

隔离段抽吸引起的激波迟滞现象研究*

马生虎, 岳连捷, 贾轶楠, 肖雅彬, 张新宇

(中国科学院 力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘要: 为了研究壁面抽吸条件下隔离段流动迟滞现象, 采用数值模拟和理论分析相结合的方法, 模拟反压升高再降低过程, 对隔离段的激波形态进行了研究。基于Zhukoski提出的中等雷诺数下 ($3 \times 10^4 < Re_s < 1.2 \times 10^6$) 分离区压力与马赫数的量化关系, 发展了无控制措施条件下激波串首道激波的理论模型, 发现来流马赫数大于2.0时激波串首道激波反射类型为规则反射, 且不会出现激波反射迟滞现象。而壁面抽吸使首道激波固定在抽吸缝位置, 导致激波串首道激波强度随反压升高不断增强, 边界层分离角和激波角不断增大, 从而进入Von Neumann准则的双解区甚至马赫反射区, 在升高及降低反压的过程中隔离段出现流动迟滞现象。研究结果进一步揭示了壁面抽吸引起的流动迟滞现象不仅包含常规RR \leftrightarrow MR激波反射迟滞, 而且包含了一种新的迟滞现象——边界层分离迟滞。

关键词: 超燃冲压发动机; 隔离段; 激波反射迟滞; 边界层分离迟滞

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2017) 04-0732-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.04.002

Investigation on Shock Wave Hysteresis in Isolator Caused by Wall Suction

MA Sheng-hu, YUE Lian-jie, JIA Yi-nan, XIAO Ya-bin, ZHANG Xin-yu

(State Key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: In order to study the hysteresis in the isolator flow caused by wall suction, theoretical analysis and numerical calculation are carried out to simulate the process that the back pressure raises and subsequently drops in this paper. Based on the quantitative correlation between the free stream Mach number and the separation pressure proposed by Zhukoski, a theoretical model regarding the first shock of the shock train is developed under the condition of moderate Reynolds number ($3 \times 10^4 < Re_s < 1.2 \times 10^6$) without any control measures. It is revealed that only a regular reflection is theoretically possible for the first shock when the entrance flow Mach number is greater than 2.0 and no hysteresis phenomenon can occur. Nevertheless, the wall suction can stabilize the first shock foot by bleeding the boundary layer, resulting in an increasing of separation angle and shock wave angle with back pressure rising. As a result, the flow deflection angle is in the double solution domain of the Von Neumann criteria and a hysteresis in the RR \leftrightarrow MR transition occurs once. The results further exhibit a new hysteresis in boundary layer separation which is induced by the back pressure.

Key words: Scramjet; Isolator; Shock wave reflection hysteresis; Boundary layer separation hysteresis

* 收稿日期: 2015-10-25; 修订日期: 2016-02-03。

基金项目: 国家自然科学基金 (91216115; 11472279)。

作者简介: 马生虎, 男, 硕士生, 研究领域为超燃冲压发动机流动。E-mail: mash@pku.edu.cn

通讯作者: 岳连捷, 男, 副研究员, 研究领域为超燃冲压发动机流动。E-mail: yuelj@imech.ac.cn

1 引言

十九世纪末, Mach^[1]首次通过实验发现并记录了激波反射的两种不同结构—规则反射(RR)和马赫反射(MR)。20世纪40年代, Von Neumann^[2,3]对激波反射现象进行了进一步研究,对两类激波结构进行了解析分析,提出了两种RR↔MR转换准则,即 Von Neumann压力平衡准则和脱体准则。自此之后激波反射现象引起了广泛的关注并得到了深入的研究。1979年 Hornung等^[4,5]首先提出了激波反射迟滞这一概念,认为RR↔MR相互转变时会出现迟滞现象。1995年, Chpoun等^[6]首次在实验中捕捉到了RR↔MR转换过程中的迟滞现象,同年 Ivanov等^[7]通过数值模拟方法得到了激波反射迟滞。超燃冲压发动机是当今研究热点领域之一,其流动存在着许多激波相互作用现象。研究表明,在隔离段与燃烧室耦合直连实验中存在迟滞现象,不同的供油路径导致不同的燃烧室性能,给发动机主动控制带来困难,对其机理尚不清楚,需深入考察。

曲亮、于田等^[8,9]通过数值方法对双模态冲压发动机模态转换过程中的迟滞现象进行了研究,认为燃烧模态在燃料当量比变化过程中具有滞后性、路径依赖型。Ueda等^[10]通过实验的方法捕捉到了双模态冲压发动机模态转换过程中内推力突然上升的现象,但不确定是否存在迟滞现象。Robert D Rockwell Jr等^[11]以及鲍文等^[12]通过实验的捕捉到了模态转换过程中的迟滞现象。张岩等^[13,14]通过实验的方法捕捉到迟滞现象发生在双模态超燃与双模态亚燃的转换过程中。作为冲压发动机的关键部位,隔离段流动现象复杂,包含激波与边界层、激波与激波的相互作用等流动,燃烧室的反压上传诱导隔离段内部形成激波串结构^[15~19]。隔离段耦合燃烧室存在迟滞,那么反压施加路径对隔离段流动是否存在影响,隔离段激波串是否存在迟滞,其是否是燃烧室流动迟滞的原因之一,这直接关系到燃烧室乃至整个发动机的工作性能。2012年, Weiss A和 Oliver H^[20]通过实验和数值研究发现,当隔离段带有抽吸条件下,激波串首道激波后的压升使近壁面边界层从抽吸缝流出,从而有效地将激波串控制在抽吸位置。此时,随着反压增加,激波串首道激波强度逐渐加强,压升不断增加,伴随着此过程激波串分离角和首道激波角逐渐扩大。这就有可能使激波串分离角和激波角进入激波反射双解区甚至马赫反射区,从而在反压降低的过程中产生迟滞现象。

