

旋流燃烧室对固体燃料冲压发动机药柱表面传热以及燃速的影响

李唯暄, 陈雄, 周长省, MUSA Omer
(南京理工大学机械工程学院, 南京 210094)

摘 要: 为研究旋流燃烧室对固体燃料冲压发动机(SFRJ)药柱表面传热以及燃速的影响,以高密度聚乙烯(HDPE)为燃料,对旋流和无旋工况下的固体燃料冲压发动机进行了连管实验研究,并且编制了二维轴对称湍流燃烧仿真程序,采用流固耦合传热的方法以及非定常时间推进方式,对实验工况进行了数值模拟。结果表明:①药柱表面热流密度对燃速有显著影响,在回流区与附着点处,药柱表面的对流换热能力要明显优于再发展区;②在旋流工况下,在离心力与切向速度的作用下,使热解产物在药柱表面附近区域停留时间更长,有助于热解产物的充分反应,并且明显增强药柱表面对流换热能力,与无旋工况相比,提高幅度可达100%,并且在旋流工况下发动机可更快建立自持燃烧;③通过实验研究发现,旋流的引入提高发动机的燃速有积极作用,增幅可达26%,但会导致固体燃料冲压发动机补燃室压强出现周期性振荡。

关键词: 旋流; 固体燃料冲压发动机; 流固耦合传热; 对流换热; 燃速

中图分类号: V235

文献标志码: A

Investigation on heat transfer of solid fuel surface and regression rate of solid fuel ramjet effect by swirl flow

LI Weixuan, CHEN Xiong, ZHOU Changsheng, MUSA Omer

(School of Mechanical Engineering,

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

Abstract: In order to investigate the heat transfer of solid fuel surface and regression rate of solid fuel ramjet (SFRJ) effect by swirl flow, high-density polyethylene (HDPE) was used as fuel of SFRJ, the experiments were conducted by using connected pipe facility. And a two-dimensional axisymmetric turbulent flow and combustion program was developed, the heat transfer between fluid and solid domains was considered, and unsteady time method was used to simulate the case of experiment. The results indicated that the heat transfer in recirculation zone and reattachment point was higher than that in redevelopment zone, and the heat transfer of fuel surface had an appreciable effect on regression rate. Due to the function of centrifugal force and tangential velocity provided by swirl flow, this can lead to the long residence of pyrolysis of HDPE, and has positive effect on the combustion efficiency near the fuel surface. Moreover, the swirl flow can also increase the ability of heat transfer of fuel surface, the heat transfer coefficient was 100% higher than that of non-swirl flow. Compared with non-swirl flow, the combustion achieved for stability could be faster with swirl

收稿日期: 2018-05-29

基金项目: 预先研究项目

作者简介: 李唯暄(1990—),男,博士生,主要从事固体燃料冲压发动机燃烧学研究。

引用格式: 李唯暄,陈雄,周长省,等.旋流燃烧室对固体燃料冲压发动机药柱表面传热以及燃速的影响[J].航空动力学报,2019,34(4):937-949. LI Weixuan, CHEN Xiong, ZHOU Changsheng, et al. Investigation on heat transfer of solid fuel surface and regression rate of solid fuel ramjet effect by swirl flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 937-949.

flow. The experimental result indicate that the introduction of swirl flow has a positive effect on improving the regression rate of SFRJ about 26%, but it can also lead to periodic oscillation of the pressure after burning chamber.

Key words: swirl flow; solid fuel ramjet; fluid-solid coupled heat transfer; convective heat transfer; regression rate

固体燃料冲压发动机作为一种结构简单,经济性好,可靠性高的飞行器,在军用和民用领域均有着广泛的应用。但是在工程化应用中,冲压发动机还面临着诸多问题,比如燃烧特性复杂,燃速较低,燃烧效率较低等。

为解决上述问题,很多学者针对固体燃料冲压发动机(SFRJ)的燃烧过程进行了深入研究^[1-6]。Liou等^[7]对SFRJ的火焰稳定问题进行了数值模拟分析,其中化学反应模型采用了有限速率反应模型,并且认为该化学反应不可逆。巩伦坤等^[8]对冲压发动机燃烧室结构尺寸对燃烧特性影响进行研究,结果表明,入口直径的增加会导致燃速降低;燃烧室内径的增加会导致燃速的升高。

研究表明,在冲压发动机中引入旋流对燃烧效率和燃烧稳定性的提高有积极作用^[9-14]。

刘巍等^[15-18]对旋流冷流场进行研究时发现,在来流为亚声速的情况下,由于整流器收缩段的轴向速度增加。对旋流燃烧现象进行研究时发现,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。在文献^[19-20]中,作者以聚乙烯(PE),高密度聚乙烯(HDPE)以及端羟基聚丁二烯(HTPB)为固体燃料冲压发动机的推进剂,研究了碳氢化合物的燃烧特性。结果表明,旋流的引入可明显提高碳氢化合物推进剂的燃速,但该研究仅停留在燃烧现象上,并未对旋流增强燃烧的机理进行深入分析。Omer等^[21-22]研究了旋流的引入对于SFRJ燃烧特性的影响,结果表明,在旋流工况下,SFRJ的燃速,燃烧效率,火焰稳定性均有明显提高,并且降低了点火延迟。

本文为研究旋流燃烧室对药柱表面传热以及燃速的影响,以高密度聚乙烯为燃料,对旋流和无旋工况下的固体燃料冲压发动机进行了连管实验研究,并且编制了二维轴对称湍流燃烧仿真程序,采用流固耦合的方法以及非定常时间推进方式,对实验工况进行了数值模拟。本文结合仿真和实验结果,对药柱燃速,流场特性,以及药柱表面传

热对燃速的影响进行了深入分析,并从药柱表面热流密度,湍流黏度等角度阐述了旋流对燃速的影响机理。

1 SFRJ 连管实验装置

实验装置主要包括 NACA 翼片式旋流器,三维激光扫描仪,直连式实验系统以及实验发动机。具体实验装置实物如图 1 所示。

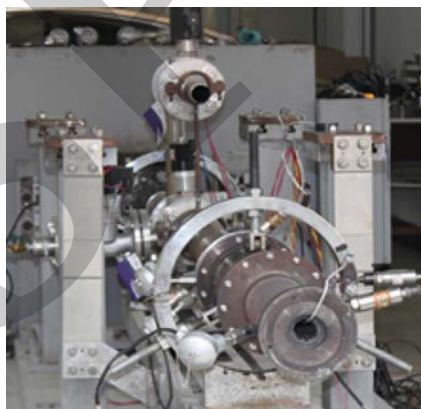


图 1 冲压发动机直连式实验台

Fig. 1 Experimental facility of SFRJ

1.1 NACA 翼片式旋流器

本文提供了一种原理简单、操作方便、旋流强度可调且成本合理的用于固体燃料冲压发动机连管实验 NACA 翼片式可调节旋流发生装置,其某一径向位置的旋流强度(s)定义式如下:

$$s = \frac{\int_{R_1}^{R_2} \omega r^2 dr}{\left(\int_{R_1}^{R_2} u^2 r dr \right)} \quad (1)$$

其中 ω 、 u 分别表示切向和轴向速度, R_1 以及 R_2 分别表示旋流器的内径(不包含翼片)以及外径(包含翼片), r 表示某一径向位置。

本文中所使用具有固定翼片角度的旋流器,由于该旋流器内径和外径均为固定参数,故将上式简化如下:

$$s = \frac{2(R_2^3 - R_1^3)}{3(R_2^2 - R_1^2)R_2} \cdot \frac{\omega}{u} \quad (2)$$

根据上式所设计的旋流器实物如图 2 所示。



图 2 旋流器实物图
Fig. 2 Practicality picture of swirler

1.2 实验系统与实验发动机

由于本实验仅关注发动机燃烧室的燃烧现象,故使用直连式实验台直接模拟激波后气流流动状态。具体结构如图 3 所示,从左向右依次为限流喉道、排气电磁阀、主气电磁阀、氮气减压阀、

