

基于高分辨率数据重构的固体燃料冲压 发动机燃料平均燃速测试

邱爽, 李映坤, 李唯暄, 陈雄, 王禄浩
(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘 要: 采用一种非接触主动式扫描和结构光栅投影定位技术,对以高密度聚乙烯(HDPE)为推进剂的固体燃料冲压发动机地面实验后药柱内孔燃烧形貌进行了三维点云数据重构,获得了固体燃料内表面当地平均燃速的三维分布云图。研究发现:①通过该方法计算所得药柱燃烧去除质量与实验后实际质量变化量误差在0.1%内,精度满足用于固体燃料燃速的评估要求;②构建的数据重构燃速测试方法能真实反映燃料药柱结构变化,且具有一定的适用性;③通过该方法得到了当地平均燃速与总平均燃速的关系并通过线性拟合的方法得到了燃速与来流空气质量通量关系。通过对该方法的验证分析,认为所提出的燃速测试方法对深入研究固体燃料冲压发动机燃速具有一定的参考价值。

关 键 词: 固体燃料冲压发动机; 燃料剖面; 数据重构; 三维结构光扫描; 燃速

中图分类号: V435.21

文献标志码: A

Measurement and analysis of fuel average regression rate of solid fuel ramjet based on high-resolution data reconstruction

QIU Shuang, LI Yingkun, LI Weixuan, CHEN Xiong, WANG Luhao

(School of Mechanical Engineering,

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

Abstract: A non-contact active scanning and structural grating projection positioning technique was used to reconstruct the three-dimensional point cloud data of combustion morphology of solid fuel ramjet grain after ground test using high density polyethylene (HDPE) as propellant. The three-dimensional distribution cloud map of mean local regression rate on the inner surface of solid fuel was obtained. The results showed that: (1) the error between the burning removal quality of the grain calculated by this method and the actual mass change after experiment was within 0.1%. The accuracy met the requirement of regression rate evaluation for solid fuel. (2) The reconstructed regression rate test method can truly reflect the change of fuel grain structure with certain applicability. (3) The relationship between mean local regression rate and total average regression rate was obtained by this method, and the relationship between regression rate and inflow air mass flux was obtained by linear fitting method. Through the validation and analysis of this method, it is concluded that the regression rate test method has a certain reference value for the further study of solid fuel ram-

收稿日期: 2019-05-05

作者简介: 邱爽(1993—),男,硕士生,主要从事固体燃料冲压发动机燃烧学研究。

引用格式: 邱爽,李映坤,李唯暄,等. 基于高分辨率数据重构的固体燃料冲压发动机燃料平均燃速测试[J]. 航空动力学报,2019,34(11):2466-2477. QIU Shuang, LI Yingkun, LI Weixuan, et al. Measurement and analysis of fuel average regression rate of solid fuel ramjet based on high-resolution data reconstruction[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2466-2477.

jet regression rate.

Key words: solid fuel ramjet; inner profile of fuel; data reconstruction; three-dimensional structured light scanning; regression rate

固体燃料冲压发动机(固冲发动机)结构简单、比冲高,在超声速导弹或者增程炮弹中有着较大的应用潜力^[1]。但固冲发动机应用仍存在难点,包括固体燃料燃烧机理复杂、燃烧效率较低等^[2]。固冲发动机燃烧特性与工作性能很大程度上取决于推进剂性能,推进剂燃烧性能则与推进剂燃速密切相关^[3]。王宁飞等^[4]对固冲发动机燃速研究现状和进展进行了详细阐述,指出燃速是表征燃烧的重要参数。因此,为详细了解固体燃料在流动燃烧中的受热行为、传热传质特性,对冲压发动机固体推进剂的燃速测量进行深入探究是有必要的。

相比较于固体火箭发动机中推进剂而言,固冲发动机中所使用的高密度聚乙烯(HDPE)不含氧化剂,其燃烧的建立很大程度上依赖来流空气,因此该推进剂在无氧或贫氧氛围中无法正常燃烧,在固体推进剂中应用广泛的靶线法、水下声发射法等^[5]燃速测试方法并不适用。而 Atak 等^[6]与 Daniel 等^[7]使用的超声波动态燃速测量方法^[8]也存在测试成本高昂、应用范围有限等缺点。并且该方法对测试仪器仪表精度以及可靠性等方面的要求很高^[9]。针对目前关于燃速测量方法的局限性,本文认为有必要将重点转移到测量原理的创新与数据处理的优化和改良上。

谢爱元等^[10]首次采用了实验终止系统准确控制实验时间并采用逐点测量方式获得了固体燃料不同轴向位置处的退移速率。但这种接触测量方法获取数据量少且误差较大,并不能完全反映整个燃烧面的燃速。HDPE 固体燃料地面实验燃烧后表面粗糙度较高,且燃烧后药柱内表面会产生很多大小不一的凹坑,而接触式测量方法无法客观反应药柱表面不规则形貌的规律。近年来,对于药柱型面的非接触测量逐渐被广泛应用,与接触式测量方法相比,非接触测量可获得相对较多的关于被测型面构造的信息。而且在先前研究中,很多学者也对非接触测量方法进行了不同程度的探索。文献中关于燃速测量的非接触式方法包括:Cauty 等^[11]利用超声燃速测量方法对推进剂样品的燃速进行了测量,并将该方法应用于固体发动机地面实验^[12-13],但由于超声波特性和

发动机内压强、温度参数影响较大^[14],所以此方法仍具有一定的局限性。王峻晔^[15]采用光点转化法研究了燃烧过程的稳定性和瞬态燃烧状况,但与超声波类似,激光同样容易受到燃烧时所产生的烟雾影响,对测量精度影响较大。胡松启等^[16]从实验上对密闭燃烧器法中的散热损失进行修正,将测试结果标准偏差提高到 1%,但是没有考虑实际使用时气流速度对燃速的影响,容易造成较大误差。总体来说,上述方法均有其优越性,但在实际应用中测试环境要求较为苛刻,有较大的局限性。所以本文采用三维非接触主动式扫描和结构光栅投影定位技术对于冲压发动机工作性能以及燃烧特性的评估有较大意义。

静态解剖测量是实际测量的一种方法,能真实反映燃面退移情况。本研究基于燃速静态解剖测量方法,采用光栅式结构光扫描仪获得了地面实验后固冲发动机燃料剖面燃烧形貌三维坐标点云。通过 MATLAB 编制的程序,计算得到了燃料内表面各点处的燃速图谱,并对所获得的点云数据结果进行了分析与优化。通过称质量法^[17]所计算出的燃速进行了对比验证,确保了该方法的精度与可靠性。分析了沿气流方向各点处燃速的变化规律,对其燃烧行为做出初步分析与预测。并为研究固冲发动机燃速变化提供了有效的数据参考。

