

# 带凹腔火焰稳定器的固体火箭超燃冲压 发动机燃烧室试验研究\*

马立坤, 李潮隆, 夏智勋, 赵翔

(国防科技大学空天科学学院高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

**摘要:** 以含硼贫氧固体推进剂为燃料, 对带凹腔火焰稳定器的固体火箭超燃冲压发动机燃烧室构型首次开展了地面直连试验研究。试验模拟了23km, 5.5Ma的飞行工况, 通过测量压强、推力和流量等参数, 得出了燃烧室性能。试验结果表明: 一次富燃燃气在燃气发生器喉部沉积导致燃气流量持续提高, 试验过程中当量比由0.44逐渐增加至0.54; 本文所研究的凹腔稳焰结构提高了富燃燃气中气相可燃组分的燃烧效率, 但对于凝相颗粒燃烧的促进效果不明显; 试验工况下发动机总燃烧效率约48%, 高空比冲约为423s, 高于文献中所报道的中心支板喷射稳焰的固体火箭超燃冲压发动机试验比冲性能。

**关键词:** 固体火箭超燃冲压发动机; 凹腔; 燃气发生器; 含硼贫氧固体推进剂; 燃烧室性能

**中图分类号:** V435 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 02-0319-08

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.190622

## Experimental Investigation of Solid Rocket Scramjet Combustor with Cavity Flameholder

MA Li-kun, LI Chao-long, XIA Zhi-xun, ZHAO Xiang

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The direct-connection test of solid rocket scramjet with cavity flameholder using boron-containing fuel-rich propellant was carried out. The simulated flight conditions was 23km and 5.5Ma. The supersonic combustor performance was calculated by measured pressure, thrust and flow rate. The experimental results show that due to the deposit of the combustion product, the fuel mass flow rate continuously increased during the test, and the equivalence ratio increased from 0.44 to 0.54. The cavity flameholder studied in the current paper indeed prompt the combustion efficiency of gas phase, however, no obvious improvements on the combustion efficiency of condensed phase has been observed. In this experimental condition, the total combustion efficiency was 48%, and the specific impulse was 423s, higher than that of the central strut injection configuration mentioned in reference.

**Key words:** Solid rocket scramjet; Cavity; Gas generator; Boron-containing fuel-rich solid propellant; Combustor performance

\* 收稿日期: 2019-09-11; 修订日期: 2019-11-20。

基金项目: 国家自然科学基金 (11572349; 51706241)。

作者简介: 马立坤, 博士, 讲师, 研究领域为新型固体推进技术。E-mail: malikun@nudt.edu.cn

通讯作者: 夏智勋, 博士, 教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: zxxia@nudt.edu.cn

引用格式: 马立坤, 李潮隆, 夏智勋, 等. 带凹腔火焰稳定器的固体火箭超燃冲压发动机燃烧室试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 319-326. (MA Li-kun, LI Chao-long, XIA Zhi-xun, et al. Experimental Investigation of Solid Rocket Scramjet Combustor with Cavity Flameholder[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2): 319-326.)

## 1 引言

高超声速武器是未来世界军事竞争的战略制高点,超燃冲压发动机作为高超声速飞行器的理想动力装置之一,引起了国内外科科研工作者的广泛关注<sup>[1-4]</sup>。而使用固体燃料的超燃冲压发动机具有结构简单、体积比冲高、制造及维护成本低等优势,已成为未来高超声速导弹的理想动力。

1989年,美国海军研究生院 Witt<sup>[5]</sup>首次对固体燃料超燃冲压发动机作为高超声速导弹动力装置的可行性进行了试验研究,试验构型如图1(a)所示。试验工况模拟高度24km,马赫数4.0。结果表明:为维持固体燃料在超声速气流中燃烧,燃烧室凹腔内需采用氢气点火作为值班火焰,但点火及火焰稳定困难。1991年,Angus<sup>[6]</sup>在文献[5]的试验基础上,改进了燃烧室构型,如图1(b)所示。改进后的燃烧室由凹腔、等直段和扩张段三部分组成,燃烧室凹腔内仍然采用少量氢气进行点火。试验结果表明:燃烧主要集中在壁面附近,燃料与主流掺混效率低,固体燃料的燃烧效率仅为57%。Ben-Yakar等<sup>[7-8]</sup>在文献[6]的试验构型基础上进一步改进,改进后的火焰稳定装置采用了带有一定后缘倾角的凹腔,如图1(c)所示。结果表明:该构型不需要任何外部点火装置即可实现固体燃料在超声速气流中的点火和稳定燃烧,但随着燃面退移、凹腔消失,火焰稳定回流区逐渐消失,发动机也逐渐熄火。

