

无源腔结构对大膨胀比单膨胀斜面 喷管的影响

周 莉, 肖 华, 王占学, 刘增文

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 开展了基于无源腔的单膨胀斜面喷管(SERN)流动控制方法研究,采用标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型,通过求解 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程,数值研究了过膨胀状态下无源腔结构对 SERN 内部流场和性能的影响. 计算结果表明:与原型 SERN 相比,落压比为 8 时,无源腔结构的存在促进 SERN 上膨胀斜面流动的分离,改变 SERN 内部流场结构,影响 SERN 上膨胀斜面压力分布,从而使 SERN 的轴向推力系数提高 1.75%,同时不会带来低头力矩的恶化. 在落压比为 3~13 范围内,无源腔结构的存在促进了无源腔附近附面层流动分离,减少了 SERN 内激波串数目,并使 SERN 上膨胀斜面压力峰值增加,提高 SERN 轴向推力系数.

关 键 词: 单膨胀斜面喷管; 无源腔; 过膨胀; 落压比; 流动控制

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of passive cavity on high pressure ratio single expansion ramp nozzle

ZHOU Li, XIAO Hua, WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The flow control method of single expansion ramp nozzle (SERN) was investigated based on passive cavity, and the effects of passive cavity on internal flow field and performance of SERN were numerically investigated under over-expanded condition by solving Reynolds average Navier-Stokes equations, with adoption of standard two-equation $k-\epsilon$ turbulent model. When the pressure ratio value equals 8, the results show that the passive cavity for SERN has evident effects on the flow field structure by encouraging stable separation and affecting pressure distribution on upper expansion ramp wall, thus improving by 1.75% of the axial thrust coefficient of SERN as compared with baseline SERN, meanwhile the nose-down pitching moment does not get worse. Within the range of 3 to 13 of pressure ratio, the passive cavity can enhance the separation of boundary layer near the passive cavity for SERN, and improve the performance of SERN by decreasing the number of shock train and increasing axial thrust coefficient of SERN and pressure peak value distribution on upper expansion ramp wall.

Key words: single expansion ramp nozzle; passive cavity; over-expanded;
pressure ratio; flow control

收稿日期:2014-01-23

基金项目:国家自然科学基金(51306151)

作者简介:周莉(1978—),女,河南信阳人,副教授,博士,主要从事叶轮机械气动热力学、新型排气系统设计与流动控制技术研究.

吸气式高超声速推进系统的喷管落压比变化范围相当宽,从亚声速到高超声速落压比变化从2到600^[1].研究表明采用单膨胀斜面喷管(SERN)将会有良好的减质量效果^[2],并且能降低喷管底部阻力和摩擦损失^[3].因此,目前绝大多数吸气式高超声速飞行器都采用了SERN. SERN采用的是高超声速飞行器后体和喷管高度一体化的构型,这种设计虽然在高超声速马赫数时具有良好的推力系数,但是其在跨声速阶段,喷管气流将会处于过膨胀状态,喷管的性能显著恶化,推力系数大幅降低.改善过膨胀状态下的SERN性能主要有机械和气动两种方法.第1种是机械法,即利用机械机构,调节喷管的喉部面积、出口面积或喷管壁面角度,通过改变喷管的面积比或流动方向,实现喷管性能的改善^[4-6].机械法虽然能够实现SERN的面积比调节,但是对于高超声速飞行器而言,其冷却和可靠性存在着较多问题.第2种是气动法,在气动法中,目前主要有主动控制法和被动控制法两大类,其中主动控制法有上壁面二次射流法、下壁面二次射流法和外部燃烧法^[7-12],主动控制的各种方法都能够改善SERN在过膨胀状态的性能.但是可以看到二次射流法需要在喷管内设置气流管路,并针对不同的喷管工况进行不同的二次气流流量和射流角度调节.外部燃烧法不仅需要对供油规律和燃烧组织有较高要求,同时还增加了喷管的冷却负担.因此,随着被动流动控制技术的发展,其简便可靠的特点吸引研究人员对此技术开展了大量研究.被动控制法有通风引射法和无源腔法,通风引射法确实能够改善SERN过膨胀状态的性能^[13],但是由于其在结构上需要对SERN的膨胀边进行穿孔处理,这对体积巨大的高超声速飞行器用SERN将是相当困难的.同通风引射法相比,无源腔法无疑在结构上具有相当大的优势.无源腔法是另一种被动控制方法,该方法源自早期的超临界机翼的设计^[14],使用无源腔结构能够控制流动分离,也就能够对喷管过膨胀性能产生影响.

