

反压诱导方式对超燃冲压发动机 隔离段流动特性影响

王宇航^{1,2}, 宋文艳^{1,2}, 白菡尘², 陈亮^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所
高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为了探究传统机械限流方式同燃烧释热对隔离段流动特性影响的异同,采用实验结合数值计算的方法研究了限流方式与实际燃烧诱导压升的差异.使用氢燃料进行不同当量比的燃烧实验,并使用燃烧室出口安装楔块的方式进行限流实验,对比了来流条件相同,且隔离段出口压比相同时两种实验下的压力分布.使用经过验证的数值方法模拟了不同隔离段出口压力下燃烧状态及对应的限流状态,对比了两种状态下隔离段流场细节.实验结果表明:激波链即将进入隔离段时,两者的压力分布大致相同;激波链进入隔离段后,隔离段出口压比2.3,两者的壁面压力分布有明显差别.此状态下的计算结果表明:燃烧状态下隔离段内分离区首先出现于下壁面,激波链向上偏折;而限流状态分离区出现于上壁面,两者的流场会有一定差异.反压继续增大的计算结果表明:隔离段出口压比达3.0时,两者的隔离段内流场差别逐渐减小并最终趋于一致.燃烧反压场与限流实验的模拟反压场一致时,才能直接采用限流实验的结果评估反压对进气道的扰动风险.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 隔离段; 燃烧室; 燃烧释热; 限流

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Effects of back pressure induction methods on scramjet isolator flow characteristics

WANG Yu-hang^{1,2}, SONG Wen-yan^{1,2}, BAI Han-chen², CHEN Liang^{1,2}

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory,

Hypervelocity Aerodynamics Institute,

China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Experimental and numerical methods were utilized to investigate the back pressure effect on isolator flow characteristics by combustion or by flow choking. Combustion experiment with different hydrogen fuel equivalent ratios and wedge-blocked were conducted under the same airflow condition and the same isolator exit pressure ratio. Combustion and corresponding flow choking situations with different isolator exit pressures were investigated numerically to compare the flowfield details in the isolator under two situations. Experimental results indicate that when the shock train is about to enter the isolator, the same pressure distribution is achieved with these two choking methods; but when the isolator exit pressure ratio reaches 2.3, which means the shock train has entered the isolator,

收稿日期:2015-03-01

基金项目:高超声速冲压发动机技术重点实验室开放课题(STSKFKT2012002)

作者简介:王宇航(1991-),男,湖北黄石人,博士生,主要从事超声速燃烧相关方面研究.

there is a significant difference between these two situations. Numerical result for these two situations suggest that separation zone for the combustion situation originally appears in the lower wall, but in the flow choking situation it appears in the upper wall, indicating that the shock train under combustion situation deflects upward and differs from that under the flow choking situation. When isolator exit pressure ratio reaches 3.0, the difference between two situations decreases, indicating that the difference may disappear eventually with the increasing back pressure. These results show that, only when the back pressure field by combustion and by flow choking experiment simulation is confirmed similar, flow choking experiment result can be used to assess the inlet unstart risk by back pressure.

Key words: scramjet; isolator; combustor; combustion heat rejection; flow choking

为了实现冲压发动机的模态转换,在燃烧室和进气道之间加入了隔离段这一结构,隔离段的重要作用是防止因燃烧产生的压力升高而对进气道气流产生不利影响.隔离段在承受反压变化的同时需要不破坏上游进气道流场,向燃烧室提供一定的压力、温度、速度和流量的空气,因此隔离段的反压特性是发动机的重要性能之一.隔离段流场研究实验中一般使用限流方式来模拟燃烧室反压,这种传统机械限流反压诱导方式与真实燃烧释热反压诱导的异同需要探究比较.

20世纪60年代, Waltrup 和 Billig^[1-2]由实验研究了激波链在圆形截面等直段内的变化情况,总结出来流马赫数、来流雷诺数、圆柱直径和附面层动量厚度同激波链长度的关系,并且指出该关系式可以推广到矩形管道中. Bement 等^[3]进一步研究了隔离段与进气道和燃烧室的匹配问题,指出 Waltrup 和 Billig 激波链经验关系式适用于隔离段的设计.此外 Ikui 等^[4]和 Anderson 等^[5]也各自提出了其他计算激波链长度的经验公式. Matsuo 等^[6]对内部流动中激波链和伪激波链生成的机理和过程进行了深入的研究,对气流经过激波链壁面压力、中心压力及其他参数变化做了细致的分析. Lin 等^[7]使用实验结合数值模拟方法研究矩形截面和轴对称等面积隔离段流场,壁面压力很好地反映了激波链的位置及来流的影响;分析了来流温度对隔离段中激波串位置及形态的影响,结果表明:较低马赫数下更高温度来流使得激波串位置靠前、激波串长度增加,然而文中没有研究隔离段下游燃烧释热对隔离段性能的影响.南京航空航天大学王成鹏、张堃元等^[8-9]通过实验和数值方法研究非对称来流条件下隔离段内流场,得到了非对称来流隔离段内激波串长度的预测方法.