此后,北京理工大学<sup>[9-14]</sup>、西安航天动力技术研究所等<sup>[15]</sup>单位针对 Ben-Yakar 的固体燃料超燃冲压发动机构型开展研究,主要分析了燃烧室入口参数、凹腔结构参数对燃烧室内流场结构以及点火和火焰稳定的影响。虽然国内外对固体燃料超燃冲压发动机构型开展了深入研究,但该构型仍然存在点火及火焰稳定困难、燃速难以预测与控制、掺混与燃烧效率低等诸多技术难点。

2011年以来,针对固体燃料冲压发动机构型的系列问题,国防科技大学夏智勋,吕仲等<sup>[16-18]</sup>提出了燃气发生器式的固体火箭超燃冲压发动机构型,如图2所示,并开展了试验研究。该构型以碳氢贫氧固体推进剂为燃料,其在燃气发生器中自维持燃烧,燃烧产生的一次富燃燃气以高焓横向射流的形式喷入超声速燃烧室与来流空气进行二次掺混燃烧。结果表明:燃气发生器出口的富燃燃气可以在超声速气流中自点火和燃烧,燃烧效率和总压损失分别为70%和25%,可有效克服固体燃料超燃冲压发动机点火困

难、燃烧室内型面不可控变化、掺混燃烧效率低等问题,验证了该构型的可行性。

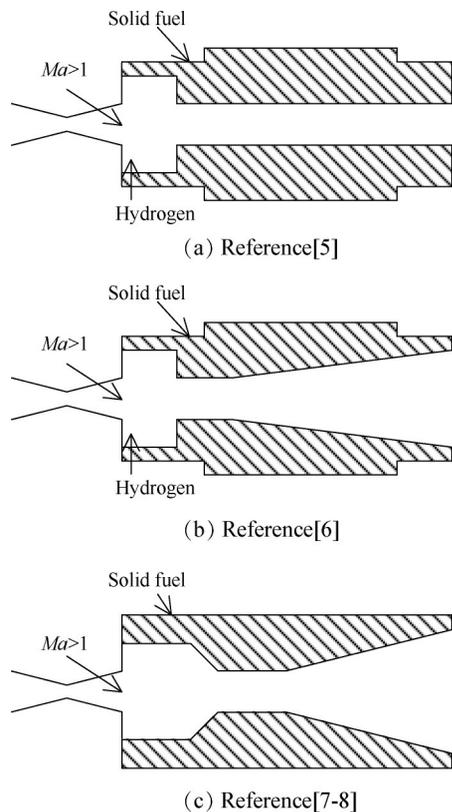


Fig. 1 Schematic of solid fuel scramjet

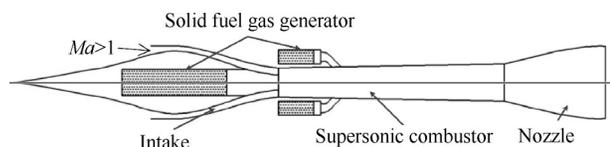


Fig. 2 Schematic of solid rocket scramjet

2018年,西北工业大学刘洋等<sup>[19]</sup>采用中心支板燃气喷射的固体火箭超燃冲压发动机构型以含硼固体贫氧推进剂为燃料开展了试验和数值研究,发动机结构如图3所示。试验工况模拟了21km,马赫数5.3的飞行工况。数值计算结果表明:燃烧室的燃烧效率和总压恢复约为56%和44%。此外,刘洋、高勇刚等<sup>[20-21]</sup>针对中心支板喷射的固体火箭超燃冲压发动机构型,从大气模型、进气道、燃烧室及尾喷管四个模块出发进行了一体化流道设计。分析结果表明:高能颗粒的燃烧效率限制了发动机整体的燃烧效率和比冲性能,发动机设计点整体燃烧效率约为49%,比冲仅为367s。

综上所述,颗粒燃烧效率低和发动机比冲低是限制固体火箭超燃冲压发动机进一步工程应用的关键因素。本文一方面借鉴液体燃料超燃冲压发动机

常用的凹腔稳焰装置设计了带有凹腔火焰稳定器的固体火箭超燃冲压发动机燃烧室构型,并开展地面直连试验研究,验证其对固体火箭超燃冲压发动机的实际效果。另一方面,试验构型采用含硼贫氧固体推进剂作为燃料,含硼贫氧固体推进剂理论热值比碳氢贫氧固体推进剂更高,达到同等燃烧效率的发动机比冲也会更高。通过测量压强、推力和流量等参数,分析发动机工作特性及燃烧室整体性能,为固体火箭超燃冲压发动机的工程化应用奠定基础。

## 2 试验设备与测试方法

### 2.1 试验系统

试验开展依托于国防科技大学固体超燃直连试验平台,其系统架构如图4所示。该试验平台主要由加热器、试验超燃冲压发动机、试验台架以及试验测控系统组成。加热器为酒精/氧气/空气三组元燃烧式加热器,模拟飞行工况为23km,5.5Ma的高焓来流空气,质量流量为1kg/s左右。表1为本次试验加热器模拟的超燃冲压发动机隔离段入口气流参数。