基于上述观点,本文开展了二维等直隔离段理论分析和数值模拟工作,深入分析隔离段激波形态并模拟反压升高再降低的过程,并考察壁面抽吸对隔离段迟滞特性的影响。

2 物理模型和数值模拟方法

2.1 物理模型

本文选取二维等直隔离段作为计算模型,考察有、无抽吸条件下隔离段激波形态及迟滞现象。隔离段高度 $H=30\text{mm}$,长度 $L=300\text{mm}$ 。抽吸模型在上下壁面距入口 84mm 处连续设置三个抽吸缝,如图1所示。由于抽吸缝与壁面保持垂直时抽吸缝对激波分离区的高压流抽吸作用更有效,故本文中所有抽吸缝均与壁面保持垂直。所有抽吸缝的宽度均为 4mm ,相邻抽吸缝之间的距离为 4mm 。

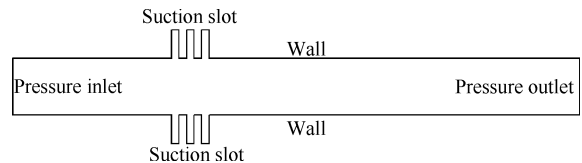


Fig. 1 Sketch of the isolator model with suction

计算来流为超声速均匀来流,来流静温 $T_\infty=300\text{K}$,静压 $p_\infty=10\text{kPa}$ 。考虑来流马赫数 $Ma_\infty=2.5$ 和 $Ma_\infty=3.5$ 两种情况。隔离段入口边界条件设置为压力入口,隔离段出口为压力条件,出口反压比 $p_r=p_b/p_\infty$,壁面为绝热无滑移固壁。抽吸缝出口设为外推条件,即出口压力较低不影响抽吸流动。本文在逐步升高及降低反压的计算中,在上一步反压收敛解的基础上,采用非正常求解器求解相应反压下的稳态收敛解。

2.2 数值方法及验证

数值计算采用商业软件Fluent耦合隐式求解器,湍流模型采用SST $k-\omega$ 湍流模型,对流量采用Roe格式离散,粘性项采用二阶迎风格式。壁面附近加密网格,第一层网格取 $1\mu\text{m}$,使近壁面网格 $y^+<1$,提高对壁面处流动模拟的精度,网格总数约为20万。

为了验证数值模拟的可信度,本文选取Dudek等^[21]的圆截面隔离段实验作为基准进行算例校核。数值计算条件和实验条件保持一致:隔离段直径 $D=50.8\text{mm}$,长 $L=901.7\text{mm}$ 。进口为无边界层马赫数2.0的均匀来流,来流总温 300K ,静压 15.86kPa 。采用三维数值模拟,网格总数100万。

图2为隔离段壁面压力分布数值计算结果与实验结果的对比,可见,无论是隔离段沿程压力还是激

波串的起始位置,数值模拟结果和实验结果都吻合得较好,表明本文所采用的模拟方法在计算管内激波串流场时具有一定的精度,计算结果是可信的。

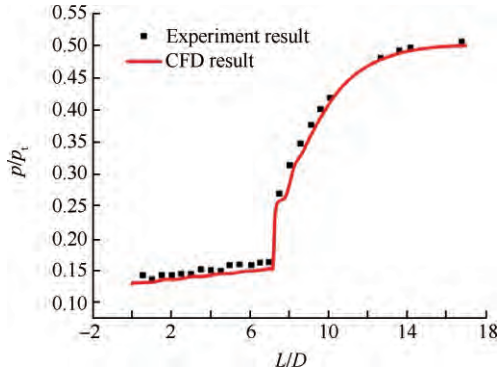


Fig. 2 Comparison between numerical and experimental results

3 无抽吸隔离段激波结构分析

隔离段位于燃烧室上游,燃烧产生的高反压会沿着边界层亚声速区上传,诱导边界层分离,形成激波串结构。如图3数值结果所示,对于确定的来流条件,除了激波串接近隔离段入口边界层急剧变化的区域外,随着反压升高激波串首道激波的强度基本不变,激波串形态基本一致,表现为随反压升高激波串前移,通过更多的激波节或随后的混合增压过程匹配出口反压。可以认为激波串首道激波符合Chapman等^[22]提出的超声速流场中边界层分离的自由相互作用理论:边界层分离点附近的流动及分离区压力与引起边界层分离的条件无关,只与来流马赫数、雷诺数以及当地边界层条件相关,隔离段激波串首道激波的强度不受下游反压的影响。

