

# 固体火箭冲压发动机气固两相掺混燃烧过程评价方法

黄利亚, 薛鸿涵, 张家瑞\*, 孟梁, 杨和

(国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

**摘要:**为了合理地评价固体火箭冲压发动机补燃室内一次燃气/空气掺混燃烧过程,提出一种基于颗粒质量浓度的固体火箭冲压发动机掺混燃烧过程评价方法。建立发动机数值模拟方法并通过了地面试验验证;针对不同工况条件下补燃室掺混燃烧过程,通过数值模拟,分析对比了不同定义方式掺混度与燃烧效率的变化趋势。结果表明,提出的颗粒掺混度与颗粒燃烧效率二者间显示出最大程度的相关性,不同工况下的平均最大信息系数达到了0.9163。一次燃气/空气掺混与燃烧过程体现以下相关性规律:颗粒燃烧效率随颗粒掺混度的增大而增加,当颗粒掺混度超过一定阈值后,颗粒燃烧效率保持相对稳定。最后通过试验验证了该规律。

**关键词:**颗粒掺混度;气固两相;掺混燃烧;固体火箭冲压发动机;燃烧效率

中图分类号:V435 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2024)06-001-10



论  
文  
拓  
展

## Evaluation method of gas-solid two-phase mixed combustion process in solid rocket ramjet

HUANG Liya, XUE Honghan, ZHANG Jiarui\*, MENG Liang, YANG He

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

**Abstract:** In order to reasonably evaluate the primary gas/air mixing combustion process in the secondary combustion chamber of solid rocket ramjet, an evaluation method of mixing combustion process of solid rocket ramjet based on particle mass concentration was proposed. Numerical simulation method of engine was established and verified by ground test. Aiming at the mixing combustion process in the afterburner under different working conditions, the changing trend of mixing degree and combustion efficiency in different definitions was compared by numerical simulation. Results show that the proposed particle mixing degree and particle combustion efficiency shows the greatest correlation, and the average maximum information coefficient reaches 0.9163 under different working conditions. Moreover, the primary gas/air mixing and combustion process shows the following correlation laws: the particle combustion efficiency increases with the increase of particle mixing degree, and when the particle mixing degree exceeds a certain threshold, the particle combustion efficiency remains relatively stable. And the law is verified by experiments.

**Keywords:** particle mixing degree; gas-solid two-phase; mixing combustion; solid rocket ramjet; combustion efficiency

固体火箭冲压发动机具有比冲高、结构简单、工作可靠和使用方便等优点,是战术导弹动力装置的重要发展方向之一<sup>[1-2]</sup>。补燃室中一次燃气与冲压空气的气固两相掺混燃烧是决定固体火箭冲压发动机性能的关键过程。研究表明,补燃室内一次燃气/空气的掺混程度与发动机燃烧效率紧密相关<sup>[3]</sup>,确定补燃室内掺混程度、了解掺混燃烧过程机理对于提升固体火箭冲压发动机

性能具有重要的研究价值。对于补燃室内一次燃气/空气的掺混程度,设立合理的评价方法,是研究掺混燃烧过程的首要条件。

针对动力装置掺混燃烧过程的研究中,多种掺混度评价方法<sup>[4-11]</sup>曾被提出。Glasgow等<sup>[4]</sup>基于统计的方法提出了一种用于评价不同固体颗粒间混合过程的掺混程度。但是该定义方式需满足每个取样单元的体积和颗粒质量流率相同。黄群

收稿日期:2023-08-01

基金项目:国家自然科学基金创新研究群体资助项目(T2221002)

第一作者:黄利亚(1982—),男,湖南醴陵人,教授,博士,硕士生导师,E-mail:mvhuang@163.com

\*通信作者:张家瑞(1993—),男,山西运城人,讲师,博士,E-mail:zhangjiarui@nudt.edu.cn

引用格式:黄利亚,薛鸿涵,张家瑞,等.固体火箭冲压发动机气固两相掺混燃烧过程评价方法[J].国防科技大学学报,2024,46(6):1-10.

Citation:HUANG L Y, XUE H H, ZHANG J R, et al. Evaluation method of gas-solid two-phase mixed combustion process in solid rocket ramjet[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(6): 1-10.

