

# 超燃冲压发动机 S 弯隔离段激波串数值研究

安 彬, 范晓樯, 李腾骥, 熊 冰

(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:** S 弯隔离段可以解决进气道出口和燃烧室入口处在不同水平高度的飞行器在结构设计上的困难。为考察来流马赫数为 2.0 时 S 弯构型对隔离段流场结构和性能参数的影响, 在不同边界条件下对 3 种不同转弯方式的 S 弯隔离段和等直隔离段进行数值模拟。结果表明, 在流场结构方面, S 弯隔离段入口拐角处出现斜激波/膨胀波的相交与反射, 上、下壁面分离区交替扩大、缩小。在抗反压性能方面, 中心对称型和后部转弯较急型隔离段性能稍逊于等直隔离段, 前部转弯较急型隔离段性能与等直隔离段相当。在总压恢复性能方面, 高反压时前部转弯较急型隔离段性能最好, 但在低反压时流场存在剧烈振荡, 总压恢复性能最差。因此工作在高反压条件下的隔离段推荐采用前部转弯较急型, 而低反压条件下则采用另外两种比较合适。入口边界层厚度对 S 弯隔离段流场结构和性能的影响有限。

**关键词:** S 弯隔离段; 转弯方式; 流场结构; 数值模拟

中图分类号: V211.3-34 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374 (2016) 04-0047-06

## Numerical investigation on characteristics of shock train in S-shaped isolation section in scramjet engine

AN Bin, FAN Xiaoqiang, LI Tengji, XIONG Bing

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

**Abstract:** For the investigation of the influence of S-shaped curvature pattern on flow field structure and performance parameter of isolation section when the incoming flow Mach number is 2.0, a numerical simulation has been applied to three types of S-shaped isolation sections with different bending patterns and straight isolation section under various boundary conditions. The results indicate that, in the aspect of flow field structure, the intersection and reflection of oblique shock wave and expansion wave appear at the corner near the entrance of the S-shaped isolation section, and the separation regions of upper and lower walls become large and small alternately; in the aspect of anti-backpressure performance, the performance of centrosymmetric isolation section and the isolation section with sharp turn in its rear part is little worse than that of the straight isolation section, and the

收稿日期: 2015-11-03; 修回日期: 2016-04-31

基金项目: 国家自然科学基金(11372347)

作者简介: 安彬 (1992—), 男, 硕士, 研究领域为高超声速推进技术

performance of the isolation section with sharp turn in its front part is almost same as that of the straight isolation section; in the aspect of total pressure recovery capability, the capability of the isolation section with sharp turn in its front part is best when backpressure is relatively high, but there is an obvious oscillation in the flow field and its total pressure recovery capability is worst at lower backpressure. Therefore, the isolation section with sharp turn in its front part is recommended for high backpressure condition, and the other two kinds of S-shaped isolation sections are suitable for lower backpressure condition. Moreover, the inlet boundary thickness has limited effect on flow field structure and performance of the S-shaped isolation sections.

**Keywords:** S-shaped isolation section; bending pattern; flow field structure; numerical simulation

## 0 引言

隔离段始于进气道喉部终于燃烧室入口,是影响超燃冲压发动机工作的重要部件。其主要作用是通过“激波串”和“伪激波”对来流进行减速增压,以达到承受燃烧室较高反压并隔离(或削弱)进气道与燃烧室间相互干扰的目的<sup>[1]</sup>。因此,研究隔离段的流场结构和性能参数具有重要意义。

为优化隔离段设计,人们对隔离段流场结构和性能规律进行了深入的研究。20世纪80年代,Om针对等直圆管进行激波串实验<sup>[2-3]</sup>,获得了边界层厚度沿轴向的分布,并建立了描述激波串中激波形成的一维模型,而后Sullins和Carroll等研究了矩形管道中的激波/边界层干扰现象<sup>[4-5]</sup>。在圆形、矩形截面内流道研究的基础上,田旭昂提出了矩形进口转圆形出口的变截面隔离段<sup>[6]</sup>,而王卫星则受到Smart M K设计的矩形进口转椭圆出口进气道的启发提出椭圆形截面隔离段<sup>[7-8]</sup>。另外,国内外研究人员同样考察了非对称来流、反压气体的温度等流动参数和隔板、抽吸狭缝、斜楔等流动控制方法对隔离段性能的影响<sup>[9-13]</sup>。

