

# 含硼碳氢燃料在超燃冲压发动机中的燃烧试验研究\*

靳雨树<sup>1,2</sup>, 李智欣<sup>3</sup>, 徐旭<sup>1</sup>, 窦苏沂<sup>1</sup>, 杨庆春<sup>1</sup>

- (1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;
2. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;
3. 北京空天技术研究所, 北京 100074)

**摘要:** 为提高碳氢燃料的能量密度, 针对在高密度液体碳氢燃料中添加纳米硼颗粒的燃料方案, 在超燃冲压发动机试验台上开展了点火燃烧性能试验验证。试验当量比为0.56~0.94, 评估了硼颗粒添加对燃料喷注特性、比冲性能和固相沉积的影响。基于本文所用液体碳氢燃料, 添加质量分数16%的硼颗粒可使超燃冲压发动机燃烧室平均密度比冲提升6.05%; 硼颗粒添加会造成明显的壁面固相沉积问题, 干扰压力测量系统获得有效数据。本试验初步评估了含硼碳氢燃料典型方案的喷注特性, 获得了硼颗粒添加对燃料性能提升的定量结果。

**关键词:** 含硼碳氢燃料; 超燃冲压发动机; 喷注特性; 比冲; 固相沉积

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 03-2203109-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2203109

## Experimental Study on Combustion of Boron Containing Hydrocarbon Fuel in Scramjet

JIN Yu-shu<sup>1,2</sup>, LI Zhi-xin<sup>3</sup>, XU Xu<sup>1</sup>, DOU Su-yi<sup>1</sup>, YANG Qing-chun<sup>1</sup>

- (1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Hypersonic Aerodynamics Institute of CARDC, Mianyang 621000, China;
3. Beijing Aerospace Technology Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract:** In order to improve the energy density of hydrocarbon fuel, a fuel scheme of adding boron nanoparticles to high-density liquid hydrocarbon fuel was developed. The ignition and combustion performance test of the fuel was carried out on the scramjet test-bed. The equivalence ratio ranged from 0.56 to 0.94. The effects of boron particle addition on fuel injection characteristics, specific impulse performances and solid deposition were evaluated. The average density specific impulse of scramjet combustor can be increased by 6.05% by adding 16wt% boron particles into the liquid hydrocarbon fuel used in this paper. However, the addition of boron particles can cause obvious solid deposition problems and interfere with the pressure measurement system to obtain valid data. This study preliminarily evaluates the injection characteristics of boron-containing hydrocarbon fuel and obtains the quantitative results of improving fuel performance by adding boron particles.

**Key words:** Boron contained hydrocarbon fuel; Scramjet; Spray characteristics; Specific impulse; Solid deposition

\* 收稿日期: 2022-03-30; 修订日期: 2022-05-21。

作者简介: 靳雨树, 博士生, 研究领域为含能碳氢燃料, 超燃冲压发动机。

通讯作者: 杨庆春, 博士, 副教授, 研究领域为超燃冲压发动机及空天组合推进。E-mail: hcmsyang@163.com

引用格式: 靳雨树, 李智欣, 徐旭, 等. 含硼碳氢燃料在超燃冲压发动机中的燃烧试验研究[J]. 推进技术, 2023, 44(3): 2203109. (JIN Yu-shu, LI Zhi-xin, XU Xu, et al. Experimental Study on Combustion of Boron Containing Hydrocarbon Fuel in Scramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(3): 2203109.)

## 1 引言

液体碳氢燃料是目前航空航天推进系统的主要动力来源,燃料的能量特性直接决定发动机的推进能力和飞行器的总体性能,提高燃料的能量特性对于未来高性能推进系统的发展至关重要<sup>[1-2]</sup>。在液体燃料中添加含能固体颗粒是提高燃料能量特性的重要手段<sup>[3]</sup>,理论计算表明,添加硼颗粒可以同时提高液体碳氢燃料的质量热值和体积热值<sup>[4-5]</sup>,含固体颗粒碳氢燃料的单液滴燃烧实验研究表明:固体颗粒的加入还可以改善燃料的点火特性<sup>[6-8]</sup>、蒸发特性<sup>[9-10]</sup>和传热特性<sup>[11]</sup>。

在添加纳米金属的碳氢燃料发动机试验研究方面,以色列理工学院 Gafni 等<sup>[12-13]</sup>在亚燃冲压发动机中对四种含微米铝颗粒的煤油凝胶燃料开展了燃烧试验研究,铝颗粒质量分数为5%~23%,亚燃冲压发动机采用头部和身部分别进气的结构方案,氢氧燃烧加热器总温在700~1200K内变化,当量比为0.4~1.6。试验结果表明:添加微米级的活性铝颗粒和镍包覆铝颗粒均导致凝胶燃料的燃烧效率下降,发动机质量比冲和密度比冲损失,铝颗粒质量分数越高影响越明显,作者认为亚燃冲压发动机内燃烧温度偏低是铝颗粒未能实现高效燃烧的主要原因。国防科技大学 Xiao 等<sup>[14]</sup>在亚燃冲压发动机中对含微米硼煤油凝胶燃料进行了点火燃烧试验研究,使用乙醇/氧气燃烧加热器提供速度  $Ma_3$ 、总温 625K 的高焓来流空气,一部分与含能凝胶燃料同时从头部喷入开始燃烧,另一部分从身部喷入进行二次补燃。试验结果表明:硼颗粒质量分数分别为30%和40%时,含硼煤油凝胶燃料的燃烧效率分别为90%和80%;燃烧室长度由600mm减小至450mm时,燃烧效率下降了9%;但作者未对比含硼煤油凝胶燃料与纯煤油凝胶燃料的燃烧效率和发动机性能。北京航空航天大学 Jin 等<sup>[15-16]</sup>在直连式超燃冲压发动机实验台完成了 JP-10+16wt% Al 浆体燃料和 JP-10 液体燃料的燃烧试验研究,铝颗粒平均粒径80nm,燃烧室入口马赫数为2,总温1700K,当量比分别为0.56,0.73和0.91。结果表明:在 JP-10 液体燃料中添加16%纳米铝颗粒使燃料的燃烧效率明显提高,对应超燃冲压发动机燃烧室密度比冲提升,当量比0.73时可达11.33%;然而,纳米铝颗粒的加入导致燃烧室壁面热流密度显著增加,在所研究当量比范围内,平均壁面热流密度增加32%;该研究对两类燃料燃烧时对应的壁面传热过程进行了建模,计算表明:浆体燃料燃烧时导致的

粗糙沉积层通过摩擦效应加强了高温燃气与壁面的对流换热过程,这是壁面热流密度显著增加的主要原因。

相比铝的体积热值84.71MJ/L,硼具有更优的能量特性,其体积热值高达148.43MJ/L,在液体碳氢燃料中添加硼颗粒具有更高的性能提升潜力,然而目前还未见含硼碳氢燃料在超燃冲压发动机中试验研究的公开报道,无法评估其燃烧效率和实际能量特性提升效果。此外,含固体颗粒碳氢燃料在超燃冲压发动机中的应用还涉及到燃料供应输送、喷注雾化、燃烧室壁面固相沉积等问题,仍需开展大量研究工作。