在研究反压对于隔离段流场的影响中, Masuya 等^[10]对隔离段和燃烧室做了冷流与热流实验,通过一个控制阀门来实现反压的改变,研究了反压对隔离段激波链的影响和伪激波的形成过程,并拍摄了隔离段的纹影图.而 Jeffrey 等^[11]使用二维雷诺平均 N-S(RANS)模型及大涡模拟(LES)数值方法对蝶形阀出口限流的隔离段进行模拟,结果表明 RANS 方法能够很好地贴近真实流场.梁德旺等^[12]使用计算流体力学(CFD)方法研究了隔离段反压前传模式并提出了最大工作反压的概念.王卫星等^[13]研究了椭圆形隔离段的流动特征,发现抗反压能力随着长短半轴比减小而增强.冯永昌等^[14]则研究了耦合的双分布函数格子-Boltzmann 方法在隔离段中的应用.

Tu 和 Segal^[15]在来流马赫数为 1.6, 1.9 和 2.5 的条件下,逐渐阻塞气流出口,诱导上游形成激波链,模拟燃烧室燃烧释热对上游产生的影响,实验结果与激波链的理论预测符合良好.

以限流方法,在未经加热的来流下模拟产生激波链的高反压环境,因为其设备简单并且操纵性良好,在早期人们建立对激波链结构认识的过程中经常采用,但考虑真实燃烧流场中高焓气体来流下,燃烧室和隔离段耦合作用下的激波链流场,更贴近超燃冲压发动机的实际情况,也更符合工程上对激波链特性研究的要求.

本研究针对不同氢气当量比开展燃烧实验,并通过燃烧室出口楔块位置改变出口阻塞面积进行一系列限流实验,对比隔离段出口压力相同状态下的壁面压力分布;使用数值模拟辅助研究,模拟了实验状态下各个当量比时不同隔离段反压的发动机内流场以及相应隔离段出口压力下的冷态限流状态,并通过数值模拟预测了隔离段出口压力进一步升高时的两种状态流场比较结果.

1 反压诱导方式比较的实验方法

1.1 实验系统及实验模型

本实验在西北工业大学电阻加热直连式实验系统上完成,如图 1 所示,该实验设备主要包括:气源、电阻空气加热系统、实验模型、供应燃料及点火系统、实验控制及数据采集系统等。在达到预定实验温度前,经电阻加热器加热后的高焓空气经旁路冷却水箱排出,这样保护实验模型不在高焓气体中承受过长时间。当加热气出口空气满足实验要求时,才关闭旁路,使高焓气体经设备喷管进入燃烧室模型。加热系统可以模拟来流总温为

600~1000 K,来流总压为 1.0~4.0 MPa,来流流量为 0.73~1.5 kg/s 的纯净高焓空气^[16]。

图 2 为实验采用的西北工业大学超燃冲压发动机燃烧室模型,总长为 0.77 m,隔离段长度为 0.18 m,在燃烧室平直的下壁面设置有喷油/点火/火焰稳定一体化的串联双凹腔(同侧凹腔组合)火焰稳定装置。

本文的实验中,保证燃烧实验同限流实验来流相同,均为经过电阻加热器加热到约为 800 K 的纯净空气,总压约为 800 kPa,经过马赫数 Ma 为 2 的设备喷管进入隔离段入口。

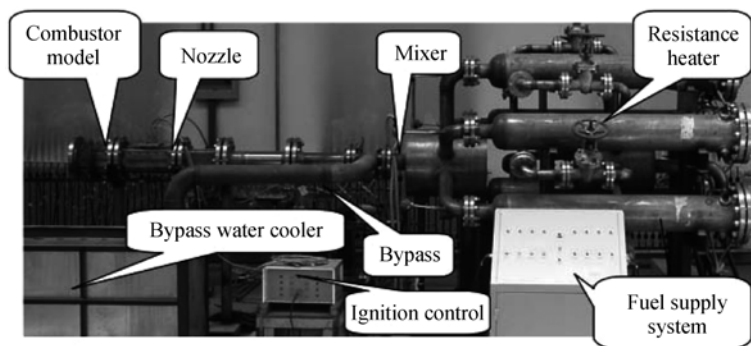


图 1 西北工业大学直连式实验系统

Fig. 1 Direct-connect experimental system of Northwestern Polytechnical University

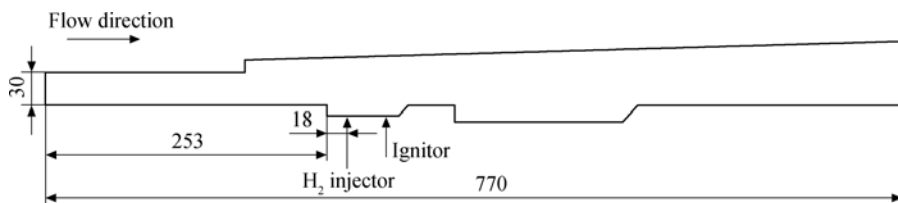


图 2 燃烧室模型(单位:mm)

Fig. 2 Combustor model (unit:mm)

1.2 燃烧实验方法

燃烧实验使用氢气作为燃料,氢气从位于第 1 个凹腔的 5 个直径为 1 mm 的喷孔喷入燃烧室,通过控制氢气的喷射压力改变燃料当量比。点火时序为: H_2 喷射-火花塞点火-火花塞停止- H_2 停止。实验期间可通过观察燃烧室出口火焰和壁面压力判断点火和燃烧情况。燃烧实验状态见表 1。其中 T_0 表示来流总温, p_0 表示来流总压, ϕ 定义为注入氢气燃料的当量比。