氮气电磁阀、冲压发动机中心锥(旋流器)、实验发动机。

为研究旋流燃烧室药柱表面传热对燃速影响,方便分析实验结果,以 d_{in} 表示入口直径, d_p 表示药柱内径, d_t 表示喉道直径, L 表示药柱长度, $\dot{m}_{air}$ 表示来流空气的质量流量,具体工况及实验参数见表 1。

本组实验中两工况的来流总温均为 540 K。实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点燃药柱。在实验结束后氮气电磁阀打开,通入氮气使实验终止,实验持续时间 20 s。

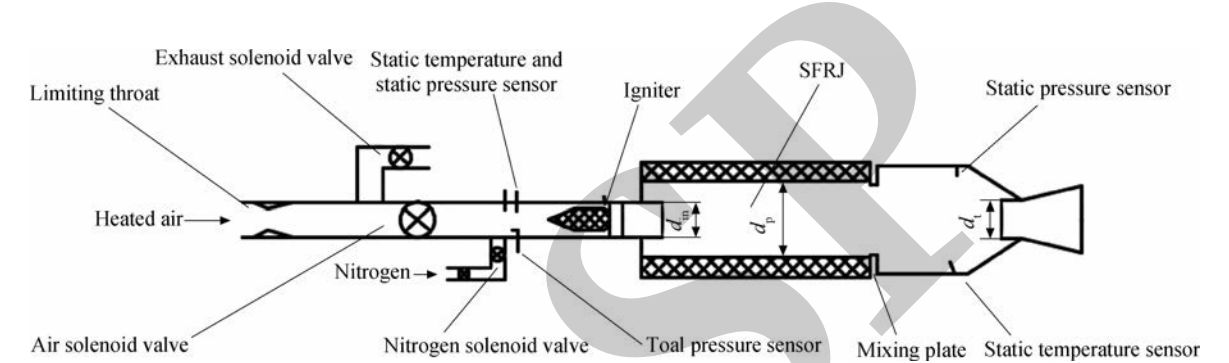


图 3 连管实验装置
Fig. 3 Connected pipe facility

表 1 实验工况及具体参数
Table 1 Experimental condition and parameters

工况	s	d_p/mm	d_{in}/mm	L	d_t/mm	$\dot{m}_{air}/(\text{kg/s})$
1 #	0	70	40	500	24.2	0.3
2 #	0.6	70	40	500	24.2	0.3

2 控制方程及数值计算方法

2.1 气相控制方程

流场控制方程表示成如下形式^[23]:

$$\frac{\partial \underline{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \underline{E}}{\partial x} + \frac{\partial \underline{F}}{\partial y} = \frac{\partial \underline{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \underline{F}_v}{\partial y} + \underline{H} + \underline{H}_v + \underline{S} \tag{3}$$

其中

$$\underline{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \\ \rho_i \end{bmatrix}, \underline{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho E + p)u \\ \rho_i u \end{bmatrix}, \underline{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho E + p)v \\ \rho_i v \end{bmatrix}$$

$$\underline{E}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{x\theta} \\ u\tau_{xx} + \tau_{xy} + q_x \\ \rho D_i \partial c_i / \partial x \end{bmatrix}, \underline{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{y\theta} \\ u\tau_{xy} + \tau_{yy} + q_y \\ \rho D_i \partial c_i / \partial y \end{bmatrix}$$
$$\underline{H} = -\frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho(v^2 - w^2) \\ 2\rho vw \\ (\rho E + p)v \\ \rho_i v \end{bmatrix}, \underline{S} = \begin{bmatrix} S_\rho \\ S_{\rho u} \\ S_{\rho v} \\ S_{\rho w} \\ S_{\rho E} \\ \omega_i + S_{\rho i} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{H}_v = \frac{1}{y} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ 2\tau_{y\theta} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{y\theta} + q_y \\ \rho D_i \partial c_i / \partial y \end{bmatrix} \quad (4)$$

上述公式中 Q 为守恒变量, $\mathbf{E}$ 、 $\mathbf{F}$ 为无黏通量, $\mathbf{E}_v$ 、 $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量, $\mathbf{H}$ 、 $\mathbf{H}_v$ 是无黏轴对称源项和黏性的轴对称源项, u 、 v 、 w 分别是 x 、 y 方向的速度以及切向速度, ρ 表示密度, p 表示压强, $\mathbf{E}$ 表示内能, τ 是气体的黏性应力, q_x 、 q_y 分别为 x 和 y 方向的热流密度, D_i 、 w_i 、 c_i 分别表示不同组分的扩散系数、质量源项、质量分数, ρ_i 为各组分密度。上述公式中 τ 以及 q_x 、 q_y 的计算方法如下列公式所示

$$\begin{aligned} \tau_{xx} &= \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{v}{y} \right) \\ \tau_{yy} &= \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{v}{y} \right) \\ \tau_{xy} &= \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\ \tau_{\theta\theta} &= 2\mu \frac{v}{y} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{v}{y} \right) \\ \tau_{x\theta} &= \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right), \quad \tau_{y\theta} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{w}{y} \right) \\ q_x &= \lambda \frac{\partial T}{\partial x} + \rho \sum_{i=1}^7 D_i h_i \frac{\partial c_i}{\partial x} \\ q_y &= \lambda \frac{\partial T}{\partial y} + \rho \sum_{i=1}^7 D_i h_i \frac{\partial c_i}{\partial y} \end{aligned} \quad (5)$$

式中 μ 为黏度, T 为温度, λ 为导热系数, h_i ($i=1, 2, \dots, 7$) 表示质量焓。 S 为化学反应源项, 为准确模拟冲压发动机工作状况, 在贴近固体燃料表面的第一层流体域网格进行加质。其中 ρD_i 由式(6)计算:

$$\rho D_i = \frac{1 - X_i}{1 - c_i} \left(\frac{\mu_l}{Sc} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \quad (6)$$

式中取层流施密特数 (Sc) 为 0.5, 取湍流施密特数 (Sc_t) 为 0.8, X_i 表示第 i 项组分的摩尔分数, μ_l 为层流黏度, μ_t 为湍流黏度。

式(7)为混合气体的 μ_l 计算方法:

$$\begin{aligned} \mu_l &= \sum_{i=1}^7 \frac{X_i \mu_{li}}{\phi_i} \\ \phi_i &= \sum_{j=1}^7 \frac{X_j \left[1 + \sqrt{\frac{\mu_{lj}}{\mu_{li}}} \left(\frac{M_i}{M_j} \right)^{1/4} \right]^2}{\sqrt{8 \left(1 + \frac{M_j}{M_i} \right)}} \end{aligned} \quad (7)$$

式中, μ_{li} 是 i 组分的层流黏度, μ_{lj} 是 j 组分的层流黏度, 采用纳德-琼斯势公式计算^[24]。 M_i 是 i 组分的分子量, M_j 是 j 组分的分子量, X_j 是 j 组分的摩尔分数。

热导率计算方法如下:

$$\lambda = \frac{\mu_l c_p}{Pr_l} + \frac{\mu_t c_p}{Pr_t} \quad (8)$$

其中 λ 为热导率, c_p 为混合气体的比定压热容, Pr_l 与 Pr_t 分别为层流普朗特数和湍流普朗特数。

混合气体的压强 p 由式(9)表示

$$p = \sum_{i=1}^7 \frac{\rho_i}{M_i} R_u T \quad (9)$$

式中, R_u 为通用气体常数。温度与能量的关系通过式(10)表示, 并通过牛顿迭代法求解温度 T 。

$$\rho E - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) = \sum_{i=1}^7 \rho_i \left(\int_{298}^T c_{pi} dT + h_i^{298} \right) - R_u T \sum_{i=1}^7 \frac{\rho_i}{M_i} \quad (10)$$