1 燃速测量实验系统及方法

1.1 实验方案

本实验针对燃速静态实际测量,采用地面直连式实验系统直接模拟正激波后气流流动状态,且该系统配有燃烧终止装置,以便在实验结束后对燃料内型面进行测量。图 1 所示为直连式实验系统,该系统主要包括供气系统、补氧系统、空气加热系统、燃烧中止系统、控制系统、实验发动机。实验发动机主要组成见图 2,包括空气入口、限流喉道、点火器、突扩台阶、燃烧室、固体燃料、掺混板、补燃室、热防护层及喷管组件等。本实验模拟海平面马赫数为 2.0 的飞行工况,设定来流总压为 0.78 MPa,来流总温为 540 K,采用限流喉道将来流空气质量流量稳定在 0.3 kg/s,来流速度约

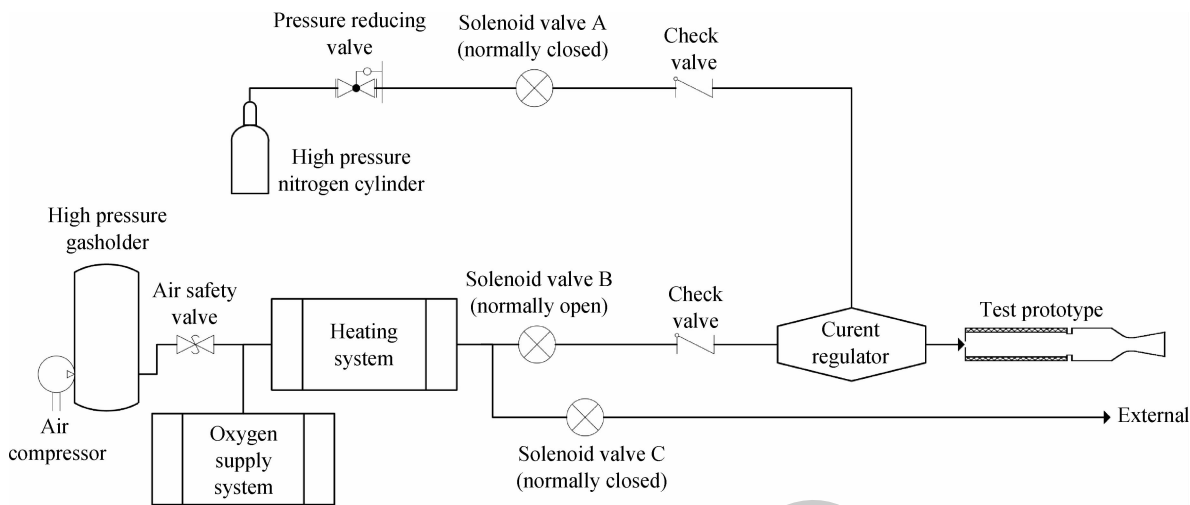


图 1 直连式实验系统
Fig. 1 Direct connection test system

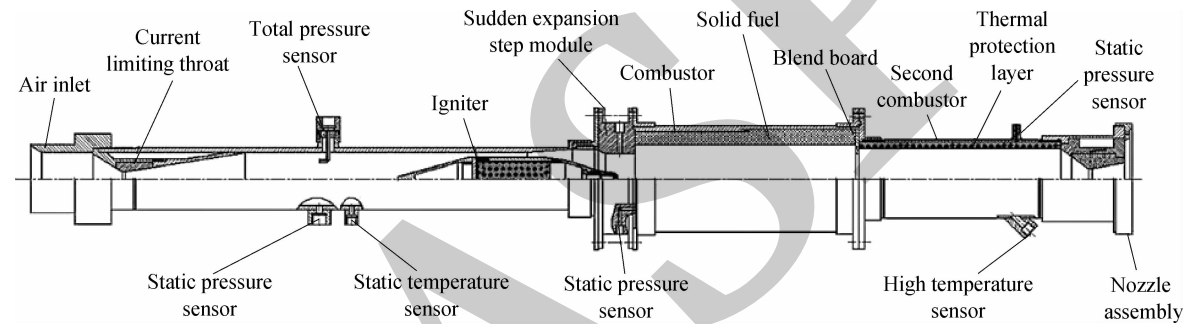


图 2 实验发动机
Fig. 2 Test engine

为 108.8 m/s。补氧系统采用先补氧后燃烧的方式以保证来流空气中氧气质量分数为 23%，加热系统采用航空煤油作为燃料将空气温度加热到预定温度。实验结束后将氮气通入实验发动机从而使发动机熄火。

实验保持电磁阀 C 通,电磁阀 A 和 B 断,空气由 C 阀排出,直至加热器将来流气流加热至实验预设温度,目的是避免不稳定来流对药柱燃烧造成干扰。当预定温度和压力等参数达到实验要求时,开启电磁阀 B,同时关闭电磁阀 C,0.5 s 后,控制器发出点火指令,将发动机点火,持续产生时长 3 s 的高温射流,引燃药柱。实验达到发动机工作预设时长后关闭电磁阀 B,开启电磁阀 A 和 C,并向燃烧室通入氮气,终止燃烧。

本文选用直流进气和旋流进气两种方式,通过点火器实现,图 3(a)为直流点火器,图 3(b)为旋流点火器^[18]实物图。

1.2 实验工况

为研究本文数据重构方法的适用性,本文根



图 3 点火器实物
Fig. 3 Practicality picture of igniter

据固体燃料不同内径(d_p)分成四组实验、八个工况,具体见表 1。其中 L 为燃料长度, d_i 为喷嘴喉道直径, $\dot{m}_{air}$ 为来流质量流量, S 为旋流强度,本文中旋流强度定义如下:

$$S = \int_{R_1}^{R_2} u \omega \tau^2 d\tau \bigg/ \left(\int_{R_1}^{R_2} u^2 \tau d\tau \right) \tag{1}$$

式中 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), τ 表示某一径向位置。

表 1 实验工况
Table 1 Test condition

工况	S	d_p/mm	L/mm	d_1/mm	$\dot{m}_{\text{air}}/(\text{kg/s})$
1	0	90	300	24.2	0.3
2	0.6	90	300	24.2	0.3
3	0	70	500	28.5	0.3
4	0.6	70	500	28.5	0.3
5	0	80	500	28.5	0.3
6	0.6	80	500	28.5	0.3
7	0	90	500	28.5	0.3
8	0.6	90	500	28.5	0.3

本文中使用了具有固定翼片角度的旋流点火器, 由于该旋流点火器内径和外径均为固定参数, 故将式(1)简化如下:

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

旋流点火器翼片与轴向夹角每增加 10°, 旋流强度增加 0.2。

所用燃料药柱为单孔管状, 其外径为 105 mm, 内径 d_p 分别为 70、80、90 mm, 如图 4 所示。药柱前后两端粘贴石棉垫片保证药柱工作方式为内孔燃烧。燃烧室入口直径 d_m 均为 40 mm, 来流质量流量 $\dot{m}_{\text{air}}$ 均为 0.3 kg/s。另外, 为了避免燃烧室压力对药柱燃烧造成的影响, 本研究对燃料长度 L 不同的固冲发动机的喷管喉道直径 d_1 进行了调整。如图 5 所示。