图4为隔离段激波串首道激波简化图,该激波结构系可大致分为四个区域:区域1为自由来流区,流场未受反压影响;区域2为首道激波后流场;区域3为反射激波后的流场;区域4为激波串首道激波边界

层分离区,首道激波气流转角与分离区分离角一致。由于激波强度只与来流马赫数和边界层状态有关,上下壁面处的边界层分离角保持一致,上下壁面反射激波的激波角也相同。根据Von Neumann准则可知,当区气流从1区到2区的气流偏转角 θ 小于Von Neumann压力平衡准则时,隔离段首道激波反射激波满足规则反射,波系结构如图4(a)所示;当 θ 大于脱体准则时,隔离段首道激波反射激波无法满足规则反射,形成马赫反射,波系简化结构如图4(b)所示。

激波串首道激波强度及边界层分离角是激波边界层相干的一个重要参数,直接关系到随后的激波串流动及抗反压能力。根据Chapman自由相互作用理论,分离区压力满足

$$\frac{2}{\gamma Ma_1^2} \frac{p_2 - p_1}{p_1} = P \left[\frac{c_f}{(Ma_1^2 - 1)^{1/2}} \right]^{1/2} \quad (1)$$

式中 c_f 为边界层分离起始点位置处的壁面摩擦系数, Ma_1 为来流马赫数, p_1 为来流静压, P 为与流场 Re 数相关的压力系数。

Zhukoski^[23]对前人实验所获取的湍流边界层迎风台阶流场分离区内的压力进行了综合分析,发现中等雷诺数条件下($3 \times 10^4 < Re_\delta < 1.2 \times 10^6$),分离区内的压力仅与主流马赫数有关,而与边界层状态几乎无关,并给出了分离区压力与主流马赫数的简化量化关系式

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + 0.5 Ma_1 \quad (2)$$

基于式(2),可根据来流马赫数得出分离区压力,进而由Rankine-Hugoniot关系求得首道激波分离激波角 β_1 和边界层分离角度 θ_1 (波后气流转角)

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (Ma_1 \sin^2 \beta_1 - 1) \quad (3)$$

$$\tan \theta_1 = 2 \cot \beta_1 \frac{Ma_1 \sin^2 \beta_1 - 1}{Ma_1^2 (\gamma + \cos 2\beta_1) + 2} \quad (4)$$

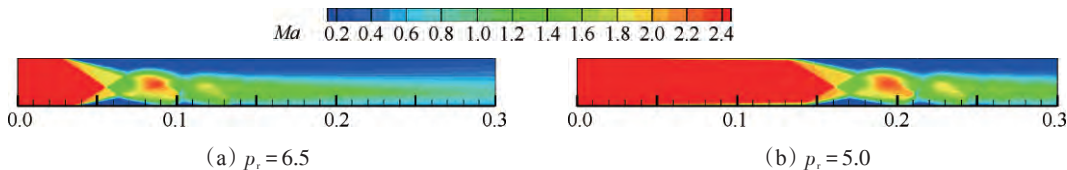


Fig. 3 Mach number contours with different back pressures at $Ma_\infty = 2.5$

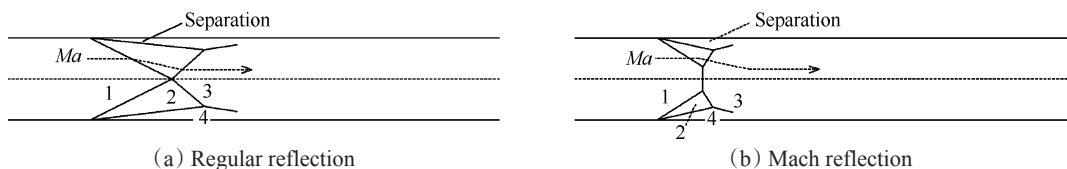


Fig. 4 Schematic of shock train in the isolator

为了验证所提出的激波串首道激波边界层分离角理论预估模型的可靠度,采用数值模拟方法对预估模型进行了验证。图5显示了不同来流马赫数下理论预估模型边界层分离角与实验和数值结果的对比,其中 θ 为理论预估模型预测的首道激波边界层分离角,CFD₁为本文计算结果,CFD₂和EXP(实验数据)来自参考文献[24,25]。理论预估模型指出,随着马赫数增加,首道激波边界层分离角呈先增大后减小趋势。通过Zhukoski压力量化关系建立的分离角预估模型与数值和实验结果吻合较好,说明该模型是合理的。