星等<sup>[5]</sup>提出了一种表示局部区域组分掺混程度的无量纲掺混度,并在轴向和径向上进行了区分,但这两种掺混度均没有考虑气相组分的影响。吕惠苗<sup>[6]</sup>基于孙慧娟等<sup>[7]</sup>定义的掺混度研究了补燃室的掺混燃烧过程。结果表明,增大空气进气道角度,有利于颗粒与氧气的掺混燃烧。刘杰等<sup>[8]</sup>对黄生洪<sup>[9]</sup>、陈斌斌<sup>[10]</sup>等提出的掺混度定义准则的合理性和预示能力进行了评估,同一工况下陈斌斌定义的气相掺混度变化趋势与燃料质量消耗率基本一致,其余掺混度的变化趋势与燃料消耗率没有明显关联。

除此之外,众多学者利用地面试验和数值模拟开展了多种因素对固体火箭冲压发动机补燃室掺混燃烧过程影响规律的研究。凹腔稳焰结构<sup>[12-14]</sup>能够提高一次燃气中气相和颗粒相的燃烧效率。燃气与颗粒燃烧效率随着燃气喷射角度与轴向夹角的增大而逐渐增加<sup>[15]</sup>。减小一次燃气入口直径可以提高固体燃料的平均回归速率,但对性能有负面影响<sup>[16]</sup>。二次进气虽然略微降低了补燃室的燃烧效率,但有效减轻了射流对内壁面的冲刷与烧蚀<sup>[17]</sup>。

现阶段掺混度定义的描述对象多为纯气相组分,然而固体火箭冲压发动机一次燃气内含有大量未燃尽的含能金属固体颗粒,这部分固体颗粒经过补燃室内二次燃烧释放大量反应热,是发动机重要的能量来源。针对固体颗粒与空气的掺混过程,当前可供使用的掺混度评价方法较少,掺混和燃烧相互影响的耦合规律尚未明确。为了表征固体火箭冲压发动机补燃室内一次燃气/空气掺混与燃烧程度,提出一种基于颗粒质量浓度的固体火箭冲压发动机掺混燃烧过程评价方法。

## 1 仿真模型与评价方法

### 1.1 气相模拟

固体火箭冲压发动机补燃室内燃烧流动过程较为复杂,基于非平衡流有限速率反应和平衡流无限速率反应计算所得的结果相近<sup>[18]</sup>。因此,利用雷诺平均方法模拟固体火箭冲压发动机补燃室内部气固两相流掺混燃烧过程,湍流模型采用 RNG(re-normalization group)模型,气相燃烧模型采用焓耗散模型。

### 1.2 颗粒相模拟

#### 1.2.1 颗粒相控制方程

一次燃气中含有数量较多的固体颗粒、未燃尽

金属固体颗粒和凝相惰性燃烧产物,建立的数值模拟模型仅求解未燃尽金属固体颗粒部分。采用离散相模型预测颗粒燃烧流动过程,假设颗粒呈均匀球形,使用拉格朗日方法描述颗粒运动,仅考虑颗粒自身重力和气相流动对颗粒产生的拖曳力。

#### 1.2.2 碳颗粒点火燃烧模型

碳颗粒的点火燃烧模型发展较为成熟,已有许多相关研究,本文采用改进的移动火焰锋面(moving flame front, MFF)模型<sup>[19]</sup>,考虑表面碳与  $O_2$  和  $CO_2$  反应。

#### 1.2.3 硼颗粒点火燃烧模型

图 1 为硼颗粒点火燃烧机理,硼颗粒的点火燃烧过程分为两个阶段:第一阶段,即硼的点火阶段。被液态氧化物包覆的硼颗粒在对流和辐射作用下逐渐吸热升温,同时与氧气反应。其间氧化层在扩散和反应消耗的双重作用下,厚度逐渐减小,当硼颗粒氧化层完全挥发时,点火阶段结束。第二阶段,即硼的燃烧阶段。纯净的硼在氧化性氛围下持续反应,生成一系列燃烧产物。

