

非均匀超声来流矩形隔离段内流场实验*

王成鹏, 张堃元, 金志光, 李 念

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 针对超燃冲压发动机隔离段的非均匀进口条件设计了隔离段实验风洞, 通过测量隔离段壁面压力和拍摄流场纹影照片研究了矩形隔离段内激波/紊流附面层相干流场。研究发现, 隔离段进口的非均匀流使隔离段流场压升特征与附面层发展规律与均匀进口的隔离段流动有显著差异。用截面当量直径取代 Waltrup 公式中的圆管直径可以取得较好的吻合效果。在进口马赫数小于 2 时, 升高同样的压力, 非均匀进口隔离段产生的激波串长度比 Waltrup 公式预测的长度要长。纹影仪观察发现隔离段内激波存在严重的振荡现象。

关键词: 冲压喷气发动机; 超音速燃烧; 非均匀流; 隔离器; 内流空气动力学; 激波

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 04-0349-05

Experimental investigation on internal flow in rectangular isolator under non-uniform supersonic flow

WANG Cheng-peng, ZHANG Kun-yuan, JIN Zhi-guang, LI Nian

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The wind tunnel was designed with non-uniform incoming flow for investigating the airflow in scramjet isolator. Shock wave/turbulent boundary-layer interactions in rectangular isolator were investigated by using wall pressure measurement and schlieren photography. It is indicated that the characteristics of pressure rise and boundary-layer development in isolator under a non-uniform incoming airflow is distinctly different from that under a uniform incoming airflow. By replacing the cylindrical isolator diameter with equivalent diameter of the rectangular isolator, a preferable agreement between experimental data and results from Billig-Waltrup correlation was obtained. For the same back pressure and inflow condition, the shock train length in isolator under a non-uniform incoming airflow is longer than that predicted by the Billig-Waltrup correlation, the difference is especially remarkable when the incoming flow Mach number is less than 2. It is observed that the shock oscillation is serious in isolator by the schlieren arrangement.

Key words: Ramjet engine; Supersonic combustion; Nonuniform flow; Isolator; Internal aerodynamics; Shock wave

1 引 言

作为超燃冲压发动机的一个重要部件, 隔离段在进气道与燃烧室之间构建一气动热力缓冲区域, 以避免燃烧室的压力振荡造成进气道的不稳定工作。隔离段内存在激波与附面层之间相互作用以及由此造成的气流分离等复杂的流动现象, 这些流动现象不仅对燃烧室的燃烧组织有很大的影响, 而且会影响到整台发动机性能。怎样设计一种压比高、损失小、并尽可能短的隔离段是人们十分关心的问题。

1972 年, Waltrup 和 Billig 针对一维轴对称等直圆管进行了详尽的实验, 考虑了马赫数、进口附面层动量厚度以及基于进口附面层动量厚度的雷诺数等因素, 总结了管内增压比与激波附面层相干长度的关系式, 因其实用性而成为后人设计隔离段的主要参考^[1]。Carroll 等^[2,3]对矩形管内激波串结构进行了实验研究并作了数值模拟, 研究了激波串前附面层厚度对内流场的影响并运用油流显示技术与纹影仪观察了流场结构, 其实验结果被广泛作为数值模拟的验证算例, 但其数值模拟结果不够理想。Lin^[4]计算了二

* 收稿日期: 2003-09-17; 修订日期: 2004-01-08。

基金项目: 国家“八六三”计划 702 专题; 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金 (4003-019002)。

作者简介: 王成鹏 (1978—), 男, 博士生, 研究领域为冲压发动机内流气体动力学。E-mail: sdsxwcp@hotmail.com

维平面和圆形截面等直管道,发现马赫数较小时计算结果和 Waltrup 的经验公式预测的结果相差较大。近年来 Gustafson M D^[5] 等对等截面矩形管道进行了吹风实验,实验结果与 Waltrup 的经验公式进行对比,发现同样存在较大差别。国内丁猛^[6] 等对隔离段内流场做了详细的数值研究。文献[7,8]从一体化的角度研究了带进气道的隔离段流动特性,发现在均匀来流条件下研究隔离段与实际情况有较大差别。本文针对这一情况,着重对非均匀超声速进口流场的隔离段进行了实验研究。