上述研究主要集中在直线型隔离段,但在工程实践中,部分飞行器的进气道出口和燃烧室入口处在不同的水平高度,如高超声速双模态发动机<sup>[14]</sup>。直线型隔离段难以满足此类飞行器在结构设计和总体布局上的需要,而S弯隔离段则可能是解决上述问题的有效方法。对于弯曲管道,谭慧俊考查了二维弧形管道的曲率、入口马赫数、入口边界层厚度等对激波串长度、总压恢复特

性、抗反压特性等参数的影响<sup>[15-16]</sup>,郭善广则对超声速转弯流道内的迟滞现象进行了详细研究<sup>[17]</sup>。Menzies等对S弯管道的数值计算表明入口流动为亚声速时无粘模型可以很好地预测流动的发展趋势<sup>[18]</sup>,Bruns等测量了S弯管道中边界层的发展<sup>[19]</sup>,Lefantzi等提出了一种优化S弯扩压器方法<sup>[20]</sup>。但总体上讲,目前国内关于S弯隔离段的研究资料较为贫乏,而国外的研究主要在亚声速方面,超声入口条件下S弯隔离段内部流场结构和性能参数仍未为人所知。本文针对这一现状,设计3种不同转弯方式的等截面S弯隔离段和等直隔离段作为案例进行数值模拟,考查转弯方式、入口条件、反压对隔离段流场结构和性能的影响,为工程设计提供一定参考。

## 1 物理模型与数值方法

### 1.1 物理模型

采用3次b-spline曲线构造S弯隔离段的中心线<sup>[17]</sup>,如图1(a)所示。在获得中心线的基础上根据隔离段入口高度获得上、下壁面曲线,如图1(b)所示。本文主要涉及2类隔离段:

1) 等直隔离段(用DZ表示)。隔离段入口高度 $H=56\text{ mm}$ (半高 $h=28\text{ mm}$ ),横向长度 $l=600\text{ mm}$ ,如图1(c)所示。

2) 等截面S弯隔离段。隔离段入口高度 $H=56\text{ mm}$ ,横向长度 $l=600\text{ mm}$ ,纵向偏置距离 $d=600\text{ mm}$ 。根据中心线构型将其分为前急后缓型(最大曲率出现在曲线前部)、中心对称型(曲线关于点O中心对称)和前缓后急型(最大曲率出现在曲线后部),3种构型分别用S1, S2和S3表示。

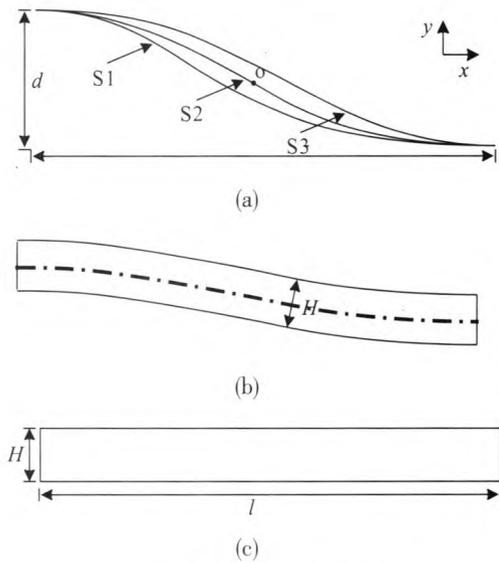


图 1 隔离段构型示意图

Fig. 1 Schematic sketch for configurations of different isolation sections

1.2 数值方法及验证

采用有限体积法对二维雷诺平均 N-S 方程进行离散求解, 湍流模型为标准  $k-\varepsilon$  模型, 对流通项为 Roe-FDS, 流动项为二阶迎风格式, 湍动能和湍流耗散率均为一阶迎风格式, 时间相关项的计算方法采用一阶隐式, 库朗数为 0.8。计算时通过检测壁面分离点位置是否稳定来判断流场是否非定常, 在对流场进行非定常计算时取时间步长为  $1 \times 10^{-6}$  s。