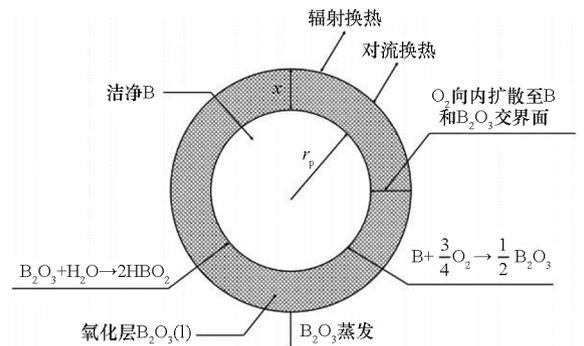


图 1 硼颗粒点火燃烧机理

Fig. 1 Combustion mechanism of boron particles

硼颗粒点火燃烧模型以当前颗粒粒径为判断标准,当颗粒粒径大于  $10 \mu\text{m}$  时,采用 King 模型<sup>[13,15,20-22]</sup>;当颗粒粒径小于或等于  $10 \mu\text{m}$  时,采用 L-W(Li-Williams)模型<sup>[10,23-24]</sup>。在硼颗粒燃烧模型中引入了 King 熄火边界条件对颗粒燃烧速率系数加以限制。

当颗粒温度小于硼的熔点(2 450 K)时,颗粒在对流和辐射方式下吸热提高自身温度,颗粒自身温度的变化遵循以下规律:

$$\frac{dT_p}{dt} = \frac{R_B Q_{RX} - R_E \Delta H_{VAP}}{\frac{4}{3} \pi r_p^3 \rho_B C_B + 4 \pi r_p^2 x \rho_{B_2O_3} C_{B_2O_3}} + \frac{(r_p + x)^2 [h(T_0 - T_p) + \sigma \varepsilon \alpha_R (T_{rad}^4 - T_p^4)]}{\frac{1}{3} r_p^3 \rho_B C_B + r_p^2 x \rho_{B_2O_3} C_{B_2O_3}} \quad (1)$$

式中: $\sigma$  表示玻尔兹曼常数; $r_p$ 、 $x$ 、 $T_p$ 、 $T_{rad}$  分别表示

硼颗粒半径、氧化层厚度、颗粒温度、辐射温度;  $\rho_B$ 、 $C_B$ 、 $\rho_{B_2O_3}$ 、 $C_{B_2O_3}$  分别表示硼的密度、比热容以及三氧化二硼的摩尔密度、比热容;  $R_B$ 、 $R_E$  分别表示硼燃烧速率和三氧化二硼蒸发速率;  $\varepsilon$ 、 $\alpha_R$  分别表示颗粒的发射系数和环境吸收系数;  $Q_{RX}$ 、 $\Delta H_{VAP}$  分别表示硼的燃烧生成热、液态三氧化二硼的蒸发热,  $h$  表示点火阶段硼颗粒的对流换热系数。

当颗粒温度等于硼熔点时, 颗粒氧化层开始熔化, 纯净硼在颗粒中的质量占比逐渐增加, 颗粒温度始终保持在熔点温度:

$$\frac{d\omega_B}{dt} = \frac{R_B Q_{RX} - R_E \Delta H_{VAP}}{\frac{4}{3} \pi r_p^3 \rho_B \Delta H_M} + \frac{3(r_p + x)^2 [h(T_0 - T_p) + \sigma \varepsilon \alpha_R (T_{rad}^4 - T_p^4)]}{r_p^3 \rho_B \Delta H_M} \quad (2)$$

式中,  $\omega_B$  表示硼颗粒中液态硼的质量占比,  $\Delta H_M$  表示固态硼的熔化热。

当颗粒温度大于硼熔点时, 颗粒已完全熔化为液态, 之后将继续从环境吸热升高自身温度, 同时氧化层质量和颗粒半径开始降低, 即

$$\frac{dr_p}{dt} = \frac{R_B M_B}{4 \pi r_p^2 \rho_B} \quad (3)$$

式中,  $M_B$  表示硼的摩尔质量。

$R_B$ 、 $R_E$ 、 $h$  求解形式如下:

$$R_B = 64.8 \times 10^{-8} (r_p + x)^2 x^{-1} T_p \rho_{O_2} e^{-22600/T_p} \quad (4)$$