1.3 限流实验方法

限流实验通过在燃烧室出口安置楔形堵块实现,楔块的尖角为 15° ,如图 3 所示,楔块可以沿燃

烧室长度方向移动,改变楔块位置导致燃烧室出口堵塞面积发生变化,从而达到不同程度限流增压的目的。

表 1 燃烧实验状态及结果

Table 1 Combustion experiment situations and results

Test No.	T_0 /K	p_0 /kPa	ϕ	Test results
1104	819	807	0.120	Sustainable combustion
1106	806	815	0.262	Sustainable combustion
1109	803	804	0.303	Sustainable combustion

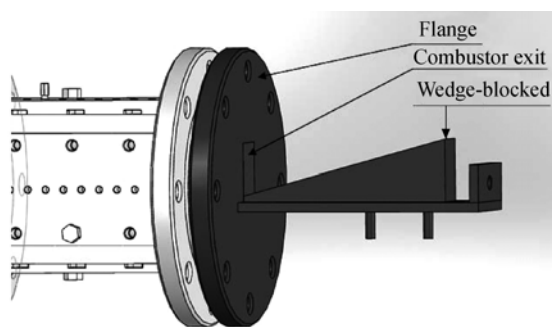


图3 燃烧室出口的限流楔块

Fig. 3 Flow choking wedge-blocked at combustor exit

限流实验来流条件同燃烧实验完全相同,调整好楔块位置后,启动实验设备,调节至稳定的来流总温、总压、流量进行实验并采集流场数据.表2为限流实验状态.其中堵塞比定义为燃烧室出口堵塞面积与总面积之比.后文中以 r 简记.

表2 限流实验状态

Table 2 Flow choking experiment

Test No.	T_{10}/K	p_{10}/kPa	Wedge-blocked position	Blocking area ratio
1112	819	807	Position 0	0
1115	803	804	Position 2	0.368
1120	806	806	Position 6	0.453
1122	799	809	Position 7	0.470

1.4 燃烧室参数测量及处理

实验中主要测量的燃烧室内参数包括分布于上下壁面中心线的压力测点数据,测量的传感器为压阻式压力传感器,测压孔径为1.0 mm,带来的激波干扰较小.数据采集部分使用IDTS-4516U便携式数据采集仪,最高采样频率为 10^5 Hz,实验中设置采样频率为 1.5×10^3 Hz.

最终得到的压力分布结果是在燃烧稳定时间段内,对测得的压力数据进行时间平均得到的.传感器精度为3%,经采集系统采集放大,多方面误差叠加后,最终得到的数据误差在5%以内.

2 数值方法

实验在研究隔离段流动特性时存在一定的局限性:隔离段内测点数量有限导致无法细致描述隔离段内流场,单纯壁面数据采集无法了解主流流动形态.因此结合数值模拟方法进一步对两种

反压诱导方式下隔离段流场进行研究.

2.1 计算方法

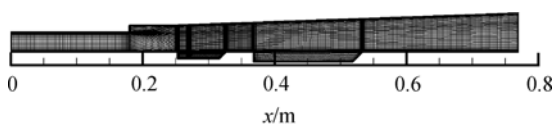
采用Fluent软件隐式耦合求解二维Navier-Stokes方程及组分方程;湍流模型选用两方程的 $k-\omega$ SST(shear stress transport)湍流模型;空间上选用2阶的迎风离散格式;使用无滑移壁面边界条件;化学反应模型采用层流有限速率模型;在计算时考虑了工质变比热的影响;收敛条件:①各控制方程的残差小于 10^{-3} ;②壁面静压的分布随着迭代变化在5%以内;③进出口的质量守恒小于0.01^[17-18].

2.2 网格划分及边界条件

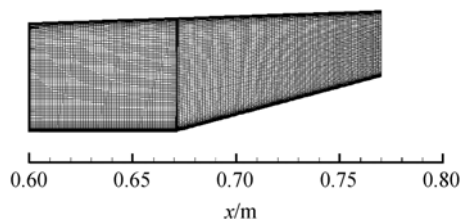
使用ICEM-CFD软件对超燃冲压发动机燃烧室模型生成结构化网格,如图4(a)所示.在近壁面,凹腔,背风台阶,燃料喷孔处以及其他流动变化剧烈处进行网格加密,网格加密采用等比法.隔离段为超燃冲压发动机燃烧室背风台阶前180 mm的等直段.

模拟发动机在不同当量比下燃烧工况,之后通过燃烧室出口限流使隔离段出口位置压力升高,使隔离段出口压力同燃烧状态下匹配,其尾部节流网格如图4(b)所示.表3为燃烧方式和限流方式的计算状态.

进行二维计算时通常要将三维喷孔面积折合为二维计算的缝宽,但由于实际实验中喷孔较小,流量系数不等于1,在二维计算时只保证喷射流量和喷射压力与实验相同.