2 隔离段实验装置及调节参数

实验在南京航空航天大学流体力学实验室进行。隔离段实验装置如图 1 所示,高压空气(251~370kPa,300K)流经矩形超声速喷管后经过一段可改变长度的等直附面层发展段进入隔离段,如图所示沿流向建立 x 坐标,起点为隔离段进口。在附面层发展段出口(隔离段进口)中心线 $x = -3\text{mm}$ 处有一支可上下移动的附面层探针。隔离段出口有节流尾锥,实验时调节其开度以模拟燃烧室反压变化。整个气流通道设计为等宽度。为保证流动的二元性,在隔离段入口的左右两侧设有附面层抽吸孔。

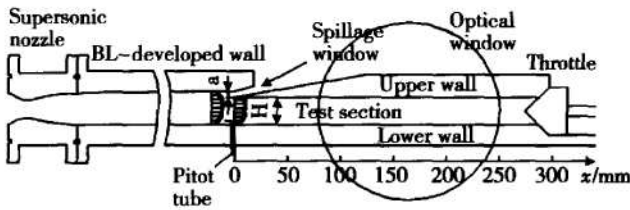


Fig. 1 Schematic of the supersonic wind tunnel

超燃冲压发动机工作马赫数较宽,一个短隔离段是必需的。燃烧室内焓增造成的大增压比使发动机在低来流马赫数时需要的隔离段最长,但是为低马赫数(Mach 3~4)设计的长隔离段在高马赫数(Mach 7~8)时却会造成很大的摩擦损失,可见研究隔离段进口马赫数 1.5~2(对应自由来流马赫数 3~4 左右)的流场至关重要。本实验使用了设计马赫数分别为 1.5, 1.8, 2 的三种超声速喷管,制造了 443mm, 267mm 和 118mm 三种长度的附面层发展段以在隔离段进口形成不同厚度的附面层。为使隔离段进口形成上下不对称的附面层,设计了可上下移动的附面层隔道以排除上壁面部分或全部附面层,这种下壁面附面层厚、上壁面附面层薄的结构可以较好地模拟进气道出口

的实际流场。在附面层发展段和隔离段上下壁面中心线,沿流向布置了 62 个静压孔。用 TSI 公司 9258 电子扫描阀测量全部压力数据,测压精度 0.05%,用双镜反射式纹影仪观察并记录隔离段内的波系结构。

3 实验结果及分析

3.1 隔离段进口条件

实验中,用附面层探针压力和相应的壁面静压测量了隔离段进口底板对称面的附面层马赫数分布和速度分布。各种工况下的附面层速度分布与 Maise G 和 McDonald H 通过实验得出的可压缩紊流附面层的速度亏损律: $\frac{U_{eq}-U}{v^*} = -\frac{1}{k} \ln \left| \frac{y}{\delta} \right| + 1.25 \left| 2 - W \left| \frac{y}{\delta} \right| \right|^{[9]}$ 进行了对比,如图 2 所示,彼此吻合良好。并由表 1 可见,在各种来流工况下,隔离段进口单位雷诺数范围为 $3.8 \times 10^7 \sim 5.1 \times 10^7/\text{m}$ 。综合考虑,在本实验条件下,隔离段进口附面层为紊流附面层。

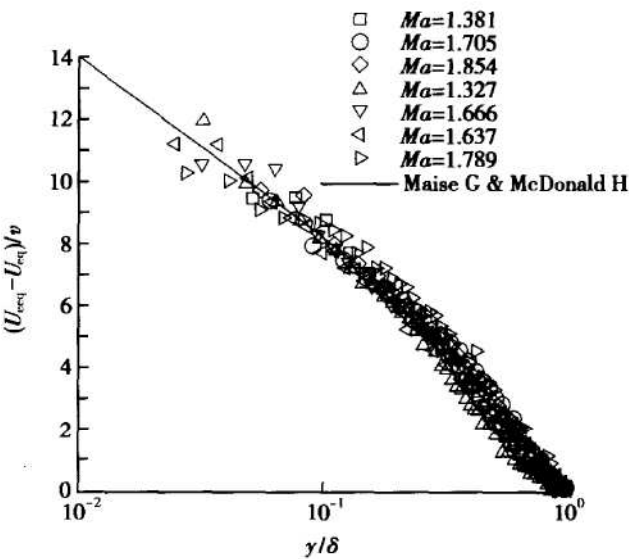


Fig. 2 Comparison of upstream boundary-layer velocity profiles with “Velocity Defect Law”

