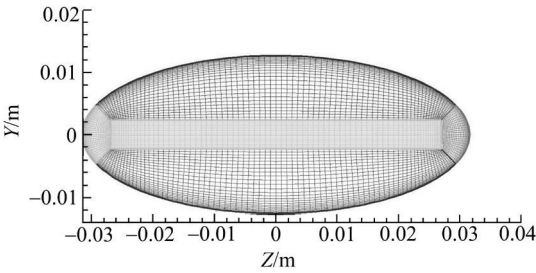


图 2 隔离段横截面及其网格示意图

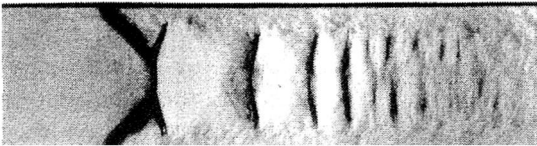
Fig.2 Cross section and mesh

2 结果分析

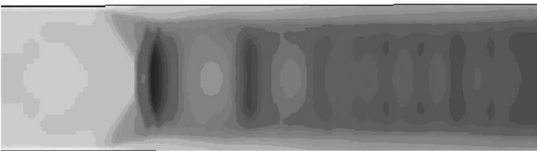
2.1 软件校验

为了校验软件的可信度,本文与 Carroll 在文献[15]中所给出的试验结果进行了对比,矩形隔离段的几何参数和来流条件均依据 Carroll 的试验设置。

图 3 给出了 $Ma_0 = 1.61$, $\delta/h = 0.32$ 时试验得到的纹影图与计算得到的密度等值图。从图可以看出前三道激波的形态和位置计算与试验结果均吻合较好。图 4 给出了 $Ma_0 = 2.45$, $\delta/h = 0.26$ 时试验、计算结果的对比, 不难发现, 即便在对称的几何条件和边界条件下, 计算结果依然有强烈的非对称性, 这与试验结果一致。以上两个校验算例, 证实本文采用的计算方法是可行的, 计算结果是可信的。



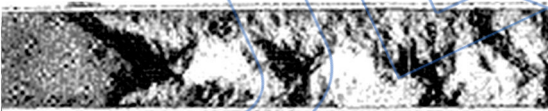
(a) 试验



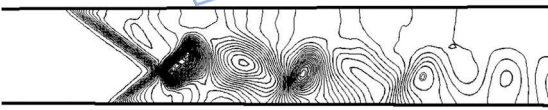
(b) 计算

图 3 $Ma_0 = 1.61$, $\delta/h = 0.32$ 时计算密度等值图谱与 Carroll 试验纹影照片对比图

Fig. 3 Comparison of computational and experimental results while $Ma_0 = 1.61$, $\delta/h = 0.32$



(a) 试验



(b) 计算

图 4 $Ma_0 = 2.45$, $\delta/h = 0.26$ 时计算压力等值图谱与 Carroll 试验纹影照片对比图

Fig. 4 Comparison of computational and experimental results while $Ma_0 = 2.45$, $\delta/h = 0.26$

2.2 反压条件下椭圆形隔离段的激波形态

图 5 给出了反压条件下 $E = 2.5$ 隔离段在 $Ma_0 = 2.0$, 2.58 倍反压下第一道激波的形态, 可以看出激波波面呈元宝状, 长轴两端波根前伸, 文献 [13] 试验中得到相同的结论。图 6 给出了轴向速度 $U = -1\text{ m/s}$ 的等速度面图, 用以表征分离包

的分布以及大小, 可以看出, 在长轴两端存在大的气流分离, 短轴两端气流分离较小, 分析认为这是由于长轴两端曲率较大, 附面层发展较快, 同一轴向位置附面层较厚引起的, 分离基本对称分布。从图 7 对称面马赫数分布图谱上可以更为清晰的看出, $Ma_0 = 2.0$ 时流场以及激波串具有较高的对称性, 并且在激波的中部存在马赫盘, 马赫盘后存在速度滑流面。