图 4 实验药柱实物图

Fig. 4 Practicality picture of propellant

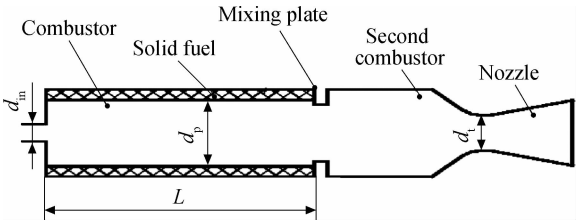


图 5 固冲发动机简图

Fig. 5 Diagram of solid fuel ramjet

为验证本文数据重构方法的可靠性, 本文选用两种燃速测量方法同时测量计算。

1.3 平均燃速测量

目前, 对于典型圆孔固体燃料, 成熟可靠的计算方法是称质量法, 其平均燃速计算公式^[19]为

$$\bar{r} = \left(\sqrt{\frac{4\Delta m_t}{\pi L \rho_f} + D_0^2} - D_0 \right) / (2t_b) \tag{3}$$

式中 Δm_t 为燃烧前后固体燃料质量的变化量; D_0 为燃料初始内径; ρ_f 为燃料密度; t_b 为燃烧时间。本文用此方法计算总平均燃速。

1.4 当地平均燃速测量

固体燃料当地平均燃速的接触式测量方法如下:

$$\bar{r}_i = (D_{if} - D_{i0}) / (2t_b) \tag{4}$$

式中 D_{i0} 、 D_{if} 分别为接触测量第 i 个测量截面燃烧前后燃料内径。

2 高分辨率数据重构方法

光栅式结构光扫描仪是一种高速高精度的三维扫描测量设备, 其结构主要由光栅投影设备及两个工业级的 CCD(电荷耦合元件)摄像头所构成。图 6 为利用光栅式结构光扫描仪获取数据原理示意图。测量时, 光栅投影设备利用可见光将数幅特定编码的结构光投影到待测物体上, 成一定夹角的两个 CCD 摄像头同步采得光栅干涉条

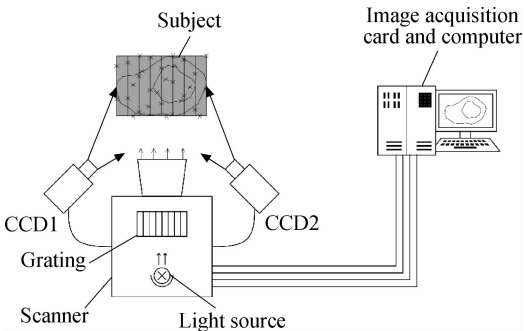


图 6 扫描仪工作原理图

Fig. 6 Scanner working principle diagram

纹对应图像,然后对图像进行解码和相位计算,并利用匹配技术、三角形测量原理解算出两个 CCD 摄像机公共视区内像素点的三维点云坐标。

基于文献[20],可将燃料燃烧后的型面重构过程分为:点云数据获取、点云数据处理、燃速信息后处理。

2.1 点云数据获取

本文首先将地面实验后燃料沿其对称轴剖开,得到两半型面,再对型面进行扫描。燃料实验后的剖面如图 7 所示。实验所用三维扫描仪型号为 OKIO-V(北京天远),单面测量范围为 100 mm×75 mm,工作距离为 500 mm,精度为 0.01 mm。地面实验后燃料厚度退移在 3 mm 左右,满足测量精度需求。

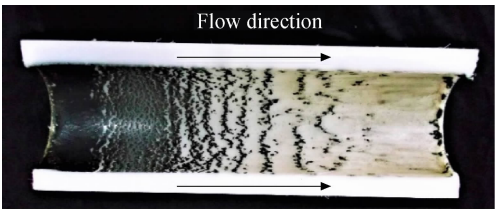


图 7 燃料剖面实物图

Fig. 7 Anatomical ablation profile of propellant

点云数据处理步骤中,为了提高扫描精度,对型面进行变换位置、多次正反顺序重叠扫描,并由后处理软件进行拼接,最终得出高分辨率三维型面点云,如图 8 所示。

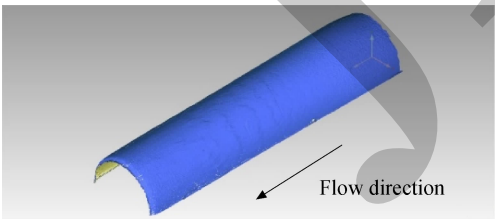


图 8 燃料三维型面点云

Fig. 8 Point clouds from three-dimensional profile of propellant

2.2 点云数据处理

扫描点云覆盖整个燃料剖面,点云数据庞大。这里首先将笛卡儿坐标转换为柱坐标,方便得到燃料型面任意一点到其对称轴的半径。然后再将文中第 2.1 节中获得的型面数据在周向和轴向进行网格划分,取相应网格单元区域的所有半径的平均值为每个网格点的局部半径值。通过对同一轴线位置的周向数据平均,得到了无数据网格的

局部半径。如图 9, r_0 表示燃烧之前任意一点的型面半径, r 表示燃烧之后某点的型面半径, z_g 表示网格轴向尺度。则某点燃烧量 δ_r 与当地平均燃速 $\bar{r}_1$ 可以表示为

$$\begin{aligned} \delta_r &= r - r_0 \\ \bar{r}_1 &= \delta_r / t_b \end{aligned} \tag{5}$$

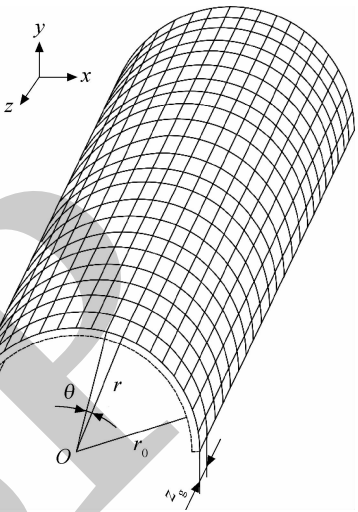


图 9 网格示意图

Fig. 9 Schematic diagram of grids

数据重构的关键是把燃烧前后燃料内表面进行“点到点”的精确匹配,即保证燃烧后的某点与其燃烧前的位置匹配,使得燃烧前后的数据具有可比性,因此坐标匹配是重点。

由于扫描件与扫描仪在扫描过程中相对位置的变化,扫描件与扫描仪的坐标系会存在空间位置上的偏移。这两个坐标系的空间相对位置的示意图如图 10 所示。这里将坐标匹配问题转化为扫描件模型对称轴坐标系 $O_w - x_w y_w z_w$ 与扫描仪基准中心对称轴坐标系 $O_v - x_v y_v z_v$ 重合对齐问题。其中两坐标系位置的偏移可表示为 $\theta, \Delta x, \Delta y, \theta$ 在 $z_v O_v x_v$ 面和 $z_v O_v y_v$ 面上投影可表示为 θ_x 和 θ_y 。