$$R_E = \frac{1.005 \times 10^{10} (r_p + x)^2 a e^{-4400/T_p}}{T_p^{0.5} \left( 1 + 4.5 \times 10^7 a p \frac{r_p + x}{T_p \cdot Nu} \right)} \quad (5)$$

$$h = 0.347 \times 10^{-8} Nu \cdot T^{0.8} (r_p + x)^{-1} \quad (6)$$

其中,  $p$  表示分压,  $a$  表示三氧化二硼蒸发速率系数,  $Nu$  表示 Nusselt 数。

当颗粒氧化层厚度为 0 时, 硼颗粒完成点火, 并转入燃烧阶段。

当颗粒粒径大于 10  $\mu\text{m}$  时, 采用 King 模型, 即

$$R_B = \rho_0 D_{O_2} M_B^{-1} \ln(1 + 0.677 \omega_{O_2} \cdot 4 \pi r_p) \quad (7)$$

式中:  $\omega_{O_2}$  表示颗粒周围环境气体中氧气的质量分数;  $D_{O_2}$  为扩散系数, 取值为  $1.5 \times 10^{-5} \text{m}^2/\text{s}$ 。

当颗粒粒径小于或等于 10  $\mu\text{m}$  时, 硼颗粒燃烧过程采用 L-W 模型, 即

$$R_B = 4 \pi r_p^2 \rho_{O_2} M_{y_k} \quad (8)$$

式中,  $M_{y_k}$  表示求解所需的中间变量, 其值与颗粒温度相关。

当颗粒温度大于 2 450 K 时:

$$M_{y_k} = 0.0625 Re \quad (9)$$

当颗粒温度大于 1 750 K 且小于或等于 2 450 K 时:

$$M_{y_k} = 31.5 Re \cdot T_p^{-0.5} 10^{-\frac{5.630}{T_p}} \quad (10)$$

当颗粒温度小于或等于 1 750 K 时:

$$M_{y_k} = 1.57 \times 10^8 Re \cdot T_p^{-0.5} 10^{-\frac{32.500}{T_p}} \quad (11)$$

在硼颗粒燃烧模型中引入了 King 熄火边界条件对颗粒燃烧速率系数加以限制。当满足条件  $\omega_{O_2} + 0.18/1800 \times (T_0 - 1800) < 0$  时, 硼颗粒燃烧阶段中止, 燃烧速率系数降为 0, 即  $R_B = 0$ 。

基于上述公式确定硼颗粒的燃烧速率系数  $R_B$  后, 通过区分颗粒温度所处范围, 可求解颗粒温度变化速率以及颗粒内部熔融态硼含量。

当颗粒温度低于硼颗粒熔点时, 颗粒温度遵循以下规律:

$$\frac{dT_p}{dt} = \frac{3}{4} R_B Q_{RX} (\pi r_p^3 \rho_B C_{B,S})^{-1} + \frac{3[h(T_0 - T_p) + \sigma \varepsilon \alpha_R (T_{rad}^4 - T_p^4)]}{r_p \rho_B C_{B,S}} \quad (12)$$

当颗粒温度等于硼颗粒熔点时, 颗粒处于部分熔化状态, 内部的硼逐渐熔化并转为液态, 即

$$\frac{d\omega_p}{dt} = \frac{3}{4} R_B Q_{RX} (\pi r_p^3 \rho_B \Delta H_M)^{-1} + \frac{3[h(T_0 - T_p) + \sigma \varepsilon \alpha_R (T_{rad}^4 - T_p^4)]}{r_p \rho_B \Delta H_M} \quad (13)$$

当颗粒温度大于硼颗粒熔点时, 说明颗粒已完全熔化, 颗粒温度变化规律按下式计算:

$$\frac{dT_p}{dt} = \frac{3}{4} R_B Q_{RX} (\pi r_p^3 \rho_B C_{B,L})^{-1} + \frac{3[h(T_0 - T_p) + \sigma \varepsilon \alpha_R (T_{rad}^4 - T_p^4)]}{r_p \rho_B C_{B,L}} \quad (14)$$