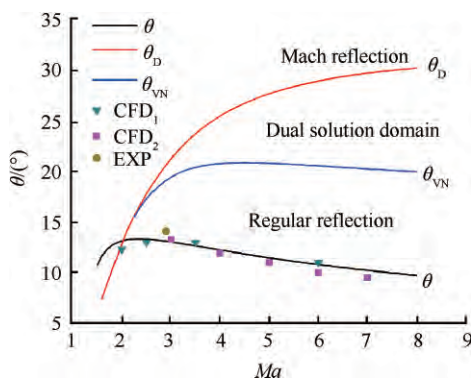


Fig. 5 Variation of predicted separation angle with Mach number

图5所示 θ_D 为脱体准则, θ_{VN} 为压力平衡准则。依据Von Neumann准则,当 $\theta > \theta_D$ 时,激波反射类型只能为马赫反射;当 $\theta < \theta_{VN}$ 时,激波反射只能是规则反射; $\theta_{VN} \leq \theta \leq \theta_D$ 时,规则反射和马赫反射理论上都有可能出现,即为双解区。当 θ 逐渐增大时,规则反射向马赫反射的转变发生在 θ_D ;当 θ 逐渐减小时,马赫反射向规则反射的转变发生在 θ_{VN} 。理论预估 θ 与脱体准则 θ_D 交于马赫数2.0附近的位置,当来流马赫数小于该值时,激波串首道波结构为 λ 型波;当来流马赫数大于该临界值时, θ 值均小于 15° ,处于平衡准则 θ_{VN} 下方的规则反射区,激波串首道激波反射类型只能为规则反射。所以,当边界层充分发展,无外加控制措施及其他复杂边界条件下,来流马赫数大于2.0时,隔离段激波串首道激波只发生规则反射,不发生RR \leftrightarrow MR迟滞现象。

4 带抽吸隔离段迟滞现象

4.1 $Ma_\infty=2.5$ 条件下激波串形态

由以上分析可知,来流马赫数大于2.0的隔离段首道激波只能为规则反射,不存在激波反射迟滞现象。而壁面抽吸能有效地控制激波串形态,是隔离

段流动控制的一个有效手段。为考察抽吸对隔离段激波的影响,本文数值模拟了带抽吸隔离段反压升高再降低的过程。图6所示为 $Ma_\infty=2.5$ 时反压升高过程中隔离段上壁面压力沿程分布,图7为马赫杆长度变化,图8显示了升压及降压过程中隔离段马赫数分布。

升压过程大致可以分为四个典型流态:(1)激波串首道激波未到达抽吸缝位置。随着反压的升高,激波串不断向上游移动,但是首道激波边界层分离角和激波角基本保持不变,对应首道激波的压升基本保持一致,且上下壁面处的激波强度基本相同,如压比2.5,3.0,4.0工况所示;(2)激波串到达抽吸缝且首道激波为规则反射。由于抽吸缝吸除附面层低能流的作用,激波串首道激波被有效控制抽吸缝的位置。随着反压的升高,激波串首道激波边界层分离角和激波角逐渐增大,表现为首道激波压升不断增长来匹配反压的增加,但此时边界层分离角和激波角尚未达到马赫反射的脱体条件,对应压比5.0~6.1工况。由于激波串非对称性的存在,当抽吸抑制了激波串前传时,先抵达抽吸缝一侧的激波要较对侧激波强度大,但非对称特性不是本文关注重点,将另文进行分析;(3)首道激波产生马赫反射。在反压不断升高和抽吸缝的共同作用下,激波串首道激波边界层分离角和激波角逐渐增大,超过了规则反射最大气流偏转角,首道激波相交产生马赫反射;(4)正激波形态。反压继续升高时,激波串分离角持续增大,相邻激波节之间距离不断减小,最终压比达到7.5时,激波串变为一道正激波。

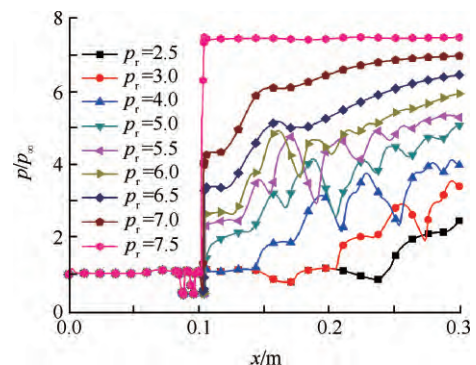


Fig. 6 Pressure distribution along the upper wall at $Ma_\infty=2.5$

在压比达到7.5后,逐渐降低压比,分离角也会逐渐减小,从马赫反射变化为规则反射。对比升压过程及降压过程中同样反压条件下的激波形态,在压力上升过程中,在压比6.0~6.1之间激波串首道激

波反射由规则反射转变为马赫反射,之后马赫杆逐渐变长直至成为一道正激波;然而,在反压降低过程中,压比降到6.0时,反射结构仍然为马赫反射,直到降到5.9时,才转为规则反射,可见出现了激波串反射迟滞现象。图7的马赫杆长度也反映了这一流动特性,由于 $Ma_\infty=2.5$ 对应的双解区范围比较小,其迟滞环也表现出比较小的特点。