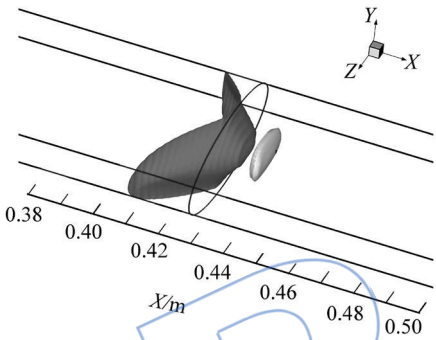


图 5 $E = 2.5$ 隔离段, $Ma_0 = 2.0$ 时激波串
Fig. 5 Shock train in $E = 2.5$ while $Ma_0 = 2.0$

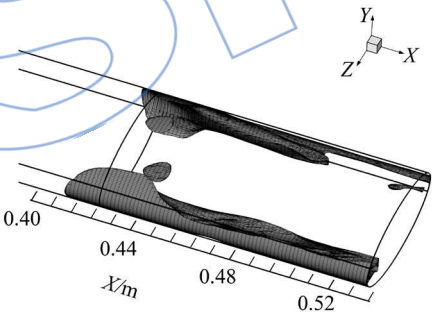
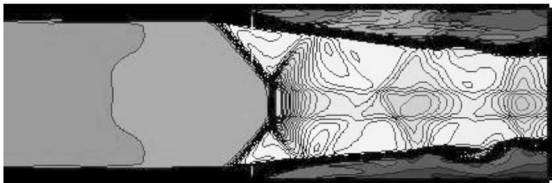


图 6 $E = 2.5$ 隔离段, $Ma_0 = 2.0$ 时气流分离区
Fig. 6 Flow separation region in $E = 2.5$ while $Ma_0 = 2.0$



(a) XY 对称面



(b) XZ 对称面

图 7 $E = 2.5$ 隔离段, $Ma_0 = 2.0$ 时对称面马赫数分布
Fig. 7 Mach number contours at plane of symmetry of $E = 2.5$ while $Ma_0 = 2.0$

图 8、图 9 分别给出了反压条件下 $E=2.5$ 隔离段在 $Ma_0=2.5, 4.11$ 倍反压下的激波形态和气流分离的分布情况, 可以看出激波形态表现出明显的非对称性, 长轴两端气流分离的大小也不相等. 图 10 给出了对称面马赫数分布图谱, 从图 10(a) 可以看出激波串结构在短轴方向上具有较高的对称性, 而从图 10(b) 则可以看出激波串结构以及流场在长轴方向上表现出很强的非对称性. 研究还发现, 发生非对称现象时, 激波在长轴方向上的偏移方向带有随机性.

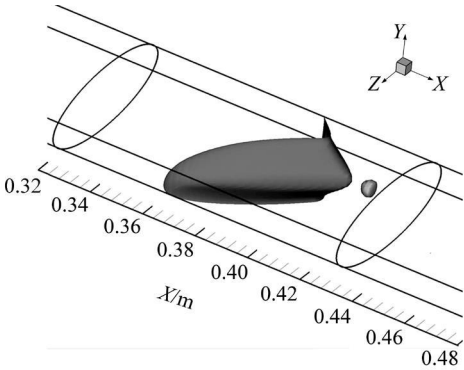


图 8 $E=2.5$ 隔离段, $Ma_0=2.5$ 时激波串
Fig. 8 Shock train in $E=2.5$ while $Ma_0=2.5$

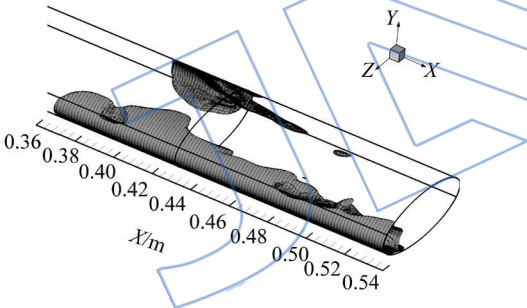


图 9 $E=2.5$ 隔离段, $Ma_0=2.5$ 时气流分离区
Fig. 9 Flow separation region in $E=2.5$
while $Ma_0=2.5$

