

# 旋流对固体燃料冲压发动机燃烧过程的影响

李唯暄<sup>1</sup>, 吕庆山<sup>2</sup>, 陈雄<sup>1</sup>, 巩伦昆<sup>1</sup>, 薛海峰<sup>1</sup>

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 中国兵器工业集团公司 中国兵器工业导航与控制技术研究所, 北京 100089)

**摘 要:** 针对旋流数对固体燃料冲压发动机燃烧流场的影响,进行了不同旋流数( $s=0, 0.2, 0.4, 0.6$ )工况下固体燃料冲压发动机直连式试验研究,固体燃料采用高密度聚乙烯(HDPE),并对 $s=0.6$ 和 $s=0$ 两个工况进行数值仿真研究.试验和数值仿真结果表明:旋流的引入有助于火焰稳定,对提高补燃室压强和燃速有积极作用.在旋流工况下会使药柱表面热流密度高于无旋流,并使燃烧室中的化学反应更加充分.高强度旋流的引入会使燃烧更加充分,燃烧效率有所提高.

**关 键 词:** 固体燃料冲压发动机; 旋流数; 燃速; 燃烧效率; 火焰稳定

**中图分类号:** V235

**文献标志码:** A

## Effect of swirl flows in combustion of solid fuel ramjet

LI Wei-xuan<sup>1</sup>, LÜ Qing-shan<sup>2</sup>, CHEN Xiong<sup>1</sup>,

GONG Lun-kun<sup>1</sup>, XUE Hai-feng<sup>1</sup>

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. China North Industries Institute of Navigation and Control Technology,

China North Industries Group Corporation, Beijing 100089, China)

**Abstract:** To study the effect of swirl number on the combustion flow field of solid fuel ramjet, the experiments of connected pipe under different multiple swirl numbers ( $s=0.2, 0.4, 0.6$ ) and non-swirl ( $s=0$ ) were conducted. High-density polyethylene (HDPE) was used as a solid fuel. And simulations were conducted under conditions of  $s=0.6$  and  $s=0$ . The results of simulation and experiment show that swirl flow is helpful to enhance the stability of flame and increase the regression rate of solid fuel and the pressure of afterburning chamber. For swirl case, the surface heat flux of solid fuel is higher than that of non-swirl case, and the chemical reaction in the combustion chamber is more efficient. Comprehensive analysis indicate that high intensity swirl flow helps to increase the combustion efficiency.

**Key words:** solid fuel ramjet; swirl number; regression rate; combustion efficiency; stability of flame

冲压发动机具有比冲高,工作时长,工作范围宽,结构简单,可靠性高等特点<sup>[1]</sup>.但固体燃料

冲压发动机的应用仍然存在很多难点,包括固体燃料燃烧机理复杂、燃烧效率较低等问题<sup>[2]</sup>.与无

**收稿日期:** 2016-06-08

**基金项目:** 预先研究项目(404040301)

**作者简介:** 李唯暄(1990—),男,硕士生,主要从事固体燃料冲压发动机研究.

**通讯作者:** 陈雄(1977—),男,教授,博士,主要从事固体火箭发动机传热传质研究.

**引用格式:** 李唯暄,吕庆山,陈雄,等.旋流对固体燃料冲压发动机燃烧过程的影响[J].航空动力学报,2017,32(5):1250-1258. LI Weixuan, LÜ Qingshan, CHEN Xiong, et al. Effect of swirl flows in combustion of solid fuel ramjet [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1250-1258.

旋流工况相比,旋流在燃烧室中部形成回流区,充分混合了空气与燃气,旋流数越大,中心回流越强,混合越充分。可见,旋流能够在一定程度上提高冲压发动机的工作性能,但不同的燃烧介质在旋流工况下燃烧特性却又不尽相同。旋流燃烧流场结构复杂,并且火焰稳定特性、燃烧效率以及总压损失特性都与无旋流情况有较大差别。

美国的 Lilley<sup>[3]</sup>对环形叶片旋流器的流场特性进行了试验研究。试验测量了旋流器出口的轴向和径向平均速度,结果显示旋流会导致流场变得非轴对称。随着叶片角度的增加,测得的速度曲线实际值与理论值的误差会逐步增加。德国的研究者 Pein<sup>[4]</sup>对旋流含硼颗粒的固体火箭冲压发动机进行了试验研究,认为通过燃烧室入口引入旋流,使空气与燃气的混合更加充分,提高硼的燃烧效率。刘道平等<sup>[5]</sup>对固体火箭发动机补燃室硼燃烧进行了试验研究,所得结果表明,大部分的硼颗粒在补燃室中参与反应,在燃烧区参与反应量最大,而在喷管区域则较少,掺混区域最少。美国 Campbell<sup>[6]</sup>的试验研究结果表明,旋流数增大会导致 HTPB(端羟基聚丁二烯)的燃速升高;同时 Campbell 认为旋流器不能安装在在燃烧室入口,因为旋流对燃烧室突扩台阶后回流区稳定有较大影响,造成火焰不稳定。

在近几年的旋流研究中,计算机仿真得到了充分的运用,依据计算机仿真和试验对比得出的结论,对旋流研究有较大意义。

马洋等<sup>[7]</sup>对固体燃料冲压发动机内流动和燃烧过程的数值模拟结果表明:旋流可使燃气与来流空气更充分的混合,以提高燃速和燃烧效率。刘巍等<sup>[8-10]</sup>提出了在旋流工况下,当旋流数小于临界旋流数时,无需将旋流器伸入燃烧室,即可使火焰稳定;反之,则须将旋流器伸入燃烧室一段距离。旋流强度的变化对流量系数、推力系数以及比冲影响不大。冯喜平等<sup>[11]</sup>对头部进气式固体火箭冲压发动机二次燃烧反应流场进行了二维数值模拟,研究结果表明:当旋流来流燃气进入补燃室时,可充分混合燃料与空气,使化学反应更快的发生,使燃烧更加充分。王洪远等<sup>[12]</sup>应用 Fluent 软件对双侧向含硼固体冲压发动机补燃室进行三维两相流动与燃烧数值计算,得出当进气道两侧有旋转空气进入补燃室时,旋转气流会充分混合燃气与空气,提高燃烧效率,减小了点火时间。Ilbas 等<sup>[13]</sup>分析了旋流数对含氢燃料混合火箭燃烧特性的影响,结果表明旋流数的增加会提高燃烧产