其中 h_i^{298} 是第 i 项组分 298 K 下的标准生成焓, c_{pi} 是第 i 项组分的比定压热容。一般情况下, 认为 c_{pi} 为常量, 但由于在 SFRJ 中, 温度变化剧烈, 为使计算更加精确, 则需考虑 c_{pi} 随温度 T 的变化, 如式(11)所示, 其中, a_{li} 等为常数。

$$c_{pi} = a_{li} + a_{2i} T + a_{3i} T^2 + a_{4i} T^3 + a_{5i} T^4 \quad (11)$$

2.2 固相控制方程及分解燃烧模型

固相控制方程形式如下^[25]:

$$\begin{aligned} \rho_s c_s \frac{\partial T}{\partial t} &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_s \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_s \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \\ &\quad \frac{1}{y} \left(\lambda_s \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \rho_s \dot{r} \frac{\partial h_s}{\partial y} \end{aligned} \quad (12)$$

式中 ρ_s 表示高密度聚乙烯 (HDPE) 的密度, c_s 表示 HDPE 的比热容, h_s 表示 HDPE 单位质量的能量, λ_s 表示 HDPE 的热导率, $\rho_s \dot{r} \partial h_s / \partial y$ 表示由于化学反应导致的固相能量的变化, c_s 取值参考文献^[26]。

在旋流工况与无旋工况下, 针对以 HDPE 为推进剂的固体燃料冲压发动机, 其燃速均采用半经验公式, 即阿累尼乌斯定律表示, 并采用流固热耦合的方法以获取更加准确的温度, 从而获取更加精确的燃速。表示成如下形式^[26]:

$$\dot{r} = A_{py} \exp[-E_{apy} / (R_u T_w)] \quad (13)$$

式中 T_w 是药柱表面温度, A_{py} 是分解反应的指前因子, E_{apy} 是分解反应的活化能。本文采用文献^[27]

中的结果获取 A_{py} 和 E_{apy} 值,取 $A_{py}=8\,750\text{ m/s}$, $E_{apy}=130\text{ kJ/mol}$ 。

在燃烧室内,HDPE 的热解产物不完全为单质乙烯气体,热解反应非常复杂。为简化仿真计

算,只能假设 HDPE 热解产物为单质气体 C_2H_4 , 气相化学反应模型以及化学反应动力学参数见表 2^[28],其中 A 是气相反应的指前因子, n 是温度指数, E_a 则是气相反应的活化能。

表 2 乙烯化学反应模型
Table 2 Chemistry model of ethylene

反应式	$A/(\text{cm}^3/(\text{mol}\cdot\text{s}))$	n	$E_a/(\text{J/mol})$
$C_2H_4+O_2\longrightarrow 2CO+2H_2$	2.10×10^{14}	0	149\,779.2
$2CO+O_2\longrightarrow 2CO_2$	3.48×10^{11}	2	84\,261.5
$2H_2+O_2\longrightarrow 2H_2O$	3.00×10^{20}	-1	0

3 数值格式及算例验证

本文采用 3 阶 MUSCL(monotonic upwind scheme for conservation laws)迎风格式进行离散,通量分裂格式采用 AUSMPW+(advection upstream splitting method by pressure-based weight function)格式,具体形式参考文献[29]。湍流模型采用孟德尔的 $k-\omega$ SST(shear stress transportation)模型^[30]。

如图 4 所示,物理模型为二位轴对称模型。进气道入口为质量入口,质量流量为 0.3 kg/s ,喷管出口为压力出口,壁面为绝热壁,阴影部分为推进剂(HDPE)。在本文仿真工况中,高温点火燃气和来流空气同时从燃烧室入口处进入,点火燃气的总温为 $2\,500\text{ K}$,空气总温为 540 K ,在 0.5 s 之后,点火燃气流量减小为 0,点火过程结束。自持燃烧开始,直至燃速趋势不再发生明显变化,认为仿真稳定,其中点火燃气主要成分为 N_2 、 H_2O 、

CO_2 。此外,与无旋工况不同,在旋流工况下,需另外定义入口轴向速度与切向速度分布^[31],轴向与切向速度分布曲线来自文献[32]的实验结果。

3.1 球头激波诱导燃烧算例

为验证本程序的稳定性。本文模拟了来流压强为 $24\,797\text{ Pa}$,速度为 $1\,892\text{ m/s}$ 的 H_2/O_2 燃烧工况,温度为 291 K ,球头半径为 7.5 mm 的球头激波诱导燃烧算例。仿真采用文献[33]的 7 组分 8 方程化学反应模型。

其中 x 为轴向坐标,取值范围为 R , R 即为球头半径,定义坐标原点为驻点。驻点线上的压强和温度分布如图 5 所示,图 5 中的压强和温度均为无量纲量,该无量纲量均是由来流压强和来流温度所获得,驻点线上的组分分布如图 6 所示,其中实验数据来自文献[34]。由图 5 及图 6 可见,在温度、压强以及组分分布方面,仿真数据和实验数据误差较小,表明本程序的可靠性和精度较高。

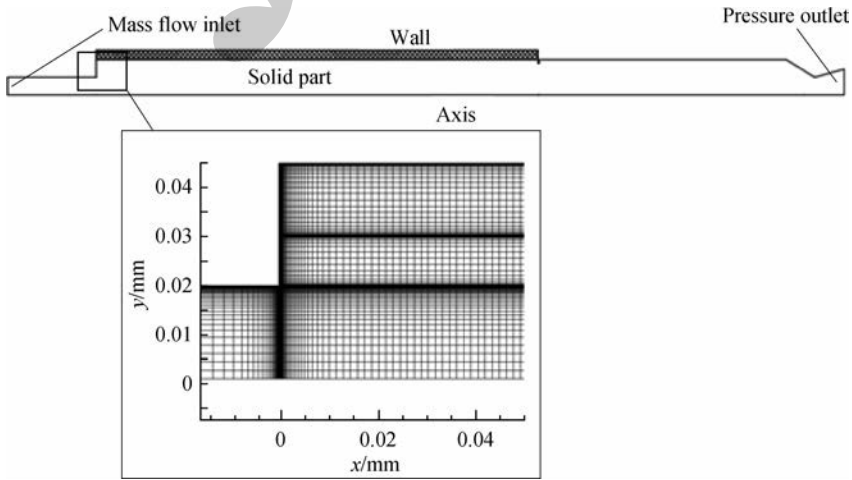


图 4 物理模型
Fig. 4 Physical model of simulation

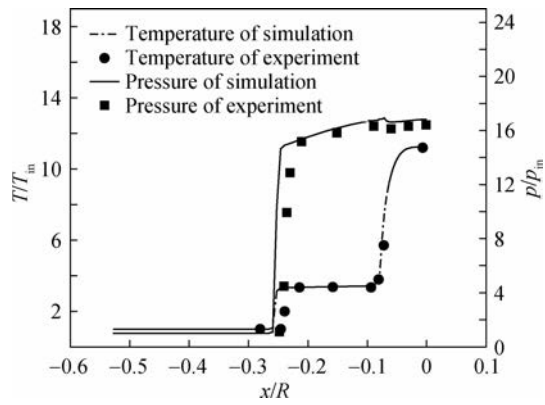


图 5 温度和压强分布的实验仿真结果对比

Fig. 5 Comparison of calculated and experimental normalized temperatures and pressures

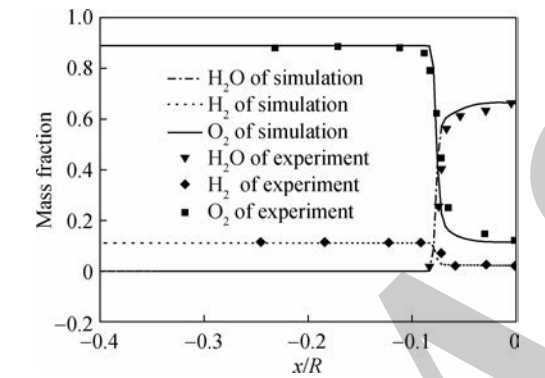


图 6 组分分布的实验仿真结果对比

Fig. 6 Comparison of calculated and experimental composition distributions

3.2 冲压发动机算例验证

在先前研究中,本文所使用代码在文献[8,21-22]中经过多次验证。此外,在旋流燃烧流场与冷流场数值模拟研究中^[21],使用本代码所获得的计算结果与标准算例进行了对比验证,保证了本代码的计算精度,并获得了广泛认可。故认为本程序在预测冲压发动机燃烧流场特性以及冷流场特性等方面具有一定的可靠性。