本文对初始匹配进行了细化。用 x 与 y 方向偏移量 $\Delta x, \Delta y$ 描述位移需修正量,用 x 与 y 方向偏移角 θ_x, θ_y 描述旋转需修正量。沿轴向测得全部数据点叠加每个轴向位置垂直截面处 x 和 y 方向偏移量和偏移角即完成坐标系位移和旋转,两坐标系对齐。具体步骤如下:

1) 获取 x 方向上垂直轴 z_v 某一截面的偏移量 $\Delta x'$ 。如图 11 所示 α 角度取 $20^\circ \sim 60^\circ$, R_α 为角 $(180^\circ - \alpha)$ 处所对应半径, R'_α 为角 α 处所对应半径,可得 α 角度内任意一点 a 所对应的一个微元

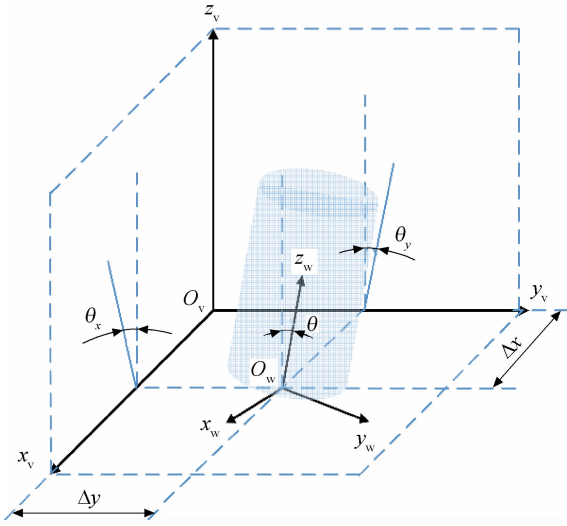


图 10 扫描件与扫描仪坐标系相对位置示意图
Fig. 10 Related position between sample and scanner coordinate systems

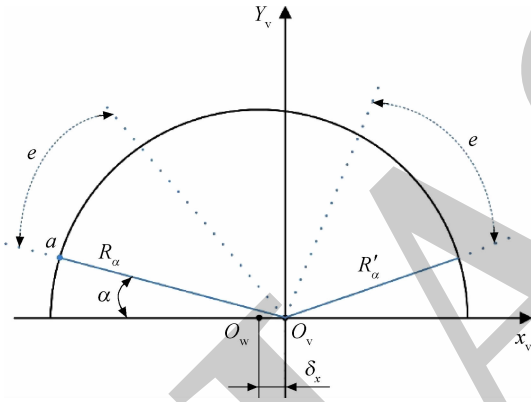


图 11 沿轴截面 x 方向偏移
Fig. 11 Offset along x -direction of axial section

偏移量

$$\delta_x = \frac{R_\alpha - R'_\alpha}{2\cos\alpha} \quad (6)$$

该截面 x 方向上的偏移量 $\Delta x'$ 可通过平均 δ_x 计算得到

$$\Delta x' = \frac{1}{e} \sum_e \delta_x \quad (7)$$

式中 e 为 α 角度内选取点的总个数。

获得当前截面处 $\Delta x'$ 后可通过同样方法获得垂直沿轴 z_v 细分的每个截面 x 方向上的偏移量。这些偏移量通过叠加补偿到模型坐标系中完成整个轴向 Δx 位移修正。

然后在 $z_v O_v x_v$ 平面内将一条最小二乘直线拟合到数据中,根据拟合直线的斜率 k_1 计算出 x 方向上的偏移角 θ_x 。

$$\begin{cases} x = k_1 z + b_1 \\ \theta_x = \arctan k_1 \end{cases} \quad (8)$$

下面将 x 方向的偏移量 Δx 和偏移角 θ_x 引起的位置偏移补偿到现有的坐标中。为了清楚地表述位置偏移补偿的关系,引入上标 surf、下标 i 和下标 $i+1$,其中上标 surf 表示垂直于轴 z_v 的某一截面,下标 i 为当前步下的坐标,下标 $i+1$ 为下一步进行偏移补偿的坐标,步长为轴 z_v 方向上的网格尺度 z 。没有补偿情况下,柱坐标向笛卡儿坐标转换的公式如下:

$$\begin{cases} x_i^{\text{surf}} = r_i^{\text{surf}} \cos \theta \\ y_i^{\text{surf}} = r_i^{\text{surf}} \sin \theta \\ z_i^{\text{surf}} = z_i^{\text{surf}} \end{cases} \quad (9)$$

位置补偿时,将偏移量和偏移角叠加到坐标系中,依据下列关系式对笛卡儿坐标系更新:

$$\begin{cases} x_{i+1}^{\text{surf}} = r_i^{\text{surf}} \cos \theta - k_1 z_i^{\text{surf}} - b_1 \\ y_{i+1}^{\text{surf}} = r_i^{\text{surf}} \sin \theta \\ z_{i+1}^{\text{surf}} = z_i^{\text{surf}} (1 + k_1^2) \end{cases} \quad (10)$$

通过坐标迭代更新完成 $z_v O_v x_v$ 平面上 x 方向的坐标对齐。

2) 获取 y 方向上垂直轴 Z_v 某一截面的偏移量 $\Delta y'$ 。如图 12 所示 β 取 $70^\circ \sim 110^\circ$, R_β 为角 β 处所对应半径, R'_β 为 x 方向坐标对齐后 β 范围内所选取点平均半径,可得 β 内任意一点 b 所对应的一个微元偏移量

$$\delta_y = \frac{R_\beta - R'_\beta}{\sin \beta} \quad (11)$$

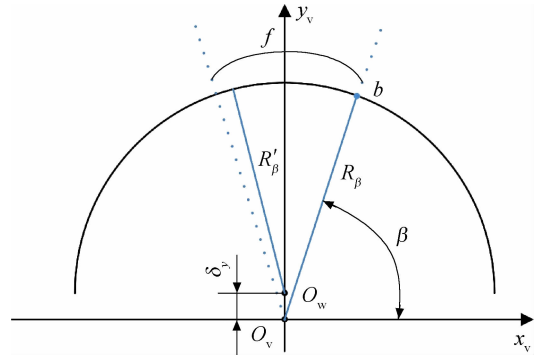


图 12 沿轴截面 y 方向偏移
Fig. 12 Offset along y -direction of axial section

该截面 y 方向上的偏移量 $\Delta y'$ 可通过平均 δ_y 计算得到

$$\Delta y' = \frac{1}{f} \sum_f \delta_y \quad (12)$$

式中 f 为 β 角度内选取点的总个数。

获得当前截面处 $\Delta y'$ 后可通过同样方法获得垂直沿轴 z_v 细分的每个截面 y 方向上的偏移量。这些偏移量通过叠加补偿到模型坐标系中完成整

个轴向 Δy 的位移修正。

然后在 $z_v O_v y_v$ 平面内将一条最小二乘直线拟合到数据中,根据拟合直线的斜率 k_2 计算出 y 方向上的偏移角 θ_y 。

$$\begin{cases} y = k_2 z + b_2 \\ \theta_y = \arctan k_2 \end{cases} \quad (13)$$