自1996年开始,NASA兰利研究中心的Asbury等人就对无源腔法应用于固定几何收扩喷管进行了持续性的研究^[15],在其研究中,对设计落压比为8.78的二元对称喷管进行了计算和实验研究,研究中发现不同的无源腔结构可能会导致两种相反的流动分离影响(抑制或增强).德国的Gräsel和Beylich注意到了无源腔结构在改善喷管性能上的优势,因此在1998年开始研究如何

将无源腔结构应用到SERN上^[16],在研究中,针对某飞行器推进系统的喷管1/100缩比模型,分析了无源腔法的潜在优势.

基于无源腔的流动控制方法结构简单、工作可靠,是提高大膨胀比SERN过膨胀状态性能的可行技术,目前这一方法在高超声速推进领域提出不久,尚没有开展系统和深层次的研究.本文基于CFD技术,在不同落压比下,对SERN内部流场和性能进行了数值研究,以掌握无源腔法对大膨胀比SERN在过膨胀状态下内部流场和性能的影响规律.

1 计算模型

1.1 数值计算方法

采用商用CFD软件,通过求解Reynolds平均Navier-Stokes方程数值模拟了SERN流场,控制方程的离散采用有限容积法,空间离散采用2阶迎风格式.杨承宇^[17]采用不同湍流模型,对过膨胀状态下SERN的计算结果与实验数据进行了对比,结果表明标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型的计算结果与实验结果最为接近.本文根据文献^[17]的研究结果选取了标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型.

流场计算的边界条件如下:喷管内流进口为亚声速,热力学参数由滞止状态确定,即给定总压、总温及速度方向.外流进口和外流上下边界均给定为压力远场边界条件.出口截面条件给定反压.假定喷管壁面为无滑移、非穿透、绝热壁面.

1.2 基于无源腔的激波附面层控制原理

无源腔法是一种被动控制方法,该方法源自早期的超临界机翼的设计.该方法的原理如图1^[15]所示,由于激波前后气流的静压不一致,激波后的静压将会高于激波前静压,因此,如果在激波前后设置一个相互连接的空腔,则激波后的下游高压气体将会进入腔体,并在腔内形成亚声速流

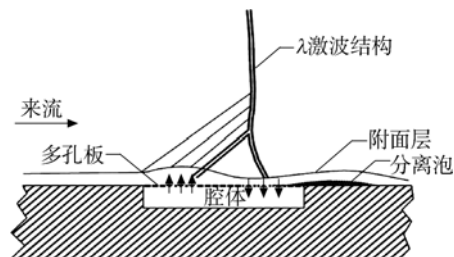


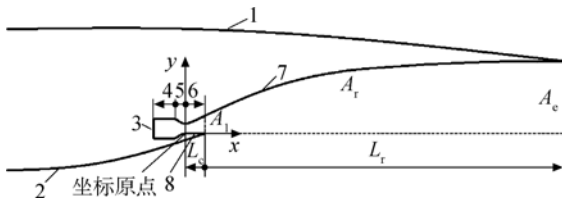
图1 基于无源腔的激波附面层控制原理

Fig. 1 Principle of shock boundary layer control based on passive cavity

动,最终从腔体的前部低压区排入激波前上游气流中.这种流动现象将会抑制流动分离,主要是由于:①向上游气流吹气,在主激波之前产生了较弱的斜激波,使得激波附面层区域向上游扩展,使气流压力呈渐进式增加,减弱了激波诱导分离的效果;②波后下游气流的抽吸,也压制了附面层的分离,并减弱了激波附面层相互干扰的不稳定性.由于无源腔结构对流动分离的良好控制作用,因此在飞机设计、进气道设计中都已经进行了广泛的研究和应用.