4 实验结果分析

4.1 燃速分析

本文实验工况及结果由表 3 所示,其中 Δm 为实验前后药柱质量差值,主要反映在相同时间内,发动机消耗 HDPE 的质量。由上文可知,case 1# 表示药柱长度为 500 mm,药柱内径为 70 mm 的无旋工况。case 2# 表示药柱长度为 500 mm,药柱内径为 70 mm,旋流强度为 0.6 的旋流

工况。由表 3 中 Δm 可知,旋流工况下在相同时间内消耗 HEPD 的质量要高于无旋工况,提高幅度大约为 26%。

表 3 实验结果

Table 3 Experimental results

工况	d_p/mm	$\Delta m/\text{kg}$
1#	70	0.316
2#	70	0.4

为研究实验后药柱燃面退移情况,将实验后的药柱沿轴线切开(如图 7 所示),并对切开的药柱内表面使用三维扫描仪进行扫描,对扫描后所得点云利用 Matlab 编制的后处理程序进行处理,从而获得燃面退移云图(如图 8 所示),并计算出当地平均燃速(图 9)。由图 7 可知,在无旋工况下,附着区以及回流区内药柱表面积碳严重,而在再发展区,表面积碳现象明显减轻;在旋流工况下,由于离心力的作用,使药柱表面积碳则相对均匀,且呈现出明显的旋流特性。

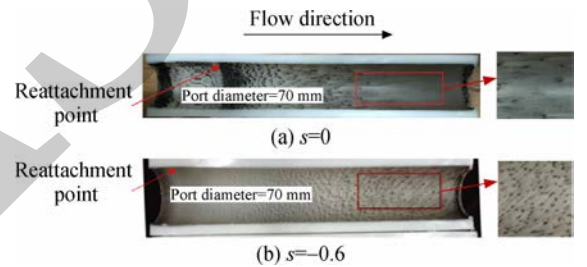


图 7 HDPE 沿轴线剖开实物图

Fig. 7 Photographic view of four halves of HDPE solid fuel grain

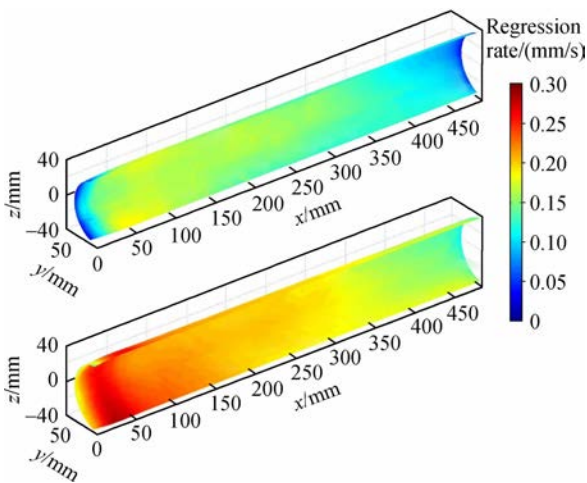


图 8 HDPE 燃速云图

Fig. 8 Regression rate contour for four halves of HDPE solid fuel grain

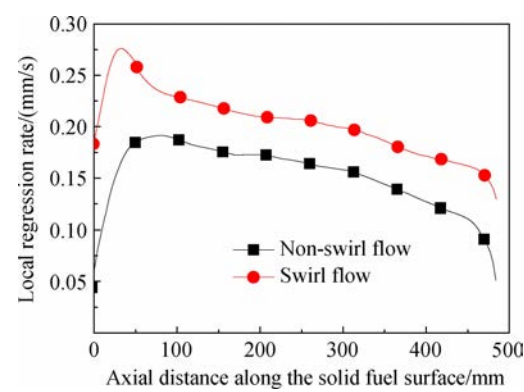


图 9 当地燃速沿药柱表面分布曲线

Fig. 9 Local regression rate along the solid fuel surface

由图 8 以及图 9 可知,在附着点附近,两工况药柱燃面退移速率要明显高于回流区以及再发展区。旋流工况的当地燃速则整体高于无旋工况。

4.2 燃烧室压强分析

补燃室压力曲线如下图所示,由图 10 可知,压强曲线呈现出明显的马鞍形,压强峰值达到 0.6 MPa 以上,这是由于点火器工作所导致的。在点火发动机工作结束后,在稳定的来流条件下,发动机开始建立稳定燃烧,此时压力曲线相对平稳,随时间变化,压强曲线整体上有上升趋势。

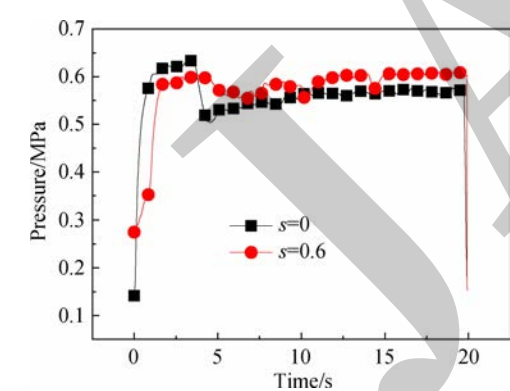


图 10 补燃室压强曲线

Fig. 10 Pressure of after-burning chamber

5 数值模拟结果分析

为研究药柱表面传热对发动机燃速的影响,本文编制了 CFD 计算程序,并对上文中两实验工况进行了数值模拟,并将数值模拟结果与实验结果进行了对比,验证了数值模拟的准确性。

5.1 流场特性分析

无旋工况和旋流工况的流场温度云图以及流线图如图 11 所示。分析流线图可知,两工况附着区位置与实验结果大致相同,旋流工况下附着区位置相比无旋工况要更加靠近燃烧室入口。由两工况的温度云图对比可知,在无旋工况下,轴线附近温度较低,药柱表面附近温度较高,在燃烧室内,药柱表面附近区域温度普遍高于 2 200 K,通常称此区域为火焰面。旋流工况下,在燃烧室流场下游和补燃室轴线附近温度相比于无旋工况较高,且火焰面温度均在 2 200 K 以上,在剪切层以及附着点附近,温度达到了 2 600 K 以上。且旋流工况下火焰面位置相比于无旋工况更贴近药柱表面。

两工况不同轴向位置处速度分布如图 12 所示。由图 12(a)可知,在轴线附近不同轴向位置处,无旋工况速度均大于旋流工况。在回流区附近,速度最大值出现在剪切层,由于两工况入口直径相同,所以剪切层位置差别不大,且在剪切层处无旋工况的轴向速度略高于旋流工况。此外,在回流区内部,两工况速度值均有所降低,但旋流工况的轴向速度仍略高于无旋工况。在再发展区,靠近火焰面处,旋流工况明显高于无旋工况,且随着旋流强度的衰减,轴线附近的轴向速度逐渐增加,而火焰面处轴向速度则略有降低。