试验测量参数主要有三类:压强、推力和质量流量。燃气发生器及加热器燃烧室压强使用高压传感器(量程为0~6MPa)进行测量,其误差范围为总量程的±0.5%。沿程壁面压强较低,故采用压力扫描阀(量程为0~1MPa)进行测量,其误差范围同样为总量程的±0.5%。台架推力使用推力传感器(量程为0~

Table 1 Flow parameters at the inlet of isolator

Parameters	Value
Mass flow rate/(kg/s)	0.97
Total temperature/K	1490
Static temperature/K	786
Total pressure/MPa	1.54
Static pressure/MPa	0.88
Velocity/(m/s)	1250
Mach number	2.56

3kN)进行测量,其测量误差为总量程的0.1%。加热器各组分质量流率采用不同量程的涡轮流量计进行测量,测量精度均为0.2%。

### 2.2 试验发动机

试验发动机由隔离段和超声速燃烧室两部分组成,具体结构及尺寸如图5所示。隔离段沿程带1°扩张以补偿边界带来的流道压缩,隔离段入口宽度 $d=50\text{mm}$ 。隔离段与超声速燃烧室之间以台阶相连,该设置可有效抵制燃烧室的反压往上游移动<sup>[22]</sup>。燃烧室以恒定角度2.42°扩张,在燃气发生器入口后设置长深比约为6的开式凹腔作为稳焰装置。燃气发生器入口设置于台阶后附近,采用等直端面装药构型,贫氧固体推进剂在燃气发生器内一次燃烧后产生的二次富燃燃气通过燃气发生器出口等直喷管与来流呈60°倾角,以超声速喷入燃烧室与模拟来流空气进行掺混燃烧。其中,贫氧推进剂主要成分为丁羟(31%)、硼粉(35%)和高氯酸铵(34%)。推进剂相关参数见表2所示。

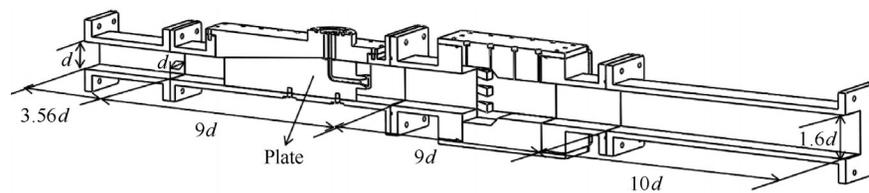


Fig. 3 Schematic of solid rocket scramjet with strut

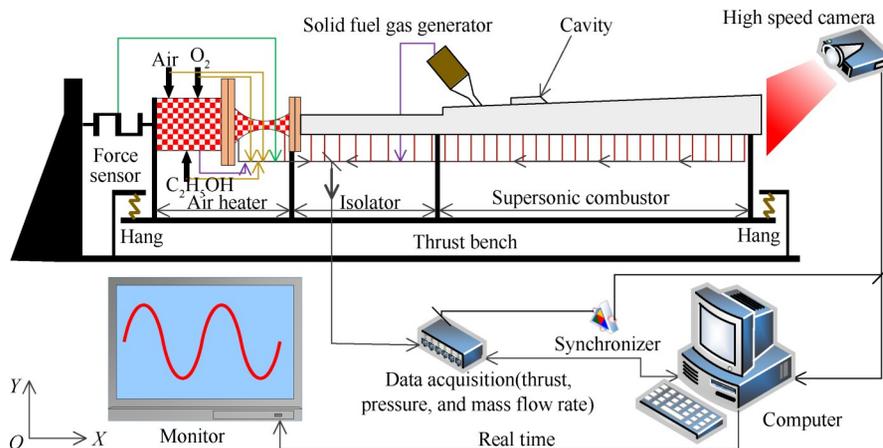


Fig. 4 Schematic of the experimental apparatus

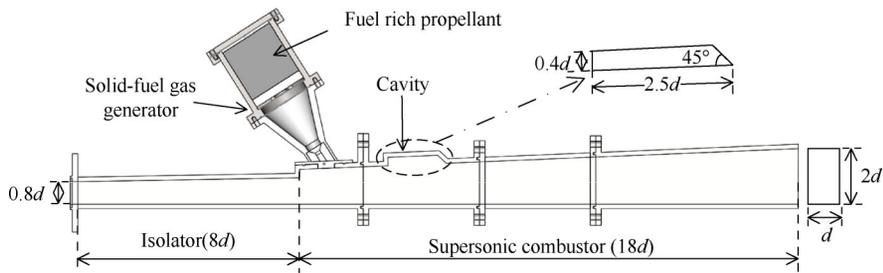


Fig. 5 Schematic of scramjet engine

Table 2 Properties of the propellant

Density/(kg/m <sup>3</sup> )	Burning rate coefficient	Pressure exponent
1610	6.2	0.53