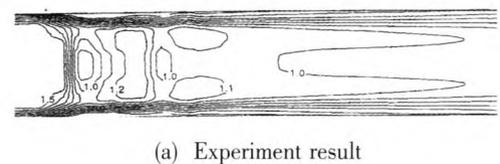
网格在壁面区采用指数加密 (第一层厚度为 0.01 mm), 在横向上均匀分布 (宽度为 1 mm)。验证算例和研究算例的网格在纵向和横向上的分布分别为  $200 \times 754$  和  $200 \times 600$ 。

在边界条件的设置上采用压力入口、压力出口和绝热无滑移壁面。为使入口边界层的设置更符合实际, 在入口处总压为 101 325 Pa, 总温为 300 K, 通过数值模拟获得等直管道中边界层发展规律, 并提取指定边界层厚度对应截面的流动参数作为入口条件。流场采用入口参数初始化。

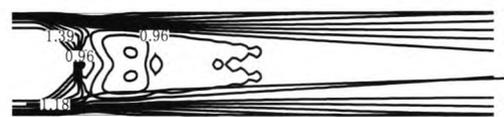
为检验数值方法的可信度, 采用文献 [5] 的实验结果进行验证, 管道的几何参数和来流条件均取自实验数据。

图 2(a) 是  $Ma_i=1.61$ ,  $\delta/h=0.32$  时 ( $\delta$  为边界层的实际厚度) 实验获得的马赫数等值线, 图 2(b)

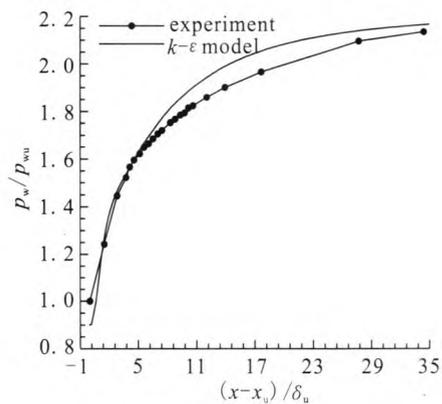
为计算结果, 图 2(c) 为壁面静压分布。由图 2 可知, 采用的数值计算方法比较成功地模拟了管道中的激波串现象, 管道中依次出现分叉激波和后续激波, 激波在形态和位置上都与实验吻合得较好; 壁面静压分布的计算结果与实验数据相比虽然存在一定差异, 但变化趋势基本吻合。



(a) Experiment result



(b) Numerical result



(c) Static pressure distribution of wall

图 2 数值计算结果与实验数据的对比

Fig. 2 Comparison of numerical calculation and experimental results

2 计算结果与分析

2.1 转弯方式对流场结构与性能参数的影响

本节主要在入口马赫数  $Ma_i=2.0$ , 入口边界层厚度  $\delta/h=0.101$  下对 3 种 S 弯隔离段和等直隔离段进行数值模拟, 考查转弯方式对隔离段流场结构和性能参数的影响。应指出的是, 某些反压条件会导致流场振荡, 此时相应参数采用时间平均处理。

2.1.1 转弯方式对流场结构的影响

S1 型, S2 型, S3 型和等直隔离段在不同反压下马赫数等值线见图 3 (图 3 中  $p_0/p_i$  是隔离段出口反压与入口静压之比)。由图易知相比于等直隔离段 3 种 S 弯隔离段的流场结构具有以下特点:

1) 隔离段入口拐角处出现斜激波/膨胀波(I)的相交和反射;

2) 反压升高导致壁面分离点向上游移动, 上、下壁面分离区(II)交替扩大、缩小, 流场结构具有明显的非对称性。

但是S弯型和直线型两类隔离段在激波串整体结构方面具有相似性。随着反压增加, 2类隔离段中依次出现2道相交分离斜激波(III)、以正激波成分为主的第二道激波(IV)等流场结构。反压较高时第一道激波转变为分叉激波并出现马赫杆(V)。