本文在入口马赫数2,总温1700K的直连式超燃冲压燃烧室中开展了某高能液体碳氢燃料和含硼碳氢燃料的燃烧试验研究,在0.56~0.94当量比对比了两种燃料燃烧时的沿程壁面压力、燃烧效率、质量比冲和密度比冲,对比分析了在液体碳氢燃料中添加硼颗粒带来的实际效果及影响因素。此外,本文发展了适用于含硼碳氢燃料的供应方案和喷注方案,并对其造成的内壁面固相沉积进行了评估和微观理化分析。

## 2 含硼碳氢燃料及实验系统

### 2.1 燃料参数及供应系统

本文采用某高能液体碳氢燃料(HP Fuel)作为基准,加入硼颗粒和表面分散剂制备含硼碳氢燃料,其中硼颗粒平均粒径为800nm,质量分数为16%,表面分散剂采用天津大学自主研发的 TOPO<sup>[4]</sup>,TOPO 可以促使硼颗粒均匀稳定分散在液体碳氢燃料中,改善固体颗粒之间的团聚和沉降问题<sup>[17-18]</sup>,其添加量不超过1%,且不参与化学燃烧反应,因此忽略其影响。表1列出了两种燃料的名称、组成、密度、体积热值和恰当氧燃比数据,相比HP纯液体燃料,16%质量分数硼颗粒的加入可使燃料密度提高10%,体积热值提高11%,理论能量特性明显提升。

本试验所用的含硼碳氢燃料由天津大学先进燃料与化学推进剂实验室提供,其属于非牛顿流体,粘

**Table 1 Composition and property parameters of two hydrocarbon fuels**

Fuel	Composition	Density/(g/ml)	Volumetric heat/(MJ/L)
HP	100% HP	0.982	43.55
HP+16%B	84wt% HP+16wt%B	1.082	48.49

度较高,难以采用液体燃料常用的挤压式或泵压式燃料供应方案,本文设计了一款直线步进电机驱动的活塞推进供应系统,如图1所示,浅蓝色部件为不锈钢材质的分体式燃料缸,圆柱段内径40mm,长度800mm,单次可容纳约1L的燃料,最高供油流量为0.08L/s,燃料缸内部包含一个不锈钢活塞,一端与燃料直接接触,另一端与直线步进电机的活塞杆连接,直线步进电机的活塞杆可由电机控制以恒定速度移动,实现燃料按额定的体积流量稳定供应,活塞杆的位移量通过一款拉绳式位移传感器测量,传感器量程为1000mm,精度为0.1%FS(Full scale)。试验过程中,燃料缸出口与超燃冲压发动机喷注器通过不锈钢金属软管连接。

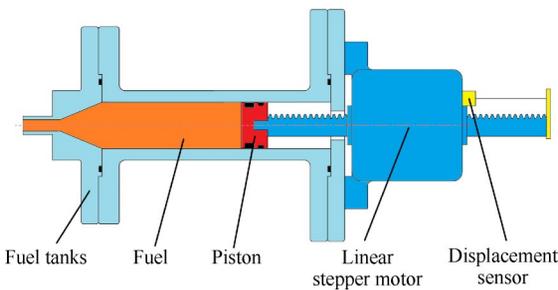


Fig. 1 Schematic diagram of boron contained hydrocarbon fuel supply system

### 2.2 直连式超燃冲压发动机

燃烧试验在北京航空航天大学宇航学院的直连式超燃冲压发动机平台开展<sup>[15-16]</sup>,图2展示了其结构组成和具体参数,高焓来流由氢氧燃烧型加热器产生,加热器喷管出口与矩形隔离段入口连接,隔离段入口高32mm,宽54mm,隔离段下游依次为超燃冲压发动机的第一至第四段矩形燃烧室,燃烧室整体采用垂直方向尺寸不变,展向方向对称扩张的形式,超

燃冲压发动机隔离段和燃烧室总长为1200mm,以隔离段入口为原点,流向方向为X轴正方向。隔离段及燃烧室壁面布置有多个压力测量孔,可以与压力测量设备连接实现沿程壁面压力的瞬态测量。

图2中还展示了第一段燃烧室顶侧多功能盖板的实物图和部件组成,包含喷注器组件、凹腔结构、点火器等,喷注组件采用可更换的模块化设计,方便进行含硼碳氢燃料的清理,稳焰方式选用壁面喷注-单侧凹腔结构,凹腔深15mm,长85mm,使用气氢/气氧火炬点火器进行点火;第一段燃烧室两侧可采用玻璃或金属盖板,使用光学玻璃时可开展光学测量,使用金属盖板时可进行沿程壁面压力测量。

为了实现含硼碳氢燃料的稳定喷注和高效雾化,本文采用了一款自激振荡式喷注器<sup>[16,19]</sup>,在合适的结构设计和几何参数条件下,含硼碳氢燃料能够产生自激振荡,由连续射流被调制成自激振荡射流,自激振荡射流具有高频压力振荡与大结构分离涡流环,可在较高的空化数下形成有效的空化射流,进而利用气泡溃灭过程中产生的冲击波和微射流增强含硼碳氢燃料的雾化效果<sup>[20]</sup>。图3展示了自激振荡喷注器的结构,喷注器采用本体和喷嘴独立设计的方式,振荡腔直径2mm,深3mm,7个喷嘴交错布置于间隔10mm的两个横截面上,各横截面上喷嘴间距为10mm。

氢氧燃烧型加热器出口对应的模拟参数和组分如表2所示,其中加热器出口马赫数为2,总温1700K,空气总流量约0.60kg/s,其中氧气的摩尔分数为20.82%,与真实空气一致,由于本文采用了氢气-氧气-空气燃烧型加热方式模拟高焓空气,因此模拟空气中还包含摩尔分数为20.32%的水蒸汽,在此条件下,含硼碳氢燃料中硼颗粒的化学反应过程将发