1.3 SERN 几何模型及计算网格

本文基于特征线法完成了 SERN 的设计,设计中考虑了变比热容的影响,并采用附面层修正技术对模型进行了修型^[18],SERN 由以下几个部分构成:圆转方过渡段、矩形收缩段、矩形扩张段、单斜面延伸段,如图 2 所示.以 SERN 喉道下端为坐标原点, A 表示面积, A_r 为上膨胀斜面延伸段面积, A_e 为上膨胀斜面出口处面积, A_l 为下膨胀斜面出口处面积. L_e 为下膨胀斜面的轴向长度, L_r 为上膨胀斜面延伸段的轴向长度. SERN 设计落压比 $\pi=177.2$.



1 喷管上部外壁面; 2 喷管下部外壁面; 3 喷管进口;
4 圆转方过渡段; 5 矩形收缩段; 6 上膨胀斜面矩形扩张段;
7 上膨胀斜面延伸段; 8 下膨胀斜面段

图2 SERN 几何结构

Fig. 2 Geometry of SERN

带无源腔的 SERN 如图 3、图 4 所示,在 SERN 的基础上,对 SERN 上壁面进行改动,将上壁面拆分成基体、无源腔体和孔板 3 个部分,其中,无源腔体和孔板组合成无源腔结构,该结构与基体组合成 SERN 上壁面.

考虑到 SERN 与飞行器高度一体化的特点,在模拟 SERN 流动特征时,不仅需要进行 SERN 内流场的计算,而且还必须涵盖内外流场的相互影响.本文计算域的选取与网格的划分如图 5 所示,计算域 x 方向长度为喉部高度的 180 倍,其中喉部上游部分长度为喉部高度的 18 倍, y 方向高度为喉部高度的 130 倍,计算网格采用结构化网格,并对 SERN 壁面处对网格进行了加密.

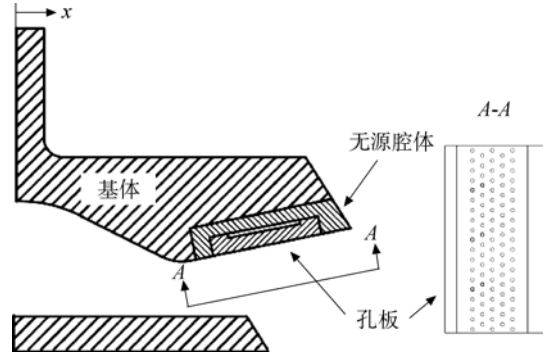


图3 带无源腔 SERN

Fig. 3 Passive cavity SERN

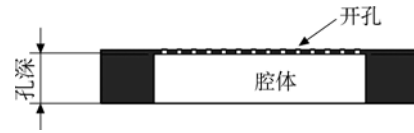


图4 无源腔结构

Fig. 4 Geometry of passive cavity

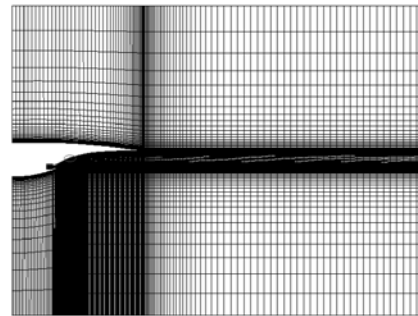


图5 带无源腔 SERN 计算网格

Fig. 5 Computational mesh of passive cavity SERN

1.4 SERN 参数定义

本文采用轴向推力系数作为衡量无源腔结构对 SERN 性能影响的参数.