$$h = 0.347 \times 10^{-6} r_p^{-1} Nu \cdot T^{0.8} \quad (15)$$

其中,  $C_{B,S}$ 、 $C_{B,L}$  分别表示固态硼、液态硼的比热容。

### 1.3 评价指标

#### 1.3.1 颗粒掺混度

在霍东兴等<sup>[11]</sup>提出的纯气相流动掺混度定义方式的基础上, 选择计算单元内(网格单元)所有颗粒计算质量及颗粒浓度(包含 B 颗粒和 C 颗粒), 提出一种基于当前计算单元内颗粒总质量的掺混度定义方式(后文简称为颗粒掺混度), 即:

$$M_d = \left( 1 + \frac{E_{dP} + E_{dO}}{2} + N_d \right)^{-1} \quad (16)$$

$$N_d = \left| \frac{Y_{aveO}}{Y_{aveP}} - \varphi \right| \quad (17)$$

$$E_d = \frac{Y_{max} - Y_{min}}{Y_{ave}} \quad (18)$$

其中： $\varphi$  表示进入补燃室时氧气质量浓度与颗粒质量浓度的比值； $Y_{\max}$  表示补燃室指定横截面内计算单元中某组分的最大质量浓度； $Y_{\min}$  表示补燃室指定横截面内计算单元中某组分的最小质量浓度； $Y_{\text{ave}}$  表示补燃室指定横截面内计算单元中某组分的平均质量浓度； $E_d$  表示补燃室指定横截面内计算单元中某组分质量浓度的离散程度，下标 O 表示氧气，下标 P 表示颗粒。

计算单元中颗粒质量浓度的计算方式如下：

$$Y_i = \frac{m_i}{V} \quad (19)$$

其中， $m_i$  表示计算单元中所有颗粒的当前颗粒质量的和， $V$  表示计算单元的体积。

### 1.3.2 颗粒燃烧效率

假设同一工况下进入补燃室时所有颗粒的初始质量相同。基于当前计算单元内颗粒质量，以及进入补燃室时的颗粒初始质量，计算该单元内的颗粒燃烧效率，针对任意补燃室横截面，对截面内颗粒燃烧效率求取平均值，作为本截面的颗粒燃烧效率。计算方式<sup>[10,13,15]</sup>如下：

$$\eta_p = \sum_{i=0}^n \frac{\eta_{pi}}{n} \quad (20)$$

$$\eta_{pi} = 1 - \frac{m_{ri}}{m_{oi}} \quad (21)$$

其中： $\eta_{pi}$  表示指定截面中某计算单元的颗粒燃烧效率， $n$  表示指定横截面内的计算单元数量， $m_{ri}$  表示当前计算单元中颗粒总质量， $m_{oi}$  表示进入补燃室时颗粒的初始质量。

## 2 仿真方法验证与计算工况

### 2.1 发动机结构

用于补燃室掺混燃烧过程研究的发动机结构及尺寸示意图如图 2 所示。补燃室入口直径  $D_1 = 10 \text{ mm}$ ；补燃室横截面直径  $D_2 = 120 \text{ mm}$ ；补燃室喉部直径  $D_3 = 40 \text{ mm}$ ；补燃室轴向长度  $L_1 = 500 \text{ mm}$ ；一次进气入口的轴向距离  $L_2 = 100 \text{ mm}$ ，与补燃室轴线方向的夹角为  $75^\circ$ ；二次进气入口的轴向距离  $L_3 = 200 \text{ mm}$ ，与补燃室轴线方向的夹角为  $60^\circ$ ；空气进气入口直径  $D_4 = 25 \text{ mm}$ 。

### 2.2 网格划分及边界条件

#### 2.2.1 计算网格

根据发动机结构尺寸建立几何模型并划分计算网格，采用非结构化网格，如图 3 所示，计算区域由燃气发生器出口始，直至发动机尾喷管出口止，包含一部分进气道出口区域和补燃室的全部空间。