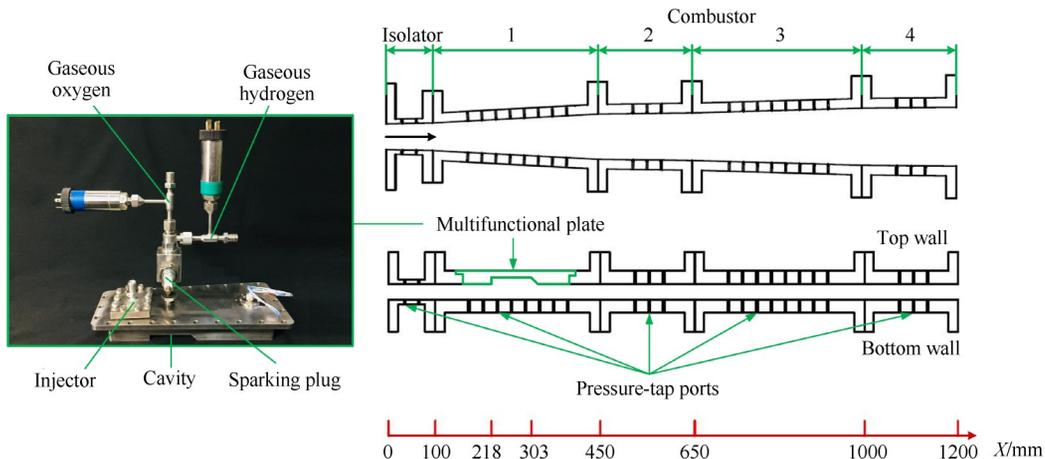


Fig. 2 Structure of direct-connected scramjet engine

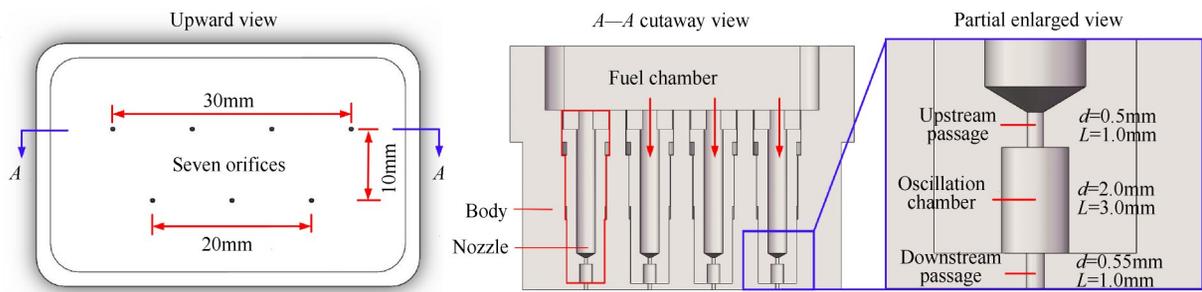


Fig. 3 Schematic diagram of self-excited oscillating injector structure<sup>[11]</sup>

生变化,由硼和干空气反应生成氧化硼( $B_2O_3$ )变化为硼与湿空气反应生成偏硼酸( $HBO_2$ ),对应硼的体积热值为 148.43 MJ/L,表 1 中含硼碳氢燃料的体积热值根据此参数计算得到。

Table 2 Major parameters of hydrogen-oxygen combustor outlet

Parameter	Value
Mach number	2
Total temperature/K	1700
Total pressure/MPa	0.70
Mass flow rate/(kg/s)	0.60
Mole fraction of nitrogen/%	58.86
Mole fraction of oxygen/%	20.82
Mole fraction of water/%	20.32

### 2.3 测量方法及设备

本研究中采用的接触式测量方法主要包括压力测量和位移测量,其中位移测量用于计算燃料的体积流量,具体参数已在前文中介绍。压力测量主要包括两部分:第一部分是各气体工质、液体燃料的供应管路压力、加热器室压、点火器室压等,采用北京威斯特中航科技有限公司的 CYB-20S 型薄膜喷射压力传感器,量程包括 0~6MPa 和 0~10MPa 两种,根据具体需求选用,传感器精度为  $\pm 0.1\%$  FS,测量系统以 1kHz 的采样频率实时记录数据。第二部分是发动机燃烧室沿程壁面压力的测量,采用了 PSI 公司的压力扫描阀,该压力扫描阀能以 330Hz 的采样频率同时采集 128 路压力信号,量程 0~0.70MPa,传感器精度为  $\pm 0.5$  FS。

为了评估超燃冲压发动机燃烧室内的燃烧流场情况,本文还采用了两种非接触式光学测量手段——高速摄像系统和 CH\* 自发光成像系统。高速摄像系统可捕捉流场的可见光瞬态信息,辅助分析燃烧场的结构和流动状态,本文使用日本 Photron 公司的 FASTCAM NOVA 高速摄像机,以全分辨率 1024×1024

进行拍摄,拍摄速度 3000 帧/秒,曝光时间为 1/3000s,其放置于发动机的侧面,透过第一段燃烧室侧面的光学玻璃观察窗拍摄燃烧室内的火焰分布。碳氢燃料在燃烧过程中会生成大量的 CH 基团,通过对燃烧流场中的 CH 基团进行拍摄,可以识别燃烧室内发生化学反应的位置及强度,因此使用加装 CH 基滤镜的 ICCD(Intensified Charge-Coupled Device)相机对其进行拍摄,ICCD 相机的门宽为 10000ns,增益 70%,CH 基滤镜的透过波长为  $(432\pm 5)$  nm,试验过程中与高速摄像机并排放置。

### 2.4 一维冲量分析方法

沿程壁面压力测量是一种准确、可靠的超燃冲压发动机流场定量测量手段,根据测得的沿程壁面压力数据,可以直接分析瞬态压力变化过程和稳态压力分布,同时可以利用沿程壁面压力数据进行间接的流动分析。一维的流动分析模型是超燃冲压发动机研究中应用最广泛的定量分析方法,本文中,以燃烧室沿程压力分布、燃烧室几何构型、来流工质及燃料流量为已知条件,根据拟合的壁面压力数据求解质量守恒方程、原子流守恒方程、理想气体状态方程、动量守恒方程、能量守恒方程,可以获得燃烧室沿流向的其他流动参数,如马赫数、静温等。

典型的超燃冲压发动机流场中存在强烈的激波-边界层干扰,在局部会诱导较强的流动分离,导致实际流通面积并不等于几何流道面积,而是扣除分离区面积的核心流流动面积,即芯流面积。在本程序中,考虑芯流面积变化,使得流动求解更符合实际物理过程,同时考虑壁面散热对能量守恒的影响。

一维分析程序采用的单元控制体模型如图 4 所示,1 面为控制体入口,2 面为控制体出口,沿流向等距划分多个单元控制体,并通过沿流向的空间推进求解相关流动参数。需要注意的是,由于固体添加剂及其反应产物在典型超燃冲压发动机热环境下

(静温低于 2500K), 一般以固态或液态的状态稳定存在, 其求解分析过程与气体有一定差别, 后续控制方程介绍中会具体说明。

质量守恒方程如式(1)和式(2)所示, 其中  $\dot{m}_{\text{gas}}$  代表去除固体颗粒(B)及其燃烧产物( $\text{HBO}_2$ )的质量流率,  $\rho$  为气相混合物密度,  $v$  为速度,  $A_c$  为核心流等效流通面积, 即芯流面积。

$$\dot{m}_{\text{gas}} = \dot{m}_{\text{all}} - \dot{m}_{\text{B}} - \dot{m}_{\text{HBO}_2} \quad (1)$$

$$\dot{m}_{\text{gas}} = \rho v A_c \quad (2)$$

组分上, 考虑单步反应  $\text{C}_x\text{H}_y + \left(x + \frac{y}{4}\right)\text{O}_2 \rightarrow x\text{CO}_2 + \frac{y}{2}\text{H}_2\text{O}$  及  $4\text{B} + 3\text{O}_2 + 2\text{H}_2\text{O} \rightarrow 4\text{HBO}_2$ , 假设碳氢燃料  $\text{C}_x\text{H}_y$  与固体添加物 B 的质量消耗率相同, 所有组分的质量流率均可由二氧化碳的质量流率  $\dot{m}_{\text{CO}_2}$  线性表出, 其表达式分别如式(3)~(8)所示, 其中  $\dot{m}_i$  为  $i$  组分在特定控制体出口的质量流率,  $\dot{m}_{i,0}$  为  $i$  组分进入燃烧室时的质量流率,  $M(i)$  为  $i$  组分的分子量,  $\alpha$  为混合燃料中固体添加物的质量分数。

$$\dot{m}_{\text{N}_2} = \dot{m}_{\text{N}_2,0} \quad (3)$$

$$\dot{m}_{\text{O}_2} = \dot{m}_{\text{O}_2,0} - \frac{\left(x + \frac{y}{4}\right)M(\text{O}_2)}{xM(\text{CO}_2)}(\dot{m}_{\text{CO}_2} - \dot{m}_{\text{CO}_2,0}) - \frac{3M(\text{O}_2)}{4M(\text{HBO}_2)}\dot{m}_{\text{HBO}_2} \quad (4)$$