轴向推力系数 C_{Igx}

$$C_{Igx} = F_j / F_i \quad (1)$$

其中 F_j 为喷管的实际轴向推力; F_i 为喷管的理想推力.

$$F_j = \int_{A_l} \rho V_x^2 dA + \int_{A_l} (p - p_\infty) dA + \int_{A_r} (p - p_\infty) dA_x - X_{ix} \quad (2)$$

其中右端 $\int_{A_l} \rho V_x^2 dA$ 为由 A_l 排出气流的动量产生的轴向推力; $\int_{A_l} (p - p_\infty) dA$ 为 A_l 的压力差产生

的轴向推力; $\int_{A_r} (p - p_\infty) dA_x$ 为 A_r 处的压力差产生的轴向推力; X_{fr} 为 A_r 面处的摩擦力在轴向的投影.

$$F_i = \dot{m}_p \cdot$$

$$\sqrt{RT_j [2\gamma/(\gamma-1)] [1 - (p_\infty/p_i)^{(\gamma-1)/\gamma}]} \quad (3)$$

式中 $\dot{m}_p$ 为实际流量; R 为气体常数; T_j 为气体总温; γ 为比热比; p_∞ 为环境压力; p_i 为气体总压.

2 计算结果分析

2.1 计算方法的验证

为了验证所采用的计算方法,本文首选用 NASA 兰利研究中心的风洞实验喷管^[19],在来流马赫数 $Ma_\infty = 0.6$,落压比 $\pi = 5.04$ 工况下的流场进行了模拟,并与文献^[19]给出的实验结果进行了对比.图6为 SERN 上部外壁面压力分布,其中纵坐标 C_p 为压力系数,以上部外壁面开始点为横坐标起点,横坐标 X' 为量纲一外壁面轴向位置.后缘之前数值模拟结果与实验值吻合,在尾缘由于与 SERN 出口流动相互影响,数值模拟与实验结果略有差别.表明本文采用的数值离散格式、湍流模型及网格划分方法是合理的.

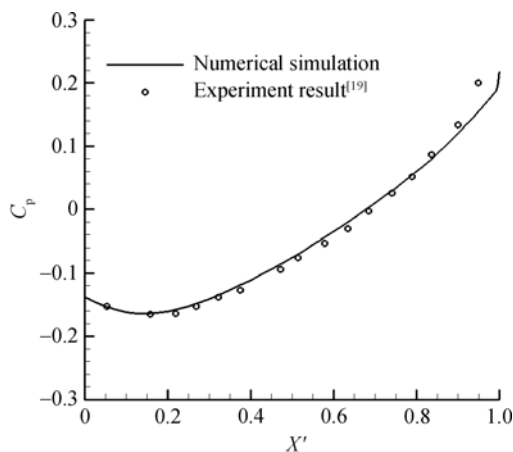


图6 喷管上部外壁面压力分布

Fig. 6 Pressure distribution on upper external surface

2.2 带无源腔 SERN 被动控制机理

本文首先进行了原型 SERN 与带无源腔 SERN 流动特征及性能比较,其中带无源腔 SERN 开孔率为 4.93% (开孔率定义为开孔的面积占孔板总面积的比例),孔径为 20 mm,腔深为 100 mm,计算工况选择低来流马赫数条件下的飞行器爬升阶段 ($Ma = 0.5$),此时 SERN 落压比

($\pi = 8$) 远低于设计落压比, SERN 处于严重的过膨胀状态.

原型 SERN 马赫数分布如图7所示, SERN 喉道处为横坐标 0 点, SERN 下游为横坐标正方向, X 为 SERN 轴向位置. 处于过膨胀状态的 SERN 在下膨胀斜面的尾缘处产生一道斜激波, 该激波穿过喷流, 与 SERN 上膨胀斜面相交产生入射激波与附面层相互干扰, 使得上膨胀斜面发生流动分离, 并产生诱导激波. 在原型 SERN 基础上增加无源腔, 使得上膨胀斜面诱导激波附近流动形态发生改变, 无源腔连通了诱导激波上、下游压力, 激波后低速附面层气流在激波前后压差压力作用下流入无源腔中, 通过激波前的气孔被吹出腔外, 与激波前附面层相互作用改变了原始激波根部的流动形态与压力分布, 将诱导激波前推至无源腔的第 1 个孔处, 此时激波后的分离区域也相应增大, 如图8所示. 在 SERN 相同位置处, 可以看出无源腔的引入有增强流动分离的作用.