物中 NO<sub>x</sub> 的含量,会使燃烧室温度沿轴向降低,沿径向上升。中国航天科技集团公司的李新田等<sup>[14]</sup>对 HTPB 固体燃料冲压发动机流场进行了仿真与燃速分析,结论表明:燃烧室中氧气(O<sub>2</sub>)主要集中在发动机通道中心区域,火焰层在 O<sub>2</sub> 和固体燃料壁面之间形成,随着来流空气流量和空气总温的增加,火焰层厚度变薄并向固体燃料壁内侧移动。国防科学技术大学的刘巍等<sup>[15]</sup>对固体燃料冲压发动机旋流冷流流场进行了数值模拟,结论表明亚声速可压缩旋流在整流器收缩段轴向速度的增加使旋流数有所减小,燃烧室入口旋流数随斜孔角的增大、燃烧室背压的提高而增大。

由上可见:旋流的引入对于燃烧流场的影响较为复杂,对不同推进剂影响不同;流场结构也对药柱燃烧产生了不同影响,主要影响火焰稳定。上述试验和仿真中使用的旋流器主要是切向孔式、自由涡旋式和普通叶片式旋流器,上述 3 种旋流发生装置会产生良好的气流偏转效果,但随旋流数的增大则会产生较大的总压损失。本文为深入研究旋流对燃烧的影响,利用 NACA 翼片式旋流器,进行了多个旋流数的旋流与无旋流对比直连式试验,并对其中旋流数  $s=0.6$  和  $s=0$  工况进行仿真研究,进一步分析旋流燃烧特性。

## 1 试验装置及方法

试验装置主要包括 NACA 翼片式旋流器、三维激光扫描仪、直连式试验系统以及试验发动机。

### 1.1 NACA 翼片式旋流器

旋流器是本试验的核心部件,与以往的自由涡旋式、切向孔式等旋流器不同,本试验所采用的旋流器叶片采用 NACA 翼型,故称其为 NACA 翼片式旋流器。由于该翼型具有良好的减阻特性,对于旋流器而言,使用该翼型可以提高旋流强度,同时可以降低轴向速度与总压的损失。所以 NACA 翼片式旋流器与其他种类的旋流器相比具有更高的旋流发生效果。本试验中采用 NACA 9516 四位数字翼型,其表示该翼型相对弯度为 0.09,最大弯度出现在弦长 0.5 的位置,相对厚度为弦长的 0.16,通过分析可知,在来流攻角一定的情况下,切向与轴向速度比随弯度的增加而增大<sup>[16]</sup>。如图 1 所示,为冲压发动机的中心锥,在中心锥上加装翼片,沿周向均布,使来流气流流经翼片时产生切向动量,从而产生旋流进入燃烧室。在实际情况中,翼片数量的选择十分重要,翼片数量少则会导致旋流效果不佳,数量过多则会导致总



图 1 旋流器

Fig. 1 Swirler

压损失过大,因此综合考虑旋流器总压损失以及旋流效果,最终决定使用 10 个 NACA 翼片沿周向均布. 由于 NACA 翼片弯度较大,外形结构不同于自由涡旋式等旋流器,故旋流数不能由原有公式计算,应由仿真得出. 旋流数的变化通过改变 NACA 翼片偏转角度来调节,在来流空气流量和角度一定的条件下,翼片与水平方向夹角越大,旋流数将增大,反之则减小.

由于 NACA 翼片式旋流器的流线型外形,使

其造成的总压损失较小,但加工成本较大,在多个不同旋流数的工况下,需要加工多组翼片.

1.2 试验系统与试验发动机

本试验采用直连式试验台,由于本试验关注燃烧室燃烧情况,故使用直连式试验台直接模拟激波后气流流动状态. 具体结构如图 2 所示,其中有来流静温静压测量传感器、来流总压传感器,在试验发动机补燃室布置静压测量传感器. 旋流器安装在燃烧室入口,具体位置如图 2 所示.

本试验所有流量均为 0.3 kg/s,来流总温为 540 K. 试验点火器使用点火发动机,由黑火药引燃双基药产生高温射流,引燃药柱. 在试验结束后氮气电磁阀打开,通入氮气(N<sub>2</sub>)使试验终止,试验持续时间为 15 s.

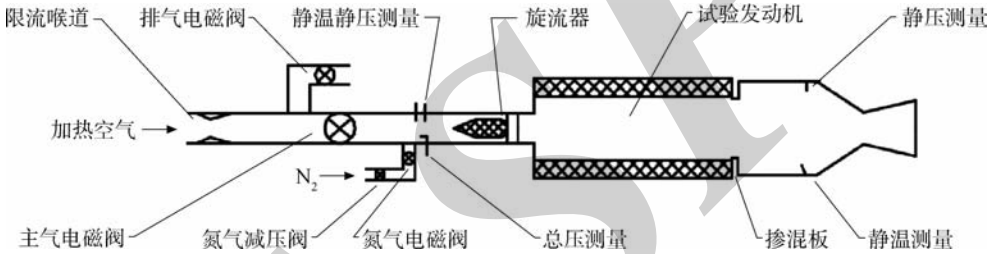


图 2 直连式试验系统

Fig. 2 Connected pipe test facility

燃烧流场试验包括 4 个工况,分别为无旋流工况和 3 组旋流工况,其中旋流工况的旋流数 $s=0.2, 0.4, 0.6$ .