Table 1 Experimental cases

Case	Ma	p_0/kPa	θ/mm	Re
1	1.327	350	0.394	4.18×10^7
2	1.381	250	0.316	3.80×10^7
3	1.637	360	0.576	4.65×10^7
4	1.666	350	0.447	5.10×10^7
5	1.705	350	0.246	4.94×10^7
6	1.789	350	0.452	5.00×10^7
7	1.854	350	0.269	4.61×10^7

不同工况的隔离段进口来流条件见表1, 这些不同的来流条件是通过更换喷管与更换附面层发展段来实现的。表中 Ma 指进口核心流马赫数, p_0 是来流总压, θ 是附面层动量损失厚度, Re 为进口单位雷诺数。在 Case6 中还测量了隔离段出口总压分布, 在尾锥完全敞开时出口截面约 90% 为超声流, 最大马赫数 1.3; 在激波串长度占隔离段长度的 2/3 时, 出口截面 60% 仍为超声流。

3.2 隔离段上下壁面压力分布

为模拟实际进气道隔离段进口的非对称流动而设计的实验风洞(见图1), 人为地造成隔离段进口上下壁面附面层的不对称性。试验中, 调节尾锥改变反压使激波在隔离段内逐步向前移动, 逐次记录上下壁面的静压分布。图3为一典型的试验工况(Case6)隔离段上、下壁面沿程压力分布。图中纵坐标是用来流总压无因次化的相对压力, 横坐标是以隔离段进口高度无因次化的隔离段相对长度。试验是在下壁面附面层厚度 7.3mm, 上壁面附面层隔道高度 6mm 的条件下进行的, 这样就造成隔离段进口附面层上薄下厚的不对称特征。由图可见, 隔离段下壁面压力上升比较平缓, 上壁面压力则明显上下波动; 在反压升高激波串前移的过程中, 下壁面压力升高起始点都稍微超前于上壁面; 在反压较大激波串靠近进口时, 上壁面压力只在一段距离内上下波动; 在靠近隔离段出口处, 上、下壁压力趋于一致, 虽然上下壁面升压过程不同, 但最终达到相同的压力值。这些特征显然是由隔离段进口附面层分布的非对称性引起的, 与均匀入口流场的隔离段流动有显著差别。

尾锥节流造成反压升高, 在隔离段内产生平衡此压升的分叉激波或激波串, 超声气流经历这些分叉激波或激波串, 在与亚声流的掺混过程中不断减速增压, 直至管内充满亚声气流。由于附面层的非对称性, 下壁面附面层厚, 附面层内声速线高, 下壁面激波压升前传距离远, 波前附面层内气流抬升较高, 形成一系列会聚的压缩波, 结果使下壁面升压点前移, 分叉激波的起始点更靠近隔离段进口, 这样就使激波造成的压升和激波后膨胀波-压缩波的加速减压在附面层内弥散, 反映在图3上的压力平缓上升, 并且下壁面的激波压升前于上壁面; 上壁面的情况则不同, 薄的进口附面层造成激波波根距离壁面较近, 近壁处类似正激波, 由激波/附面层相干特性可知, 紧随其后是一束相对较弱的膨胀波, 从而引起上壁面压力只在包含激波串的那段距离内上下波动, 见图3, 且波动幅

度越来越小。这与下面的纹影照片图6, 7所反映的流场特征是一致的。

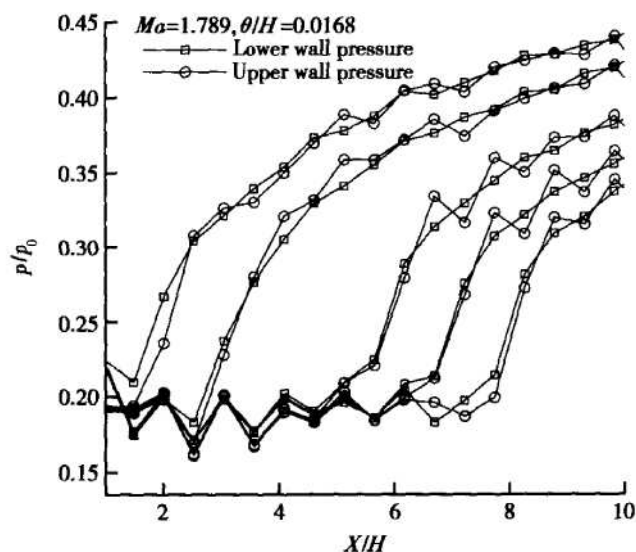


Fig. 3 Upper and lower wall static pressure in isolator

3.3 隔离段入口附面层对壁面压力分布的影响

图4所示为在来流马赫数 1.789, 隔离段下壁面进口附面层动量损失厚度 0.45mm 不变的情况下, 通过抬升隔离段上板导致不同 θ/H 所对应的隔离段下壁面压力沿程分布, $X=0$ 表示隔离段进口处, 为了消除隔离段进口高度的影响, 附面层动量损失厚度 θ 与激波串长度都用隔离段进口高度 H 无因次化。由图可见, 在激波串后、前压比相等的情况下, θ/H 较大时, 激波串长度趋向于变大; 在激波串长度近似相等的情况下, θ/H 较大时, 激波增压比较小。在文献[1]中, Waltrup 把激波串后、前压比 p_t/p_a 看作来流马