### 3 试验数据处理方法

由上文可知,地面直连试验中可测参数为压强、推力以及质量流率。试验数据处理方法参考文献[8,23]。试验燃烧室出口气流参数的计算公式如下

$$F = \dot{m}_e v_e + (p_e - p_a) A_e \quad (1)$$

$$Ma_e = \left( \frac{F - (p_e - p_a) A_e}{\gamma_e p_e A_e} \right)^{1/2} \quad (2)$$

式中,下标e代表燃烧室出口截面, $p_a$ 代表大气压强。 $F$ 代表试验台架推力,即试验中发动机试车台直接测量得到的推力, $v_e, p_e, A_e, Ma_e$ 和 $\gamma_e$ 分别代表燃烧室出口处的速度、静压、截面积、马赫数和比热比。联立质量守恒方程和状态方程,可以求出出口静温,从而可以求出燃烧室出口总温和总压。

超燃冲压发动机燃烧室的燃烧效率 $\eta_{\Delta h}$ 可定义为超声速燃烧室中混合气总焓升的实际值与理论值之比。计算公式可表示为

$$\eta_{\Delta h} = \frac{(C_p T_{t,exp})_e - (C_p T_{t,exp})_{in}}{(C_p T_{t,the})_e - (C_p T_{t,exp})_{in}} \times 100\% \quad (3)$$

式中,下标in代表隔离段入口参数,下标exp和the分别代表试验和理论参数。理论出口总温可由热力计算程序CEA得出。

超燃冲压发动机总压恢复系数 $\sigma$ 定义为燃烧室出口总压与隔离段入口总压之比,计算公式如下

$$\sigma = \frac{p_{t,e}}{p_{t,in}} \times 100\% \quad (4)$$

高空比冲 $I_{sp}$ 可用于评估超燃冲压发动机的综合性能<sup>[22]</sup>。这里假设进气道绝热且流量系数为1,无附加阻力,尾喷管为等熵冻结流动,则可计算出高空发动机总推力 $F_t$ ,从而高空比冲可表示为

$$I_{sp} = \frac{F_t}{\dot{m}_f g} \quad (5)$$

式中 $\dot{m}_f$ 和 $g$ 分别为富燃燃气质量流率和当地重力加速度。

## 4 结果与讨论

### 4.1 燃气发生器工作特性

表3为燃气发生器工作过程的相关测量参数,喉径通过多次平均的方式测量,富燃燃气平均质量流率通过试验前后药柱质量差除以燃气发生器总工作时间得到。

Table 3 Measured parameters of gas generator

Parameters	Value
Throat diameter before test/mm	8.96
Throat diameter after test/mm	8.21
Ignition pressure peak/MPa	1.81
Operation time/s	14.86
Range of pressure/MPa	0.78~1.12
Averaged mass flow rate/(kg/s)	0.071

图6为燃气发生器压强随时间的变化曲线。在成功点火后,燃气发生器压强一直爬升至推进剂耗尽才下降。在本次试验中,燃气发生器喉部保持壅塞状态,故产生这种现象的可能原因有两个:一是不同时刻燃面面积不一致,导致质量流量不一致,反过来影响内部压强;二是燃气发生器喉部面积变化导

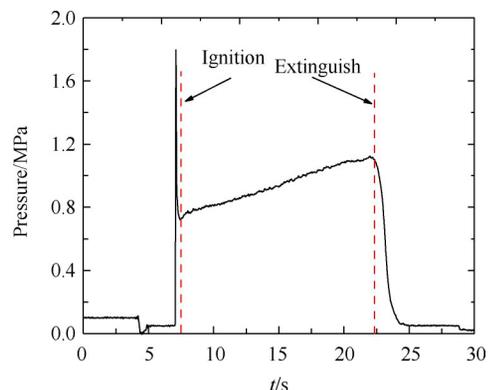


Fig. 6 Pressure curve of gas generator

致流量变化,反过来影响内部压强变化。如下对燃气发生器压强爬升原因进行分析。

首先,假设在发动机工作过程中,推进剂药柱始终维持端面燃烧,即燃面面积保持不变。结合燃速计算式(6),利用测量得到的燃气发生器实时压强,可以计算获得实时燃气流量,计算结果如图7所示。

$$\dot{m}_f = \rho_s A_s a_s p_g^{n_g} \quad (6)$$

对计算获得的实时燃气流量在发动机工作时段内积分,可以获得燃气发生器喷出的总燃气质量。在试验前后,分别对燃气发生器的质量进行了测量,二者的差值可认为是试验中实际喷射的燃气质量,与计算结果对比如表4所示。可见,二者的误差仅为1.34%,因此可认为在实验过程中推进剂燃面基本保持不变。