在本试验中,为使发动机稳定工作,需保证足够的台阶高度,所以燃烧室入口直径为 40 mm,药柱内径选用 90 mm. 由于旋转气流在台阶处以及中心锥尾部会产生回流区,而且中心回流会随着旋流数的增大而增大,这必然会影响到火焰向下游的发展. 基于本试验的实际情况,选择药柱长度为 298 mm. 综上所述,燃烧室内固体装药为 HDPE,密度为 960 kg/m<sup>3</sup>,药柱内径为 90 mm,药柱长度为 298 mm.

1.3 测量方法

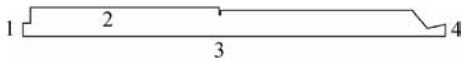
本试验通过对进气道前侧进行静温静压测量,以准确控制来流温度与压力,使试验可以准确模拟发动机的工况. 通过测量补燃室静压,观察火箭发动机的燃烧情况. 试验结束后,比对药柱工作前后质量,以获取平均燃速. 将 HDPE 棒沿轴向剖开,观察药柱内孔燃面退移情况. 利用三维扫描仪进行药柱内型面扫描,获取各点燃面退移量与平均燃速. 通过三维扫描仪获得点云数据.

2 数值计算方法

为体现旋流与无旋流的明显差别,利用 Fluent 软件对试验中  $s=0.6, 0$  两种工况进行了二维数值仿真计算,利用 UDF(user defined function) 功能对药柱表面进行了加质处理,进一步探究旋流对固体火箭发动机工作状态所产生的影响.

2.1 物理模型

为减少计算量,节省计算资源,本文仿真使用二维轴对称模型,物理模型如图 3 所示,对于  $s=0$  工况该二维轴对称模型可直接使用,对于旋流工况则先进行三维流场的初始流场仿真,获取台阶入口处的速度分布,利用速度分布曲线编制 profile 文件定义入口轴向和切向速度分布,由于径向速度较小,故可忽略. 其中在  $s=0.6$  工况下速度在燃烧室入口径向位置( $R_i$ )分布如图 4 所示.



1 质量流量入口; 2 壁面; 3 对称轴; 4 压力出口

图 3 物理模型

Fig. 3 Physical model

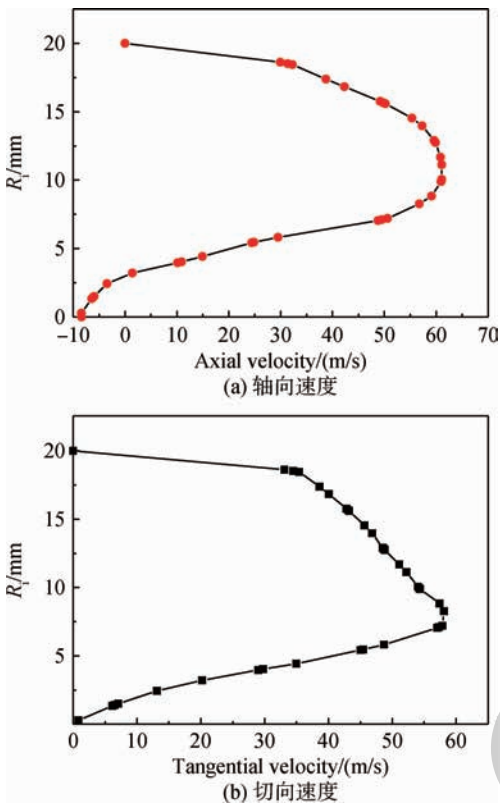


图 4 轴向、切向速度分布

Fig. 4 Distributions of axial velocity and tangential velocity

2.2 控制方程

流场控制方程表示成如下形式<sup>[17]</sup>：

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + H + H_v + S \tag{1}$$

式中  $Q$  为守恒变量； $E, F$  与  $E_v, F_v$  分别为无黏通量和为黏性通量； $H, H_v$  分别为无黏轴对称源项和黏性轴对称源项； $S$  即为化学反应源项，其中包含质量源项、动量源项和能量源项。

本文主要关注发动机燃烧室与补燃室的燃烧反应状况，因此固体药柱部分未画出，只在燃烧室靠近壁面的第 1 层流体网格进行加质处理。

固体燃料的燃速( $\dot{r}$ )以半经验公式表示，并满足阿累尼乌斯定律，形式如下<sup>[18]</sup>：

$$\dot{r} = AT_w^n \exp[-E_a/(R_u T_w)] \tag{2}$$

式中  $A$  与  $E_a$  具体数值，参考文献[18]中的结果，其中  $A=8750 \text{ m/s}$ ， $E_a=130 \text{ kJ/mol}$ ， $R_u=8.314$ ， $n=0$ ， $T_w$  为燃料表面温度。

2.3 湍流模型和燃烧模型

湍流模型选用带旋流修正的可实现  $k-\epsilon$  模型，即 realizable  $k-\epsilon$  模型。该模型相比于 standard  $k-\epsilon$  来说，修正了 standard  $k-\epsilon$  模型对含有大压力

梯度或旋涡的计算精度较差的缺点，且保留了 standard  $k-\epsilon$  模型稳定的收敛性。

燃烧模型选用涡团耗散概念模型(EDC)，该模型假定化学反应都发生在小涡当中，化学反应时间是由小涡的生存时间和化学反应所需的本身时间所决定的，同时该模型在湍流流动中包含了详细的化学反应机理，有助于计算精度的提高，但缺点是占用计算机内存很大。