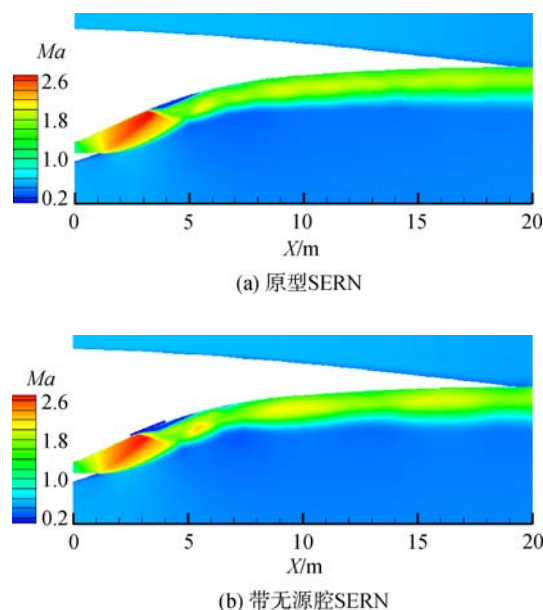


图7 原型和带无源腔 SERN 马赫数分布图

Fig. 7 Mach number distribution of baseline SERN and passive cavity SERN

图9给出了原型 SERN 与带无源腔 SERN 上膨胀斜面的压力分布, 以下膨胀斜面段尾缘点为横坐标起点, 横坐标 L' 为量纲一上膨胀斜面延伸段位置, 纵坐标静压 p 用喷管进口总压 p^* 进行量纲归一化, 由于 SERN 下膨胀斜面出口斜激波与上膨胀斜面附面层相互干扰并诱导分离激波, 使得壁面压力突高, 分离点下游形成的封闭分

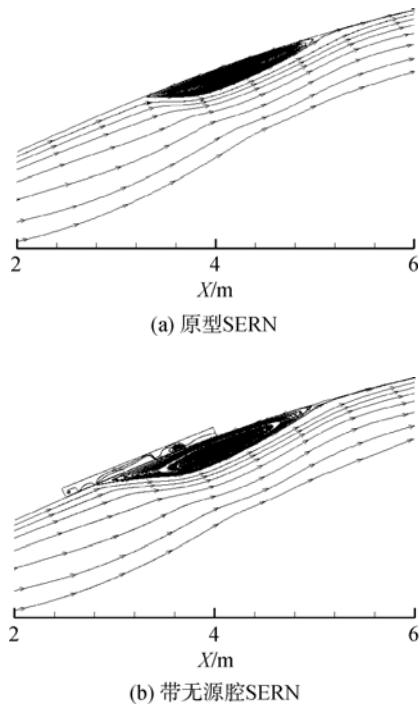


图 8 原型和带无源腔 SERN 的局部流线分布图
Fig. 8 Local streamline distribution of baseline SERN and passive cavity SERN

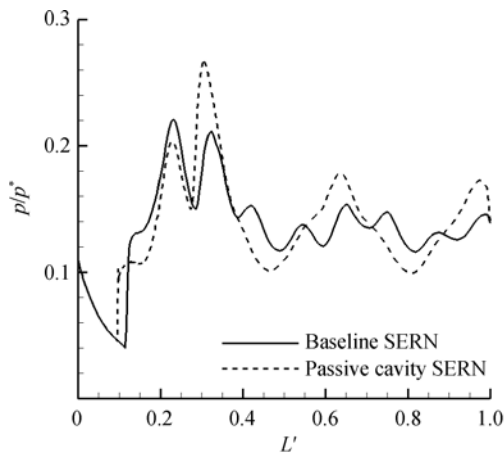


图 9 原型 SERN 和带无源腔 SERN 上膨胀斜面的压力分布图

Fig. 9 Pressure distribution on upper expansion ramp wall of baseline SERN and passive cavity SERN

离泡内压力基本保持不变,分离泡之后,气流偏向膨胀面形成再附激波使压力进一步升高,由于 SERN 处于过膨胀状态而产生受限激波分离, SERN 内存在激波串结构,上壁面产生多次激波反射,导致压力出现多次突升. 与原型 SERN 相比,带无源腔 SERN 激波位置前移、分离范围扩大,分离区后第 2 个压力峰值明显增大,此后激波串数目减少,从本质上减小了气流总压损失,因此

基于无源腔控制的 SERN 推力性能有所提升.