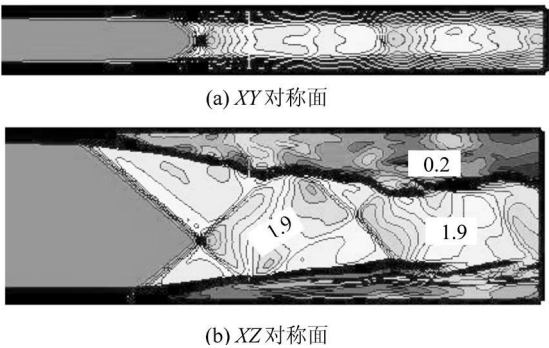


图 10 $E=2.5$ 隔离段, $Ma_0=2.5$ 时对称面马赫数分布
Fig. 10 Mach number contours at plane of symmetry of
 $E=2.5$ while $Ma_0=2.5$

由此可以总结得到: 在均匀来流条件下, 对于椭圆形隔离段当来流马赫数较小时, 激波串结构以及流场基本对称, 当来流马赫数较大时, 激波串结构以及流场表现出明显的非对称性, 并且非对称现象主要发生在隔离段长轴方向上.

图 11、图 12 分别给出了反压条件下圆形隔离段在 $Ma_0=2.0, 3.89$ 倍反压下激波的形态和气流分离分布情况, 可以看出激波波面呈喇叭状, 分离区对称地分布在隔离段壁面附近, 激波结构和流场基本对称. 图 13 给出了对称面马赫数分布图谱, 可以更直观的看出激波结构以及流场基本是对称的.

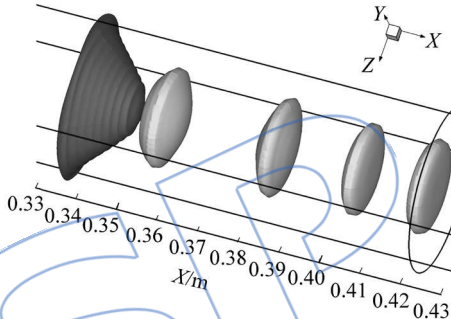


图 11 $E=1.0$ 隔离段, $Ma_0=2.0$ 时激波串
Fig. 11 Shock train in $E=1.0$ while $Ma_0=2.0$

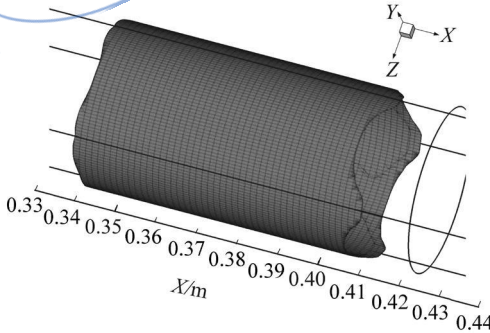


图 12 $E=1.0$ 隔离段, $Ma_0=2.0$ 时气流分离区
Fig. 12 Flow separation region in $E=1.0$
while $Ma_0=2.0$

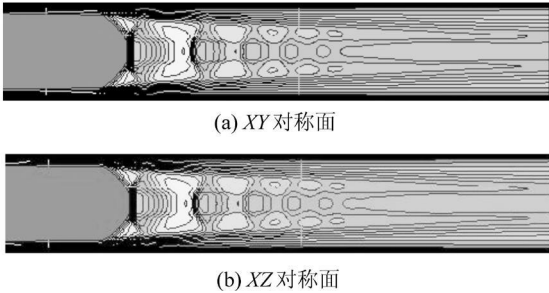


图 13 $E=1.0$ 隔离段, $Ma_0=2.0$ 时对称面马赫数分布
Fig. 13 Mach number contours at plane of symmetry of
 $E=1.0$ while $Ma_0=2.0$

图 14、图 15 分别给出了反压条件下圆形隔离段在 $Ma_0=2.5, 6.62$ 倍反压下的激波形态和气流分离分布情况, 与 $Ma_0=2.0$ 时的流场对比可以发现, 流场表现出强烈的非对称性. 另外, 研究还发现对于圆形隔离段, 当来流马赫数较大时, 激波偏离的方向带有随机性, 分析认为这是由于圆形隔离段一周曲率相等, 附面层发展速度相当, 同一轴向位置壁面附面层厚度基本相同, 在高马赫数来流条件和反压条件下, 壁面四周气流发生分离导致不对称现象出现的几率相当, 带有随机性.

以上分析可知: 对于几何条件和边界条件对称的椭圆形隔离段, 在均匀来流条件和反压条件下, 当来流马赫数较大时, 隔离段流场出现明显的非对称现象.