由于在无旋工况下,气流没有旋转,所以切向速度为 0,故在此不做分析。旋流工况下切向速度如图 12(b)所示,由图可知,在离心力的作用

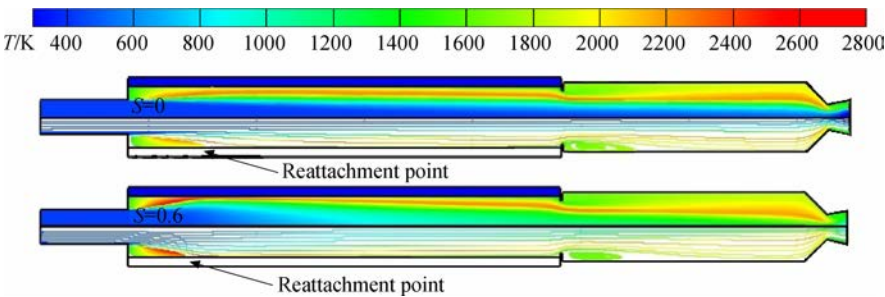


图 11 无旋与旋流工况温度云图与流线图对比

Fig. 11 Contours of temperature and streamlines of swirl and non-swirl flow

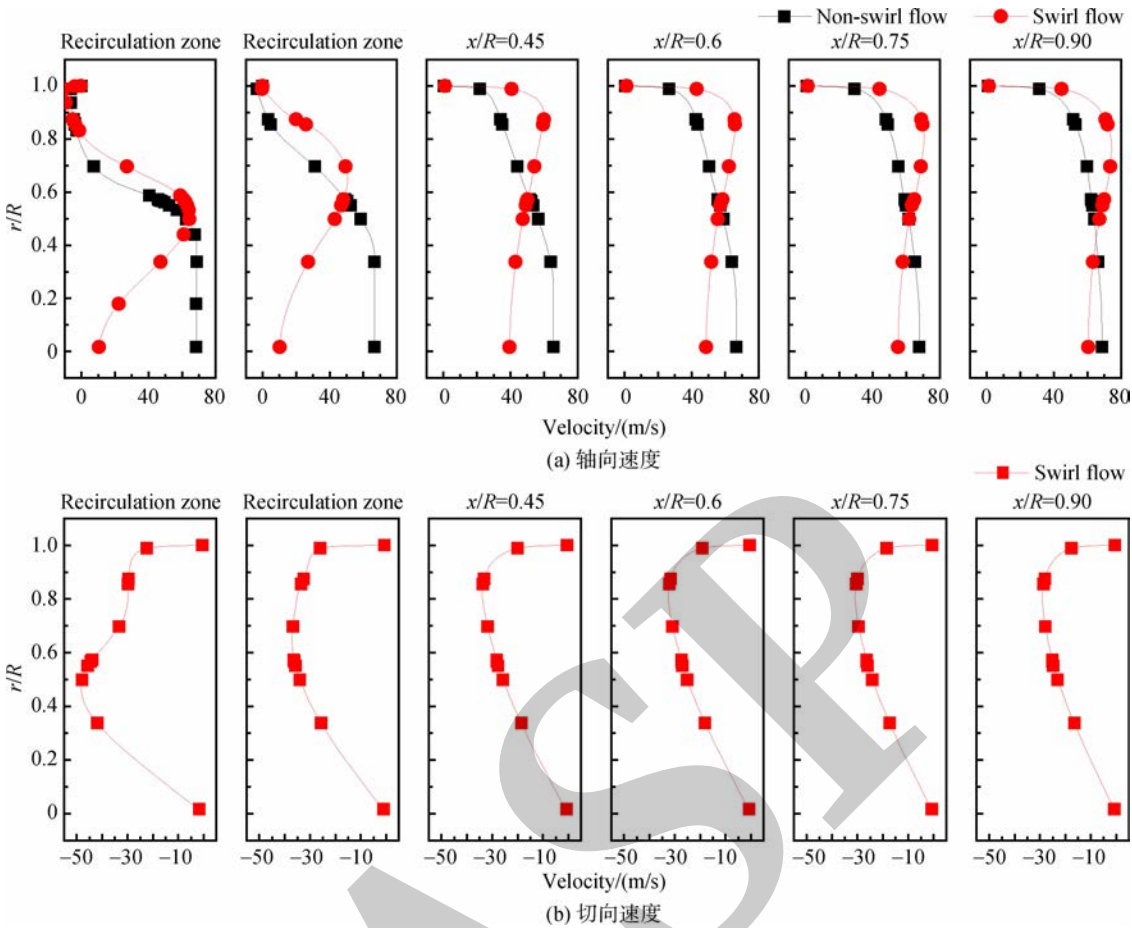


图 12 燃烧室不同轴向位置速度沿径向分布曲线
Fig. 12 Radial profiles of the velocity at different axial positions in combustor

下,轴线附近切向速度逐渐降低,在轴线处几乎为零。在回流区内,与轴向速度相同,速度最高值出现在剪切层附近,并在回流区内有所降低。在再发展区,切向速度较为稳定,但是随着流场向下游发展,旋流强度有所衰减,导致切向速度有所降低。

5.2 燃速与传热特性分析

图 13 与图 14 分别表示不同时刻的燃速分布曲线。由曲线可知,在 0.1 s 时点火燃气进入燃烧室,此时由点火燃气产生的高温热流促使燃料表面开始热解,并与来流空气结合开始化学反应,由于此阶段燃气温度较高,导致燃速随点火时间推移逐渐升高,在旋流工况下,燃速峰值可达 1 mm/s 以上;而无旋工况燃速也达到了 0.7 mm/s。在 0.5 s 后,点火燃气关闭,导致来流温度降低,从而使燃速在此刻忽然下降。在 0.6 s 时,稳定燃烧逐步建立,直至当地燃速不再发生明显变化,发动机工作达到稳定状态。

图 15 与图 16 分别表示无旋工况与旋流工况的药柱表面 HDPE 的主要热解产物 C₂H₄ 的质

量分数分布曲线。分析两组曲线可知,在点火阶段(0.01~0.5 s) C₂H₄ 含量持续升高,由于高温点火燃气的作用,导致药柱表面热解较为充分。在 0.502 s 时,点火燃气关闭,来流温度降低,导致药柱表面 C₂H₄ 含量突降,随着自持燃烧的建立, C₂H₄ 含量逐渐升高,最终达到稳定。对比图 15 与图 16 可知,在同一时刻,附着点附近的 C₂H₄

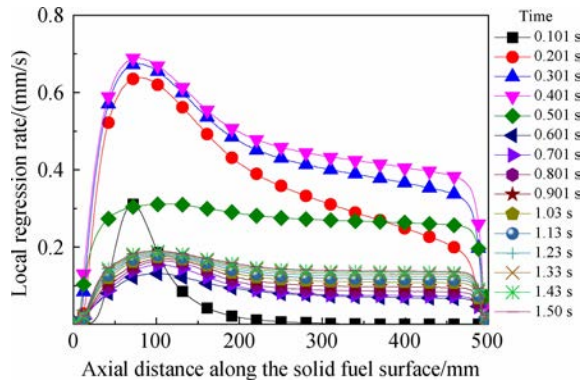


图 13 无旋工况下不同时刻燃速曲线沿药柱表面分布
Fig. 13 Regression rate in different time of non-swirl flow along HDPE surface

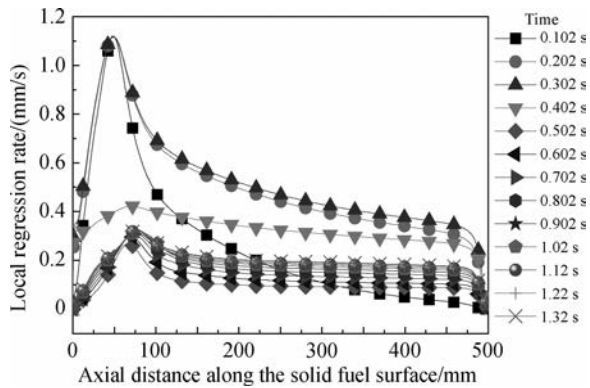


图 14 旋流工况下不同时刻燃速曲线沿药柱表面分布
Fig. 14 Regression rate in different time of swirl flow along HDPE surface

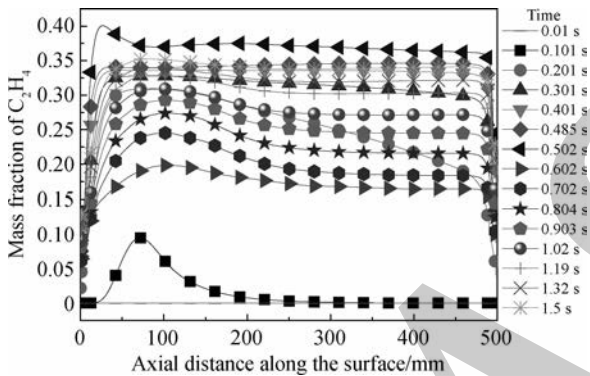


图 15 无旋工况下药柱表面不同时刻 C₂H₄ 质量分数分布
Fig. 15 Axial distribution of mass fraction of C₂H₄ for non-swirl flow along the solid fuel surface in different time