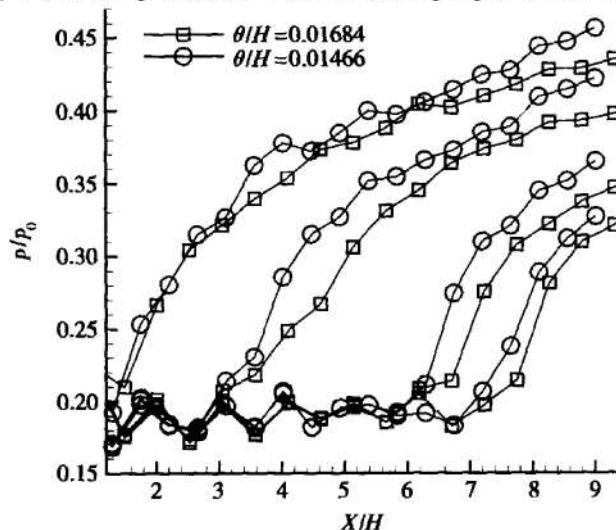


Fig. 4 Lower wall static pressure comparison in isolator of $\theta/H = 0.168$ and $\theta/H = 0.01466$

赫数 Ma , 基于来流未受激波干扰附面层动量厚度的雷诺数 Re_θ , 隔离段进口直径 D , 未受激波干扰附面层动量厚度 θ 以及激波串压力升高长度 S 的函数, 即

$$\begin{aligned} & (S/D)(Ma^2-1)Re_\theta^{\frac{1}{5}}/\sqrt{\theta/D} \\ &= 50(p_f/p_a-1)+170(p_f/p_a-1)^2 \quad (1) \end{aligned}$$

针对本实验中的矩形截面管道, 将 D 用隔离段进口高度 H 来代替, θ 指隔离段下壁面进口处附面层动量损失厚度, S/H , Ma , Re_θ 为常数, 根据公式(1), p_f/p_a 与 θ/H 成反比, 这与上述实验结果相符。这说明对于非均匀进口隔离段进口附面层与激波串前后压比关系至少可以定性通过式(1)来描写, 而超燃冲压发动机进气道隔离段在实际工作中都是处在这种非均匀进口情况下的^[7]。

3.4 隔离段增压比与长度公式的验证

增压比与长度是隔离段的两个至关重要的参数, 长的隔离段虽然可以支持很高的背压, 但是增加了发动机的结构重量与隔离段内的总压损失。验证 Waltrup 的经验公式(1)是这次研究的目的之一, 式(1)是在轴对称圆管的基础上推导出来的, 1993 年, Billig 根据矩形截面隔离段实验结果, 重新推导出一个类似于式(1)适用于矩形管道的公式:

$$\begin{aligned} & (S/H)(Ma^2-1)Re_\theta^{\frac{1}{5}}/\sqrt{\theta/H} \\ &= 50(p_f/p_a-1)+170(p_f/p_a-1)^2 \quad (2) \end{aligned}$$

在公式中把 $Re_\theta^{\frac{1}{5}}$ 改成 $Re_\theta^{\frac{1}{5}}$, D 改为隔离段进口高度 H 。图 5(a) 是实验值与式(2)的比较, 在图中加上了文献[5]中来流马赫数 1.94 的 Case3 的实验数据, 尽