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},0} + \frac{\frac{y}{2}M(\text{H}_2\text{O})}{xM(\text{CO}_2)}(\dot{m}_{\text{CO}_2} - \dot{m}_{\text{CO}_2,0}) - \frac{M(\text{H}_2\text{O})}{2M(\text{HBO}_2)}\dot{m}_{\text{HBO}_2} \quad (5)$$

$$\dot{m}_{\text{C}_x\text{H}_y} = (1 - \alpha)(\dot{m}_{\text{all}} - \dot{m}_0) - \frac{M(\text{C}_x\text{H}_y)}{xM(\text{CO}_2)}(\dot{m}_{\text{CO}_2} - \dot{m}_{\text{CO}_2,0}) \quad (6)$$

$$\dot{m}_{\text{B}} = \alpha(\dot{m}_{\text{all}} - \dot{m}_0) \left[ 1 - \frac{M(\text{C}_x\text{H}_y)}{xM(\text{CO}_2)} \frac{(\dot{m}_{\text{CO}_2} - \dot{m}_{\text{CO}_2,0})}{(1 - \alpha)(\dot{m}_{\text{all}} - \dot{m}_0)} \right] \quad (7)$$

$$\dot{m}_{\text{HBO}_2} = \alpha(\dot{m}_{\text{all}} - \dot{m}_0) \left[ \frac{M(\text{C}_x\text{H}_y)}{xM(\text{CO}_2)} \frac{(\dot{m}_{\text{CO}_2} - \dot{m}_{\text{CO}_2,0})}{(1 - \alpha)(\dot{m}_{\text{all}} - \dot{m}_0)} \right] \cdot \frac{M(\text{HBO}_2)}{M(\text{B})} \quad (8)$$

典型的超燃冲压发动机工作状态下, 温度不高于 2500K, 压强不大于 0.5MPa, 可以认为流场气体满足理想气体状态方程, 如式(9)所示, 其中  $p$  为静压,  $R_0$  为通用气体常数,  $T$  为静温。此处考虑了燃烧室不同流向位置的气体组分变化, 因此在各单元控制体内进行求解时, 混合物的分子量也在改变。

$$p = \rho R_0 T \left( \sum^{\text{gas}} \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_{\text{gas}}} \frac{1}{M(i)} \right) \quad (9)$$

求解动量方程时, 需要同时考虑气相、液相和固相对控制体的作用, 其微元表达式如式(10)所示, 其中  $\dot{m}_{\text{all},2}$  为控制体 2 面(出口)所有组分的质量流率,  $\dot{m}_{\text{all},1}$  为控制体入口所有组分的质量流率,  $v_2$  为控制体出口速度,  $v_1$  为控制体入口速度。  $A_{c1}$  为控制体入口的芯流面积,  $C_f$  为壁面摩擦系数,  $\rho_1$  为控制体入口的密度,  $\Delta A_{w-\text{core}}$  为控制体的湿面积。

$$\dot{m}_{\text{all},2} v_2 - \dot{m}_{\text{all},1} v_1 = -(p_2 - p_1) A_{c1} + \frac{C_f}{2} (\rho_1 v_1)^2 \Delta A_{w-\text{core}} \quad (10)$$

能量方程中, 考虑壁面散热对控制体单元内工质总焓的影响, 同时考虑所有物质在能量体系中的影响, 如式(11)所示。其中  $h(T)_i$  为  $i$  组分在静温  $T$  下的焓值, 计算方法采用 CHEMKIN-II 7 系数拟合法,  $H_{\text{mainflow}, \text{inj}}$  为进入加热器工质的总焓,  $H_q$  为散热量,  $T_{\text{inj}}$  为燃料喷注时的温度。

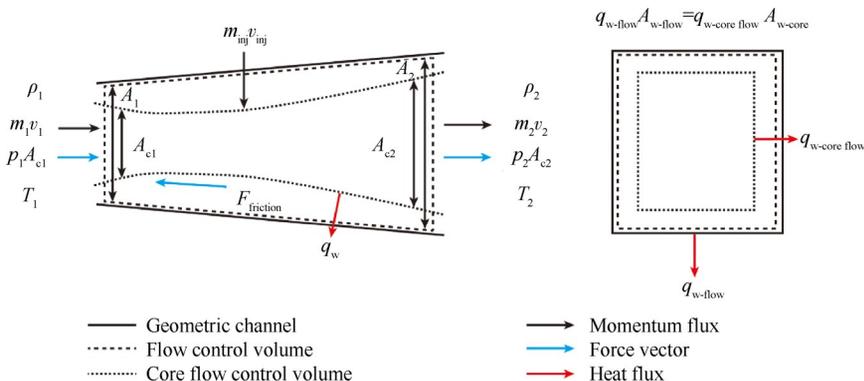


Fig. 4 Control body diagram of one-dimensional impulse analysis method

$$\sum_{i=1}^{\text{all}} \dot{m}_i \left[ h(T)_i + \frac{v^2}{2} \right] = H_{\text{mainflow, inj}} - H_q + (\dot{m}_{\text{all}} - \dot{m}_0) \left[ (1 - \alpha) h(T_{\text{inj}})_{\text{C}_2\text{H}_2} + \alpha h(T_{\text{inj}})_{\text{metal}} \right] \quad (11)$$

散热量的估计采用雷诺比拟的方法,其求解过程如式(12)~(14)所示,其中 $h_f$ 为对流换热系数, $T_{\text{wall}}$ 为壁面温度, $Nu$ 为努塞尔数, $Pr$ 为普朗特数, $l_{\text{core}}$ 为芯流水力直径, $\lambda$ 为气相导热系数。

$$H_q = h_f(T - T_{\text{wall}}) \Delta A_{w - \text{core}} \quad (12)$$

$$Nu = \frac{1}{2} C_f Pr^{\frac{1}{3}} \quad (13)$$

$$Nu = \frac{h_f l_{\text{core}}}{\lambda} \quad (14)$$

芯流面积的求解是一维流动分析中重要的问题,本文定义芯流面积比(即芯流面积比几何流道横截面积),通过该参数反映分离对主流流动的影响。典型芯流面积比曲线如图5所示,芯流面积比最小点流向位置为 $x_{\text{sep}_1}$ ,一般取主要释热开始点,本文中为凹腔前缘,在释热开始点上游,采用冻结流模型求解,以上控制方程组完全封闭,可以求解出芯流面积 $A_c$ 沿流向分布及对应芯流面积比。在释热开始点下游采用反应流模型,芯流面积无法求解,因此采用经验方法进行线性插值取值,实际上在释热开始后随着波系强度的减弱,分离区面积不断减小,芯流面积比会逐渐接近1,并在下游处完全再附,定义为再附点 $x_{\text{sep}_2}$ ,再附点下游的芯流面积比均为1。

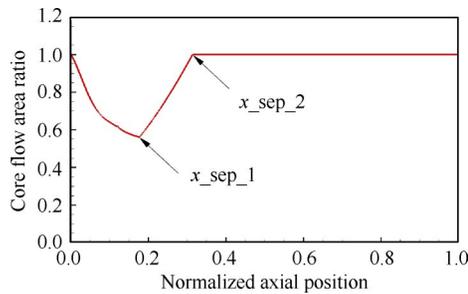


Fig. 5 Change process of core flow area ratio along the direction of flow

将试验测得的离散压力数据进行三次样条拟合后,作为上述方程中压强 $p$ 的输入量,方程组未知数通过牛顿迭代进行求解,并沿流向进行控制体信息的传递,从而获得沿程相关流动参数分布。本程序采用反应物质量消耗率的方式计算燃烧效率,即

$$\eta_c = \frac{\dot{m}_{\text{fuel, inj}} - \dot{m}_{\text{fuel, exit}}}{\dot{m}_{\text{fuel, inj}}} \quad (15)$$