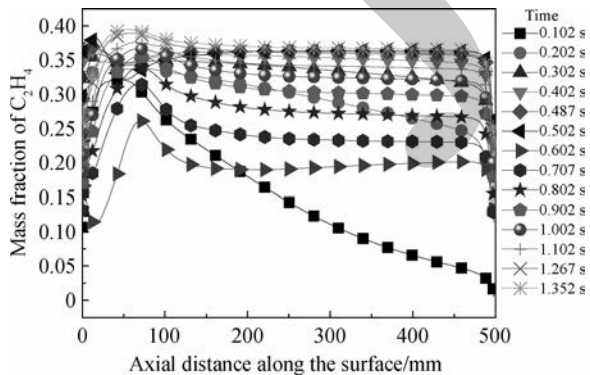


图 16 旋流工况下药柱表面不同时刻 C₂H₄ 质量分数分布
Fig. 16 Axial distribution of mass fraction of C₂H₄ for swirl flow along the solid fuel surface in different time

质量分数最高,且明显高于同时刻的无旋工况。说明旋流的引入有助于药柱表面附着点处 HDPE 的热解。

图 17 为数值计算所获得的最终稳定燃速曲线。两工况燃速在回流区有明显上升趋势,并在附着点处达到最大值,在再发展区,燃速开始逐渐降低,而趋势则逐渐变缓。对比两曲线可知,在旋流工况下的当地燃速整体高于无旋工况。图 18 为药柱表面热流密度沿轴向分布曲线,由曲线可知,其趋势与图 17 中燃速曲线趋势一致,即热流密度在在附着点处达到最大值,并在再发展区逐渐降低。该现象说明在附着点处表面换热均优于回流区和再发展区,且在药柱内径为 70 mm 的旋流工况下,药柱表面换热整体优于无旋工况。结合图 17 燃速曲线可知,药柱表面热流密度对燃速有显著影响。

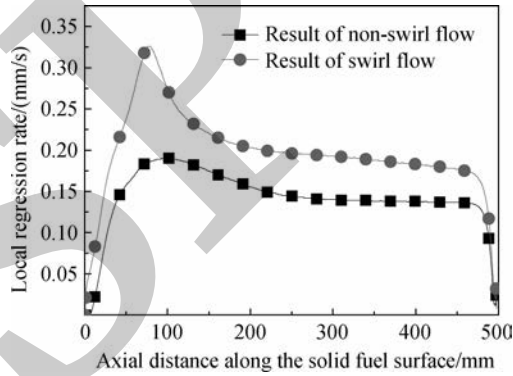


图 17 仿真计算所得燃速对比
Fig. 17 Simulation result of local regression rate

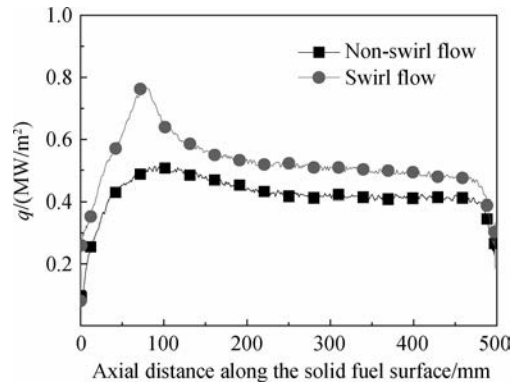


图 18 表面热流密度分布
Fig. 18 Local heat flux along the solid surface

由于燃速与药柱表面的热流密度有着直接关系,而热流密度又取决于温度梯度以及材料的热导率 λ , λ 与湍流黏度 μ_t 成正比。故可通过温度和 μ_t 来进一步分析表面热流密度。

由前文分析可知,在燃烧室内,火焰面温度最高,为进一步分析燃烧室内的温度沿径向分布规律,故对不同轴向位置的径向温度分布曲线进行

分析。

由图 19 可知,在回流区内以及附着点附近,旋流工况的火焰面温度略高于无旋工况温度,且火焰面位置更靠近药柱表面。随着火焰向中下游发展,在 $x/R=0.45,0.6$ 两位置处,两工况火焰面温度没有明显差别,但旋流工况下火焰面位置依旧更靠近药柱表面。在燃烧室末端 $x/R=0.75,0.9$ 时,由于旋流强度衰减,两工况火焰面位置则无明显差别。此外,在再发展区,旋流工况下药柱中心温度则明显高于无旋工况。

图 20 为距离药柱表面 2 cm 内不同轴向位置温度变化曲线,在回流区和附着点处,旋流工况明显高于无旋工况,且在附着点处旋流工况下温度梯度明显大于无旋工况。而在再发展区,旋流工况则略低于无旋工况,且两工况温度梯度均有所降低。

图 21 为距离药柱表面 1.5 cm 处不同轴向位置的 μ_t 沿径向分布曲线。由该组曲线可看出,旋

流工况下,在不同轴向位置处的 μ_t 数值均高于无旋工况,且在回流区内旋流工况下的 μ_t 梯度要明显高于无旋工况,在附着点处,旋流工况下 μ_t 数值和梯度略有升高,但幅度不大。

综上所述:在旋流工况下,由于旋流的引入加强了燃气与来流空气的掺混,使得回流区内以及附着点附近的火焰面温度升高。同时在离心力以及切向速度的作用下(如图 12 所示),使热解产物在药柱表面的停留时间更长,有助于热解产物的充分燃烧,并使火焰面位置更靠近药柱表面;此外,在旋流工况下,药柱表面附近的 μ_t 数值以及回流区和附着点处的温度梯度相比于无旋工况均有所提高。进而导致燃料表面热流密度升高,使燃速提高。

图 22 与图 23 分别为无旋与旋流工况下的药柱表面转换系数分布曲线。表面传热系数 h 可由下式计算。

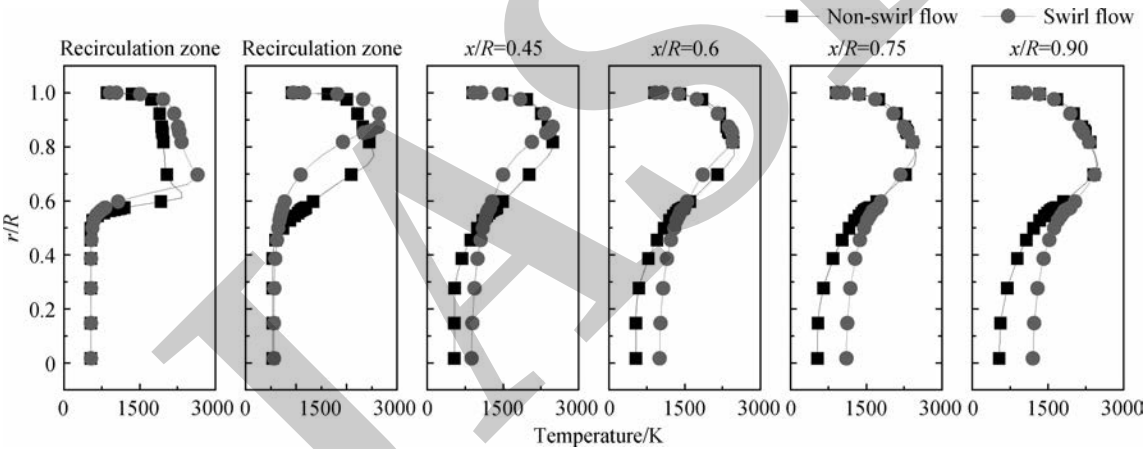


图 19 燃烧室不同轴向位置温度沿径向分布曲线

Fig. 19 Radial profiles of the temperature at different axial positions in combustor