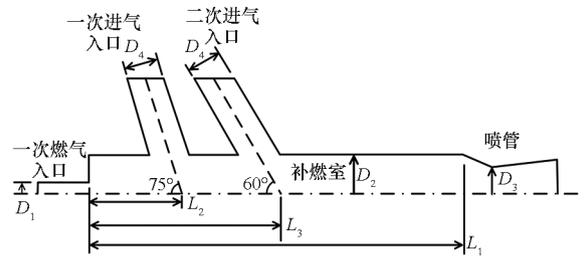


图 2 发动机结构及尺寸示意图

Fig. 2 Schematic diagram of solid rocket ramjet structure and dimensions

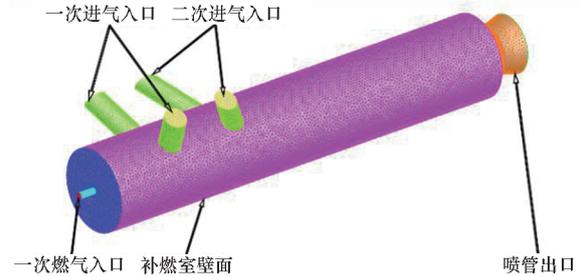


图 3 固体火箭冲压发动机模型网格划分

Fig. 3 Grid division of solid rocket ramjet model

#### 2.2.2 计算边界条件

1) 壁面边界条件。固体火箭冲压发动机补燃室壁面上速度采用无滑移条件；温度采用绝热壁条件；压力、各组分质量分数梯度为 0；颗粒采用反射壁面。

2) 入口边界条件。试验发动机仿真模型中包含一次燃气和空气的入口边界条件，采用质量流量边界，其中一、二次进气入口的空气流量一致。对于一次燃气入口，选择含硼固体推进剂自维持燃烧的热力计算结果。为降低计算成本，数值模拟中一次燃气入口边界条件仅包含燃烧产物中含量较多的组分，其中气相组分的质量占比为  $m(\text{H}_2) : m(\text{CO}) : m(\text{MgCl}_2) = 10 : 63 : 27$ ，颗粒相组分的质量占比为  $m(\text{B}) : m(\text{C}) = 70 : 30$ ，颗粒相在总燃烧产物中的质量占比为 47%，能量占比为 75%，总温为 2 217.6 K。

3) 出口边界条件。发动机主喷管出口指定压力出口边界条件，出口静压值等于当地大气压力。

#### 2.2.3 网格无关性验证

开展网格无关性验证，对于空气入口，选择质量占比为  $m(\text{酒精}) : m(\text{O}_2) : m(\text{空气}) = 1 : 5.33 : 89.2$  混合燃烧的热力计算结果，各组分质量占比为  $m(\text{CO}_2) : m(\text{H}_2\text{O}) : m(\text{N}_2) : m(\text{O}_2) = 2 : 1.2 : 71.6 : 25.2$ ，总温为 571 K，总压为 2.3 MPa，空气入口总流量为 1.296 kg/s；对于一次燃气入口，组分与总温如 2.2.2 节所示，包含气相与颗粒

相,总压为 2.42 MPa,平均流量为 0.108 kg/s,空燃比为 12。结果如图 4 所示,网格量设置为 25 万、86 万、176 万、341 万共四组,随着网格量的增加,补燃室平均静压逐渐稳定,在网格量达到 176 万后,压力变化范围小于 2%。综合考虑计算能力和精度,本文选用 176 万网格进行计算。

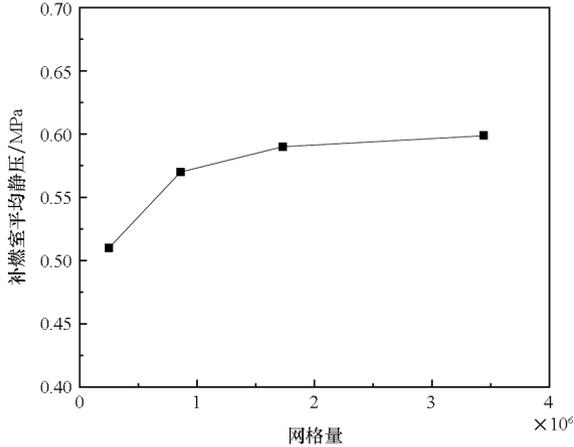


图4 网格无关性验证

Fig. 4 Grid independence verification

## 2.3 方法验证

为了验证一次燃气/空气掺混燃烧过程数值模拟方法的准确度,本文采用固体火箭冲压发动机地面直连式试验系统,试验系统主要包括加热器、进气道、燃气发生器、补燃室和喷管,通过加热空气来模拟来流总温。试验系统示意图如图 5 所示。