管式(2)与实验得到的壁面压力分布趋势相近, 但在数值上相差甚远; 考虑到隔离段进口截面当量直径 d_D 既反映了管内抵抗背压升高的气体湿周面积大小, 又兼顾了截面的宽高比, 遂用 d_D 代替式(2)中的管道高度 H , 在其他参数意义不变情况下将本文得到的实验值与式(2)作了比较; 图 5 中, 可以发现图 5(b)中的实验点和式(2)相比尽管还有较大差别, 但比图 5(a)吻合的要好, 可见采用截面当量直径 d_D 代替 H 是一个进步。从图中可以看出, 马赫数较高时实验点比较接近式(2), 而马赫数较低时则差的较远, 式(2)与式(1)相比减小了 Re_θ 的指数, 实际上增大了附面层的粘性效应在公式中的影响程度, 不过与本文和文献[5]的实验结果还不能完全一致, 特别在低马赫数范围, 这种现象在文献[4]也有所体现。在文献[2]中定性指出: 附面层的改变对来流马赫数为 1.6 的气流激波串长度影响很明显, 来流马赫数为 2.45 的气流激波串长度对此很不敏感。由此可以得出结论: 式(2)对预测马赫数小于 2 的激波串长度存在着误差。分析其原因在于低马赫数时附面层动量损失厚度对沿程压力分布的影响程度较高马赫数要大, 提高其预测精度要在有关附面层参数如 Re_θ , θ 上多加考虑, 但由于该公式是完全从实验数据中拟合出来的, 缺少必要的理论支持, 仅仅修改其参数和参数的系数使之与实验数据相吻合意义不大。为了更准确地预测隔离段内的压升规律并寻求更恰当的隔离段设计准则, 有必要对隔离段内附面层性质和激波-附面层的相互作用作更深入的理论分析和计算研究。

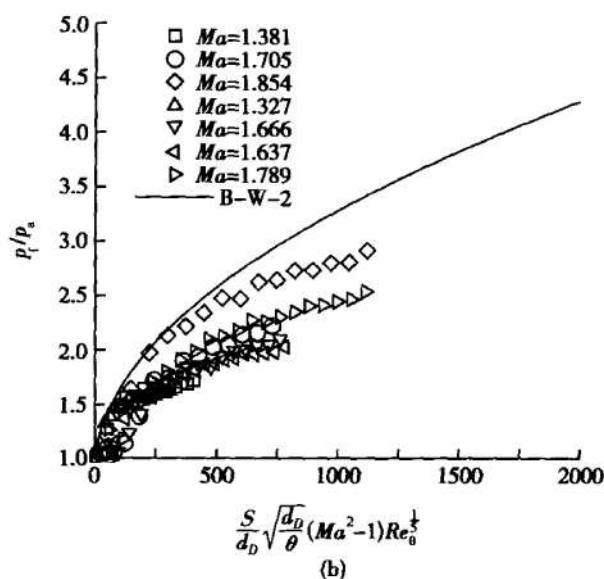
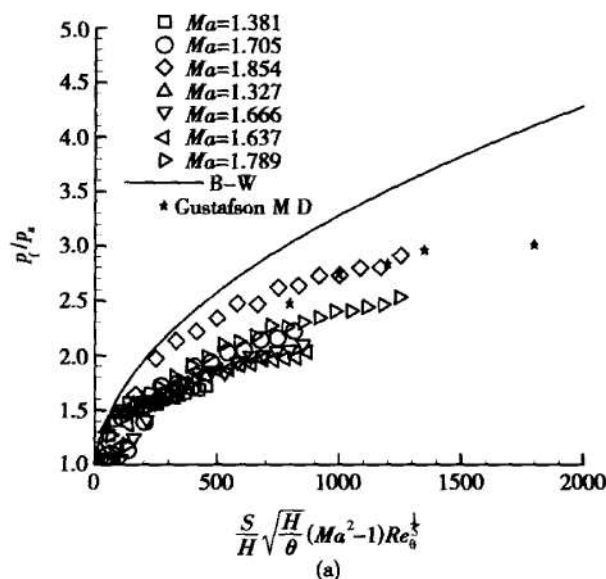


Fig. 5 Comparison of experimental results with Billig Waltrup correlation

3.4 光学观察结果

利用纹影仪观察并记录隔离段内的流场。图6为来流马赫数1.705, 下壁面进口附面层厚度 $\delta=3.3\text{mm}$ 的纹影照片; 图7为来流马赫数1.854, 下壁面进口附面层厚度 $\delta=3.6\text{mm}$ 的纹影照片。气体流动从右向左, 在两图中可以看出第一道激波都是分叉激波, 而且激波上下明显不对称: 下壁面的激波分叉点几乎位于管道的中心线处, 上壁面激波分叉很小甚至不分叉, 下壁面的前腿激波相对上壁面更靠近来流方向, 这也解释了图2提到的下壁面压力升高点靠前的现象。第一道分叉激波后的激波系分叉不明显。从图7中可以看出在分叉激波后有4道较弱的激波, 最后一道几乎看不出来, 形成了所谓的“激波串”。实验发现所有的工况下激波都在某一平衡位置前后振荡, 以致于图中的一道激波拍出来都成了一幅很宽的激波; 激波振荡的幅度与未受激波干扰前附面层厚度大致在一个量级。这种激波振荡和相应的压力脉动将对发动机的稳定工作产生不利影响。探索隔离段内激波振荡的原因以及激波振荡和压力脉动的频谱等动态特征, 将是下一阶段具有实际意义的研究课题。