下面将 y 方向的偏移量 Δy 和偏移角 θ_y 引起的位置偏移补偿到现有的坐标中。同样也引入上标 surf、下标 i 和下标 $i+1$,将偏移量和偏移角叠加到坐标系中,依据下列关系式对笛卡儿坐标系更新:

$$\begin{cases} x_{i+1}^{\text{surf}} = r_i^{\text{surf}} \cos \theta \\ y_{i+1}^{\text{surf}} = r_i^{\text{surf}} \sin \theta - k_2 z_i^{\text{surf}} - b_2 \\ z_{i+1}^{\text{surf}} = z_i^{\text{surf}} (1 + k_2^2) \end{cases} \quad (14)$$

通过坐标迭代更新完成 $Z_v O_v Y_v$ 平面上 y 方向的坐标对齐。

3) 循环迭代直到两条最佳拟合线的斜率与截距小于设定阈值,完成坐标系重合对齐即完成坐标匹配。这里偏移量阈值设定为 0.015 mm ,偏移斜率阈值为 $2e^{-8}$ 。

对齐坐标系后,需重新对表面进行网格化,确保型面数据特别是燃烧之后某点的型面半径 r 不发生畸变。为了保证处理精度,设定的网格尺寸在周向方向上小于 1.4° ,在轴向方向上小于 1 mm ,周向数据平均后每个网格单元区域拥有云数据不少于 6。然后调整数据格式为计算得出图像结果做铺垫。燃料燃烧型面数据重构与处理的具体分析流程可概括为图 13。

2.3 燃速信息后处理

为了确保上述方法得到当地平均燃速的准确性,本文中 $L=300 \text{ mm}$ 工况的点云数据大于 30 万,划分网格总量为 4 万左右; $L=500 \text{ mm}$ 工况的点云数据大于 50 万,划分网格总量为 6.6 万左右。保证网格尺寸在周向方向上小于 1.4° ,在轴向方向上小于 1 mm ,周向数据平均后每个网格单元区域拥有云数据不少于 6。

通过燃烧量与时间的比值计算得到了整个燃烧面的当地平均燃速,并与实验后燃料剖面对比,真实反映了固冲发动机燃速和燃烧特性。以工况 5 为例,如图 14 所示,可以看出处理图中波纹状突起部分对应实物图中大小不一的凹坑区(黑色部分)。

2.4 数据重构方法验证

根据下式算出去除的固体燃料总质量:

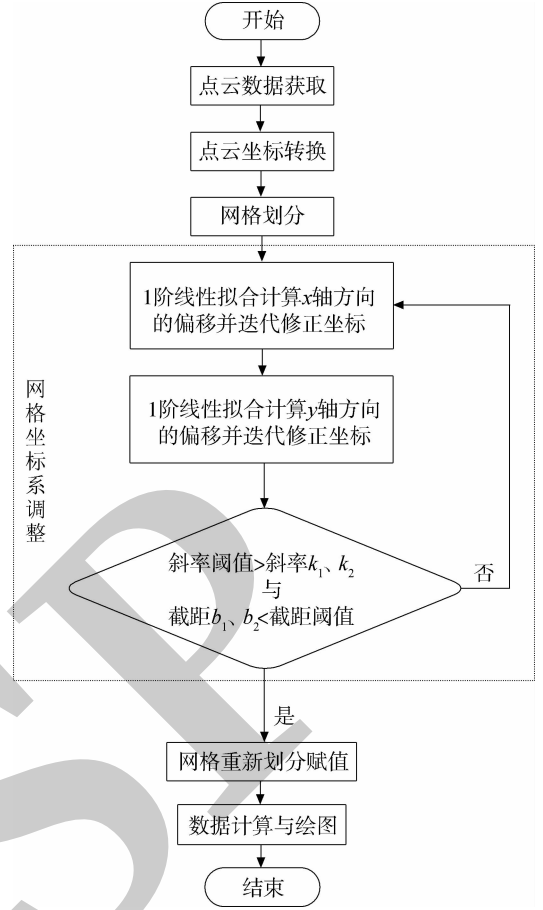


图 13 分析流程图

Fig. 13 Flow diagram of process analysis

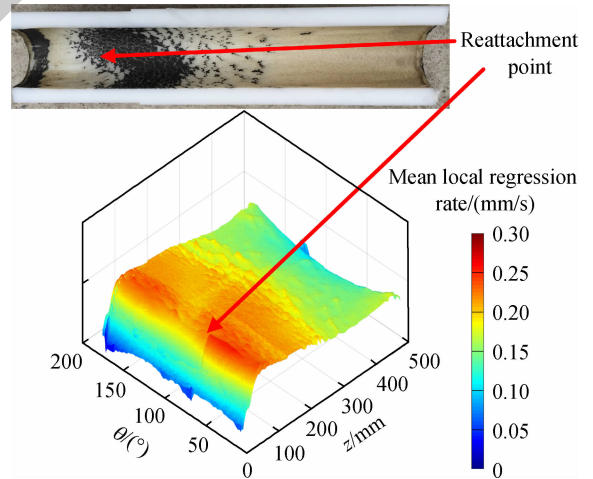


图 14 信息后处理后的当地平均燃速分布

Fig. 14 Mean local regression rate distribution after information processing

$$\Delta \bar{m} = \sum_{i=1}^{\lambda} \sum_{j=1}^{\eta} \left(z_g \frac{2\pi r_0}{\lambda} \delta_{rij} \right) \rho_f \quad (15)$$

式中 λ 代表周向 θ 划分的网格数, η 代表轴向网格划分数, δ_{rij} 表示第 i 角度 j 轴向尺度的一个网格单元的燃烧量。

计算得到的燃烧去除质量 $\Delta \bar{m}$ 与实验燃烧后固体燃料药柱实际质量的变化量 Δm 对比,做验证分析,如表 2。

表 2 验证分析
Table 2 Verification analysis

工况	$\Delta m/\text{kg}$	$\Delta \bar{m}/\text{kg}$	误差/%
1	0.158	0.157950	-0.032
2	0.206	0.206102	0.049
3	0.316	0.316030	0.010
4	0.400	0.400174	0.044
5	0.340	0.340102	0.030
6	0.403	0.403019	0.005
7	0.350	0.349990	-0.003
8	0.450	0.449886	-0.025

处理方法导致的质量误差均在 0.1% 内,表明本方法用于测量固体燃料燃速误差较小。

除了上述提到的数据重构验证方法外,还用接触式测量方法(式(4))量取了剖面若干个点来评估处理结果。图 15 中 lower 表示燃料下剖面,upper 表示燃料上剖面,manual 表示用接触式测量方法得到的当地燃速,图中结果表明数据重构结果是合理、准确的。