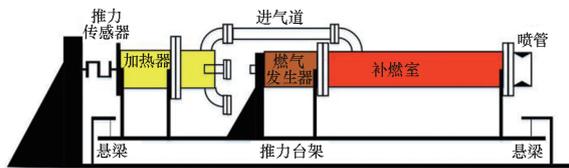


图5 固体火箭冲压发动机掺混燃烧试验系统示意图

Fig. 5 Schematic diagram of mixed combustion experimental system of solid rocket ramjet

为了保证验证算例工况与试验工况的一致性,根据验证试验工况,通过热力计算确定验证算例的入口边界条件。空气入口总流量为 1.433 kg/s,其余边界条件与 2.2.3 节一致。验证结果如表 1 所示,该数值模拟方法能够用于预示固体火箭冲压发动机补燃室的性能。

## 2.4 计算工况

本文采用颗粒掺混度和颗粒燃烧效率,对不同工况条件下发动机补燃室内一次燃气/空气掺混燃烧过程开展数值仿真分析,计算时考虑的影

响因素、参数范围及分布间隔如表 2 所示。

表1 验证结果  
Tab. 1 Verification results

参数	试验值	仿真值	相对误差/%
平均推力	1 632.89 N	1 665.14 N	+1.98
补燃室平均静压	0.57 MPa	0.61 MPa	+7.02
比冲	15 166.78 N · s/kg	15 460.92 N · s/kg	+1.94
特征速度	1 018.20 m/s	1 025.80 m/s	+0.75
特征速度燃烧效率	88.13%	88.79%	+0.75

表2 计算工况  
Tab. 2 Calculation condition

影响因素	参数范围	参数分布间隔	工况编号
空气入口角度	一次进气 45°, 二次进气 30°至一次进气 75°, 二次进气 60°	一次、二次进气同时增加 15°	1~3
空燃比	14~35	3	4~11
进气口间距/mm	100~200	50	12~14
一次进气口距补燃室头部距离/mm	50~150	50	15~17
空气入口马赫数	0.3~0.7	0.2	18~20
一次燃气入口马赫数	0.3~0.7	0.2	21~23
空气入口总温/K	600~800	100	24~26

## 3 掺混燃烧增强试验

### 3.1 多喷嘴结构

通过增加燃气发生器的喷嘴数量,改变一次燃气进入补燃室时的位置与速度,构建回流区,形成局部高温并延长硼颗粒的滞留时间,可提高一次燃气/空气掺混程度,促进硼颗粒的二次燃烧。不同喷嘴数量的燃气发生器出口结构如图 6 所示,两种出口结构的等效出口面积相同。

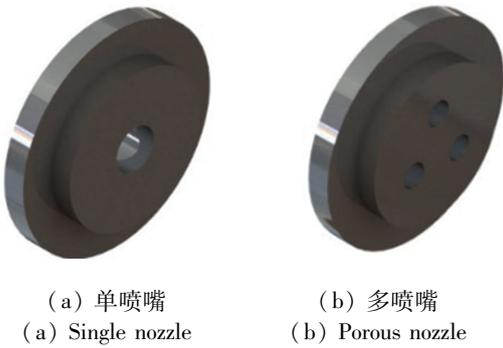


图 6 不同喷嘴数量的燃气发生器出口结构  
Fig. 6 Outlet structure of gas generator with different nozzle numbers

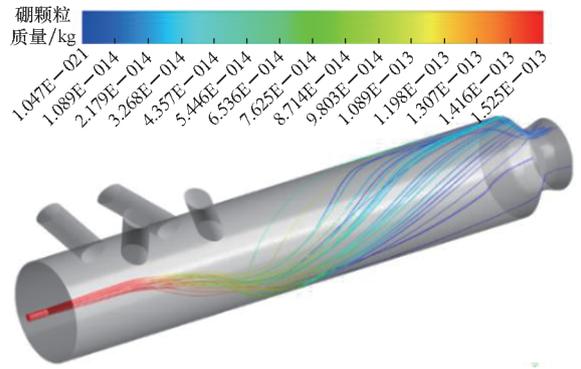


图 7 硼颗粒质量随运动轨迹变化图  
Fig. 7 Variation diagram of boron particle mass with motion trajectory