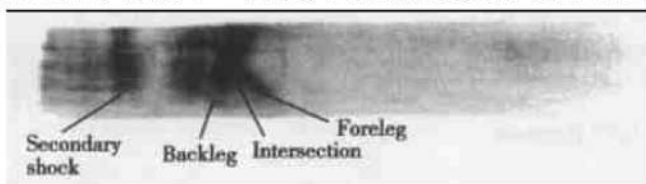


Fig. 6 Schlieren of flow $Ma=1.705$, $\delta/h=0.123$

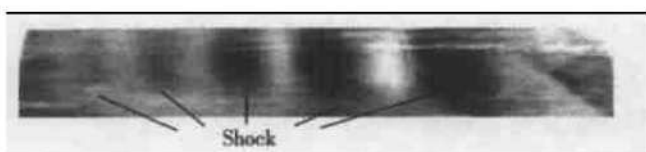


Fig. 7 Schlieren of flow $Ma=1.854$, $\delta/h=0.134$

4 结论与展望

本文针对超燃冲压发动机隔离段的非均匀进口条件设计了实验风洞, 在隔离段进口非对称附面层条件下完成了预期的实验并取得了大量的实验数据。研究工作得出的初步结论如下:

(1) 研究表明隔离段进口的非均匀流在隔离段内造成了不对称流场, 其压升特征、附面层发展规律与均匀进口的隔离段流动有显著差异。

(2) 采用截面当量直径代替 Waltrup 公式中的圆管直径可以取得较好的吻合效果。

(3) 非均匀进口的隔离段实验压力分布显示的激波串长度比 Waltrup 公式预测的都要长, 在低马赫数情况下差别更大。为了准确地预测激波串长度并合理地设计工程上实用的隔离段, 对这一差别还需作进一步的深入研究。

(4) 纹影仪观察发现隔离段内激波存在严重的振荡现象。激波振荡的幅度、频率等动态特征以及激波振荡的原因尚需进一步研究。研究这种具有实际工程意义的非对称进口隔离段流场稳态和动态特征, 对推动超燃冲压发动机技术和高超声速推进技术的发展具有重要意义。

参考文献:

- [1] Waltrup P J, Billig F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts[J]. *AIAA J.*, 1973, 11(10): 1404~1408.
- [2] Carroll B F, Dutton J C. Characteristics of multiple shock wave/turbulent boundary-layer interactions in rectangular ducts[J]. *J. Propulsion and Power*, 1990, 6(2): 186~193.
- [3] Carroll B F, Dutton J C. Computations and experiments for a multiple normal shock/boundary-layer interaction[J]. *J. Propulsion and Power*, 1993, 9(3): 405~411.
- [4] Lin P. Geometric effects on precombustion shock train in constant area isolators[R]. *AIAA Paper*, 93-1838, 1993.
- [5] Gustafson M D, Gruber M R. Isolator pressure rise correlations compared with new experimental data[R]. *ISABE*, 99-7135, 1999.
- [6] 丁猛, 李桦, 范晓楠. 等截面中隔离段中激波串结构的数值模拟[J]. *国防科技大学学报*, 2001, 23(1).
- [7] 张堃元, 王成鹏, 杨建军, 等. 带高超进气道的隔离段流动特性[J]. *推进技术*, 2002, 23(4). (ZHANG Kunyuan, WANG Chengpeng, YANG Jiarjun, et al. Investigation of flow in isolator of hypersonic inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(4).)
- [8] 王成鹏, 张堃元, 杨建军. 带进气道的隔离段流场实验研究与数值模拟[J]. *推进技术*, 2004, 25(1). (WANG Chengpeng, ZHANG Kunyuan, YANG Jiarjun. Experimental and numerical investigation of isolator combined with hypersonic inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(1).)
- [9] 赵学端, 廖其冀. 粘性流体力学[M]. 北京: 机械工业出版社.

(编辑: 梅 瑛)