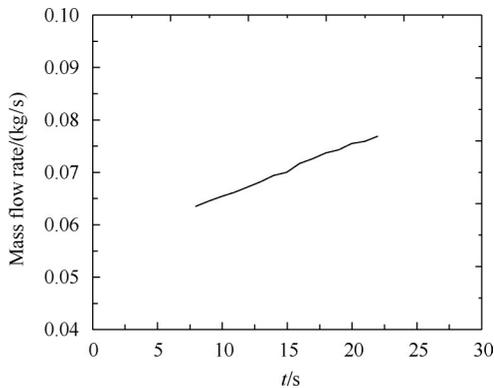


Fig. 7 History of fuel mass flow rate during test

Table 4 Comparison of the total fuel mass

Experimental total mass/kg	Calculated total mass/kg	Error/%
1.045	1.059	1.34

图8为试验后喉部图片,从图中可以看出燃气发生器喉部有明显沉积,经测量,试验后喉部面积相比初始面积减小了约16%。假设在发动机工作过程中燃气发生器喉部的面积由于凝相颗粒的沉积而线性减小,依据如下公式可获得燃气发生器的实时压强

$$p_g = \frac{\dot{m}_f C^*}{A_t} \quad (7)$$

式中,特征速度 $C^*$ 通过热力计算程序CEA计算获得。结果示于图9,可见计算获得的燃气发生器与测量值吻合较好,说明本次试验中燃气发生器压强持续爬升的主要原因确实是富燃燃气中的凝相产物在喉部处沉积而导致的。在下一步的工程实用化研究中解决该问题的主要方法:一是改进推进剂配方减少沉积,二是测试采用流量调节装置,维持燃气流量稳定。



Fig. 8 Throat after the experiment

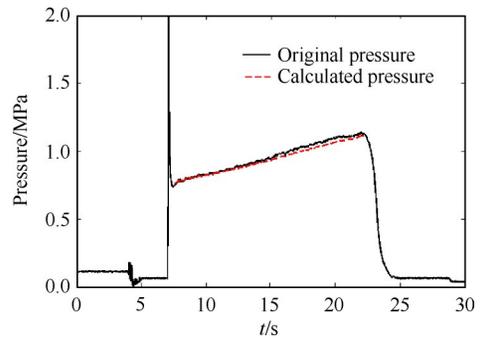


Fig. 9 Comparison between original and calculated pressure

通过热力计算可得贫氧推进剂理论空燃比为6.7,结合图7所示的实时燃气流量,可获得本次试验中当量比由0.44逐渐增加至0.54,试验时间平均当量比为0.49。

#### 4.2 试验发动机工作特性

本次试验的总持续时间为40s,关键时序控制如表5所示。

Table 5 Time sequence of the test

Time/s	Instruction
0	Start
1.26	Air valve on
4.79	Air heater ignition
7	Solid propellant ignition
23.5	Solid propellant extinguish
40	End

图10表示试验台无量纲推力和燃气发生器压强随时间的变化曲线。无量纲推力 $F^*$ 为台架推力与隔离段入口动量之比。由图10可知,当燃气发生器点火后,台架立即产生了明显的推力增益。随着贫氧固体推进剂燃尽,台架推力和燃气发生器压力都迅速下降。由于台架推力增益与燃气发生器点火压强同步骤升,表明本次试验富燃燃气进入超声速燃烧室与模拟来流掺混燃烧几乎没有点火延迟。与使用

碳氢贫氧推进剂的试验相比<sup>[24]</sup>,含硼贫氧推进剂产生的一次富燃燃气具有更高的总温(约1900K),因此点火延迟更短。

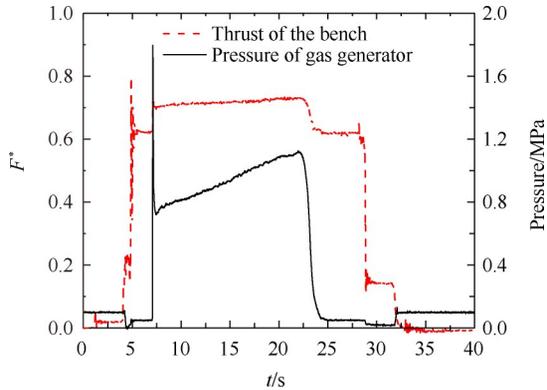


Fig. 10 Thrust of the bench and the pressure of gas generator

另外,随着燃气发生器压强的爬升,台架推力只有轻微的爬升,这说明发动机的台架推力随燃气流量的增加较为缓慢。实际上,结合公式(1)和(5)计算得到的发动机高空比冲显示,随当量比的增加,发动机的比冲反而有一定程度的降低,如图11所示。这种现象应该是由富燃燃气中的金属颗粒在超声速燃烧室内的燃烧效率较低引起的,后续还将继续讨论。