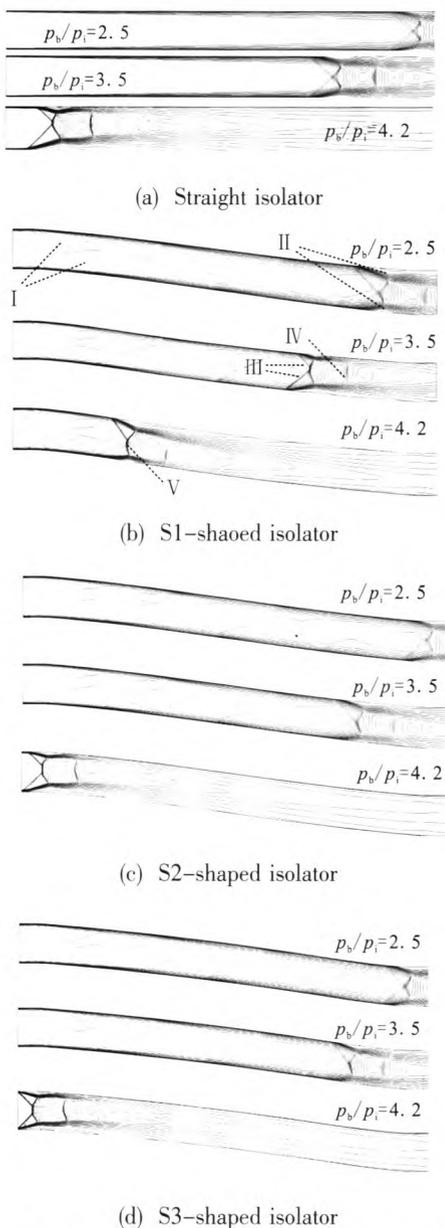


图3 S弯和等直隔离段在不同反压下的马赫数等值线图  
Fig. 3 Mach number contours of S-shaped and straight isolators under different backpressure

此外, 各隔离段在壁面分离点位置方面也存在一定异同。图4是4种隔离段壁面分离点位置随反压的变化, 上、下壁面分离点位置定义为分离点所在截面与出口截面之间中心线的长度, 并以隔离段中心线总长无量纲化, 分别用  $S_u$  和  $S_d$  表示。由图4可知, 随着反压升高, 各隔离段壁面分离点均向上游移动,  $p_0/p_1 \leq 3.5$  时移动较慢,  $p_0/p_1 > 3.5$  时移动较快。分析原因可知: 激波串的静压恢复能力较强, 可在较短长度内实现较大的静压恢复, 而混合区的静压恢复能力较弱。反压较低时, 隔离段主要通过激波串来承受反压, 此时随反压的升高分离点位置向上游移动的速度较慢, 且与反压近似呈线性关系; 反压较高时, 激波串发展比较完全, 隔离段只能通过增加混合区长度以承受新增反压, 此时随反压的升高分离点迅速向上游移动。与等直隔离段相比, S弯隔离段壁面分离点在反压较低时比较靠前, 反压较高时与等直隔离段相近。对比3种S弯隔离段发现, 反压较低时, 相同反压下各隔离段分离点位置从前到后依次为S1型、S2型和S3型, 反压较高时, 上述顺序颠倒。

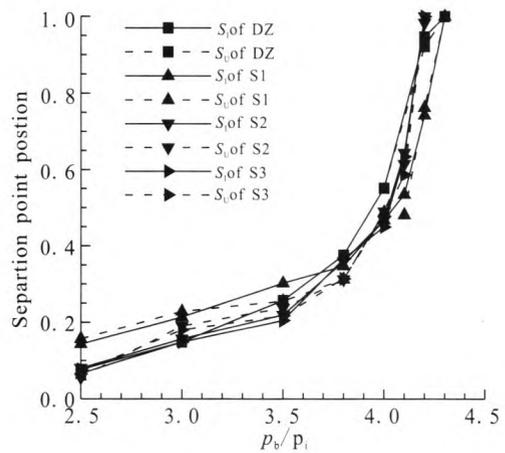


图4 各隔离段壁面分离点位置  
Fig. 4 Separation point position of different isolators

2.1.2 转弯方式对性能参数的影响

高反压下激波串起始位置对反压变化比较敏感。以S2型隔离段为例, 当  $p_0/p_1=4.1$  时激波串位于隔离段内, 而  $p_0/p_1=4.2$  时激波串被推至隔离段入口处, 若没有入口边界条件限制激波串已被

推出隔离段, 因此认为该隔离段所能承受的最大反压  $p_{b, \max}/p_i$  在 4.1~4.2 之间 ( $p_{b, \max}$  是隔离段所能承受出口反压的最大值)。本文中隔离段抗反压能力均以最大反压范围的形式给出。