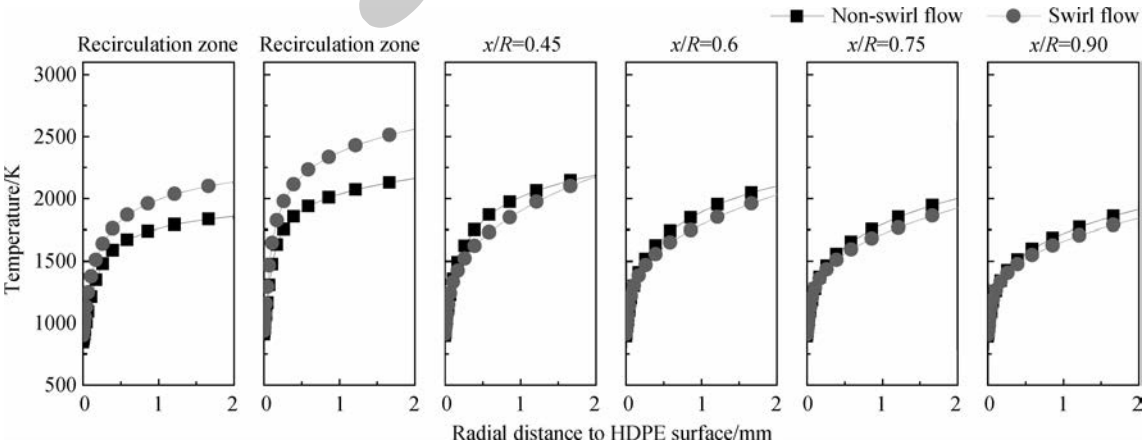


图 20 燃烧室近壁面处不同轴向位置温度沿径向分布曲线

Fig. 20 Radial profiles of the temperature around HDPE surface at different axial positions in combustor

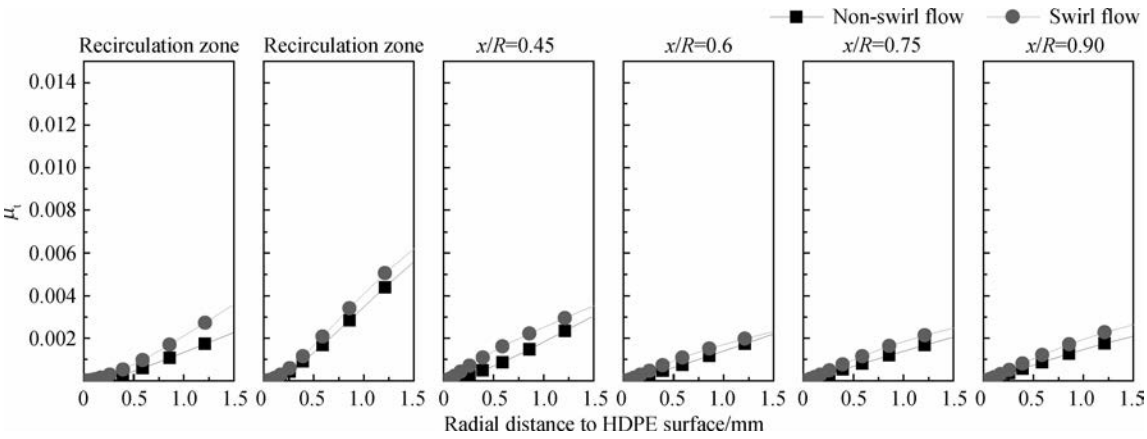


图 21 燃烧室不同轴向位置 μ_t 沿径向分布曲线

Fig. 21 Radial profiles of the μ_t around HDPE surface at different axial positions in combustor

$$h = \frac{-\lambda_{\text{fluid}} \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right) \Big|_w}{T_w - T_{\text{aw}}} \quad (14)$$

$$T_{\text{aw}} = T_{\infty} \left\{ 1 + \sqrt[3]{Pr_w} \left[\frac{(r-1)}{2} \right] Ma_{\infty}^2 \right\} \quad (15)$$

式中 λ_{fluid} 为流体区域的热导率, $\partial T/\partial n$ 表示药柱表面的温度梯度, T_{aw} 表示恢复温度。由于入口气流流速较低, $Ma \approx 0.3$, 由式 (13) 可知, $\sqrt[3]{Pr_w}$ $[(r-1)/2] Ma_{\infty}^2$ 取值很小, 故认为 $T_{\text{aw}} \approx T_{\infty}$, 此处 T_{∞} 为入口总温, 即在 $0 \sim 0.5 \text{ s}$ 时 T_{aw} 取值为 2500 K , 在 0.5 s 之后取值为 540 K 。

表面传热系数是表示流体与固体表面之间的换热能力强弱的物理量, 当其值小于 0 时, 表示固体区域在放热, 反之则表示其在吸热。由图 22、图 23 可知, 无论在无旋工况还是在旋流工况, 在点火阶段 ($0 \sim 0.5 \text{ s}$) 药柱表面传热系数均大于 0 , 并随着点火时间推进而增加, 在点火阶段结束, 入口高温燃气关闭之后, 在 0.502 s 时药柱表面出现了短暂的放热, 且表面传热系数数值较大。在 0.602 s 时, 随着入口来流空气的稳定, 建立了稳定的后台阶回流, 出现了稳定的回流区与附着点^[35], 此时观察曲线可知, 两工况均在回流区与附着点处于放热状态, 而再发展区则依旧处于吸热状态, 说明稳定燃烧从回流区与附着点开始建立, 且这两个区域所释放的热量将会被用于建立再发展区的燃烧。

由于稳定燃烧的建立, 回流区与附着点处的表面传热系数数值逐渐增大。且在无旋工况持续至 0.903 s 时, 旋流工况持续至 0.707 s 时, 再发展区表面传热系数也逐渐由正值变为负值, 说明再发展区的换热状态由吸热变为放热, 预示着稳定的自持燃烧完全建立, 通过两工况的时间差可进一步判

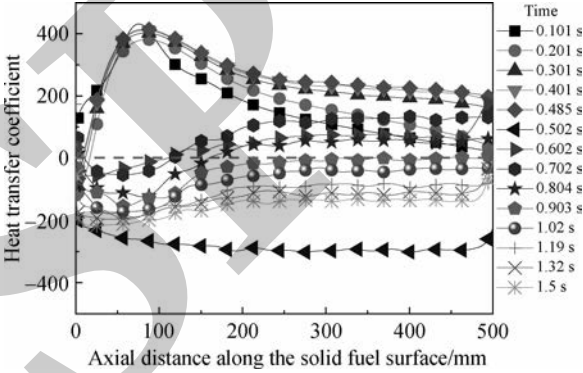


图 22 无旋工况下药柱表面不同时刻表面传热系数分布曲线

Fig. 22 Heat transfer coefficient along HDPE surface in different time for non-swirl flow

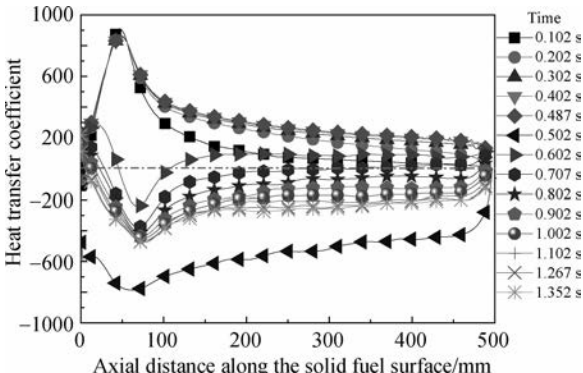


图 23 旋流工况下药柱表面不同时刻表面传热系数分布曲线

Fig. 23 Heat transfer coefficient along HDPE surface in different time for swirl flow

断, 旋流工况的自持燃烧建立要快于无旋工况。对比两图可知, 在相同时刻, 旋流工况下的表面传热系数要明显高于无旋工况, 特别是在附着点处, 表面传热系数达到了无旋工况的两倍之多。

说明旋流的引入可以增强药柱表面与流体区域的热量交换,并且缩短自持燃烧建立时间。

综上所述,在回流区与附着点处,药柱表面的对流换热能力要明显优于再发展区;旋流的引入可明显增强药柱表面对流换热能力;与无旋工况相比,在旋流工况下发动机可更快建立自持燃烧。

图 24、图 25 分别为旋流工况与无旋工况的实验与仿真当地燃速对比曲线,观察曲线可知,附着点位置略有后移,且附着点处燃速值与实验相比略有误差,可能是由于在仿真中气流轴向速度与切向速度的损失较小,气流流动与实验相比过于理想化所造成的。但总体来说,仿真与实验结果趋势一致,吻合较好,虽有误差但都在合理范围内,认为此仿真结果真实可信。