图12为不同时刻的沿程壁面压力分布。自加热器开始工作,隔离段后段便建立较为稳定的波系结构以匹配燃烧室燃烧产生的反压。这也说明在富燃燃气入口前添加台阶有利于防止燃烧室反压进入进气道,因为台阶给高温高压的富燃燃气提供了额外的释热和添质空间。 $t=7s$ 时刻为贫氧推进剂点火时刻,该时刻燃气发生器出口处压强骤升,说明点火药释放能量较多。之后,推进剂点火成功,壁面沿程压强整体分布随工作时间逐渐升高,这是由于工作时间内富燃燃气流量缓慢增加,从而导致燃烧室沿程释热增加,进而提升沿程流道压强。

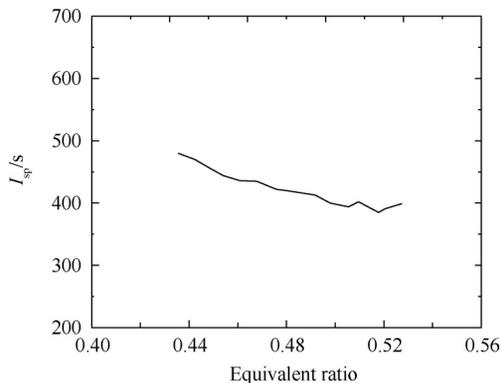


Fig. 11 Specific impulse vs. equivalent ratio

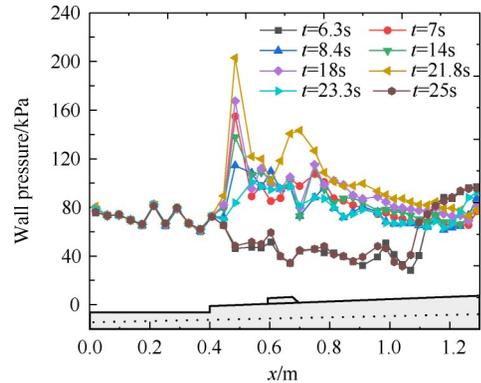


Fig. 12 Pressure distribution along the wall surface at different times

沿程最高压强位于富燃燃气入口附近,约200kPa,应该主要是由燃气射流进入超声速燃烧室后引起的激波导致的,同时也可能是富燃燃气中的高温可燃气体进入超声速燃烧室后迅速与空气掺混燃烧,在该处大量释热引起。在凹腔附近,压强也有一定升高,尤其是接近试验结束时。图13为凹腔内部三个压强测点以及与之对应的主流中三个压强测点所获得的压强随时间演化关系,测点位置如图14所示。可见,在发动机整个工作过程中,凹腔内部的压强分布较为稳定,沿流向逐渐升高,并且随时间而逐渐增加。凹腔内部压强随时间升高应主要是由富燃燃气流量的增加而引起的,如4.1节所述。压强沿流向显著升高应该是由燃烧逐步释热所导致的。与对应主流区域的压强相比,凹腔中的压强明显高于主流压强,说明凹腔确实起到了产生高压回流区的稳焰效果。凹腔前缘处的压强(测点P57)的压强从约10s开始低于对应主流压强(测点P15),造成这种现象的原因应该是测点P15位于富燃燃气射流与超声速来流空气的交汇点附近,二者相互作用产生的复杂波系结构引起的P15点对应的主流区域压强偏高。

结合图12及图13可见,凹腔区域附近确实形成了一定的高压区,并且从约18s开始至推进剂耗尽,凹腔内部以及凹腔下游的主流区域(P17)的压强上升

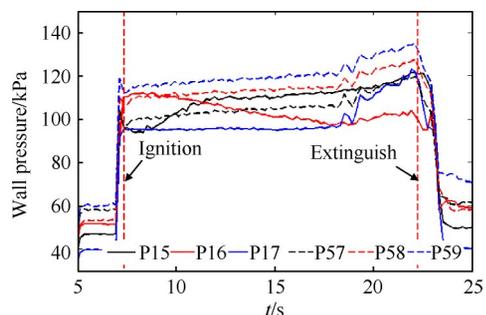


Fig. 13 Wall pressure evolution at the vicinity of cavity

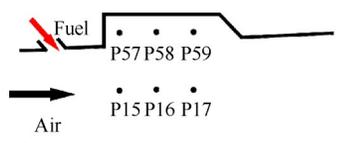


Fig. 14 Sketch of the probe location

明显,同时发动机台架推力也有一定程度上升,约30N(见图10),说明富燃燃气的燃烧效率有所提高。因此,上述分析表明本文所引入的凹腔结构对于固体火箭超燃冲压发动机燃烧效率的提升确实有一定帮助。