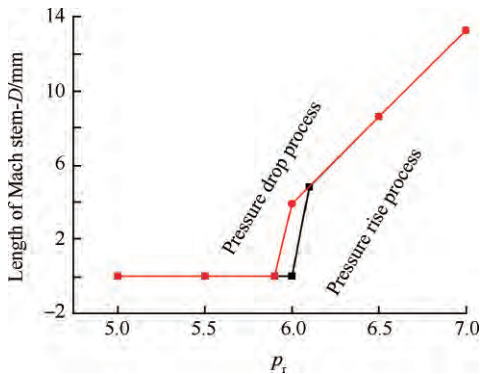


Fig. 7 Variation of the Mach stem at $Ma_\infty=2.5$

4.2 $Ma_\infty=3.5$ 条件下激波串形态

图9为 $Ma_\infty=3.5$ 条件下反压由低到高过程中下壁面压力沿程分布,图10为马赫数杆长度变化,图11

显示了升压及降压过程中隔离段马赫数分布。与 $Ma_\infty=2.5$ 条件下流态类似,压比7.0之前对应过程(1);压比7.0到压比12.8对应过程(2);压比继续增加到14.5对应过程(3)。与 $Ma_\infty=2.5$ 工况不同的是, $Ma_\infty=3.5$ 工况所对应无粘正激波压比为14.125,直到反压比达到14.5, $Ma_\infty=3.5$ 工况激波串并没有转为一道正激波,而是越过了最下游的抽吸缝达到了第二个抽吸缝。出现这一现象的原因是:马赫数越高通过抽吸作用使激波串转为一道正激波所需抽吸流量越大,而此时 $3\text{mm}\times 4\text{mm}$ 的抽吸缝能满足 $Ma_\infty=2.5$ 的抽吸流量却无法达到 $Ma_\infty=3.5$ 所需的抽吸流量。在压力上升过程中,压比12.8~12.9之间激波串首道激波的反射类型由规则反射转变为马赫反射。而在反压降低过程中,压比降为11.7时,才由马赫反射转为规则反射。对比图7和图10马赫杆长度变化,可见 $Ma_\infty=3.5$ 工况迟滞环比 $Ma_\infty=2.5$ 的迟滞环范围大。

4.3 激波串迟滞的分析

本节以 $Ma_\infty=3.5$ 工况的流动迟滞现象为例,对其进行进一步的理论分析。图12给出了 $Ma_\infty=3.5$ 工况在升压再降压过程中数值计算结果得到的RR

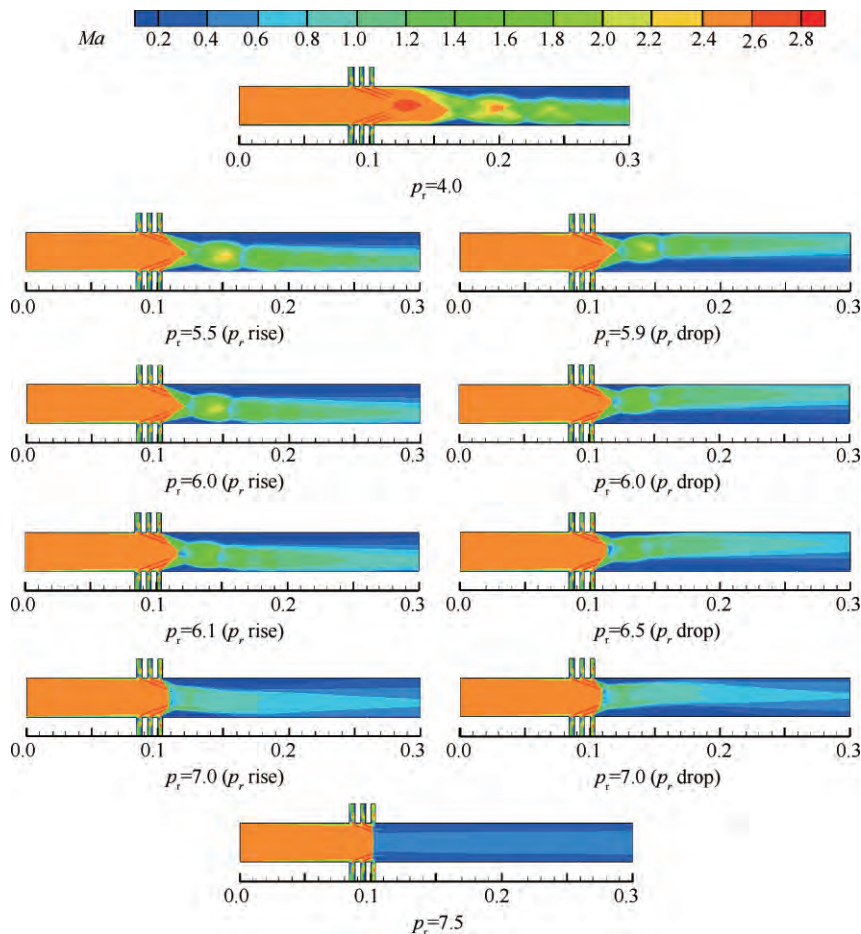


Fig. 8 Mach number contour at $Ma_\infty=2.5$

↔MR 转换临界点对应的非对称激波极曲线。图 12 (a)为升压过程中反压比 12.8 时的激波极曲线,激波串上下壁面首激波边界层分离角对应的激波极曲线

恰好相切,对应脱体准则 θ_0 , 与 Hornung 等提出的迟滞转换理论吻合;图 12(b)为降压过程中反压比 11.7 时的激波极曲线,上下壁面边界层分离角对应的激