2.4 边界条件

壁面采用无滑移绝热壁条件，空气流量为  $0.3 \text{ kg/s}$ ，总温为  $540 \text{ K}$ ， $\text{O}_2$  质量分数为  $23\%$ ；点火燃气流量为  $0.6 \text{ kg/s}$ ，燃气温度为  $2500 \text{ K}$ ，喷管出口边界条件为压力出口。喷管出口反压为  $101.325 \text{ kPa}$ ，出口温度为  $300 \text{ K}$ 。

3 试验结果及讨论

本次试验包括 3 组旋流工况和 1 组无旋流工况试验。

3.1 燃烧现象分析

在本次试验中，通过对比试验后药柱质量变化  $\Delta m$ (表 1)可知，4 次试验中  $s=0.6$  工况下质量变化最大， $s=0.4$  工况下次之， $s=0.2$  和  $s=0$  工况下则无明显差别。

| 表 1 质量变化            |     |                      |
|---------------------|-----|----------------------|
| Table 1 Mass change |     |                      |
| 工况                  | $s$ | $\Delta m/\text{kg}$ |
| 1                   | 0   | 0.158                |
| 2                   | 0.2 | 0.166                |
| 3                   | 0.4 | 0.182                |
| 4                   | 0.6 | 0.206                |

试验药柱轴向剖开图如图 5 所示，左侧为气流来流方向，对比图 5(a)  $s=0.6$  和图 5(b)  $s=0$  工况下的药柱内孔燃面退移情况可发现，由于旋流在壁面处产生了较大的切向动量，导致离心力较高，将碳颗粒压向表面，所以旋流工况下表面积碳较为严重，且碳颗粒分布可表现出明显的旋流特征。随着切向动量的增大，轴向动量减小，较大的离心力和减小的轴向动量也使旋流工况下附着点出现了前移现象。

试验中  $s=0$  和  $s=0.6$  工况下的火焰图像如图 6 所示，在试验中，通过高速摄影仪观察发动机火焰形态时发现， $s=0$  工况下火焰会随着发动机工作时间的推移产生无规律的跳动，而  $s=0.6$  工

况下火焰则相对稳定.

不同时刻火焰形态变化如图 6 所示,观察图

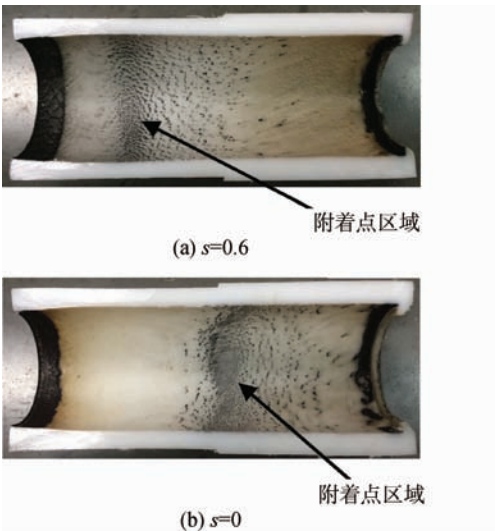


图 5 药柱轴向剖面图  
Fig. 5 Axial profile of solid fuel

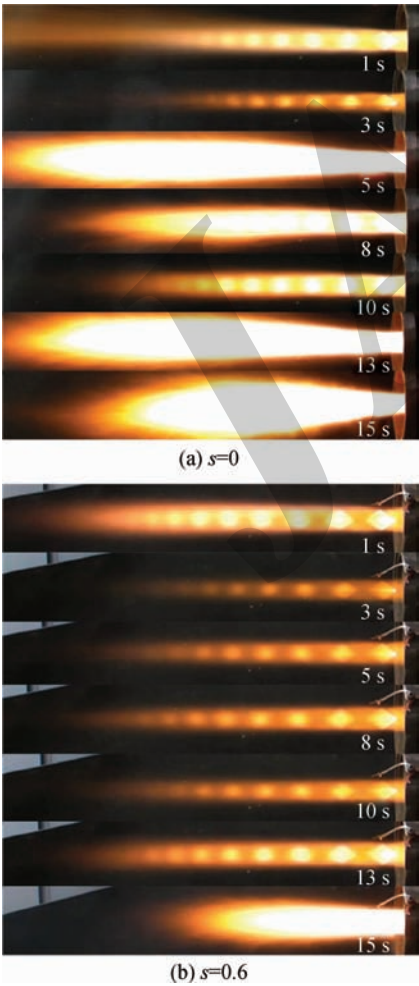


图 6 火焰形态图  
Fig. 6 Shape of flame

6(a)可知,随发动机工作时间推移,在  $s=0$  工况下火焰形态呈现无规律变化. 发动机工作 1 s 时由于点火器正在工作,发动机压力还不稳定,故此时发动机火焰工作状态并不稳定;在发动机工作至 3 s 时,火焰逐渐稳定,有清晰的马赫盘出现;5 s 时火焰末端增粗,火焰明亮,说明此时发动机内部压力出现振荡;当发动机工作至 8 s 时,类似状况再次出现,并在 10 s 时逐渐稳定;当发动机工作至 13 s 时火焰末端再次变粗,变亮;15 s 时由于  $N_2$  的引入,火焰变短并逐渐熄火.

观察图 6(b)可知,在  $s=0.6$  工况下,点火阶段火焰与  $s=0$  工况类似,由于点火器正在工作导致发动机工作状态不稳定;发动机工作至 3 s 时,火焰开始稳定,稳定工作时间一直持续至 13 s,期间有清晰的马赫盘出现,火焰形态无明显变化,仅在长度上存在微小波动;15 s 时由于  $N_2$  引入,发动机熄火.

说明在  $s=0$  工况下,燃烧室中由于压力波动,影响了无旋流工况火焰的稳定. 通过火焰分析表明,旋流的引入有助于发动机火焰稳定.

3.2 燃速分析

使用三维激光扫描仪对试验后药柱内型面进行扫描,用 MATLAB 语言编制程序对三维激光扫描仪获得的数据点云进行重构,得到药柱内表面燃面退移率的三维分布,以及药柱内孔沿轴向平均燃面退移量曲线.