需要注意的是,由于本程序采用芯流面积对回

流区进行评估,所以求解出的主流马赫数需要乘以芯流面积比得到面积平均马赫数,如式(16)所示,其中 $A$ 代表流道的物理面积。

$$Ma_{\text{area-weighted average}} = Ma_{\text{core}} \frac{A_c}{A} \quad (16)$$

## 2.5 燃烧室性能计算方法

超燃冲压发动机燃烧室性能主要包括质量比冲和密度比冲两个指标。其中,质量比冲定义为燃烧室内推力与燃料质量流量的比值,即

$$I_{\text{sp}} = \frac{T}{\dot{m}_{\text{fuel}}} = \frac{\int p(x) dA(x) \sin\theta}{\rho_{\text{fuel}} A_{\text{fuel}} (L_{\text{end}} - L_{\text{start}}) t} \quad (17)$$

式中 $I_{\text{sp}}$ 为质量比冲, $T$ 为燃烧室内推力, $\dot{m}_{\text{fuel}}$ 为喷入燃烧室的燃料质量流量。

具体地,燃烧室内推力定义为燃烧室压力与内壁面面积沿流向方向的积分,在流向位置 $x$ 处的微元长度 $d(x)$ 内, $p(x)$ 为壁面压力平均值, $dA(x)$ 为燃烧室内壁面微元面积, $\theta$ 为内壁面与流向方向的夹角;在燃料质量流量的求解式中, $\rho_{\text{fuel}}$ 定义为燃料的密度, $A_{\text{fuel}}$ 定义为燃料缸的截面积,在燃料供应系统的工作周期 $t$ 内, $L_{\text{end}}$ 和 $L_{\text{start}}$ 分别定义为活塞的终点位置和起始位置。

密度比冲定义为质量比冲与燃料密度的乘积,在工程应用方面具有重要的参考意义,密度比冲越大,单位容积的燃料贮箱可以产生更大的推进能力,因此可以提高航程或减小燃料贮箱占用的空间。密度比冲 $I_{\text{dsp}}$ 的计算方法为

$$I_{\text{dsp}} = I_s \times \rho_{\text{fuel}} \quad (18)$$

不确定度计算和分析是评估数据可信度的重要方法,利用文献[21]中描述的方法估计质量比冲和密度比冲的不确定度,不确定度传递公式为

$$u(y) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left( \frac{\partial f}{\partial x_i} \right)^2 u^2(x_i)} \quad (19)$$

$$y = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (20)$$

根据比冲和密度比冲的计算值和不确定度,以99.7%的置信度生成真实值的置信区间,具体计算结果展示在后文。

## 3 试验结果及分析

### 3.1 含硼碳氢燃料的喷注特性

超燃冲压发动机中常采用直流式喷注器实现液体碳氢燃料的喷注雾化,具有良好的适用性,本试验所用的含硼碳氢燃料属于非牛顿流体,其流动特性与液体碳氢燃料存在明显差异,本文首先使用直径

0.5mm的七孔直流式喷注器对比研究HP燃料和HP+16%B燃料的喷注特性,两种燃料在当量比0.73工况对应的喷注压力曲线如图6所示,可以发现HP燃料对应的喷注压力非常平稳,平均值约1.1MPa,而HP+16%B燃料的喷注压力波动剧烈,且喷注压力峰值达到约6MPa。

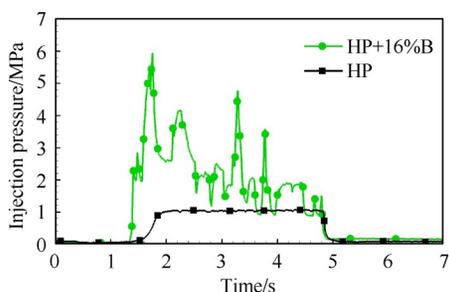


Fig. 6 Injection pressure for supplying HP and HP+16%B fuel with direct flow injector

采用自激振荡喷注器供应HP+16%B燃料对应的喷注压力曲线如图7所示。低当量比时,喷注压力在初期存在一个尖峰,随后下降至稳定值,该过程与含硼碳氢燃料的非牛顿流体属性有一定关系,该工况为当天首次试验,而非牛顿流体的初始剪切粘度很高,因此便产生了一个很高的供应压力峰,而燃料在供应管路和喷注孔内开始流动后,剪切效应会使燃料的粘度特性发生变化,即出现剪切变稀现象,随后喷注压力便会迅速下降并趋于稳定;中、高当量比时,燃料的粘度特性还未恢复至初始状态,因此喷注压力比较稳定,随着当量比提高,喷注压力的具体数值也不断提高。综上,采用自激振荡喷注器可以实现HP+16%B含硼碳氢燃料的稳定喷注。

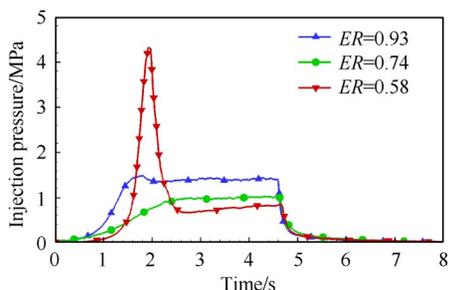


Fig. 7 Injection pressure of self-excited oscillation injector supplying HP+16%B fuel under different equivalence ratio

### 3.2 燃烧流场诊断及分析

为了直观认识超燃冲压发动机燃烧室内的流动燃烧情况,使用非接触光学测量系统对燃烧流场进行测量诊断。由于含固体硼颗粒的HP+16%B燃料

会产生明显的固相产物沉积,污染光学玻璃,无法获得有效的光学测量结果,因此仅测量HP燃料的燃烧流场,并配合沿程壁面压力的测量结果进行综合分析。

图8展示了HP燃料燃烧时的燃烧室典型燃烧流场,包括高速摄像机拍摄的凹腔位置火焰分布、ICCD相机拍摄的凹腔位置CH基团分布,燃烧室沿程壁面压力分布曲线也一并给出。图中所示的火焰分布属于采用壁面喷注凹腔稳焰方案时典型的火焰形态,火焰前锋接近凹腔前缘位置,沿剪切层迅速发展,主要燃烧和释热区域在凹腔内部,属于凹腔稳定燃烧模式;图中还展示了多张CH基团图像的平均化处理结果,颜色越亮,代表CH基浓度越高,可以发现:凹腔内部区域的CH基浓度很高,在后缘区域接近峰值,而CH基团一般出现在高强度化学反应对应区域,说明凹腔内部及下游部分区域内的燃烧反应强度很高,与高速摄像的拍摄结果基本一致。