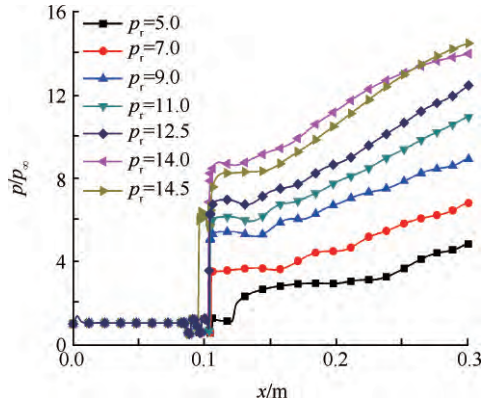


Fig. 9 Pressure distribution along the lower wall at $Ma_\infty = 3.5$

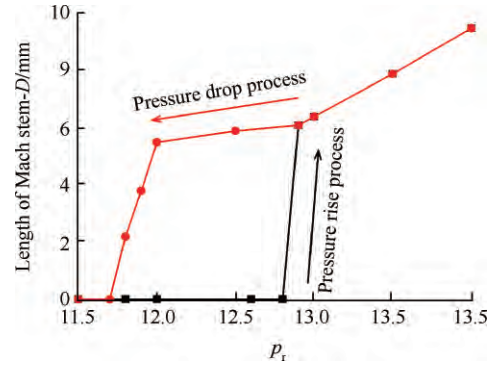


Fig. 10 Variation of the Mach stem at $Ma_\infty = 3.5$

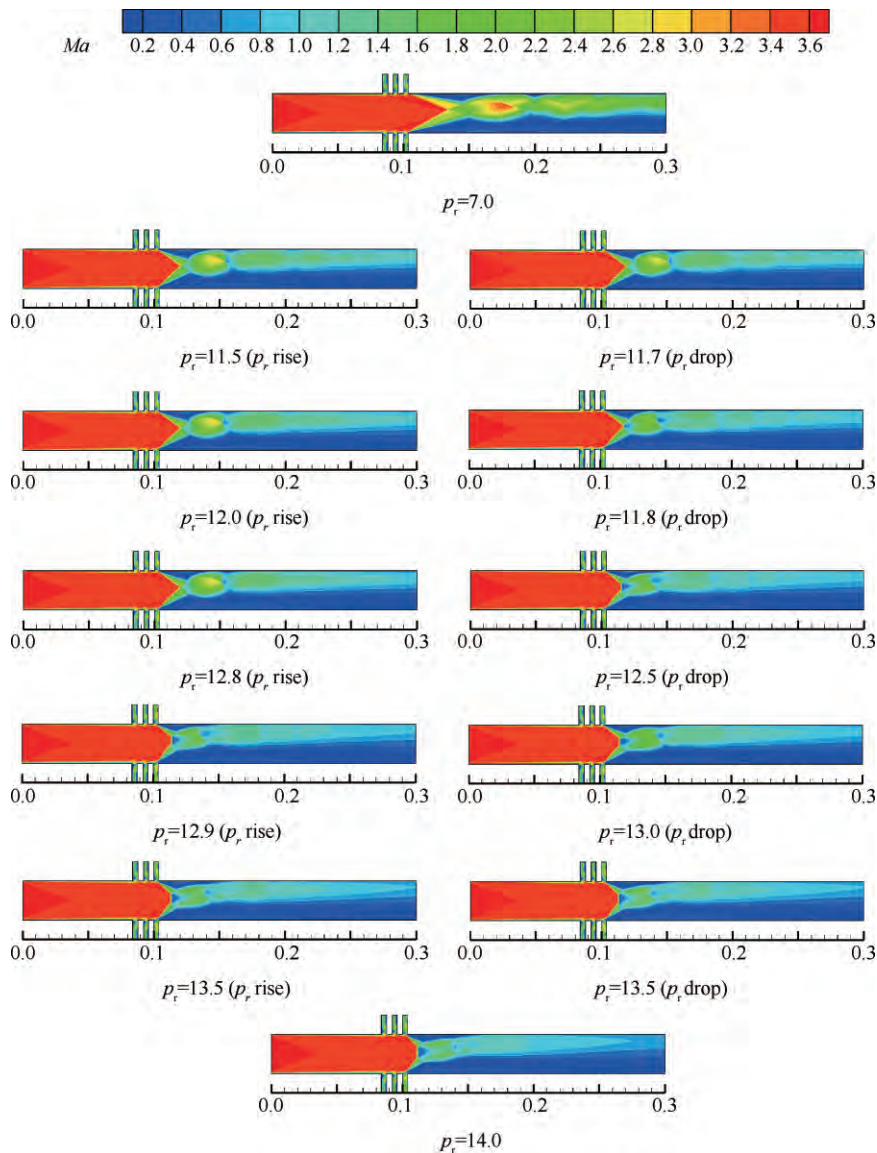


Fig. 11 Mach number contour at $Ma_\infty = 3.5$

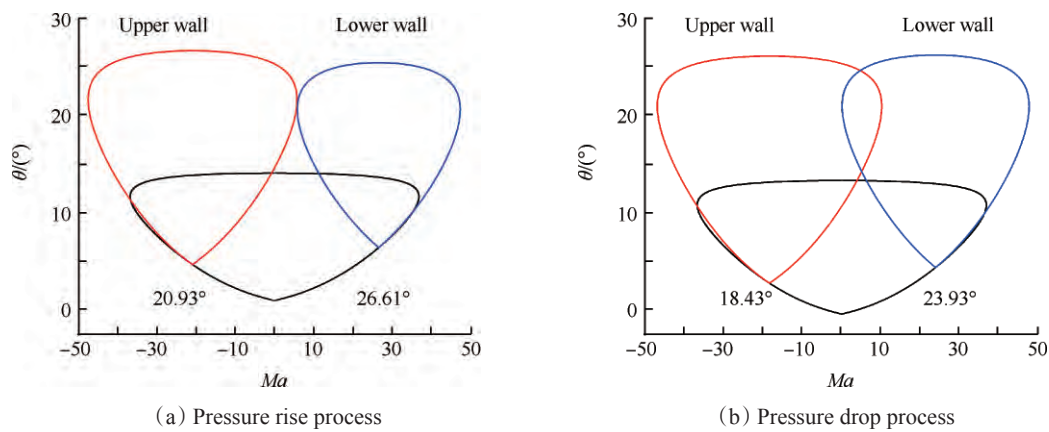


Fig. 12 (I-R)-polars illustrations at $Ma_\infty = 3.5$

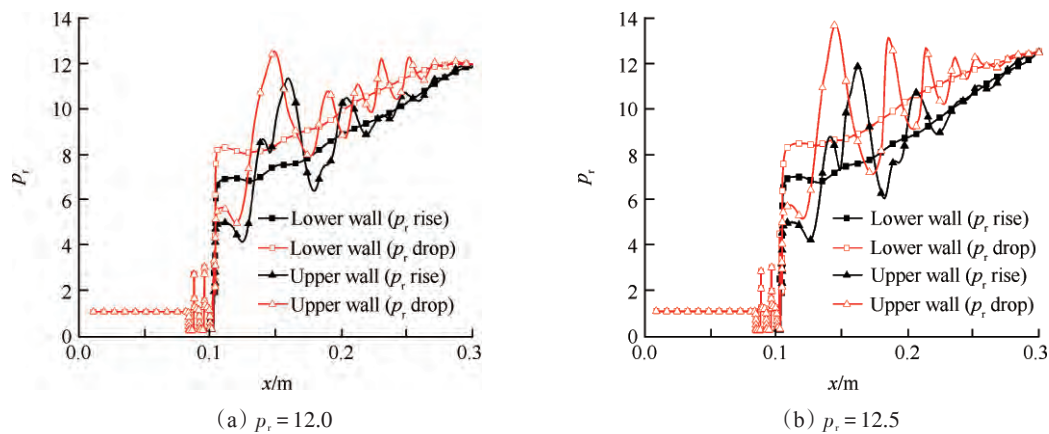


Fig. 13 Pressure distribution along both upper and lower walls at $Ma_\infty = 3.5$

波极曲线相交,交点落在略高于 Von Neumann 压力平衡准则的位置,激波反射类型从马赫反射转向规则反射时的角度与 Von Neumann 准则理论角略有偏差。由于边界层分离条件下分离角提取的复杂性,可以认为此现象基本满足 Von Neumann 准则。