图15表示燃烧出口截面沿 $y$ 方向竖直布置9个测压点随时间的分布情况。从图中可以看出燃烧室工作期间,出口处的静压分布呈现出上表面低下表面高的趋势。这是由于燃烧室上表面单边扩张,从而上表面膨胀速度更快,导致压强更低。图16表示燃烧室出口火焰图像,从图中可以看出燃烧室火焰偏上,这与燃烧室出口压力分布分析结果一致。另外,出口火焰图像以黄色为主,表明出口处碳颗粒燃烧较好,硼颗粒燃烧特征不明显。

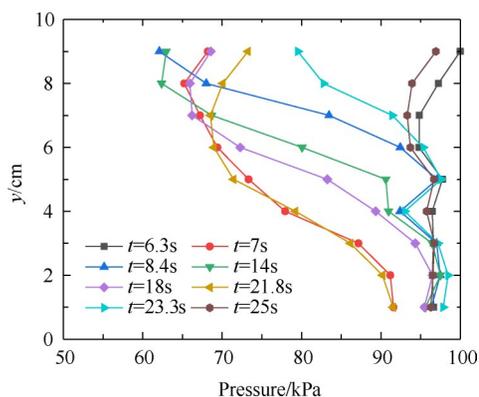
Fig. 15 Pressure distribution at the outlet of the combustor along  $y$  axis

Fig. 16 Flame image at the outlet of combustor

### 4.3 燃烧室性能

表6为富燃燃气主要含能组分能量释放占比的热力计算结果<sup>[23]</sup>,结果表明富燃燃气中可燃气相成分的能量释放比例只占富燃燃气总能量的25%左右,其余75%的能量都存储在碳、硼颗粒中,尤其是硼颗粒占较大比例。采用上文提出的试验数据处理方法,燃烧室出口马赫数为1.49,表明燃烧室出口为超声速状

态。试验总燃烧效率为0.48,表明凝相颗粒的燃烧效率较低,这也是目前限制燃烧效率的关键因素,结合试验数据处理方法换算的高空比冲为423s。

Table 6 Energy release fraction of fuel-rich mixture energetic components

Gas phase(25.05%)		Solid phase(74.95%)	
CO	H <sub>2</sub>	C	B
5.55%	19.50%	19.17%	55.78%

本文所获得的发动机设计点整体燃烧效率与文献[19,21]中的中心支板喷射的固体火箭超燃冲压发动机构型的燃烧效率接近,但比冲高于后者,主要原因应是本文采用的凹腔稳焰结构不对主流超声速流动构成严重干扰,因此发动机内阻较低。但总体而言,发动机的燃烧效率均低于50%,远不能满足工程应用需求。分析表明,在本次试验中,富燃燃气中的气相成分的燃烧效率接近100%,而凝相颗粒的燃烧效率仅为约30%,说明本文所采用的凹腔稳焰装置对于气相可燃物燃烧效率的提升效果显著,但对于凝相颗粒的作用并不明显。前期的数值计算结果<sup>[24]</sup>表明在固体火箭超燃冲压发动机中,从燃气发生器中高速喷出的凝相颗粒的穿透深度远远大于气相组分的穿透深度,因此其进入超声速燃烧室后与来流空气的作用过程明显有别于气相组分,并且会存在与壁面碰撞、反弹等过程。

后续研究需要针对富燃燃气中的气相组分和凝相颗粒的不同特性进一步优化凹腔的尺寸、位置、数量等参数,从而进一步提升固体火箭超燃冲压发动机的燃烧效率。

## 5 结论

本文以含硼贫氧推进剂为燃料开展了固体火箭超燃冲压发动机的地面直连试验研究,试验模拟飞行工况23km,5.5Ma。通过对压强、推力、流量等参数的测量和对试验结果进行分析,得出以下结论:

(1)试验过程中由于富燃燃气中凝相产物在燃气发生器喉部处的沉积导致燃气流量持续提高,当量比由0.44逐渐增加至0.54。

(2)凹腔对提升发动机燃烧效率有一定帮助,但主要作用于气相可燃组分,本文所采用的凹腔构型并未对凝相颗粒的燃烧效率的提升产生显著影响。

(3)试验工况下发动机总燃烧效率较低约0.48,发动机总压损失和高空比冲分别为0.74和423s,比冲高于文献中所报道的中心支板喷射稳焰的固体火

箭超燃冲压发动机。

下一步研究工作主要针对超声速燃烧室中凝相颗粒和气相组分的不同特性,优化稳焰结构参数,有望进一步提升发动机性能。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