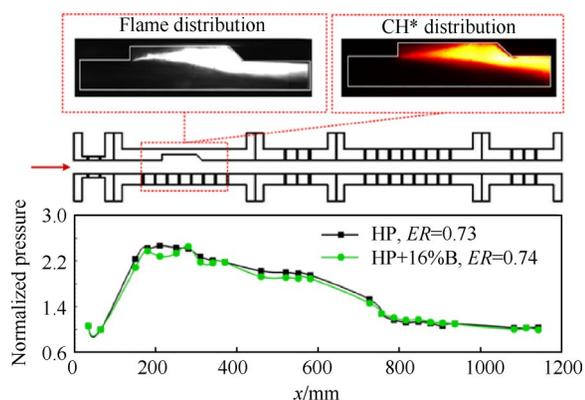


Fig. 8 Typical combustion flow field in the scramjet combustor

基于沿程壁面压力数据的流场分析是评估超燃冲压发动机燃烧室工作状态和性能水平的重要手段。图8还展示了HP和HP+16%B燃料在当量比约0.73时对应的燃烧室沿程壁面压力测量结果,两者的分布基本一致:隔离段内沿程壁面压力沿流向方向呈现小幅下降,与隔离段的微扩流道直接相关;随后沿程壁面压力在第一段燃烧室内迅速抬升,这是由于高强度的化学反应过程主要发生在凹腔内部,集中的热量释放使得凹腔区域的静压水平迅速升高,促使凹腔上游区域形成激波串结构,导致沿程压力迅速抬升;在凹腔下游,由于化学反应强度降低和流道扩张,沿程压力逐渐下降;第二段和第四段燃烧室的流道小幅扩张,在考虑壁面摩擦效应时,超声速气流的流速基本保持不变,因此对应的沿程壁面压力

比较稳定;第三段燃烧室的流道扩张角度较大,超声速气流不断加速,沿程壁面压力持续下降。

发动机燃烧室内的沿程马赫数和沿程静温也是分析发动机燃烧流场的重要参考,本文采用一维冲量分析法计算了HP和HP+16%B燃料在不同当量比时的沿程马赫数及沿程静温,下文主要展示当量比约0.73时的计算结果,其余当量比工况的结果类似,此处不再赘述。

图9(a)展示了HP和HP+16%B燃料的沿程马赫数分布,两种燃料对应的沿程马赫数分布类似:在凹腔上游部分区域及凹腔内所有区域的马赫数小于1,燃烧室其余流向位置的马赫数则大于1,因此可以判断此工况下发动机燃烧室工作在双模态亚燃模态。具体地,隔离段流道微扩使超声速气流小幅加速;进入第一段燃烧室后,凹腔上游的预燃激波串使气流马赫数迅速降低,凹腔内部强烈的化学反应和高释热量使此处的气流马赫数降至1以下,在凹腔下游,随着燃烧室内流道扩张和化学反应基本结束,两种燃料对应的沿程马赫数不断提高,在出口处接近约 $Ma1.4$ 。

图9(b)展示了HP和HP+16%B燃料的沿程静温分布,两种燃料对应的沿程静温分布类似:第一段燃烧室凹腔上游区域的静温呈小幅上升,这是预燃激波串减速升温效应导致的,在喷注点位置,由于常温燃料加入主流,因此沿程静温小幅下降,凹腔区域是化学反应发生的区域,因此沿程静温迅速提高并在凹腔后缘处接近峰值;在凹腔下游,化学反应还未完全结束,因此沿程静温在该区域依旧小幅提高;随后,在流道扩张和化学反应结束的情况下,沿程静温逐渐下降。

### 3.3 燃烧效率

根据实验测得的燃烧室沿程壁面压力,使用一维冲量分析方法计算得到了HP和HP+16%B燃料的燃烧效率,图10展示了具体的计算结果。在所研究

当量比范围内,HP+16%B燃料的燃烧效率均未能超过HP燃料,主要原因是硼颗粒未能完全燃烧,实际释热量未能达到理论值。使用线性拟合的方式对两种燃料的燃烧效率数据点进行拟合,如黑色虚线和绿色虚线所示,可以发现随着当量比增加,两种燃料燃烧效率的差距呈现逐渐增加的趋势,这是由于当量比越高,HP+16%B燃料的质量流量越高,即硼颗粒的绝对质量流量越高,硼颗粒未能完全燃烧,对含硼碳氢燃料燃烧效率的影响不断加剧。

硼颗粒未能完全燃烧可能与硼颗粒本身的物理特性有一定关系,硼的熔点为2349K,沸点为4200K。前文沿程静温的计算结果表明,HP+16%B燃料燃烧时的最高温度约2600K,刚刚超过硼颗粒的熔点,无法超过硼的沸点,因此燃烧过程中硼主要以熔融态参与燃烧反应,大量研究也表明硼的点火特性较差、高效燃烧比较困难<sup>[22-24]</sup>,因此在本研究中,添加硼颗粒未能获得理想的燃烧效率提升效果。

### 3.4 燃烧室比冲性能

根据2.5节所述燃烧室性能计算方法,计算得到了不同当量比工况HP和HP+16%B燃料对应的质量比冲和密度比冲性能,具体计算结果如图11所示,各数据对应的误差带也一并标识在图中,可以发现HP+16%B燃料对应的燃烧室质量比冲略微低于HP燃料对应的燃烧室质量比冲,通过插值计算,前者对应的燃烧室平均质量比冲下降3.76%。

燃料的质量比冲受四方面因素影响,即燃料质量热值、恰当氧燃比、燃烧效率和两相流损失。第一,HP+16%B燃料的质量热值为44.82MJ/kg,相比HP燃料的质量热值44.35MJ/kg略高出1.06%,两种燃料的理论能量特性基本接近;第二,HP+16%B燃料的恰当氧燃比为3.130,而HP燃料的恰当氧燃比为2.985,在本文控制来流空气总流量不变的前提下,相同当量比工况意味着HP+16%B燃料比HP燃料的质量流量高出4.86%,考虑燃料的质量热值,HP+16%B

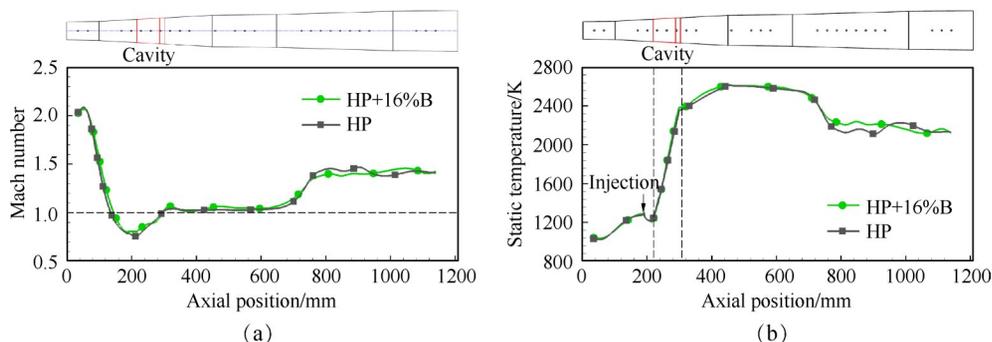


Fig. 9 Typical flow parameter distributions of HP series fuel

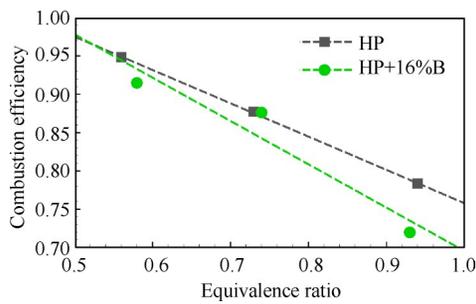


Fig. 10 Comparison of combustion efficiency between HP and HP+16%B fuel

燃料相比 HP 燃料的单位理论投入热量高出 5.97%；第三,燃烧效率决定了燃料的实际释热能力,计算结果表明 HP+16%B 燃料在三个当量比工况的燃烧效率均低于 HP 燃料,第四,HP+B 燃料的燃烧过程中存在以液态或固态形式存在的含硼燃烧产物和单质硼,产生不同程度的两相流损失,同样会造成发动机质量比冲降低。在以上四个原因的共同作用下,HP+16%B 燃料对应的燃烧室质量比冲低于 HP 燃料。