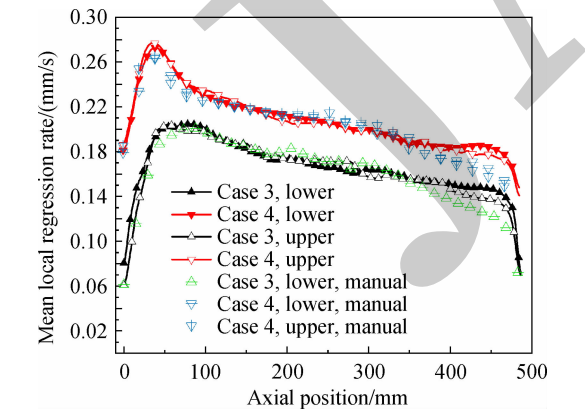


图 15 不同旋流强度下当地平均燃速轴向分布
Fig. 15 Mean local regression rate distribution for different swirls

3 实验结果与分析

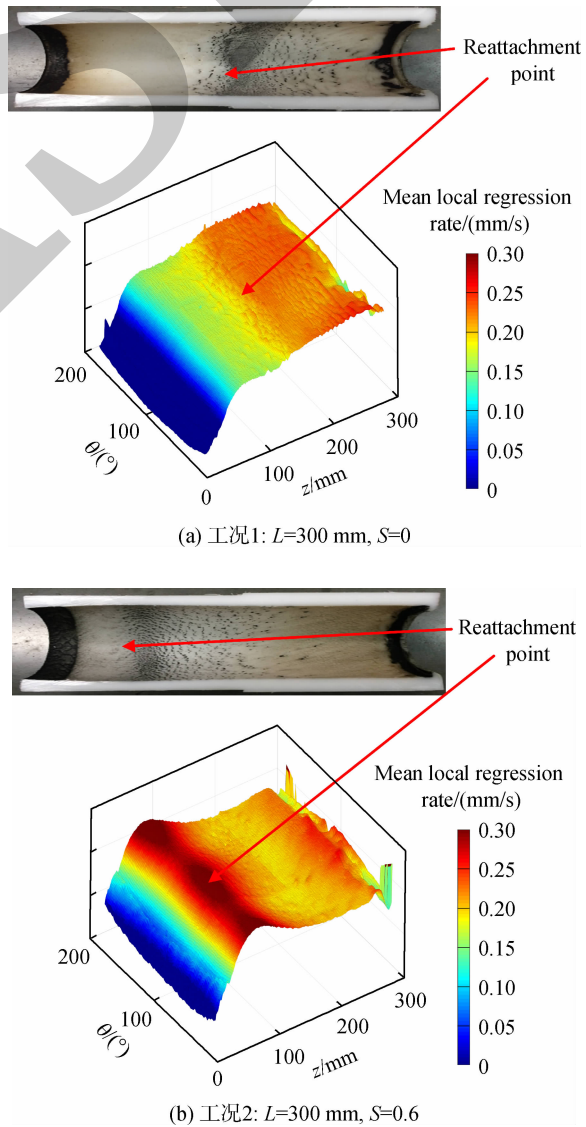
采用高密度聚乙烯(HDPE)为燃料,进行了不同工况下的固冲发动机燃烧实验,基于上述建立的数据重构方法,研究来流方式、燃料内径和空气质量通量对 HDPE 燃速的影响,并对实验测量

结果进行了分析和讨论。

3.1 旋流对燃速的影响

通过平均剖面周向点云数据得到了各工况上、下剖面的当地平均燃速沿轴向分布曲线。图 15 给出了取周向平均后 70 mm 内径燃料有旋流($S=0.6$)和无旋流($S=0$)工况上、下剖面的当地平均燃速结果,清楚地展示了旋流对固体燃料表面的影响导致燃速增加^[21-22]。

通过数据重构获得了工况 1、工况 2、工况 7、工况 8 当地平均燃速的三维分布,如图 16 所示。对比分析这几种工况中燃速最高的区域为附着区;附着区前面为回流区,燃速逐渐升高;附着区后为再发展区,燃速缓慢降低。这与文献[23]研究结果一致。从图 16 中还可以看到 $S=0$ 工况表面都出现细小的波纹状凸起,这与流场结构相关,这些凸起位于附着区,说明附着区燃料分解反应激烈、气流流动变化剧烈,而凸起的具体成因有待



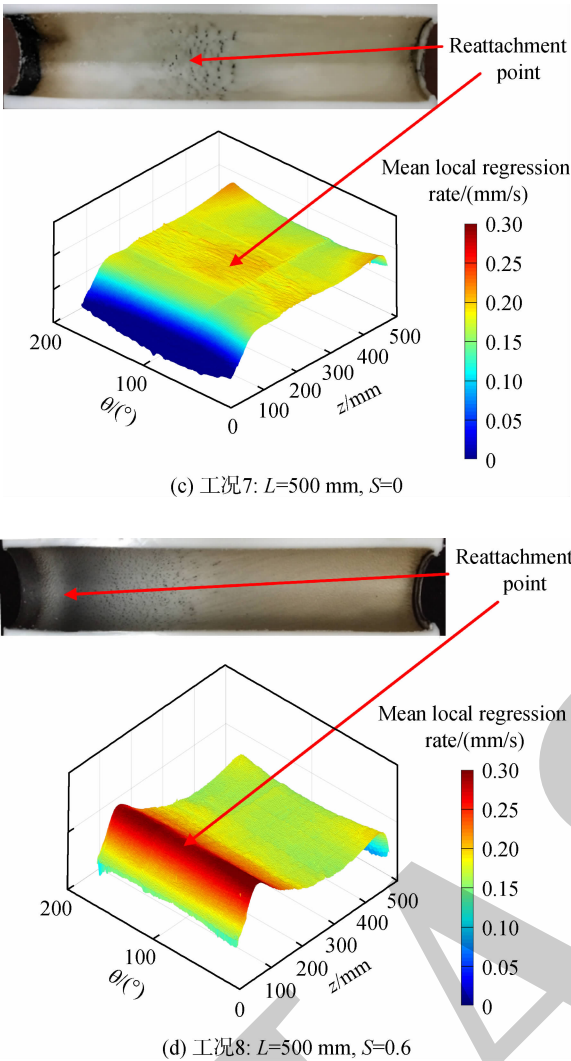


图 16 当地平均燃速三维分布

Fig. 16 Three-dimensional distribution of mean local regression rate

进一步论证。 $S=0.6$ 工况下附着区燃速更高,这与旋流工况产生离心力、切向速度有关^[24]。

三维分布展示的平均燃速在回流区最前端都呈现上升趋势,在再发展区最后段都呈现下降趋势。如图 16 燃料剖面所示,实验过程中前台阶下游和掺混板上游气流速度低,燃料掺混和化学反应不完全,造成碳堆积(图中燃料剖面前后黑色部分)。

3.2 空气质量流量对燃速的影响

文中空气质量流量的定义为单位面积药柱通道内的空气质量流量,计算式为

$$G_a = \frac{\dot{m}_{air}}{A_p}$$

(16)

式中 $\dot{m}_{air}$ 为空气质量流量(kg/s); A_p 为固体燃料内横截面积(m^2)。本文中固定空气质量流量 $\dot{m}_{air}$,通过改变固体燃料内径 d_p 进而改变其内横