表 1 为各隔离段的抗反压能力。由表 1 可知 S1 型和等直隔离段抗反压能力相近, S2 型和 S3 型抗反压能力相当, 等直隔离段最大反压范围的下限比 S2 型和 S3 型高 3.7%。因此, S 弯隔离段抗反压能力比等直隔离段略低, 但二者相差不大。

表 1 各隔离段抗反压能力

**Tab.1 Backpressure resistance ability**

Modle	$p_{b, \max}/p_i$
DZ	4.25~4.30
S1	4.20~4.25
S2	4.10~4.20
S3	4.10~4.20

4 种隔离段在不同反压下的总压恢复系数  $\sigma$  如图 5 所示。

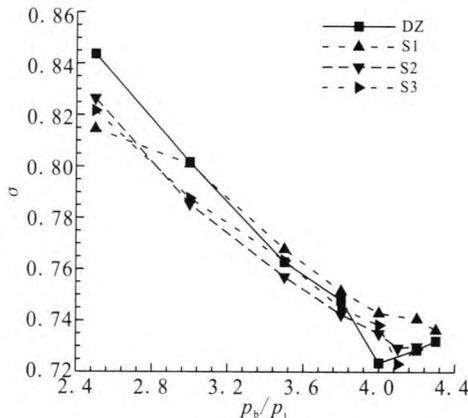


图 5 各隔离段总压恢复系数

Fig. 5 Total pressure recovery coefficient of different isolators

从整体上看, 随着反压的升高, 各隔离段总压恢复系数均呈下降趋势。S1 型隔离段在  $p_b/p_i < 3.5$  时总压恢复能力低于另外 3 种隔离段, 在  $p_b/p_i \geq 3.5$  时略高于其他隔离段, 这可能是因为 S1 型隔离段流场在低反压下存在剧烈振荡。S2 型和 S3 型总压恢复系数随反压的变化规律相近, 在  $p_b/p_i < 3.8$  时总压恢复能力低于等直隔离段, 在  $p_b/p_i \geq 3.8$  时与等直隔离段相当。所以, 在低反压时 S 弯隔离段的总压恢复能力低于等直隔离段, 而在高反压时与其大致相当, 其中 S1 型隔离段更优。主要原因是低反压时 S 弯隔离段中激波串上游的入口斜激波及其反射波造成了较大的总压损失, 随着反压升高, 激波串向上游推进, 入口斜激波反射次数减少, 由此导致的总压损失也随之下降。另外, S2 型、S3 型和等直隔离段在  $p_b/p_i > 4.0$  时总压恢复系数均出现上升, 可能是因为高反压时混合区较长, 总压可以得到相对充分的恢复。

2.2 入口边界层厚度对流场结构与性能的影响

本节在入口马赫数  $Ma_i=2.0$  时研究入口边界层厚度  $\delta/h$  对 S2 型隔离段流场结构和性能参数的影响。

$p_b/p_i=3.8$  时 S2 型隔离段在不同入口边界层厚度下的激波串结构没有明显变化, 与图 3 (b) 相似。上、下壁面分离点位置和总压恢复系数如图 6 所示。由图 6 可知, 入口边界层厚度  $\delta/h$  由 0.101 增加到 0.347, 增加 243.6%, 上、下壁面分离点向上游分别移动 0.125 和 0.097, 总压恢复系数上升 3.8%。

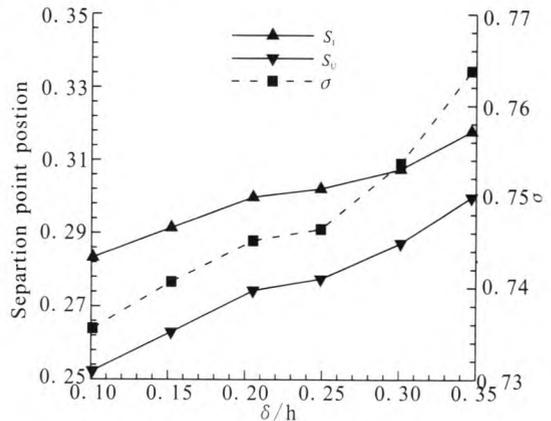


图 6 不同入口边界层厚度下分离点位置与总压恢复系数

Fig. 6 Separation point position & Total pressure recovery coefficient under different inlet boundary layer thickness