图 13 进一步显示了迟滞范围内同一反压下隔离段上下壁面沿程静压分布。在相同反压比状态下升压过程和降压过程的壁面静压分布不同,表现为降压过程上下壁面压力在激波串首道激波位置的压升明显高于升压过程的首道激波压升,说明降压过程首道激波分离区并没恢复到和升压过程相同的分离角,而是比升压过程首道激波分离区角度大。可见,上述隔离段流动迟滞现象包含了两种迟滞类型。第一种迟滞是常规 $RR \leftrightarrow MR$ 激波反射迟滞;第二种迟滞是不同于常规激波反射迟滞的分离区迟滞现象,表现为在同一状态下升压过程和降压过程分离角不同。后一迟滞现象还未在公开的文献中提及,其涉及的流动机理也更为复杂,需要进一步开展深入的探索。

5 结论

本文通过理论和数值相结合的方法考察隔离段迟滞特性,得到以下结论:

(1) 中等雷诺数条件下 ($3 \times 10^4 < Re_\delta < 1.2 \times 10^6$), 无外加流动控制措施,隔离段激波串形态在不同反压下具有相似性,首道激波符合 Chapman 自由相互作用理论。本文发展了预估首道激波边界层分离角的理论模型,发现来流马赫数小于 2.0 时,激波串首道激波结构为 λ 型波;来流马赫数大于 2.0 时,激波串首道激波反射类型只能为规则反射,不会出现激波迟滞现象。