量平均的静压与来流静压之比, 以下相同. 从图中可以看出椭圆形隔离段的长短半轴比影响其抗反压能力, 相同来流条件和相同反压条件下, $E=2.5$ 隔离段的激波串名义长度均大于圆形隔离段, $E=2.5$ 隔离段的抗反压能力弱于圆形隔离段. 此外, 还可以看出, 对于同一隔离段, 来流马赫数影响其抗反压能力, 相同反压条件下, 来流马赫数越大, 激波串名义长度越短, 其抗反压能力越强.

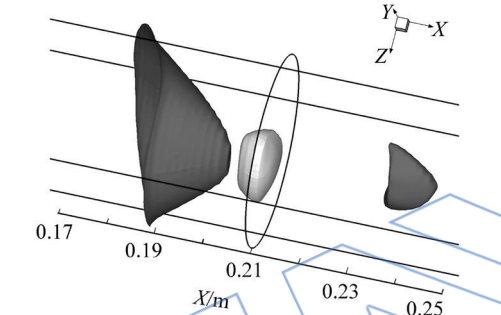


图 14 $E=1.0$ 隔离段, $Ma_0=2.5$ 时激波串
Fig. 14 Shock train in $E=1.0$ while $Ma_0=2.5$

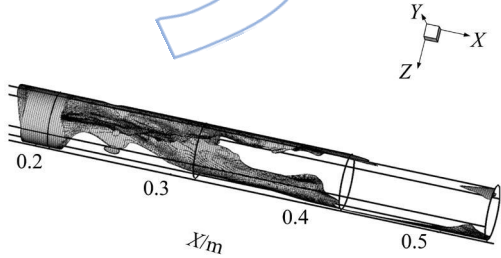


图 15 $E=1.0$ 隔离段, $Ma_0=2.5$ 时气流分离区
Fig. 15 Flow separation region in $E=1.0$ while $Ma_0=2.5$

2.3 反压条件下隔离段的性能

图 16 给出了 $Ma_0=2.0, 2.5, 3.0$ 时, $E=1.0, 2.5$ 椭圆形隔离段不同反压下的激波串名义长度, 本文中激波串名义长度定义为激波串最前端至隔离段出口的距离. 图中 π 为隔离段出口流

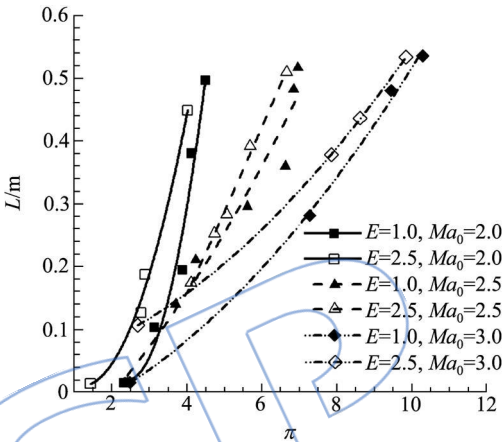


图 16 不同反压下激波串名义长度
Fig. 16 Nominal length of shock train at different back pressures

图 17、图 18 分别给出了 $Ma_0=2.5$ 时, 隔离段出口马赫数和温升比与出口反压的对应关系, 从图中明显可以看出隔离段出口马赫数和温升比与反压满足一一对应关系, 和隔离段截面形状基本无关, 出口马赫数随着反压增加逐渐减小, 温升比随着反压增加逐渐增大.

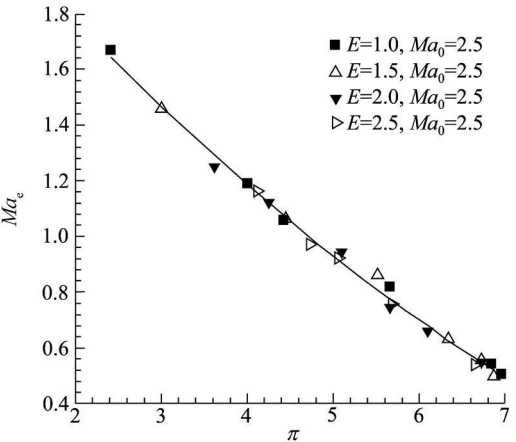


图 17 $Ma_0=2.5$, 不同反压下隔离段出口马赫数
Fig. 17 Mach number of outlet at different back pressures while $Ma_0=2.5$