表 1 中可看出,与原型 SERN 相比,采用无源腔(开孔率为 4.93%,孔径为 20 mm,腔深为 100 mm)被动控制技术,使得轴向推力系数提高 1.75%,同时不会带来低头力矩的恶化. 因此具有带一定构型的无源腔 SERN 在过膨胀状态下可以提高喷管的性能.

表 1 原型 SERN 与带无源腔 SERN 性能参数表

Table 1 Performance parameter of baseline SERN and passive cavity SERN

喷管	轴向推力系数	推力矢量角/(°)
原型 SERN	0.7605	0.48
带无源腔 SERN	0.7738	0.54

2.3 无源腔结构适用落压比范围

为了得到无源腔法的适用落压比范围,本文针对上文设计的无源腔结构,在来流马赫数 $Ma_\infty=0.5$ 时,计算了 $\pi=3\sim 13$ 时,带无源腔 SERN 的流动特性及性能参数,分析了无源腔结构对大膨胀比 SERN 在不同落压比的过膨胀状态下,无源腔法对 SERN 流场和推力性能的影响效果. 不同落压比条件下,带无源腔 SERN 马赫数分布如图 10 所示,横坐标的定义见图 7. 由图可见,在不同落压比下,下膨胀斜面尾缘处都产生了穿过 SERN 流场的自由激波,自由激波碰撞到上膨胀斜面边界层上,导致了边界层的分离,并在边界层分离区前形成了一道分离激波,使气流方向向内发生偏转. 随着落压比的增大,从下膨胀斜面发出的自由激波逐渐被推出 SERN,激波角变小,分离激波也逐渐远离喉道,如图中箭头所示,上膨胀斜面的分离区逐渐向后移动,分离区变大. 在这些落压比范围内,无源腔结构的存在均影响着上膨胀斜面压力的分布,对 SERN 轴向推力系数会产生影响.

图 11 给出了不同落压比下,带无源腔 SERN 上膨胀斜面压力分布图,量纲一横坐标定义见图 9. 随落压比的增加,上膨胀斜面激波位置后移,即压力突升点位置逐渐向后偏移. 与原型 SERN 相比,无源腔的存在改变了 SERN 内部的激波串结构,使得激波串数目减小,减小了气流总压损失,带无源腔 SERN 分离区后第 2 个压力峰值明显增大,从而影响轴向推力系数. 带无源腔 SERN 与原型 SERN 在不同落压比下的轴向推力系数比较如图 12 所示,与原型 SERN 相比,带无源腔