(2) 壁面抽吸抑制了隔离段激波串前传,在反压升高的过程中,激波串首道激波边界层分离角会逐渐增大,进入激波反射双解区、甚至马赫反射区,升/降压过程中出现 $RR \leftrightarrow MR$ 激波反射迟滞现象。

(3) 壁面抽吸引起的激波串流动迟滞现象不仅包含常规 $RR \leftrightarrow MR$ 激波反射迟滞,而且存在一种新的迟滞现象——边界层分离迟滞。下一步将开展实验验证工作。

参考文献:

- [1] Mach E. Über den Verlauf von Funkenwellen in der Ebene und im Raume[J]. *Sitzungsbr Akad Wiss Wien*, 1878, 78: 819-838.
- [2] Von Neumann J. Oblique Reflection of Shocks[R]. *Explos Res Report* 12, 1943.
- [3] Von Neumann J. Refraction, Intersection and Reflection of Shock Waves[R]. *Navord Report* 203-45, 1943.
- [4] Hornung H G, Oetel H, Sandemann R J. Transition to Mach Reflection of Shock Waves in Steady and Pseudosteady Flow with and without Relaxation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1979, 90(3): 541-560.
- [5] Hornung H G, Robinson M L. Transition from Regular to Mach Reflection of Shock Waves[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1982, 123: 155-164.
- [6] Chpoun A, Passerel D, Li H, et al. Reconsideration of Oblique Shock Wave Reflection in Steady Flows[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1995, 301: 19-35.
- [7] Ivanov M S, Gimelshein S F, Beylich A E. Hysteresis Effect in Stationary Reflection of Shock Waves[J]. *Physics of Fluids*, 1995, 7(4): 685-686.
- [8] 曲亮. 超燃冲压发动机燃烧模态分类技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2008.
- [9] 于田. 超燃冲压发动机模态转换突变特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2009.
- [10] Shuchi Ueda, Sadatake Tomioka, Fumiei Ono, et al. Mach 6 Test of a Scramjet Engine with Multi-Staged Fuel Injection[R]. *AIAA* 2006-1027.
- [11] Robert D Rockwell, Christopher P Goyne, Willie Haw, et al. Experimental Study of Test-Medium Vitiation Effects on Dual-Mode Scramjet Performance[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 22(4): 1135-1142.
- [12] Wen Bao, Qingchun Yang, Juntao Chang, et al. Dynamic Characteristics of Combustion Mode Transitions in a Strut-Based Scramjet Combustor Mode[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(5): 1244-1248.
- [13] Zhang Yan, Chen bing, Wei Baoxi, et al. Influencing Factors on the Mode Transition in a Dual Mode Ramjet[J]. *Acta Stronautica*, 2014, 103: 1-15.
- [14] 张岩, 朱韶华, 刘刚. 双模态冲压发动机中的模态转换研究综述[J]. *推进技术*, 2013, 34(12): 1719-1728. (ZHANG Yan, ZHU Shao-hua, LIU Gang, et al. An Overview on Mode Transition in Dual Mode Ramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(12): 1719-1728.)
- [15] Ikui T, Matsuo K, Nagai M. The Mechanism of Pseudo-Shock Waves[J]. *Bull of the JSME*, 1974, 17(108): 731-739.
- [16] Ikui T, Matsuo K, Sasaguchi K. Modified Diffusion Model of Pseudo-Shock Waves Considering Upstream Boundary Layers[J]. *Bull of the JSME*, 1981, 24(197): 1920-1927.
- [17] Kim HD. An Experimental Study of Weak Normal Shock-Wave/Turbulent Boundary Interaction in Internal Flows[D]. *Fukuoka: Kyushu University*, 1991.
- [18] Nussdorfer T J. Some Observations of Shock-Induced Turbulent Separation on Supersonic Diffusers[R]. *NACA Research Memorandum E51L26*, 1954.
- [19] 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 Cheng-peng, ZHANG Kun-yuan, CHENG Ke-ming. Investigation of Flow in Isolators under Asymmetric Incoming Airflow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(5): 436-440.)
- [20] Weiss A, Olivier H. Behavior of a Shock Train under the Influence of Boundary-Layer Suction by a Normal Slot[J]. *Experiments in Fluids*, 2012, 52(2): 273-287.
- [21] Dudek J C, Davis D O, Slater J W. Validation and Verification of the WIND Code for Supersonic Diffuser Flow[C]. *Reno: 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2001.
- [22] Chapman D R, Kuehn D M, Larson H K. Investigation of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Streams with Emphasis on the Effect of Transition[R]. *NACA Report* 1356, 1958.
- [23] Zhukoski E E. Turbulent Boundary-Layer Separation in front of a Forward-Facing Step[J]. *AIAA Journal*, 1967, 5(10): 1746-1753.
- [24] Wang Zhenguo, Zhao Yilong, Zhao Yuxin, et al. Prediction of Massive Separation of Unstarted Inlet via Free Interaction Theory[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(4): 1108-1111.
- [25] 赵一龙. 高超声速进气道分离流动建模及不起动机理研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2014.

(编辑:朱立影)