(a) 燃烧状态计算网格



(b) 限流状态计算网格的尾部区域

图4 二维结构化网格

Fig. 4 Two-dimensional structured computational grid

表 3 计算中的来流状态, 氢气喷射状态和限流状态

Table 3 Airflow situation, H₂ jet situation and flow choking situation in calculation

Parameters of combustor inlet	Combustion		Blockage
	Fuel equivalent ratio of H ₂ (ϕ)	H ₂ jet pressure/ MPa	Blocking area ratio (r)
$T_{10}=800\text{ K}$ $p_{10}=800\text{ kPa}$	0.120	1.72	0
	0.262	3.72	0
	0.305	4.24	0
$Ma=2$	0		0.368
	0		0.453
	0		0.470

3 不同反压诱导方式对隔离段流动特性影响研究

3.1 实验结果对比分析

实验首先得到 3 个不同当量比燃烧状态下的壁面压力, 当量比分别为 0.120, 0.262, 0.305. 之后通过限流实验改变楔块位置控制隔离段出口压力以贴近燃烧实验中测得的隔离段出口压力. 图 5 中的壁面压力数据 p 比上来流总压 p_{10} 做无量纲处理, 图中坐标 $x=0.18\text{ m}$ 的竖线为模型中隔离段出口位置, 该处的测点压力可以表示隔离段出口压力. 实验结果中燃烧实验的压力分布显示上下壁面的隔离段出口位置压力基本一致, 认为压力测点测得的压力反映了隔离段出口处的整体反压. 少数几个实验状态下, 缺失了燃烧室下游的压力分布, 这是因为实验中压力传感器发生了故障, 但注意到本文所重点关注的隔离段及燃烧室上游处得到的压力分布数据较为完善, 可以用于说明本文的结论.

图 5 中的燃烧结果中, 随着当量比增大燃烧室释热量增加, 导致扰动向前传播. 在当量比为 0.120 时激波链并未进入隔离段内, 此时隔离段内压力分布与冷流结果相同, 认为燃烧室处于纯超燃模态. 当量比达到 0.262 后激波链进入隔离段, 压力峰值位置向前移动, 整体压力水平大幅提高, 这说明释热量大幅增加. 当量比从 0.262 增加到 0.305 过程中, 压力继续上升, 压力峰值位置不变, 激波链向上游移动.

限流结果中, 从堵塞比 r 为 0~0.470, 楔块位置越来越靠近上游, 即燃烧室出口面积堵塞程

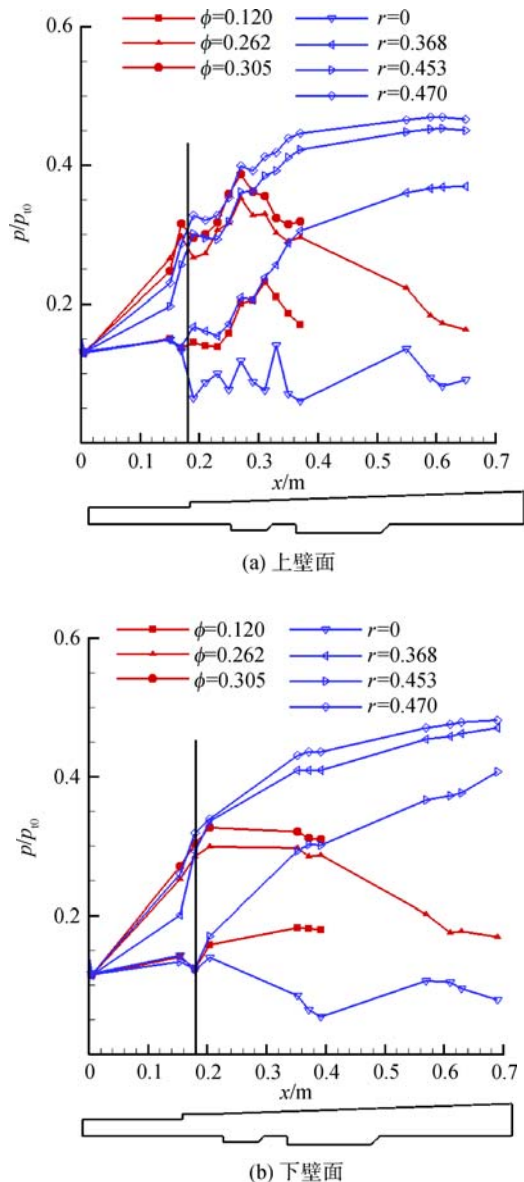


图 5 燃烧室壁面压力分布的实验结果

Fig. 5 Experimental results of combustor wall pressure distribution

度越来越大. 限流实验结果清晰地表明了压力扰动向前传播这一现象, 在堵塞比为 0 时, 燃烧室内没有出现压力上升; 楔块堵塞比为 0.368 时, 限流压力向前传播, 燃烧室内压比达到 2.8, 扰动传播到隔离段出口处, 主流保持超声速. 之后从堵塞比为 0.368 到堵塞比为 0.470, 随着堵塞面积继续增大, 燃烧室内压比达到 3.6, 隔离段内出现附面层分离, 压力出现了升高.

实验结果表明, 限流实验的楔块堵塞比处于堵塞比为 0.453 和堵塞比为 0.470 时, 隔离段出口壁压分别恰好与燃烧实验氢气当量比 $\phi=0.262, 0.305$ 时吻合.

图 5 显示的燃烧结果和限流结果的比较说

明,在隔离段出口压力达到一定程度时,基本一致的背压下,隔离段内燃烧状态下的压力结果均高于限流状态,燃烧状态下扰动较限流状态传播更靠前.具体看来,实验数据的压力分布显示,燃烧状态时上壁面压力在隔离段出口前有一个峰值,经过背风台阶后压力下降,而限流状态下没有此现象;燃烧状态时下壁面的压力上升梯度也小于限流的压力上升梯度,这一现象说明了燃烧状态和限流状态在隔离段出口压力相同时,流场有一定本质的差异,下文中通过数值模拟方法对这一流动细节进行研究.