在碳氢燃料中添加固体颗粒的另一个重要目的是提升燃料密度,以期带来发动机密度比冲性能的提升。图 11 (b) 展示了不同当量比下 HP 和 HP+16%B 燃料的密度比冲对比结果,由于 HP+16%B 燃料的密度相比 HP 燃料提高 10.12%,因此各当量比工况下 HP+16%B 燃料对应的密度比冲全面高于 HP 燃料的结果,通过插值计算,前者对应的燃烧室平均密度比冲提升 6.05%。表 3 列出了不同当量比下 HP 和

HP+16%B 燃料对应的比冲性能具体数据及扩展不确定性。

### 3.5 燃烧室内壁固相沉积

相比 HP 燃料,HP+16%B 燃料还会在燃烧室壁面造成明显的固相沉积,这主要是硼颗粒的不完全燃烧和含硼燃烧产物的高熔点特性所致。图 12 展示了不同当量比工况下第一段燃烧室侧壁内表面拍摄到的固相沉积,黄色字体标识了来流方向和喷注器的流向位置,绿色和红色圆圈标识了侧壁盖板的压力测量孔位置。

可以发现,HP+16%B 燃料燃烧后会导致凹腔上游、凹腔内部和凹腔下游出现不同程度的固相沉积,凹腔上游的黑色沉积是碳氢燃料不完全燃烧生成的炭黑,凹腔内部和下游的沉积物呈棕色,主要为硼颗粒的燃烧产物。此外,不同当量比对应的沉积情况也有一定差别:当量比 0.58 时,棕色沉积物主要分布在凹腔内部和下游,主要是因为燃料的质量流量较低,此外,沉积物还造成了凹腔内 1 个压力测量孔堵塞,压力扫描阀未能采集到壁面压力数据;当量比 0.74 和 0.93 时,凹腔大部分区域及下游位置均为棕色沉积物,且沉积物厚度明显提高,范围扩大,并造成 3 个压力测量孔堵塞,沿程壁面压力数据未能采集。

对 HP+16%B 燃料在不同当量比的燃烧产物进行采样,采样位置为侧壁面对应凹腔内部及下游的区域,此处沉积物比较丰富,且化学反应基本接近完全,在此基础上进行的微观理化分析具有代表性。X

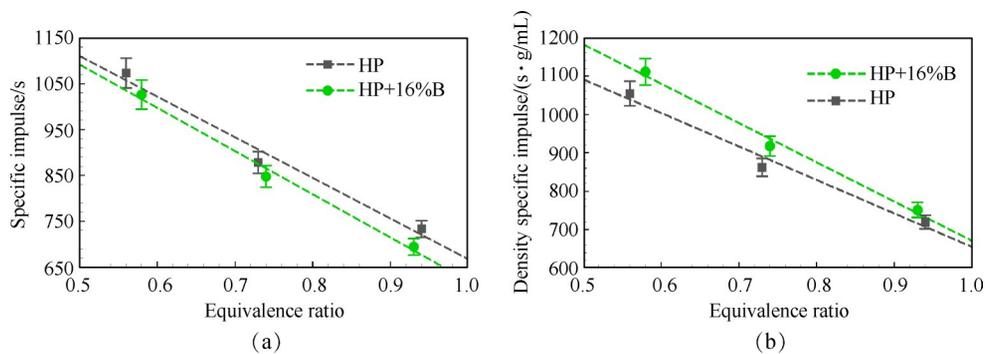


Fig. 11 Comparison of specific impulse performances between HP and HP+16%B fuel

Table 3 Scramjet combustor performance corresponding to HP and HP+16%B fuel

Fuel	ER	Specific impulse/s	Density specific impulse/(s·g/ml)
HP	0.56	1073.52±32.48	1054.20±31.90
	0.73	878.06±23.77	862.26±23.34
	0.94	733.43±18.38	720.23±18.05
HP+16%B	0.58	1026.28±31.94	1110.53±34.56
	0.74	847.81±23.65	917.41±25.59
	0.93	694.40±18.31	751.41±19.81

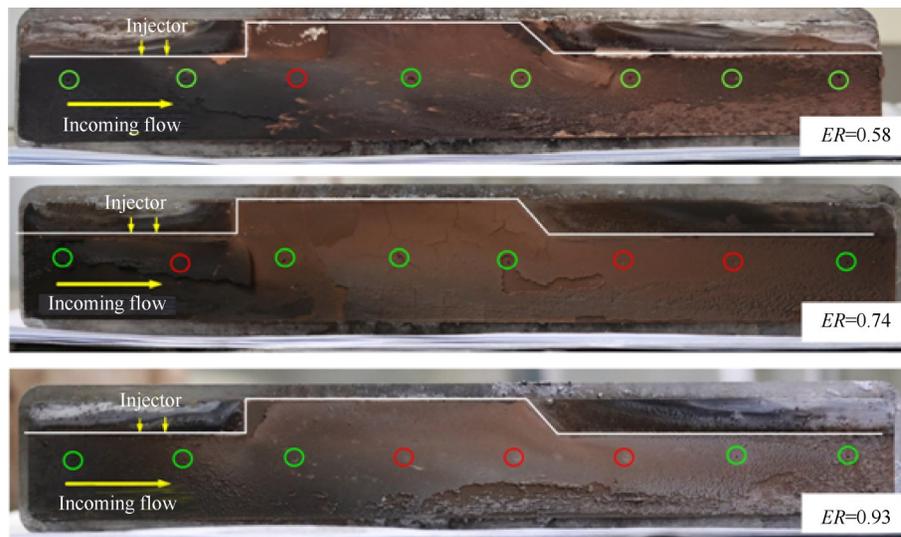


Fig. 12 Solid deposition on side wall caused by HP+16%B fuel combustion at different equivalent ratios

射线衍射分析(XRD, X-ray diffraction)通过对材料进行X射线衍射,分析其衍射图谱,可以获得材料的物质种类信息。图13展示了三个当量比下固相沉积物的XRD分析结果,可以发现,三个当量比工况下固相沉积物对应的谱峰位置非常接近,且与标准数据库中硼酸( $H_3BO_3$ )的数据符合良好。

分析认为:这与本研究中采用氢氧燃烧加热器模拟的空气包含水蒸汽有关,如前文所述,本研究中氢氧燃烧加热器出口位置的水蒸汽摩尔分数为20.32%,使用热力计算软件CEA对含水蒸汽高焓空气与HP+16%B燃料的理论燃烧产物进行计算,发现硼颗粒的主要燃烧产物为亚硼酸( $HBO_2$ ),而不是氧化硼( $B_2O_3$ ),而亚硼酸在潮湿空气中会迅速反应生成硼酸,与固相沉积物的分析结果一致。