分析图 7 曲线可知,燃面退移量随旋流数增加而增大,但当  $s=0.2$  时燃速提高不明显,  $s=0.6$  和  $s=0.4$  燃速对比  $s=0$  有明显提高,说明高强度旋流的引入可以促进药柱表面热解产物的生成,使化学反应更加充分,进而提高燃速.

通过观察曲线可知,在  $s=0.6$  工况下,药柱内孔轴向平均燃速最高值可达 0.24 mm/s,最高

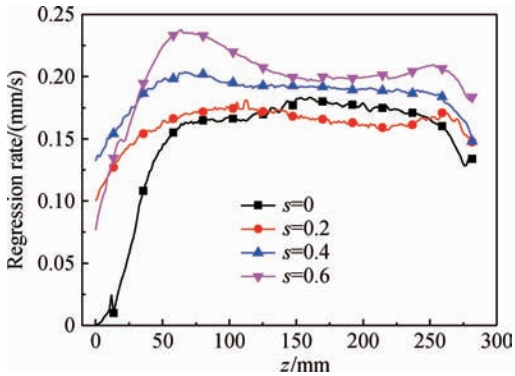


图 7 药柱内孔轴向平均燃速  
Fig. 7 Mean regression rate on axial direction of solid fuel

燃速位置出现在距燃烧室入口 70 mm 处。 $s=0$  工况下,内孔平均燃速最高值为 0.17 mm/s,最高燃速位置距燃烧室入口 150 mm。

为体现旋流工况燃速与无旋流工况的具体差异,选择  $s=0.6$  工况下的燃速三维云图与  $s=0$  工况云图对比分析,图 8 中  $z$  轴为药柱长度方向,其中  $z=0$  mm 为燃烧室入口位置。根据图 8 药柱内孔柱面三维云图分析可知,图 8(a)  $s=0$  工况药柱中后段燃速较高,且药柱烧蚀不均匀,沿轴向存在燃速波动,药柱中段较为明显,但周向燃速变化不大。图 8(b) 在高旋流数工况下药柱前段燃速较高,中后段燃速相比前段有所降低,相比较于无旋流流动,旋流工况下药柱表面烧蚀较为均匀,燃速波动较小。

结合仿真分析可知:在回流区内,两种工况的燃速均相对较高。但对比两种工况可知,旋流工况下回流区燃速明显高于无旋流工况。原因是在旋流工况下,旋转气流通过燃烧室入口时会产生较大的离心力,由于离心力的存在,燃烧室入口处会

形成较大的中心回流,并使此处的燃气与来流空气充分混合,使回流区燃速明显提高。

无旋流工况下,切向动量较小,并无中心回流,来流空气进入补燃室后不能与燃气充分混合,使燃速相比于旋流工况较低。

3.3 试验压力分析

图 9 为试验发动机补燃室压力曲线,点火器工作时间为 3 s。由两组曲线可看出在点火器工作时间内  $s=0$  工况的建压速度明显快于旋流工况。分析补燃室压强曲线可知,在发动机稳定工作过程中  $s=0.6$  工况下压强明显高于其他 3 组工况,  $s=0.4$  工况下压强稍高于  $s=0.2, 0$  两组工况,而  $s=0.2$  则与  $s=0$  工况无明显差异。以上情况说明在补燃室中,旋流工况压强的明显升高除了离心力之外,主要是由于在大旋流数工况下燃烧更充分。

观察 4 组曲线可知,  $s=0.6$  和  $0.4$  工况下,压强曲线波动明显小于  $s=0.2$  和  $0$  工况,认为高强度旋流的引入可以减小补燃室压力波动,有助于火焰稳定,此处结论与文献[19]所得出结论相同。