3.2 实验状态数值分析

实验结果给出了了各状态的壁面压力分布,但具体的隔离段流场并未能直观的表现出来,下面通过数值模拟做进一步的细节模拟.考虑到计算量和说明问题的需要,选择了二维数值模拟,尽管精度上可能有所欠缺,但定性上是可以说明问题的.

计算模拟的方法同实验一致,首先作出当量比 0.120, 0.262 和 0.305 的燃烧状态数值模拟结果.之后按实验状态的限流出口面积作出数值模拟结果以贴合燃烧状态数值模拟的隔离段出口压力.

图 6 给出了当量比为 0.262 和堵塞比为 0.453 下的计算结果和实验结果对比.

从计算模拟与实验结果对比来看,燃烧计算模拟在前半段比较符合实验结果,但在后半段模拟结果比实际结果有些偏大,这可能是由于在实际的三维流动中靠近侧壁的地方,由于射流的卷吸作用,燃烧会更剧烈,中部的混合相对较差,设置在对称面上的测点测出的压力会较低,三维实验折合到二维模拟上,计算压力会相对实验结果更高.此外也可能是化学动力学模型、湍流化学反应模型的局限;限流计算结果中,计算结果较实验

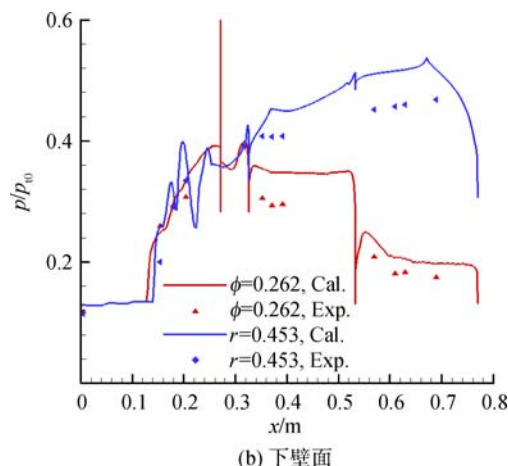
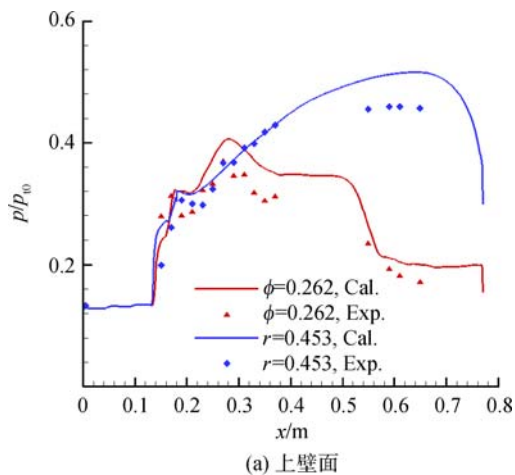


图 6 计算结果与实验结果的燃烧室壁面压力分布比较

Fig. 6 Comparison of combustor wall pressure distribution between calculation result and experiment result

结果也出现了相同的趋势,并且大堵塞比的偏差更大.这里一方面的原因可能是壁面三维效应在冷流中的影响,计算模拟在跨声速上的偏差,另一方面也可能是由于流场对前后移动楔块的误差较为敏感,实验中多次移动楔块的误差积累带来的.

这里明显堵塞比为 0.470 下的模拟结果反压比燃烧模拟结果高得多,因此,这里选择计算模拟结果中反压差不多的堵塞比为 0.453 结果和当量比为 0.262 对比.

图 7 给出堵塞比为 0.453 结果和当量比为 0.262 的马赫数云图,从图中可以直观地观察到两种反压诱导方式下隔离段内流场的差异.其中,

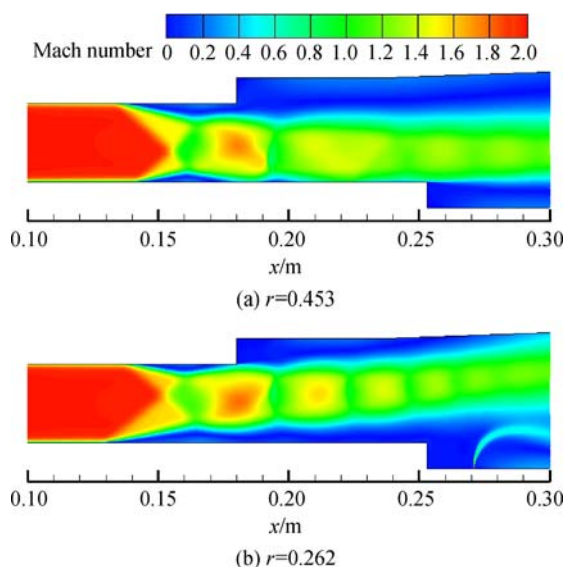


图 7 计算结果的马赫数云图分布

Fig. 7 Mach number distribution contour in calculation condition

燃烧模拟显示由于喷射和燃烧的综合作用主流被射流“抬”得很高,很明显燃烧结果的激波链有更大的偏转。

这种偏转在壁压上的表现有两个方面,一是燃烧计算结果的隔离段上壁面由于激波链的上偏出现了一个波动峰值,这在实验结果的壁压分布中已经被观察到,在计算结果中,也显示出这一趋势,这个波动是限流实验结果或计算结果中没有的。二是对于下壁面,限流的激波链贴近壁面,出现了压力的波动,而燃烧结果没有这个波动。但是由于燃烧结果中激波链的上偏,下壁面的压力梯度较小而扰动的位置将更靠近上游。