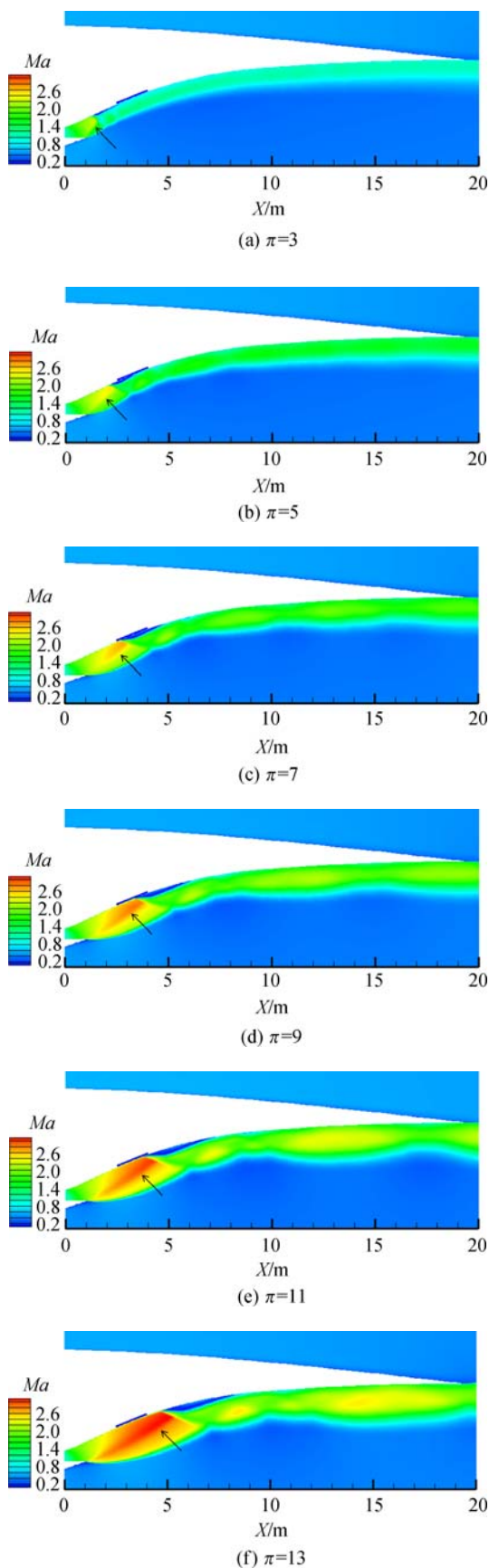


图10 不同落压比下带无源腔 SERN 马赫数分布
Fig. 10 Mach number distribution of passive cavity SERN with different pressure ratios

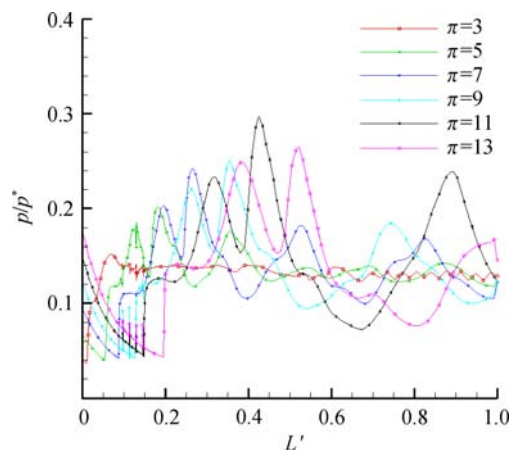


图11 带无源腔 SERN 不同落压比上膨胀斜面压力分布

Fig. 11 Pressure distribution on upper expansion ramp wall of passive cavity SERN with different pressure ratios

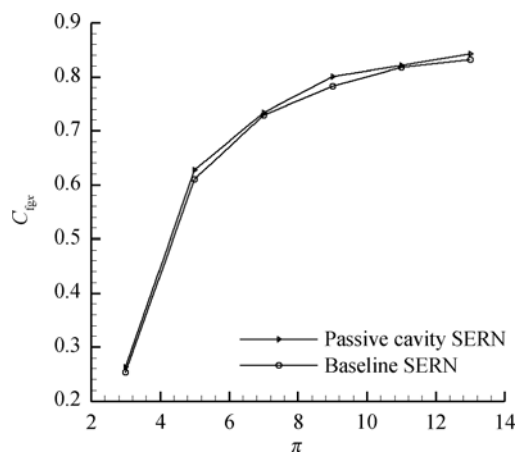


图12 带无源腔 SERN 与原型 SERN 的轴向推力系数比较

Fig. 12 Comparison of axial thrust coefficient between baseline SERN and passive cavity SERN

SERN 轴向推力系数均有提高,在 $\pi=3\sim 13$ 范围内,轴向推力系数均提高.且在 $\pi=9$ 时,SERN 轴向推力系数提到最高,提高了 2.26%.

3 结 论

本文在过膨胀状态下,对带有无源腔结构的 SERN 开展了数值研究工作,研究了无源腔结构对 SERN 流场和性能参数的影响,主要结论如下:

1) 过膨胀状态下,在带无源腔 SERN 下膨胀斜面的尾缘处产生斜激波,导致带无源腔 SERN 上膨胀斜面分离区的产生,且随着落压比的增加,分离区位置后移.