由表 2 可知, 随着边界层厚度的增加, 隔离段抗反压能力呈下降趋势,  $p_{b, \max}/p_i$  的下限下降 4.9%。所以入口边界层厚度对 S 弯隔离段性能参数的影响较小。

表2 入口边界层厚度对抗反压能力的影响  
Tab. 2 Effect of inlet boundary thickness on backpressure resistance ability

$\delta/h$	$p_{b\max}/p_i$
0.101	4.1~4.2
0.152	4.1~4.2
0.205	4.0~4.1
0.249	4.0~4.1
0.301	4.0~4.1
0.347	3.9~4.0

### 3 结论

对4种不同构型的隔离段进行数值模拟,考查了转弯方式和入口参数对隔离段流场结构和性能参数的影响,得到以下结论:

1) S弯型和直线型2类隔离段中激波串的整体结构是相似的,但S弯隔离段中激波串不对称性强,而且在入口拐角处存在斜激波/膨胀波的相交与反射。

2) 入口马赫数为2.0时,高反压下S1型隔离段性能优于另外2种S弯隔离段,低反压下S2型和S3型隔离段性能相当,但S1型隔离段内部流场存在剧烈荡,故反压较高时推荐S1型隔离段而在反压较低时推荐S2型和S3型隔离段。

3) 入口边界层厚度对S弯隔离段流场的影响比较有限,增加其厚度会导致总压恢复系数的提高和抗反压能力的小幅下降。

#### 参考文献:

- [1] 丁猛. 超声速/高超声速进气道-隔离段流场的数值模拟[D]. 长沙: 国防科技大学, 2001.
- [2] OM D, CHILDS M E. Multiple transonic shock-wave/turbulent boundary-layer interaction in a circular duct[J]. AIAA journal, 1985, 23(10):1506-1511.
- [3] OM D, VIEGAS J R, Childs M E. Transonic shock-wave/turbulent boundary-layer interactions in a circular duct[J]. AIAA journal, 1985, 23(5): 707-714.
- [4] SULLINS G, MCLAFFERTY G. Experimental results of shock trains in rectangular ducts: AIAA 1992-5013 [R].

USA: AIAA, 1992.

- [5] CARROLL B F, LOPEZ-FEMANDEZ P A, DUTTON J C. Computations and experiments for a multiple normal shock/ boundary-layer interaction [J]. Journal of propulsion and power, 1993, 9(3): 405-411.
- [6] 田旭昂, 王成鹏, 程克明. 变截面隔离段流场数值分析[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 690-695.
- [7] 王卫星, 李博, 郭荣伟. 不同反压下椭圆形隔离段流场特征与气动性能[J]. 航空动力学报, 2010, 25 (3): 647-653.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 杜泉, 宋文艳, 李强, 等. 反压气流温度及传热对隔离段激波串的影响[J]. 计算机仿真, 2008, 25 (9): 32-36.
- [11] 王成鹏, 张堃元. 非对称来流下带隔板的二维短隔离段研究[J]. 推进技术, 2006, 27 (1): 66-70.
- [12] 曹学斌, 张堃元, 高亮杰. 一种带抽吸狭缝的新型短隔离段数值研究[J]. 推进技术, 2011, 32 (2): 159-164.
- [13] 曹学斌, 张堃元, 方兴军. 非对称来流下带后掠斜楔的短隔离段实验研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(6): 1333-1338.
- [14] BILLING F S, WALTRUP P J, STOCKBRIDGE R D. Integral-rocket dual-combustion ramjets: a new propulsion concept [J]. Spacecraft and rockets, 1980, 17 (5): 416-424.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] MENZIES R, BADCOCK K J, BARAKOS G N, et al. Validation of the simulation of flow in an S-duct [J]. Scientific world journal, 2002, 2014(7): 983-990.
- [19] BRUNS J M, FERNHOLZ H H, MONKEWIT P A. An experimental investigation of a three-dimensional turbulent boundary layer in an 'S'-shaped duct [J]. Journal of fluid mechanics, 1999, 393: 175-213.
- [20] LEFANTZI S, KNIGHT D D. Automated design optimization of a three-dimensional S-shaped subsonic diffuser [J]. Journal of propulsion and power, 2002, 18 (4): 913-921.

(编辑: 马杰)