图 8 给出了当量比为 0.262 和堵塞比为 0.453 两种状态计算结果的隔离段出口的截面上的流动参数分布对比。其中横坐标静温 T_s 和静压 p_s 分别比上来流总温和总压进行无量纲化,纵坐标 y 则比上隔离段高度 H 进行无量纲化。当量

比为 0.305 和堵塞比为 0.470 两种状态对比也反映出同样的现象。注意到回流区的中部显然速度较低,因此隔离段出口处燃烧状态的回流区出现在下壁面而限流状态的回流区出现在上壁面。由此可以看出各参数分布在燃烧状态和限流状态中呈上下相反的趋势。总温分布表明这里尚未受到释热带来的温度影响,出现这种现象的原因主要是燃料喷射带来的。

总之,隔离段的设计目的在于使燃烧状态下燃料喷射燃烧造成的高反压过渡到进气道出口条件,而不至于扰动到进气道的气流流动。通常把反压联系到燃料当量比上,但另一种堵塞的原因——燃料喷射导致的力学堵塞也需要一并考虑,它体现在燃料形成的附加质量流以及使喷嘴附近流场变形产生的压缩效应。此外,射流尾迹也关系到火焰稳定和释热规律。这些耦合的因素在超燃冲压发动机的模态转换中都有重要的影响。

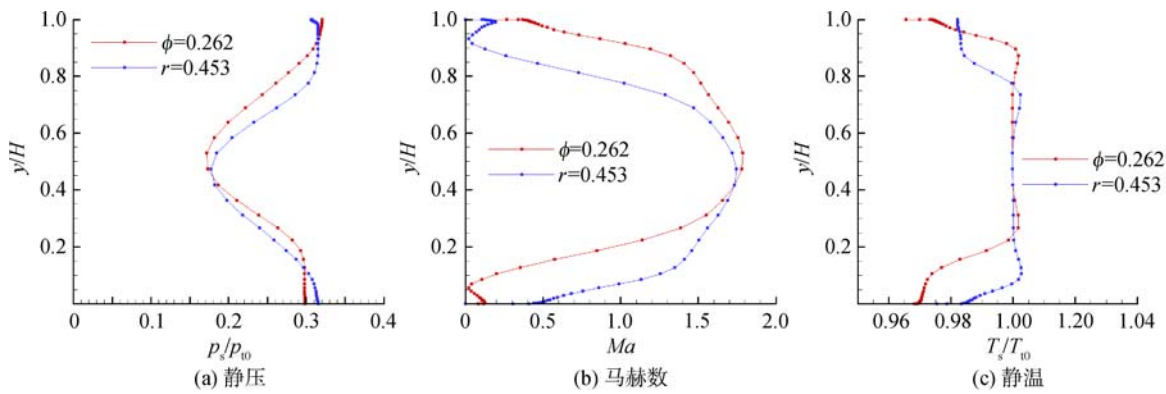


图 8 隔离段出口面上的流动参数分布

Fig. 8 Flow parameters distribution on isolator exit surface

3.3 非实验状态数值分析

限于实验条件,当量比不能取过高而产生更大的反压。为了说明从纯超燃模态到双模态超燃模态再到亚燃模态不同阶段,不同反压大小时,燃烧结果与限流结果的差异,选择了当量比为 0.120,0.168,0.262,0.400,比较了各个当量比下的激波链状态同相同反压时限流状态激波链状态的差异,计算状态和来流条件如表 4 所示。

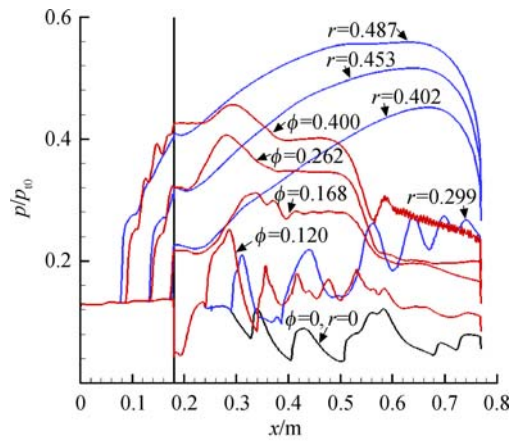
图 9 给出了各当量比和各堵塞比上下壁面压力分布。当量比为 0.168 和当量比为 0.219 的隔离段上下壁面压力分布、扰动位置基本一致,这说明小当量比下燃料喷射带来的激波链不对称性还不明显,而限流状态主流贴近下壁面,显然上壁面扰动更靠前,由此看来,两者的激波链进入隔离段的模式可能有些区别;进入隔离段后,燃烧状态的不