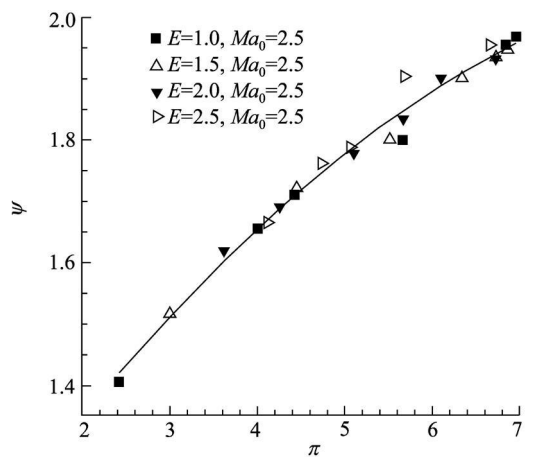


图 18 $Ma_0 = 2.5$, 不同反压下隔离段出口温升比

Fig. 18 Temperature ratio of outlet at different back pressures while $Ma_0 = 2.5$

2.4 马赫数特性

图 19、图 20 分别给出了来流马赫数对 $E = 1.0, 2.5$ 隔离段最大承受压比以及最大压比下隔离段出口总压恢复系数和马赫数的影响, 其中最大承受压比为激波即将被推出隔离段的临界压比。从图中可以看出来流马赫数不同, 隔离段的最大承受压比不同, 来流马赫数越大, 隔离段最大承受压比越大; 最大承受反压下, 总压恢复系数随来流马赫数增大而减小; 来流马赫数不同, 当隔离段承受最大压比时, 出口马赫数相差不大, 这和文献 [16] 得到的结论相同。

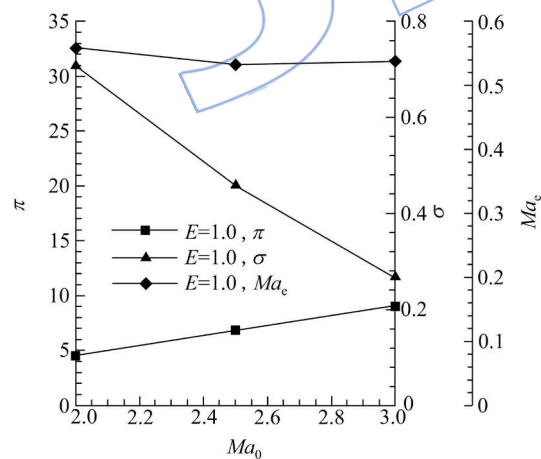


图 19 来流马赫数对 $E = 1.0$ 隔离段最大承受压比以及最大压比下总压恢复和出口马赫数的影响

Fig. 19 Effect of the upstream Mach number on the maximum back pressure and the total pressure recovery coefficient, outlet Mach number at the maximum back pressure to $E = 1.0$ isolator

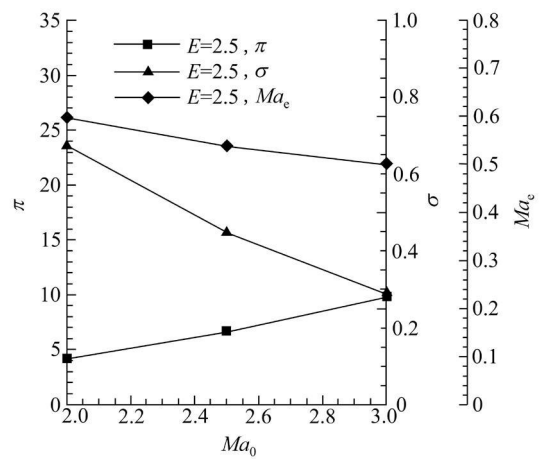


图 20 来流马赫数对 $E = 2.5$ 隔离段最大承受压比以及最大压比下总压恢复和出口马赫数的影响

Fig. 20 Effect of the upstream Mach number on the maximum back pressure and the total pressure recovery coefficient, outlet Mach number at the maximum back pressure to $E = 2.5$ isolator