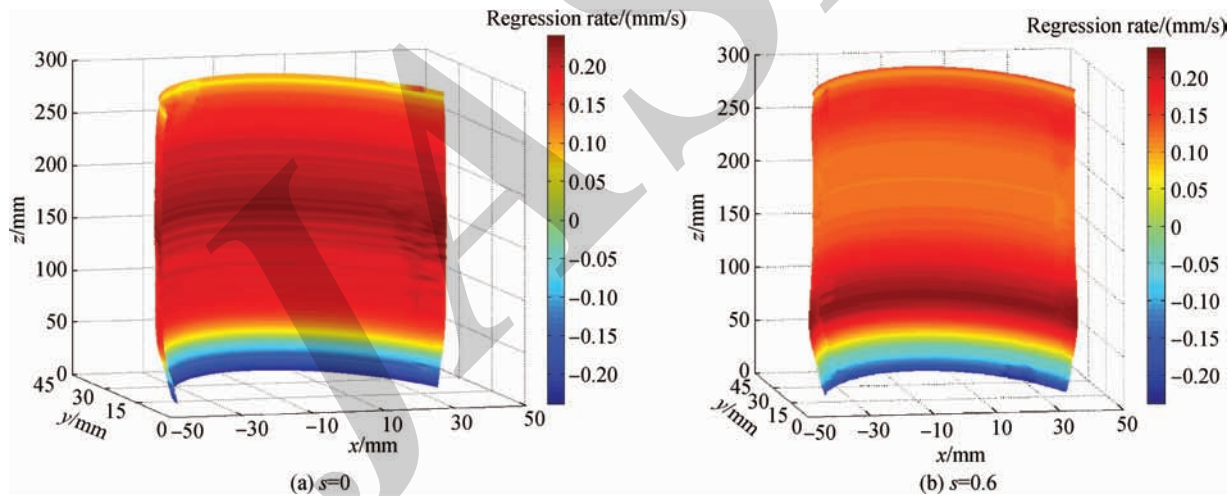


图 8 燃速三维扫描云图

Fig. 8 Three-dimensional scanner measurements of regression rate

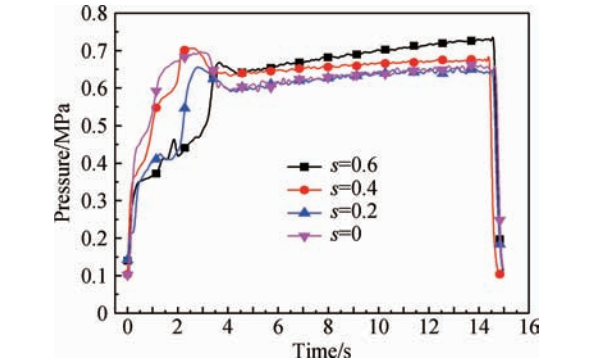


图 9 补燃室压力曲线

Fig. 9 Pressure curves of afterburning chamber

4 仿真结果分析

图 10 所示为无旋流与旋流流线图对比,由图 10(a)可看出  $s=0$  工况在台阶处有回流区存在,观察图 10(b)  $s=0.6$  工况可看出台阶处有回流区,而且入口处存在中心回流。由图 10(a)和图 10(b)对比可知无旋流工况下回流区轴向尺度明显大于旋流工况,导致旋流工况附着点出现前移,与图 5 试验结果所得结论基本一致。

图 11 为无旋流与旋流温度 ( $T$ ) 云图对比,分析两工况,发现在回流区处温度均低于 1 800 K,

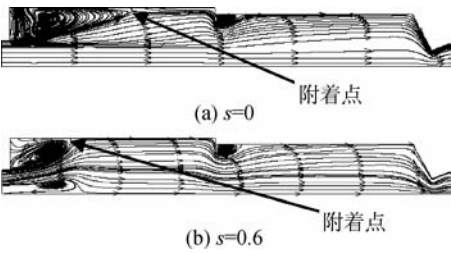


图 10 无旋流与旋流流线图对比

Fig. 10 Comparison of streamlines between swirl and non-swirl

$s=0$  工况下回流区出现低于 1000 K 的温度区域, 在燃烧室内靠近壁面处,  $s=0.6$  工况下温度可达 2600 K 以上, 而  $s=0$  工况温度约为 2000 K. 观察补燃室温度可知,  $s=0.6$  工况下补燃室温度均大于 2400 K,  $s=0$  工况中补燃室高温区明显小于  $s=0.6$  工况.

造成这种现象的原因是在旋流工况下由于气

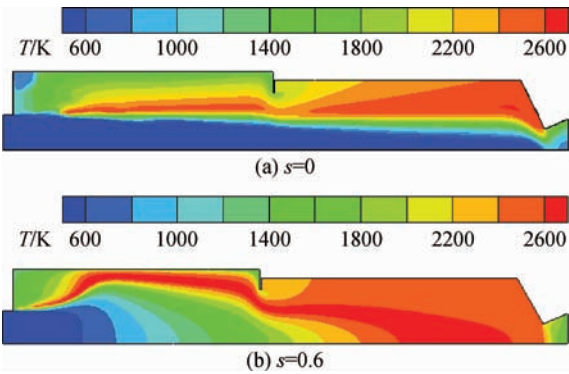


图 11 无旋流与旋流温度云图对比

Fig. 11 Comparison of temperature contours between swirl and non-swirl

流的旋转以及中心回流区的存在, 使得燃气与空气充分掺混, 使燃料的燃烧更加充分.