表 4 计算状态和来流条件

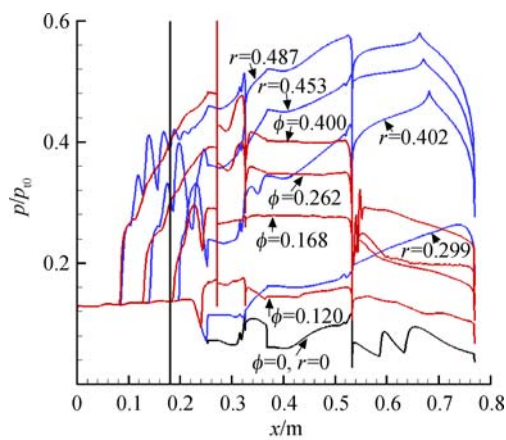
Table 4 Computational situation and airflow condition

Parameters of combustor inlet	Combustion		Blockage
	Fuel equivalent ratio of H_2 (ϕ)	H_2 jet pressure/MPa	Blocking area ratio (r)
$T_{10}=800\text{ K}$ $p_{10}=800\text{ kPa}$ $Ma=2.0$	0.120	1.72	0.299
	0.168	2.58	0.402
	0.262	3.72	0.453
	0.400	5.73	0.487

对称性加剧,相同反压下,它的扰动更靠前;然而反压进一步增大时,两者的激波链完全进入隔离段后,这种偏转差别趋势减小,扰动位置也趋于一致。



(a) 上壁面



(b) 下壁面

图9 燃烧室壁面压力分布的数值模拟结果

Fig. 9 Numerical simulation results of combustor wall pressure distribution

图10给出了各情形对比的马赫数云图,可以看出燃料射流在反压较小、激波链未形成或激波链刚进入隔离段时,对反压流场影响不大;在反压比较大,激波链进入隔离段时,对主流的挤压非常明显;反压进一步升高后,喷射处主流较为均匀,这种挤压趋势变弱。

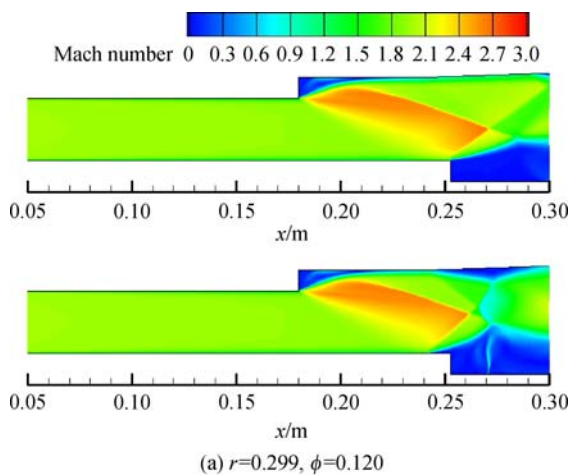
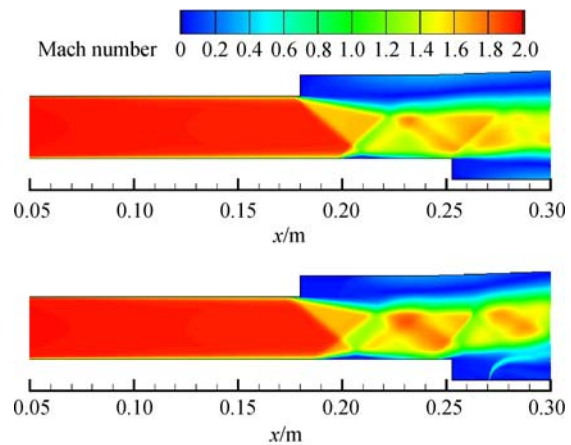
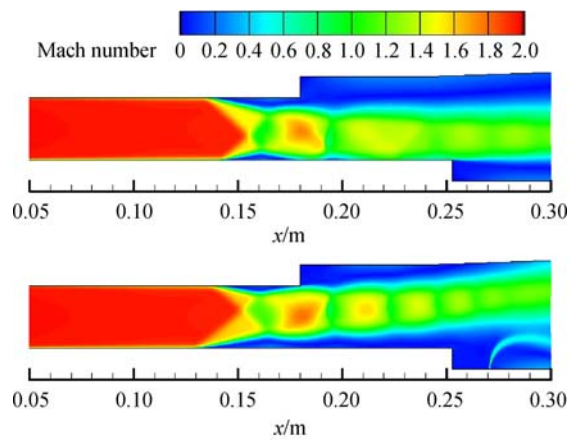
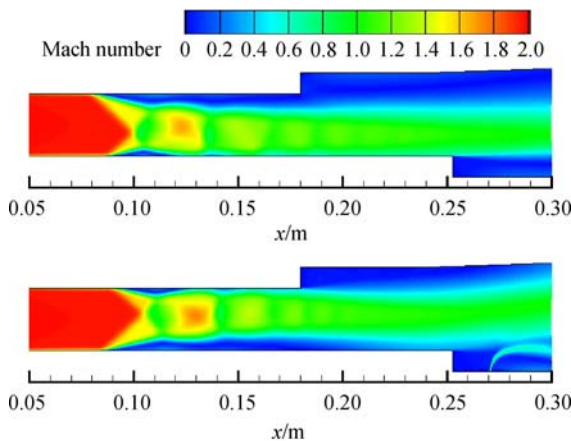
(a) $r=0.299, \phi=0.120$ (b) $r=0.402, \phi=0.168$ (c) $r=0.453, \phi=0.262$ (d) $r=0.487, \phi=0.400$

图10 随反压增加状态的马赫数分布云图

Fig. 10 Mach number distribution contour in increasing back pressure situation

4 结论

通过本文研究,得出以下结论:

1) 实验数据及相应数值模拟表明,隔离段出口压比为2.3时,燃料喷射和燃烧使得激波链向上方偏折,呈现出与限流完全相反的趋势,这使得燃烧状态上壁面出现了压力的波动,下壁面扰动

到更靠上游的地方. 总体来说此时在相同的出口压力下, 燃烧扰动前沿更靠近上游.