## 参考文献

- [ 1 ] Edward T Curran. Scramjet Engines: The First Forty Years [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17 (6): 1138-1148.
- [ 2 ] Waltrup P J, White M E, Zarlingo F. History of US Navy Ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18 (1): 14-27.
- [ 3 ] 王振国, 梁剑寒, 丁 猛, 等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. *力学进展*, 2009, 39(6): 716-739.
- [ 4 ] 俞 刚, 范学军. 超声速燃烧与高超声速推进[J]. *力学进展*, 2013, 43(5): 449-472.
- [ 5 ] Witt Micheal A. Investigation into the Feasibility of Using Solid Fuel Ramjets for High Supersonic/Low Hypersonic Tactical Missiles[D]. *Monterey: Naval Postgraduate School*, 1989.
- [ 6 ] William J Angus. An Investigation into the Performance Characteristics of a Solid Fuel Scramjet Propulsion Device [D]. *Monterey: Naval Postgraduate School*, 1991.
- [ 7 ] Ben-Yakar Adela, Alon Gany. Experimental Study of a Solid Fuel Scramjet[R]. *AIAA 94-2815*.
- [ 8 ] Ben-Yakar Adela, Benveniste Natan, Alon Gany. Investigation of a Solid Fuel Scramjet Combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(4): 447-455.
- [ 9 ] Xinyan Pei, Zhiwen Wu, Zhijun Wei, et al. Numerical Investigation on Internal Regressing Shapes of Solid-Fuel Scramjet Combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(5): 1041-1051.
- [ 10 ] 王利和, 武志文, 迟鸿伟, 等. 不同台阶高度下固体燃料超燃冲压发动机燃烧室初始型面变化规律[J]. *推进技术*, 2013, 34(11): 1493-1498. (WANG Li-he, WU Zhi-wen, CHI Hong-wei, et al. Initial Profile Variation Rule of Solid Fuel Scramjet Combustor with Different Step Height [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(11): 1493-1498.)
- [ 11 ] 王利和, 武志文, 迟鸿伟, 等. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室流场准一维计算方法研究[J]. *固体火箭技术*, 2013, 36(6): 742-747.
- [ 12 ] Lihe Wang, Zhiwen Wu, Hongwei Chi. Numerical and Experimental Study on the Solid-Fuel Scramjet Combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 31(2): 685-693.
- [ 13 ] 迟鸿伟, 魏志军, 王利和, 等. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室中 PMMA 自点火性能数值研究[J]. *推进技术*, 2014, 35(6): 799-808. (CHI Hong-wei, WEI Zhi-jun, WANG Li-he, et al. Numerical Investigation on Self-Ignition of PMMA in Solid Fuel Scramjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35 (6) : 799-808.)
- [ 14 ] 陶 欢, 魏志军, 迟鸿伟, 等. 等直段直径对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室性能的影响[J]. *推进技术*, 2015, 36(6): 884-892. (TAO Huan, WEI Zhi-jun, CHI Hong-wei, et al. Effects of Diameter of Cylindrical Section on Flowfield Characteristics of Solid Fuel Scramjet Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(6): 884-892.)
- [ 15 ] 刘伟凯, 陈林泉, 杨向明. 固体燃料超燃冲压发动机燃烧室掺混燃烧数值研究[J]. *固体火箭技术*, 2012, 35(4): 457-462.
- [ 16 ] Zhong Lv, Zhixun Xia, Bin Liu, et al. Experimental and Numerical Investigation of a Solid-Fuel Rocket Scramjet Combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(2): 273-278.
- [ 17 ] Zhong Lv, Zhixun Xia, Bing Liu, et al. Preliminary Experimental Study on Solid-Fuel Rocket Scramjet Combustor [J]. *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A (Applied Physics & Engineering)*, 2017, 18(2): 106-112.
- [ 18 ] 吕 仲. 固体火箭超燃冲压发动机理论与试验研究 [D]. 长沙:国防科技大学, 2017.
- [ 19 ] Yang Liu, Yonggang Gao, Lei Shi, et al. Preliminary Experimental Study on Solid Rocket Fuel Gas Scramjet [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 153: 146-153.
- [ 20 ] 刘 洋, 高勇刚, 余晓京, 等. 固体火箭燃气超燃冲压发动机概念分析 ( I )——全流道一体化设计[J]. *固体火箭技术*, 2018, 41(4): 403-413.
- [ 21 ] 高勇刚, 刘 洋, 余晓京, 等. 固体火箭燃气超燃冲压发动机燃烧组织技术研究[J]. *推进技术*, 2019, 40 (1): 140-150. (GAO Yong-gang, LIU Yang, YU Xiao-jing, et al. Research on Combustion Organization Technology of Solid Rocket Fuel Gas Scramjet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(1): 140-150.)
- [ 22 ] 徐大军, 蔡国飙. 高超声速飞行器技术[M]. 北京:科学出版社, 2012.
- [ 23 ] Gordon S, McBride B J. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, Part 1: Analysis [M]. *Washington DC: NASA Reference Publication*, 1994.
- [ 24 ] Chaolong Li, Zhixun Xia, Likun Ma, et al. Numerical Study on the Solid Fuel Rocket Scramjet Combustor with Cavity [J]. *Energies*, 2019, 12(7): 1-17.