截面面积 A_p 来控制空气质量流量。

表 3 给出了实验后的结果,这里将同长度、同空气质量流量、不同旋流强度的两种工况列为一组,如工况 1、工况 2。 $\Delta \bar{r}$ 代表每一组的平均燃速增量,是通过 $S=0.6,0$ 两种工况平均燃速差值比 $S=0$ 工况平均燃速得到的百分数。由于仅改变了固体燃料内径 d_p ,因此燃料长度 L 相同的每组空气质量流量也不同(式(16))。减小燃料内径可增大质量流量,减小台阶处回流区长度,同时增大总平均燃速,在同长度、同旋流强度、不同空气质量流量条件下对比表中工况 3、工况 5、工况 7 和工况 4、工况 6、工况 8,可以得出总平均燃速与质量流量呈正比。对比相同结构发动机的无旋与旋流工况燃速可知,旋流工况平均燃速均高于无旋流工况。原因是旋流工况中气流在离心力的作用下对附着区的侵蚀影响变大,从而使其最高燃速增加。这与图 15 得出的结果相对应,说明了当地平均燃速与总平均燃速的关系。从当地平均燃速分析,附着点最高燃速升高导致了总平均燃速的升高,说明附着点最高燃速对固体燃料燃速特性有影响,这和文献[25]研究一致。

表 3 实验结果
Table 3 Test results

工况	$G_a /$ ($kg / (s \cdot m^2)$)	$\Delta m / kg$	$\bar{r} /$ (mm / s)	$\Delta \bar{r} / \%$
1	47.18	0.158	0.1272	29.56 ↑
2	47.18	0.206	0.1648	
3	78	0.316	0.1443	25.23 ↑
4	78	0.400	0.1807	
5	59.71	0.340	0.1367	17.85 ↑
6	59.71	0.403	0.1611	
7	47.18	0.350	0.1258	27.66 ↑
8	47.18	0.450	0.1606	

表 4 给出了 $L=500\text{ mm}$ 的固体燃料在总压 p_t 、总温 T_t 、空气质量流量一定的情况下有无旋流工况的空气质量流量与燃速之间的拟合关系。

表 4 空气质量流量对比
Table 4 Air mass flux comparison

p_t / MPa	T_t / K	$\dot{m}_{air} / (kg / s)$	S	$\bar{r} \propto G_a$
0.78	540	0.3	0	$\bar{r} = 0.05 G_a^{0.31}$
0.78	540	0.3	0.6	$\bar{r} = 0.09 G_a^{0.37}$

图 17 为两种工况下的拟合曲线。 $S=0$ 时空气质量通量指数值与文献[19,26]圆孔固体燃料的实验结果相比有小幅下降,可能与控制质量通量 G_a 的变量不同有关。本文通过改变 A_p 控制空气质量通量的方法比直接控制空气质量流量 $\dot{m}_{air}$ 使空气质量通量变化的方法对指数敏感低。 $S=0.6$ 工况与 $S=0$ 工况相比,总平均燃速变化指前因子和通量指数均有所提高(见表 4),说明旋流进气条件下空气质量通量对总平均燃速影响更大,但总体规律与文献[19,26]比较相近。

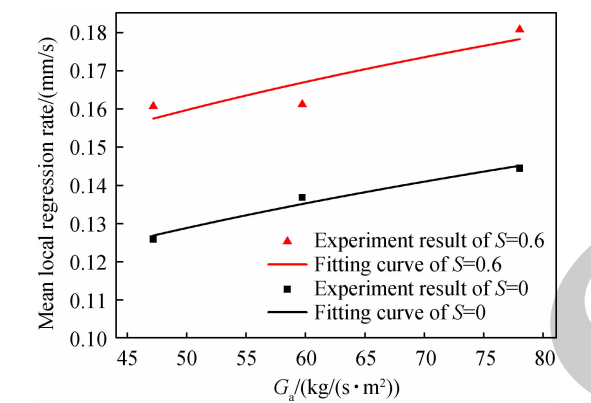


图 17 空气质量通量与燃速拟合曲线对比($S=0, 0.6$)
Fig. 17 Comparison of regression rate and air mass flux fitting curves ($S=0, 0.6$)

3.3 补燃室压强分析

不同旋流数下补燃室压强曲线如图 18 所示。压强峰值出现在点火器工作阶段,旋流的加入会对点火压力峰有较大影响。不同燃料长度下补燃室压力不同,燃料长度较短时呈现出较高的压力。四种工况压力稳定段都出现随时间上升趋势并伴有小幅振荡。此外,图 19 展示了补燃室压强随空

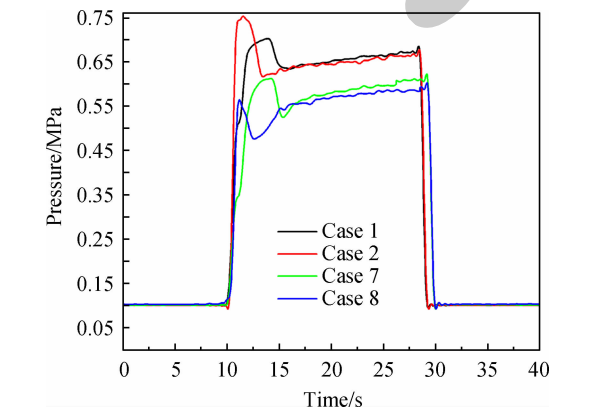


图 18 不同旋流强度、不同燃料长度下补燃室压强曲线
Fig. 18 Pressure curves of after burning chamber for different swirls and fuel lengths

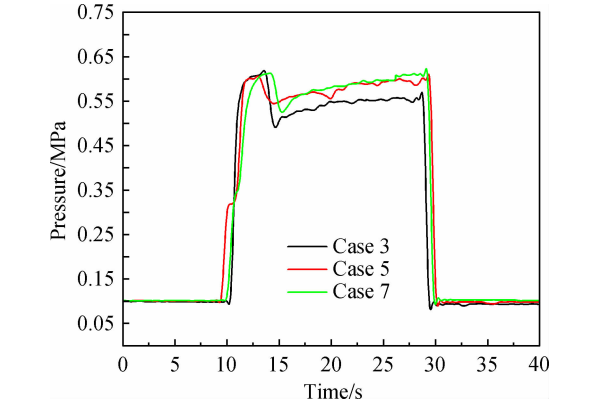


图 19 不同空气质量通量下补燃室压强曲线
Fig. 19 Pressure curves of after burning chamber for different air mass fluxes

气质量通量增大而降低的趋势。

4 结 论

通过本文研究,得出以下结论:

- 1) 基于静态解剖测量法,使用光栅式结构光扫描仪对固体燃料燃速测量进行了创新性的探索与数据处理上的优化,计算得到燃烧质量与实验后实际质量变化误差在 0.1% 内,可靠性高,可用于固体燃料燃速的评估。
- 2) 本文构建的数据重构燃速测试方法能真实反映燃料药柱结构变化,可准确、精细地获取燃料的当地平均燃速分布。而且对不同工况的内孔轴对称固体燃料均适用,具有广泛性和普适性。
- 3) 基于建立的高分辨率数据重构方法,研究了当地平均燃速的三维精细分布,得到了当地平均燃速与总平均燃速的关系,从当地平均燃速分析,附着区最高燃速升高导致了总平均燃速的升高。说明附着区最高燃速对固体燃料燃速特性有影响。
- 4) 通过改变燃料通道面积来控制空气质量通量,使用线性拟合方法拟合出了有旋流与无旋流两种工况下总平均燃速与空气质量通量的关系。与改变空气质量流量相比,发现这种方法在一定程度上降低了空气质量通量指数。旋流进气条件下空气质量通量对总平均燃速影响更大。

参考文献:

[1] 巩伦昆,陈雄,李唯喧,等. 固体燃料冲压发动机自持燃烧的影响因素[J]. 航空学报,2017,38(7):153-162.
GONG Lunkun, CHEN Xiong, LI Weixuan, et al. Influencing factors for self-sustained combustion of solid fuel ramjet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017,

- 38(7):153-162. (in Chinese)
- [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] 李新田,曾鹏,田辉,等. H_2O_2 /HTPB 缩比固液火箭发动机药柱燃速试验研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(4):457-461.
- LI Xintian, ZENG Peng, TIAN Hui, et al. Experimental study on regression rate of sub-scale H_2O_2 /HTPB hybrid rocket motor grain[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(4):457-461. (in Chinese)
- [4] 王宁飞,刘昶秀,魏志军. 固体燃料超燃冲压发动机燃速研究进展[J]. 航空动力学报, 2014, 29(3):727-736.
- WANG Ningfei, LIU Changxiu, WEI Zhijun. Review of research on solid fuel regression rate of scramjet combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3):727-736. (in Chinese)
- [5] 裴庆. 固体推进剂多靶线准动态燃速测试方法与测试系统研究[D]. 西安:西安电子科技大学, 2013.
- PEI Qing. Studies on multi-fuse measurement method and system of quasi-dynamic regression rate of solid propellant [D]. Xi'an: Xidian University, 2013. (in Chinese)
- [6] ATAÖ, ZIRAMAN B, YUMUSAK M. Comparison of solid propellant burning rate determination methods from industrial point of view[R]. AIAA-2016-5118, 2016.
- [7] DANIEL A J, MICHAEL D M, DAVID M, et al. An advanced digital cross correlation method for solid propellant regression rate determination[R]. AIAA-2015-4103, 2015.
- [8] 孙得川,权恩,曹梦成. 超声波实时测量技术在固体火箭发动机中的应用[J]. 兵工学报, 2016, 37(11):1969-1975.
- SUN Dechuan, QUAN En, CAO Mengcheng. Application of ultrasonic real-time measurement technology in solid rocket motor[J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(11):1969-1975. (in Chinese)
- [9] MURPHY J J, KRIER H. Evaluation of ultrasound technique for solid-propellant regression-rate response measurements[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(3):641-651.
- [10] 谢爱元,武晓松,夏强. PMMA 在固体燃料冲压发动机中燃烧特性的实验研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(2):240-245.
- XIE Aiyuan, WU Xiaosong, XIA Qiang. Experimental investigation on combustion characteristic of PMMA in solid fuel ramjet[J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(2):240-245. (in Chinese)
- [11] CAUTY F, DEMARAIS J. Ultrasonic measurement of the uncured solid propellant burning rate[R]. Karlsruhe, Germany: 21st International Congress of ICT, 1990.
- [12] CAUTY F, DEMARAIS J, ERADES C, et al. Internal insulation and solid propellant behavior measured by ultrasonic method on solid rocket motors[C]// 33rd AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997:1-11.
- [13] CAUTY F. Ultrasonic method applied to full-scale solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3):523-528.
- [14] 王凯,贺晓芳,沈飞,等. 超声波法测试固体火箭发动机燃速[J]. 中国测试, 2017, 43(8):19-23.
- WANG Kai, HE Xiaofang, SHEN Fei, et al. Regression rate measurement of solid rocket motor by ultrasonic technology[J]. China Measurement and Test, 2017, 43(8):19-23. (in Chinese)
- [15] 王峻晔. 激光燃速仪用于推进剂非稳态燃速测量[J]. 固体火箭技术, 1995, 18(2):44-47.
- WANG Junye. Measurement of non-steady regression rate of solid propellant using laser strand-burner[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1995, 18(2):44-47. (in Chinese)
- [16] 胡松启,李葆萱,李逢春,等. 密闭燃烧器法测高压下推进剂燃速研究[J]. 含能材料, 2005, 13(3):189-191.
- HU Songqi, LI Baoxuan, LI Fengchun, et al. Study on regression rate measurement of propellant at high pressure by closed burner method[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2005, 13(3):189-191. (in Chinese)
- [17] 严万洪,张炜,周星,等. MA/HTPB/石蜡燃料燃面退移速率测试方法及调节研究[J]. 推进技术, 2016, 37(4):769-775.
- YAN Wanhong, ZHANG Wei, ZHOU Xing, et al. Measurement and regression-rate modification of MA/HTPB/paraffin fuels[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(4):769-775. (in Chinese)
- [18] 李唯喧,陈雄,周长省,等. 旋流燃烧室构型对固体燃料冲压发动机自持燃烧性能影响[J]. 推进技术, 2018, 39(6):1312-1322.
- LI Weixuan, CHEN Xiong, ZHOU Changsheng, et al. Effects of combustion chamber configuration on characteristic of solid fuel ramjet self-sustaining combustion in swirl flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(6):1312-1322. (in Chinese)
- [19] SCHULTE G, PEIN R, HOEGL A. Temperature and concentration measurements in a solid fuel ramjet combustion chamber[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(2):114-120.
- [20] WANG D, HUANG Y, EWING D, et al. On the non-destructive measurement of local mass transfer using X-ray computed tomography[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 58:531-541.
- [21] MUSA O, XIONG C, CHANGSHENG Z. Experimental and numerical investigation on the ignition and combustion stability in solid fuel ramjet with swirling flow[J]. Acta Astronautica, 2017, 137:157-167.
- [22] 李唯喧,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)

[23] ELANDS P J M. Comparison of combustion experiments and theory in polyethylene solid fuel ramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(6): 732-739.

[24] 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. (in Chinese)

[25] 巩伦昆, 陈雄, 周长省, 等. 来流条件对 SFRJ 燃速及自持燃烧性能的影响[J]. 航空学报, 2016, 37(5): 1428-1439.

GONG Lunkun, CHEN Xiong, ZHOU Changsheng, et al. Effect of inlet flow condition on regression rate and self-sustained combustion of solid fuel ramjet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(5): 1428-1439. (in Chinese)

[26] FERREIRA J G, CARVALHO J A, SILVA M G. Experimental investigation of polyethylene combustion in a solid fuel ramjet[R]. AIAA 96-2698, 1996.

(编辑: 陈越)