2) 一系列不同当量比和堵塞比的数值模拟显示, 激波链刚进入隔离段时, 燃烧状态的燃料喷射和燃烧使得上下壁面压力分布较为对称, 而限流状态激波链明显偏向下壁面, 这使得燃烧状态进入隔离段的过程为下壁面首先出现回流区, 而在限流状态的回流区出现在上壁面, 两者的激波链进入隔离段的过程有所区别. 当反压继续升高, 隔离段出口压比为 3.0 时, 数值模拟显示燃烧状态下这种激波链上偏趋势被削弱, 相同反压的扰动位置基本一致.

3) 评估激波链扰动时, 直接采用限流实验结果, 是有风险的; 只有当确认燃烧工况的喷射与燃烧流场都很均匀时, 才能直接采用限流实验结果.

致谢:

特别感谢高超声速冲压发动机技术重点实验室绵阳分部对本文的资助, 感谢实验室工作人员对本文工作的支持.

参考文献:

- [1] Waltrup P J, Billig F S. Prediction of precombustion wall pressure distributions in scramjet engines[J]. *Spacecraft Rockets*, 1973, 10(9): 620-622.
- [2] Waltrup P J, Billig F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts[J]. *AIAA Journal*, 1973, 11(10): 1404-1408.
- [3] Bement D A, Stevens J R, Thompson M W. Measured operating characteristics of a rectangular combustor/inlet isolator[R]. AIAA 90-2221, 1990.
- [4] Ikui T, Matsuo K, Sasaguchi K. Modified diffusion model of Pseudo-shock waves considering upstream boundary layers[J]. *Bulletin of the Japan Society of Mechanical Engineers*, 1981, 24(197): 1920-1927.
- [5] Anderson G Y, McClinton C R, Weidner J P. Scramjet performance[J]. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 2000, 189: 369-446.
- [6] Matsuo K, Miyazato Y, Kim H D. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(1): 33-100.
- [7] Lin K C, Tam C J, Jackson K R, et al. Characterization of shock train structures inside constant-area isolators of model scramjet combustors[R]. AIAA-2006-816, 2006.
- [8] 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.
WANG Chengpeng, ZHANG Kunyuan. Investigation for two-dimensional short isolator with a spacer under an asymmetric incoming airflow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(1): 66-70. (in Chinese)
- [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.
WANG Chengpeng, ZHANG Kunyuan, CHENG Keming. Investigation of flow in isolators under asymmetric incoming airflow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(5): 436-440. (in Chinese)
- [10] Masuya G, Choi B, Ichikawa N, et al. Mixing and combustion of fuel jet in Pseudo-shock waves[R]. AIAA-2002-809, 2002.
- [11] Jeffrey B A, Thomas H, Tam C J J. Numerical simulation of a scramjet isolator using RANS and LES approaches[R]. AIAA-2007-115, 2007.
- [12] 梁德旺, 李博. 高超声速进气道隔离段反压的前传模式及最大工作反压[J]. *空气动力学报*, 2006, 24(4): 454-460.
LIANG Dewang, LI Bo. Back pressure propagation mode and maximum working back pressure of hypersonic inlet isolator[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(4): 454-460. (in Chinese)
- [13] 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.
WANG Weixing, LI Bo, GUO Rongwei. Flow characteristic and aerodynamic performance in elliptic shape isolator at different back pressures[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(3): 647-653. (in Chinese)
- [14] 冯永昌, 李会雄, 贺宏. 超燃冲压发动机等截面隔离段流动特性的 LBM 模拟[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(3): 681-687.
FENG Yongchang, LI Huixiong, HE Hong. Lattice-Boltzmann for simulation of flow characteristic in constant area isolator of scramjet[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(3): 681-687. (in Chinese)
- [15] Tu Q, Segal C. Isolator/combustion chamber interactions during supersonic combustion[R]. AIAA-2009-4845, 2009.
- [16] 宋文艳, 王璇, 陈亮, 等. 纯净空气来流下的超声速燃烧试验装置及其初步实验结果[J]. *实验流体力学*, 2007, 21(1): 1-6.
SONG Wenyan, WANG Dian, CHEN Liang, et al. Experimental facility and preliminary results for supersonic combustion in clean air inflow[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2007, 21(1): 1-6. (in Chinese)
- [17] 李宁, 宋文艳, 罗飞腾, 等. 基于先锋氢点火和双凹腔火焰稳定的煤油超声速燃烧特性[J]. *推进技术*, 2012, 33(2): 205-210.
LI Ning, SONG Wenyan, LUO Feiteng, et al. Supersonic combustion characteristics of liquid kerosene under pilot hydrogen ignition and dual-cavity flameholding condition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(2): 205-210. (in Chinese)
- [18] 郭帅帆, 宋文艳, 李建平, 等. 燃烧加热污染空气对超燃冲压发动机性能影响研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(4): 493-498.
GUO Shuaifan, SONG Wenyan, LI Jianping, et al. Numerical investigation of effects of vitiated air on scramjet performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(4): 493-498. (in Chinese)