图 12 所示为  $\text{CO}_2$  和  $\text{O}_2$  组分沿燃烧室径向

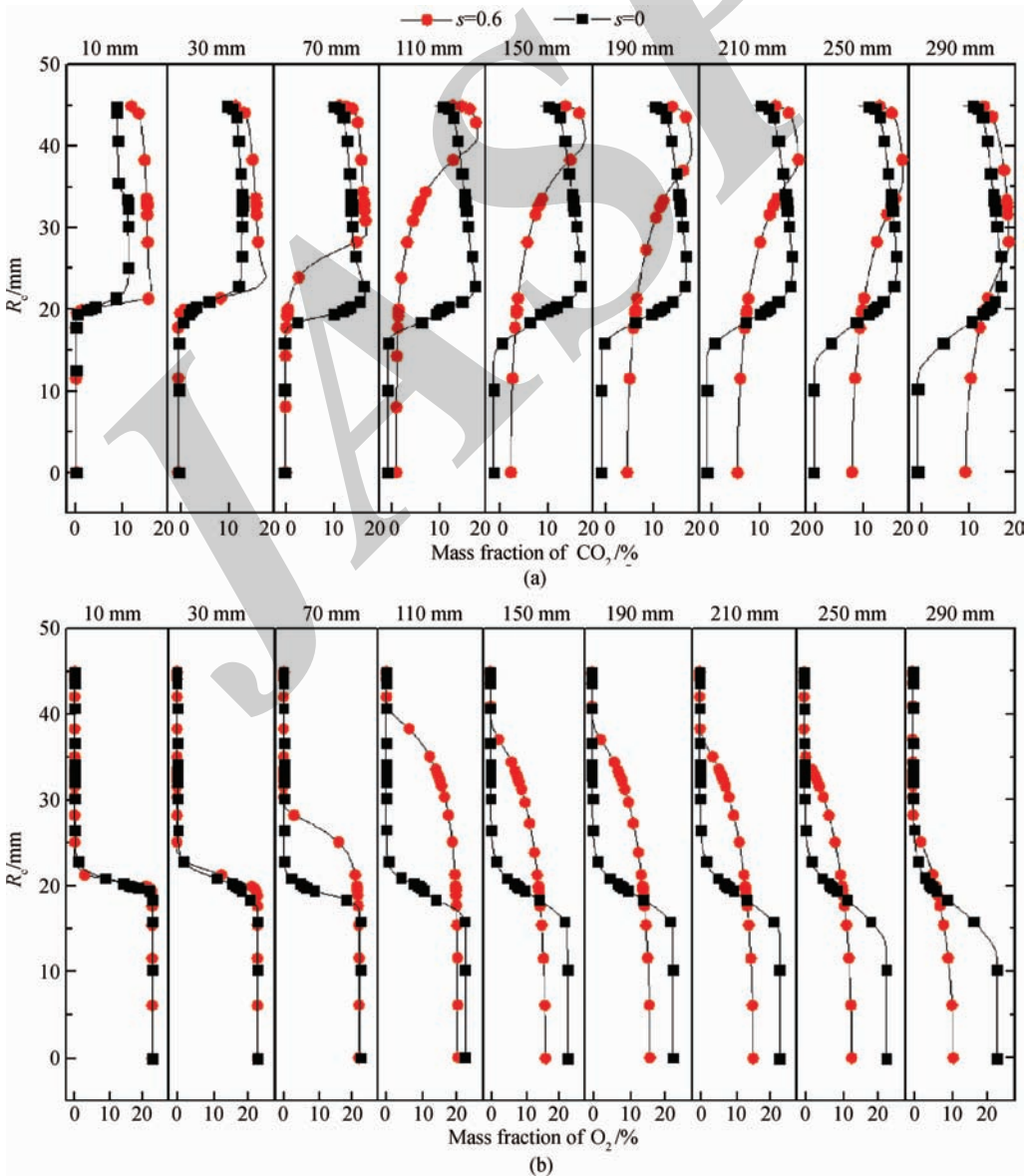


图 12 燃烧室氧气与二氧化碳质量分数分布

Fig. 12 Mass fractions of  $\text{O}_2$  and  $\text{CO}_2$  in combustion chamber

位置( $R_c$ )分布情况. 横坐标为各组分质量分数, 范围是  $0\% \sim 20\%$ , 每组图上面的数字代表燃烧室轴向位置( $z$ ). 图 12(a)中横轴为  $\text{CO}_2$  质量分数, 纵坐标为燃烧室径向尺寸, 范围是  $0 \sim 45 \text{ mm}$ , 观察各截面分布曲线可知, 在燃烧室入口  $10 \text{ mm}$  处两种工况并无明显差别, 当火焰发展到  $70 \text{ mm}$  处, 由于旋流的离心力的作用, 热解生成物被压向壁面, 则靠近轴线处  $\text{CO}_2$  生成量开始减少. 随着火焰向下游发展, 在  $s=0.6$  工况下  $\text{CO}_2$  生成量则开始增加, 结合图 12(b)分析可知旋流工况下燃烧流场下游  $\text{O}_2$  质量分数逐渐减小,  $s=0$  工况则无明显变化, 说明旋流的引入可以使燃烧反应更完全. 并且使燃烧效率提高.

由图 13 中的仿真结果和试验结果对比可看出, 燃速变化趋势基本一致, 在回流区内燃速迅速上升, 直至附着区燃速开始下降. 在旋流工况中, 仿真计算燃速峰值明显大于试验峰值, 且有所后移, 这是由于在试验过程中旋流器会造成一定的轴向动量和切向动量的损失, 导致了图 13(b)的情况.

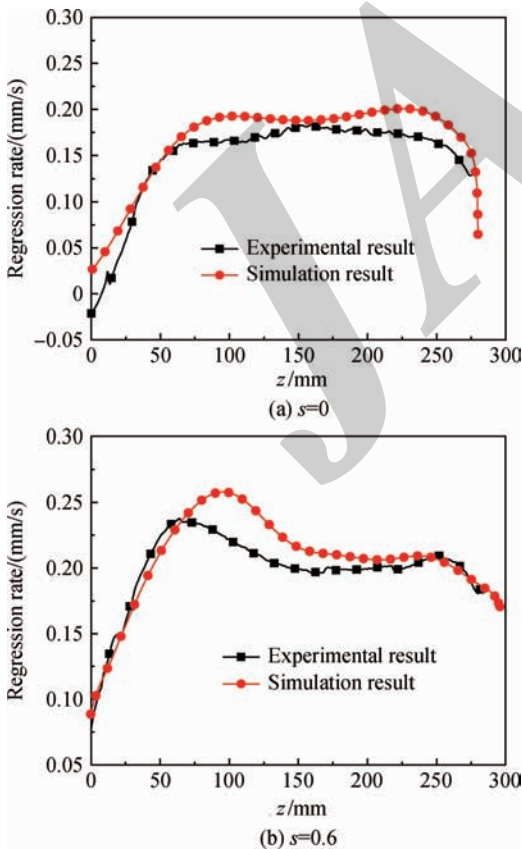


图 13 仿真与试验燃速结果对比

Fig. 13 Comparison of regression rate between simulation and experiment results

表面热流密度( $q$ )如图 14 所示,  $s=0.6$  工况下沿轴向分布的表面热流密度趋势变化明显, 且高于  $s=0$  工况. 在回流区内, 两种工况表面热流密度均有明显上升趋势, 而在附着点附近,  $s=0.6$  工况达到峰值,  $s=0$  工况也开始趋于平稳. 在流场下游, 旋流工况热流密度开始逐渐减小, 无旋流工况则逐渐稳定. 以上分析表明高旋流的引入可以增加药柱表面的热流密度, 进而使固体表面与流体区域的换热更充分.