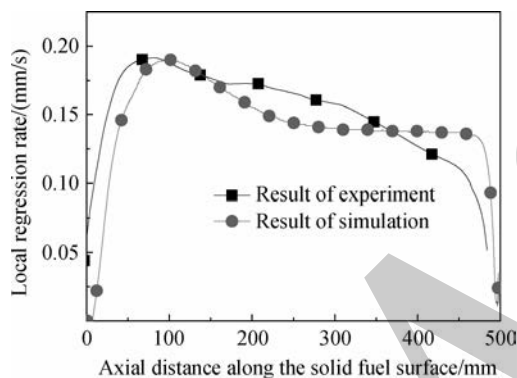


图 24 无旋工况实验与仿真燃速对比

Fig. 24 Comparison of local regression rate between experiment result and simulation result for non-swirl flow

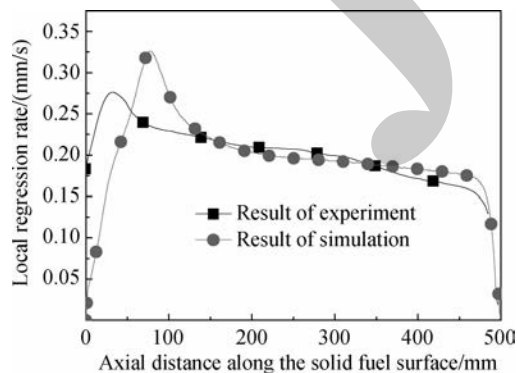


图 25 旋流工况实验与仿真燃速对比

Fig. 25 Comparison of local regression rate between experiment result and simulation result for swirl flow

6 结 论

1) 由实验结果可知,在相同时间内,旋流工

况下 HEPD 的质量消耗要高于无旋工况,提高幅度大约为 26%。说明旋流的引入可以提高推进剂的燃速。

2) 通过仿真分析得出,旋流的引入有助于药柱表面附着点处 HDPE 的热解。并且在离心力的作用下,火焰面位置相比于无旋工况更靠近药柱表面。

3) 通过对药柱表面传热系数以及热流密度分析可知,在回流区与附着点处,药柱表面的对流换热能力要明显优于再发展区;在旋流工况下,在离心力与切向速度的作用下,使热解产物在药柱表面附近区域停留时间更长,有助于热解产物的充分反应,并且增强药柱表面对流换热能力;此外,与无旋工况相比,发动机在旋流工况下可更快建立自持燃烧。

4) 通过对药柱表面传热特性分析可知,在旋流工况下,回流区内以及附着点附近的火焰面温度更高,药柱表面的湍流黏度以及温度梯度更大,进而提高了药柱表面热流密度,增强了药柱表面对流换热,显著提高了推进剂燃速。

参考文献:

- [1] NETZER D W. Model applications to solid-fuel ramjet combustion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1978, 15(5): 263-264.
- [2] NETZER D W. Modeling solid-fuel ramjet combustion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977, 14(12): 762-766.
- [3] STEVENSON C A, NETZER D W. Primitive-variable model applications to solid-fuel ramjet combustion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1981, 18(1): 89-94.
- [4] METOCHIANAKIS M E, NETZER D W. Modeling solid-fuel ramjet combustion, including radiation to the fuel surface[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(4): 405-406.
- [5] MILSHTEIN T, NETZER D W. Three-dimensional, primitive-variable model for solidfuel ramjet combustion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1986, 23(1): 113-117.
- [6] NETZER D W, MILSHTEIN T. Three-dimensional, primitive-variable model for solidfuel ramjet combustion[R]. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 1984.
- [7] LIOU T M, HWANG P W, LI Y C, et al. Flame stability analysis of turbulent non-premixed reacting flow in a simulated solid-fuel ramjet combustor[J]. Journal of Mechanics, 2002, 18(1): 43-51.
- [8] GONG Lunkun, CHEN Xiong, YANG Haitao, et al. Investigation on the effect of diaphragm on the combustion characteristics of solid-fuel ramjet[J]. Acta Astronautica, 2017, 139: 449-462.
- [9] LI Yichao, LI Renfu, LI Dinggen, et al. Combustion char-

- acteristics of a slotted swirl combustor: an experimental test and numerical validation[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2015, 66: 140-147.
- [10] ZHANG Jian, ZHU Chengkai. Simulation of swirling turbulent flow and combustion in a combustor[J]. *Numerical Heat Transfer*, 2009, 55(5): 448-464.
- [11] ZHANG Jian, CHEN Chunming. Simulation of turbulent reacting flow in a swirl combustor[J]. *Numerical Heat Transfer: Part A Applications*, 2008, 53(6): 605-624.
- [12] JING Jianping, LI Zhengqi, ZHU Qunyi, et al. Influence of the outer secondary air vane angle on the gas/particle flow characteristics near the double swirl flow burner region[J]. *Energy*, 2011, 36(1): 258-267.
- [13] GASSOUMI T, GUEDRI K, SAID R. Numerical study of the swirl effect on a coaxial jet combustor flame including radiative heat transfer[J]. *Numerical Heat Transfer: Part A Applications*, 2009, 56(11): 897-913.
- [14] NEMODA S, BAKICV, OKA S, et al. Experimental and numerical investigation of gaseous fuel combustion in swirl chamber[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2005, 48(21): 4623-4632.
- [15] 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[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] 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)
- [18] 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)
- [19] DUESTERHAUS D A, HÖGL A. Measurements in a solid fuel ramjet combustion with swirl[R]. AIAA-88-3045, 1988.
- [20] CAMPBELL W H, Jr. An experimental investigation of the effects of swirling air flows on the combustion properties of a solid fuel ramjet motor[D]. Calhoun: Naval Postgraduate School, 1985.
- [21] MUSA O, CHEN Xiong, ZHOU Changsheng, et al. Effect of inlet conditions on swirling turbulent reacting flows in a solid fuel ramjet engine[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 113: 186-207.
- [22] MUSA O, CHEN Xiong, ZHOU Changsheng. Experimental and numerical investigation on the ignition and combustion stability in solid fuel ramjet with swirling flow[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 137: 157-167.
- [23] KUO K K. Principles of Combustion[M]. New York: John Wiley, 1986.
- [24] 陈军, 王栋, 封锋. 火箭发动机燃烧基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- [25] STOLIAROV S I, WALTERS R N. Determination of the heats of gasification of polymers using differential scanning calorimetry[J]. *Polymer Degradation and Stability*, 2008, 93(2): 422-427.
- [26] BIANCHI D, NASUTI F, ONOFRI M. Radius of curvature effects on throat thermochemical erosion in solid rocket motors[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 52(2): 320-330.
- [27] GASCOIN N, FAU G, GILLARD P, et al. Flash pyrolysis of high density polyethylene[R]. AIAA-2013-3833, 2013.
- [28] 王兰. 超燃冲压发动机整机非结构网格并行数值模拟研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
- [29] KIM K H, KIM C, RHO O H. Methods for the accurate computations of hypersonic flows: I AUSMPW+ scheme[J]. *Journal of Computational Physics*, 2001, 174(1): 38-80.
- [30] VIESER W, ESCH T, MENTER F. Heat transfer predictions using advanced two-equation turbulence models; CFX-VAL10/0602[R]. Oxford: AEA Technology, 2002.
- [31] 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. (in Chinese)
- [32] DELLENBACK P A, METZGER D E, NEITZEL G P. Measurements in turbulent swirling flow through an abrupt axisymmetric expansion[J]. *AIAA Journal*, 1988, 26(6): 669-681.
- [33] EVANS J S, SCHEXNAYDER J. Influence of chemical kinetics and unmixedness on burning in supersonic hydrogen flames[J]. *AIAA Journal*, 1980, 18(2): 188-193.
- [34] LEHR H F. Experiment on shock-induced combustion[J]. *Astronautica Acta*, 1972, 17(4/5): 589-597.
- [35] 李唯暄. 固体燃料冲压发动机旋流燃烧特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- LI Weixuan. Research on combustion characteristics of solid fuel ramjet effect by swirl flow[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017. (in Chinese)

(编辑: 李岩梅)