2) 无源腔结构的存在,促进 SERN 上膨胀斜面流动的分流,改变 SERN 内部流场结构,影响 SERN 上膨胀斜面压力分布,使 SERN 内激波串数目减小和压力峰值增加,从而提高 SERN 的轴向推力系数。

3) 无源腔结构在一定落压比范围内对 SERN 内部流场均能产生影响,改变上膨胀斜面压力分布和激波串数目,提高 SERN 性能。

参考文献:

- [1] Christopher A S, Jaime J M. The design and performance estimates for the propulsion module for the booster of a TSTO vehicle[R]. AIAA 91-3136, 1991.
- [2] Kevin A S, Paul L M. Structural design and analysis of a Mach zero-to-five turbo-ramjet system[R]. AIAA 93-1983, 1993.
- [3] Lynn E S, Daric W E, Rich L D, et al. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration [R]. AIAA-2004-3649, 2004.
- [4] Karen A D, Scott C A. An experimental and computational investigation of a translating throat single-expansion-ramp nozzle[R]. AIAA 96-2540, 1996.
- [5] Lederer R. Testing the actively cooled fully variable hypersonic demonstrator nozzle[R]. AIAA 96-4550, 1996.
- [6] 郝东兴,王占学. 下斜板可调的单膨胀斜面喷管型面设计和流场模拟[J]. 机械设计与制造, 2009(12): 8-10.
HAO Dongxing, WANG Zhanxue. The design and flow field simulation of single expansion ramp nozzle with variable flaps [J]. Machinery Design and Manufacture, 2009 (12): 8-10. (in Chinese)
- [7] Granland T, Berens T. Nozzle/afterbody integration for hypersonic vehicles by means of secondary air injection [R]. AIAA 95-6050, 1995.
- [8] Eric G, Dan H. Improving off-design nozzle performance using fluidic injection[R]. AIAA-2004-1206, 2004.
- [9] 刘爱华,王占学. 二次流喷射对喷管流场性能的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 144-147.
LIU Aihua, WANG Zhanxue. Effect of secondary flow injection on flow field and performance of nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 144-147. (in Chinese)
- [10] Yungster S, Trefny C J. Computational study of single-expansion-ramp nozzles with external burning[R]. AIAA 94-0024, 1994.
- [11] Berens T M. Experimental and numerical analysis of a two-duct nozzle/afterbody model at supersonic Mach numbers[R]. AIAA 95-6085, 1995.
- [12] Gronland T A, Gambier J L, Wallin S. Nozzle/afterbody performance for hypersonic airbreathing vehicles [R]. AIAA 97-3166, 1997.
- [13] 张少丽,单勇,张勇,等. 膨胀边开槽对单边膨胀喷管性能影响的数值研究[J]. 推进技术, 2012, 33(3): 436-442.
ZHANG Shaoli, SHAN Yong, ZHANG Yong, et al. Numerical studies on the performances of the single expansion ramp nozzle with slots on the ramp [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(3): 436-442. (in Chinese)
- [14] Thiede P, Krogmann P, Stanewsky E. Active and passive shock/boundary layer interaction control on supercritical airfoils[R]. AGARD CP-365, 1984.
- [15] Asbury S C, Gunther C L, Hunter C A. A passive cavity concept for improving the off-design performance of fixed-geometry exhaust nozzles[R]. AIAA 96-2541, 1996.
- [16] Gräsel J, Beylich A E. Passive control for the off-design performance of a single expansion ramp nozzle[R]. AIAA 98-1602, 1998.
- [17] 杨承宇. S 弯通道单边膨胀喷管气动和红外特性数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
YANG Chengyu. Numerical investigation on pneumatic performances and infrared radiation characteristics of an s-shaped tunnel single expansion ramp nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [18] 王占学,刘爱华,蔡元虎. 高超声速推进系统用单膨胀斜面喷管型面设计和流场模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(1): 8-12.
WANG Zhanxue, LIU Aihua, CAI Yuanhu. Design method and flow field simulation of single expansion ramp nozzle [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(1): 8-12. (in Chinese)
- [19] Francis J C, Richard J R, Bare E A. Parametric investigation of single-expansion-ramp nozzles at Mach number from 0.60 to 1.20[R]. NASA Technical Paper 3240, 1992.

(编辑:陈越)