3 结 论

- 1) 对于几何条件和边界条件均对称的椭圆形隔离段, 来流马赫数和反压影响其流场特征. 均匀来流条件和反压条件下, 当来流马赫数较大时, 流场和激波串结构出现明显的不对称现象.
- 2) 隔离段截面形状影响激波形态和气流流动特征. 圆形隔离段激波波面呈喇叭状, 发生不对称现象时流场偏离方向带有随机性; 椭圆形隔离段激波波面呈元宝状, 不对称现象主要发生在长轴方向.
- 3) 长短半轴比影响椭圆形隔离段的抗反压能力, 长短半轴比越大, 隔离段抗反压能力越弱.
- 4) 椭圆形隔离段出口马赫数和温升比与反压近似满足一一对应关系, 受长短半轴比影响较小.
- 5) 来流马赫数影响隔离段的抗反压能力, 来流马赫数越大, 抗反压能力越强; 当隔离段承受最大压比时, 不同来流马赫数下隔离段出口流量平均的马赫数相差不大.

参考文献:

[1] Cox-Stouffer S K, Hagenmaier M A. The effect of aspect ratio on isolator performance[R]. AIAA 2001-0519.

[2] 李建平, 宋文艳. 超燃冲压发动机隔离段流动特性研究[J]. 世界科技研究与发展, 2006, 28(2): 75-78.

LI Jianping, SONG Wenyan. Research on flow characteristic of isolator in scramjet[J]. World Sci. Tech. R. & D.,

- 2006, 28(2): 75-78. (in Chinese)
- [3] 肖隐利, 陈亮, 宋文艳. 扩张角对隔离段抗反压能力影响的数值模拟研究[J]. 机械设计与制造, 2005, 12: 42-44.
- XIAO Yinli, CHEN Liang, SONG Wenyan. Research of imitative the effect of isolator divergent angle on flow fields [J]. Machinery Design and Manufacture, 2005, 12: 42-44. (in Chinese)
- [4] 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 a symmetric incoming airflow [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5): 436-440. (in Chinese)
- [5] 韩兆林, 王强. 双模态冲压发动机进气道/隔离段流场的数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 31-35.
- HAN Zhaolin, WANG Qiang. Numerical investigation on inlet/isolator flow field of a dual mode scramjet [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 31-35. (in Chinese)
- [6] Smart M K. Experimental testing of a hypersonic inlet with rectangular to elliptical shape transition [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 276-283.
- [7] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed geometry hypersonic inlet with rectangular to elliptical shape transition [R]. AIAA 2003-0012.
- [8] Smart M K. Design of three dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition [J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3): 408-416.
- [9] 尤延铖, 梁德旺, 黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 252-256.
- YOU Yancheng, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Investigation of internal waverider derived hypersonic inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 252-256. (in Chinese)
- [10] Walsh P C, Tahir R B, Molder S. Boundary layer correction for the Busemann hypersonic air inlet [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2003, 49(1): 11-17.
- [11] YOU Yancheng, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Cross section controllable hypersonic inlet design using streamline tracing and osculating axisymmetric concepts [R]. AIAA 2007-5379, 2007.
- [12] YOU Yancheng, LIANG Dewang, GUO Rongwei. Numerical research of three dimensional sections controllable internal waverider hypersonic inlet [R]. AIAA 2008-4708, 2008.
- [13] YOU Yancheng, LIANG Dewang, GUO Rongwei, et al. High enthalpy wind tunnel tests of three dimensional section controllable internal waverider hypersonic inlet [R]. AIAA 2009-0091, 2009.
- [14] 尤延铖, 梁德旺. 对二维分离流动涡粘性系数非线性分布的一种新认识[J]. 力学学报, 2009, 41(2): 145-154.
- YOU Yancheng, LIANG Dewang. A new understanding of the nonlinear eddy-viscosity distribution for the two dimensional separation flows [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2009, 41(2): 145-154. (in Chinese)
- [15] Carroll B F, Dutton J C. Characteristics of multiple shock wave/turbulent boundary layer interaction in rectangular ducts [J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(2): 186-193.
- [16] 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.
- TAN Huijun, GUO Rongwei. Characteristics of shock train in two dimensional bends with constant area [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1039-1045. (in Chinese)