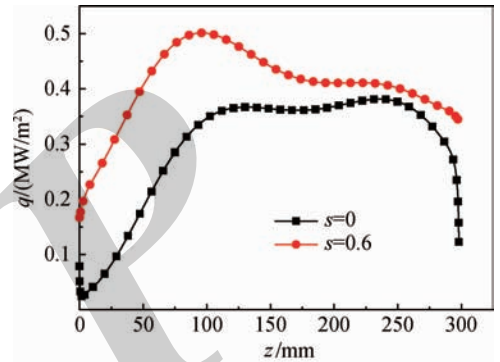


图 14 沿轴向分布热流密度对比

Fig. 14 Comparison of heat flux along the axial direction

## 5 结 论

1) 在入口直径为  $40 \text{ mm}$ , 药柱内径为  $90 \text{ mm}$ , 台阶高度为  $25 \text{ mm}$  的结构下, 旋流在燃烧室入口引入即可达到火焰稳定.

2) 在旋流工况下, 表面积炭量与无旋流工况相比较为严重, 观察表面积炭情况可表现出明显旋流特性.

3) 在  $s=0.6$  和  $s=0.4$  工况下, 燃速较  $s=0$  有较大提高, 表明旋流可促进药柱表面热解产物生成, 提高药柱燃速.

4) 由仿真结果可看出在燃烧室内旋流工况下, 流场下游  $\text{O}_2$  质量分数逐渐减小, 使燃烧更加充分.

5) 通过仿真结果结合试验分析可得,  $s=0.6$  工况下药柱表面附着点对比  $s=0$  工况会前移, 且流场高温区域大于  $s=0$  工况, 表面热流密度高于  $s=0$  工况, 说明旋流的引入可以使推进剂充分燃烧.

## 参考文献:

[1] 鲍福廷, 黄熙军, 张振鹏, 等. 固体火箭冲压组合发动机 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2006.  
[2] 吕仲, 夏智勋, 刘冰, 等. 采用固体燃料的超燃冲压发动机

- 研究进展[J]. 航空动力学报, 2016, 31(8): 1973-1984.
- LÜ Zhong, XIA Zhixun, LIU Bing, et al. Review of research on solid fuel scramjet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8): 1973-1984. (in Chinese)
- [3] Lilley D G. Annular vane swirler performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(2): 248-252.
- [4] Pein R F V. Swirl and fuel composition effects on boron combustion in solid fuel ramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(3): 609-614.
- [5] 刘道平, 夏智勋, 黄利亚, 等. 固冲发动机补燃室流场条件下硼燃烧试验研究[J]. 含能材料, 2015, 23(3): 248-252.
- LIU Daoping, XIA Zhixun, HUANG Liya, et al. Experimental investigation of boron combustion in flow field condition in secondary chamber of ducted rocket[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2015, 23(3): 248-252. (in Chinese)
- [6] Campbell W H, Jr. Solid-fuel ramjet fuel regression rate/thrust modulation[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(3): 624-629.
- [7] 马洋, 杨涛. 涡流对固体燃料冲压发动机性能影响分析[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(5): 396-399.
- MA Yang, YANG Tao. Influence of vortex on performance of solid fuel ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(5): 396-399. (in Chinese)
- [8] 刘巍. 固体燃料冲压发动机燃烧组织技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- LIU Wei. Research on the combustion technology of solid fuel ramjet[J]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [9] 刘巍, 杨涛. 固体燃料冲压发动机旋流燃烧特性数值研究[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 504-508.
- LIU Wei, YANG Tao. Numerical study on the swirl flow combustion characteristics of solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4): 504-508. (in Chinese)
- [10] 刘巍, 杨涛, 程兴华, 等. 旋流对轴对称喷管性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 709-712.
- LIU Wei, YANG Tao, CHENG Xinghua, et al. Numerical study of the swirl flow effects on the performance of axisymmetric nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 709-712. (in Chinese)
- [11] 冯喜平, 董韬, 李进贤, 等. 中心进气旋转射流冲压燃烧室湍流流动数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(3): 196-200.
- FENG Xiping, DONG Tao, LI Jinxian, et al. Numerical simulation on turbulent flow on ramjet chamber with central inlet swirl injection[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(3): 196-200. (in Chinese)
- [12] 王洪远, 徐义华, 胡旭, 等. 空气旋转进气对含硼固体冲压发动机二次燃烧性能影响的研究[J]. 兵工学报, 2015, 36(4): 619-625.
- WANG Hongyuan, XU Yihua, HU Xu, et al. Research on the characteristics of secondary combustion of boron-based ducted rocket with swirling air injection[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(4): 619-625. (in Chinese)
- [13] Ilbas M, Karyeyen S, Yilmaz I. Effect of swirl number on combustion characteristics of hydrogen-containing fuels in a combustor[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(17): 7185-7191.
- [14] 李新田, 卢鑫, 李延成, 等. HTPB 固体燃料冲压发动机流场仿真与燃速分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(6): 1504-1510.
- LI Xintian, LU Xin, LI Yancheng, et al. Flow field simulation and fuel regression rate analysis of HTPB solid fuel ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(6): 1504-1510. (in Chinese)
- [15] 刘巍, 杨涛. 固体燃料冲压发动机旋流冷流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 711-716.
- LIU Wei, YANG Tao. Numerical simulation of cold swirl flow field for solid fuel ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 711-716. (in Chinese)
- [16] 余杰. 冲压发动机旋流流场特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2015.
- YU Jie. Study on swirl flow characteristics of solid fuel ramjet[J]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2015. (in Chinese)
- [17] LI Yuan, TAO Tang. Resolving the shock-induced combustion by an adaptive mesh redistribution method[J]. Journal of Computational Physics, 2007, 224(2): 1598-1605.
- [18] Gascoïn N, Fau G, Gillard P. Flash pyrolysis of high density polyethylene [R]. AIAA-2013-3833, 2013.
- [19] 刘巍, 杨涛, 胡建新, 等. 固体燃料冲压发动机旋流燃烧特性试验[J]. 推进技术, 2009, 30(1): 5-8.
- LIU Wei, YANG Tao, HU Jianxin. Experiment on swirl combustion characteristics of solid fuel ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(1): 5-8. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)