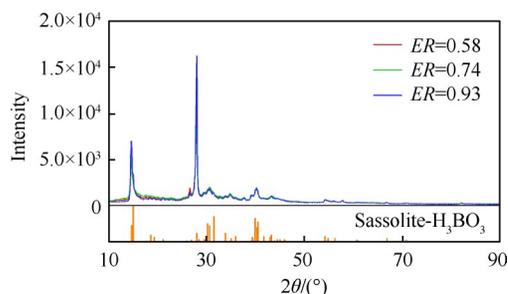


Fig. 13 XRD results of solid depositions caused by HP+16%B fuel combustion

## 4 结论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)本试验所用含硼碳氢燃料具有非牛顿流体属性和高粘度特性,传统的直流式喷注器无法实现

其稳定喷注,采用自激振荡喷注器可有效改善其喷注特性,喷注压力稳定且幅值较低。

(2)在本文使用的超燃冲压发动机燃烧室中,向液体碳氢燃料中添加16%硼颗粒可使发动机密度比冲明显提高,在当量比0.56~0.94内,平均密度比冲提升约6.05%。

(3)含硼碳氢燃料燃烧时会在燃烧室内壁产生不同程度的固相沉积,影响发动机测量系统获得有效结果,产物分析结果表明其主要成分为硼酸( $H_3BO_3$ ),系硼颗粒与含水高焓空气反应产生。

## 参考文献

- [1] Zhang X W, Pan L, Wang L, et al. Review on Synthesis and Properties of High-Energy-Density Liquid Fuels: Hydrocarbons, Nanofluids and Energetic Ionic Liquids [J]. *Chemical Engineering Science*, 2017, 180: 95-125.
- [2] 邹吉军, 郭成, 张香文, 等. 航天推进用高密度液体碳氢燃料: 合成与应用[J]. *推进技术*, 2014, 34(10): 1419-1425. (ZOU Ji-jun, GUO Cheng, ZHANG Xiang-wen, et al. High Density Liquid Hydrocarbon Fuels for Aerospace Propulsion: Synthesis and Applications [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 34(10): 1419-1425.)
- [3] 靳雨树, 徐旭, 杨庆春. 含能碳氢燃料燃烧特性及发动机应用研究进展[J]. *航空学报*, 2023, 44: 026690.
- [4] E X T F, Zhi X M, Zhang Y M, et al. Jet Fuel Containing Ligand-Protecting Energetic Nanoparticles: A Case Study of Boron in JP-10[J]. *Chemical Engineering Science*, 2015, 129: 9-13.
- [5] E X T F, Pan L, Wang F, et al. Al-Nanoparticle-Con-

- taining Nanofluid Fuel: Synthesis, Stability, Properties, and Propulsion Performance[J]. *Industrial and Engineering Chemistry Research*, 2016, 55(10): 2738–2745.
- [ 6 ] Kim D M, Baek S W, Yoon J S. Ignition Characteristics of Kerosene Droplets with the Addition of Aluminum Nanoparticles at Elevated Temperature and Pressure[J]. *Combustion and Flame*, 2016, 173: 106–113.
- [ 7 ] Liang D L, Liu J Z, Zhou Y N, et al. Ignition Delay Kinetic Model of Boron Particle Based on Bidirectional Diffusion Mechanism[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 173: 78–84.
- [ 8 ] Tyagi H, Phelan P E, Prasher R, et al. Increased Hot-Plate Ignition Probability for Nanoparticle-Laden Diesel Fuel[J]. *Nano Letters*, 2008, 8: 1410–1416.
- [ 9 ] Javed I, Baek S W, Waheed K, et al. Effects of Dense Concentrations of Aluminum Nanoparticles on the Evaporation Behavior of Kerosene Droplet at Elevated Temperatures: The Phenomenon of Microexplosion[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, 56: 33–44.
- [ 10 ] Javed I, Baek S W, Waheed K, et al. Evaporation Characteristics of Kerosene Droplets with Dilute Concentrations of Ligand-Protected Aluminum Nanoparticles at Elevated Temperatures[J]. *Combustion and Flame*, 2013, 160: 2955–2963.
- [ 11 ] Gan Y N, Li Q. Optical Properties and Radiation-Enhanced Evaporation of Nanofluid Fuels Containing Carbon-Based Nanostructures [J]. *Energy Fuels*, 2012, 26: 4224–4230.
- [ 12 ] Gafni G, Kuznetsov A, Natan B. Experimental Investigation of an Aluminized Gel Fuel Ramjet Combustor[J]. *Chemical Rocket Propulsion*, 2017, 31(1): 297–315.
- [ 13 ] Gafni G, Kuznetsov A, Har-L D, et al. Experimental Investigation of a Ramjet Combustor Using an Aluminized Gel Fuel[R]. *AIAA* 2013–3748.
- [ 14 ] Xiao Y L, Xia Z X, Huang L Y, et al. Experimental Investigation of the Effects of Chamber Length and Boron Content on Boron-Based Gel Fuel Ramjet Performance [J]. *Acta Astronautica*, 2019, 160: 101–105.
- [ 15 ] Jin Y S, Dou S Y, Yang Q C, et al. Performance Characteristics of a Scramjet Engine Using JP-10 Fuel Containing Aluminum Nanoparticles [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 185: 70–77.
- [ 16 ] Jin Y S, Dou S Y, Wang X, et al. Effect of Nano-Sized Aluminum Additive on Wall Heat Transfer Characteristics of the Liquid-Fueled Scramjet Engine [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2021, 5: 117387.
- [ 17 ] 鄂秀天凤, 彭浩, 邹吉军, 等. 含有纳米铝颗粒的高密度悬浮燃料研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(5): 974–978. (E Xiu-tian-feng, PENG Hao, ZOU Ji-jun, et al. Study on Al NPs-Containing Suspension as High-Density Liquid Fuel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(5): 974–978.)
- [ 18 ] 邵昂, 朱韶华, 潘伦, 等. 含铝金属化浆体推进剂火箭发动机燃烧性能试验研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(7): 1650–1659. (SHAO Ang, ZHU Shao-hua, PAN Lun, et al. Experimental Study on Combustion Characteristic of Rocket Engine Based on Slurry Propellant Containing Aluminum Particles [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(7): 1650–1659.)
- [ 19 ] Jia B Q, Fu Q F, Xu X, et al. Spray Characteristics of Al-Nanoparticle-Containing Nanofluid Fuel in a Self-Excited Oscillation Injector[J]. *Fuel*, 2021, 290: 120057.
- [ 20 ] Rockwell D, Naudascher E. Review-Self-Sustaining Oscillations of Flow Past Cavities[J]. *ASME Transactions Journal of Fluids Engineering*, 1978, 100(2): 152–165.
- [ 21 ] Taylor B N, Kuyatt C E, Brown R H, et al. Guidelines for Evaluating and Expressing the Uncertainty of NIST Measurement Results [R]. *NIST Technical Note* 1297, 1994.
- [ 22 ] Ojha P K, Karmakar S. Boron for Liquid Fuel Engines—A Review on Synthesis, Dispersion Stability in Liquid Fuel, and Combustion Aspects [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 100: 18–45.
- [ 23 ] Antaki P, Williams F A. Observations on the Combustion of Boron Slurry Droplets in Air[J]. *Combustion and Flame*, 1987, 67(1): 1–8.
- [ 24 ] Takahashi F, Dryer F L, Williams F A. Combustion Behavior of Free Boron Slurry Droplets [J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1988, 21(1): 1983–1991.

(编辑:朱立影)