### 3.2 试验工况

试验发动机燃气发生器采用含硼贫氧固体推进剂。该推进剂中各组分硼(B)、高氯酸铵(AP)、镁(Mg)、癸二酸二辛酯(DOS)、端羟基聚丁二烯(HTPB)的质量占比为  $m(\text{B}) : m(\text{AP}) : m(\text{Mg}) : m(\text{DOS}) : m(\text{HTPB}) = 33 : 33 : 5 : 4 : 25$ , 密度为  $1.59 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ , 燃速常数为 6.37, 压力指数为 0.49, 燃面直径为 93 mm, 药柱长度为 100 mm。本文所开展的地面直连式试验设计工况见表 3。

表 3 固体火箭冲压发动机流掺混燃烧试验设计工况  
Tab. 3 Experimental condition of mixed combustion experimental system of solid rocket ramjet

参数	参数值	参数	参数值
空气静压/MPa	0.026 5	空气静温/K	223.0
空气总压/MPa	0.97	空气总温/K	625.0
空燃比	7.5	补燃室压强/MPa	0.5

## 4 结果与分析

### 4.1 补燃室流场结构

图 7 为硼颗粒质量随运动轨迹变化图。如图 7 所示, 硼颗粒在空气来流作用下与进气口另一侧的补燃室壁面发生撞击, 不同颗粒间的分布相比燃气更加分散, 一部分硼颗粒转向另一侧壁面运动, 在达到壁面附近后紧贴壁面运动直至从喷管喷出; 另一部分硼颗粒沿轴线附近区域离开补燃室。当硼颗粒经过一次进气入口后, 一次进气促使硼颗粒点火, 颗粒质量开始减小。在补燃室出口截面处, 硼颗粒接近充分燃烧。

图 8 为燃气静温在轴向截面的分布云图。如图 8 所示, 位于二次进气入口下游的轴向截面中, 空气占据截面的中心位置, 燃气受空气挤压后位

置更加靠近补燃室壁面附近, 高温燃气与低温空气之间存在明显界限。随着轴向距离增加, 一次燃气/空气逐渐掺混燃烧, 截面中的气体温度逐渐趋近一致, 燃气的平均静温为 2 000 K 左右。

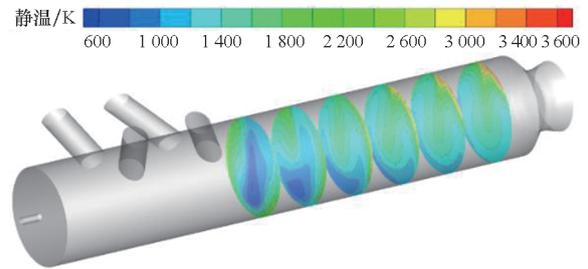


图 8 燃气静温在轴向截面的分布云图  
Fig. 8 Distribution nephogram of gas static temperature in axial section

### 4.2 掺混度与颗粒燃烧效率变化趋势

统一选取与补燃室入口截面的轴向距离大于 300 mm (二次进气入口) 的补燃室区域作为研究范围, 选取多个轴向横截面, 并计算各截面上多种定义方式的掺混度与颗粒燃烧效率, 掺混度分别为 1 (Glasgow 等<sup>[4]</sup> 掺混度)、2 (黄群星等<sup>[5]</sup> 掺混度)、3 (黄生洪<sup>[9]</sup> 掺混度)、4 (颗粒掺混度)。图 9 为空燃比为 26 时不同掺混度相对值随轴向距离变化的曲线图 (掺混度相对值为  $M/M_{\max}$ , 其中  $M$  为某截面的掺混度,  $M_{\max}$  为所有截面中最大的掺混度)。图 10 为空燃比为 26 时颗粒燃烧效率随轴向距离变化的曲线图。

如图 9 所示, 第 2 和第 3 种掺混度定义与颗粒燃烧效率未表现出明显相关性; 第 1 种掺混度随轴向距离增加而持续减小; 第 4 种掺混度 (颗粒掺混度) 随轴向距离增加逐渐升高, 该阶段对应一次燃气与空气掺混后, 颗粒之间分布逐渐分散的过程, 当轴向距离达到 400 mm 附近时, 两种

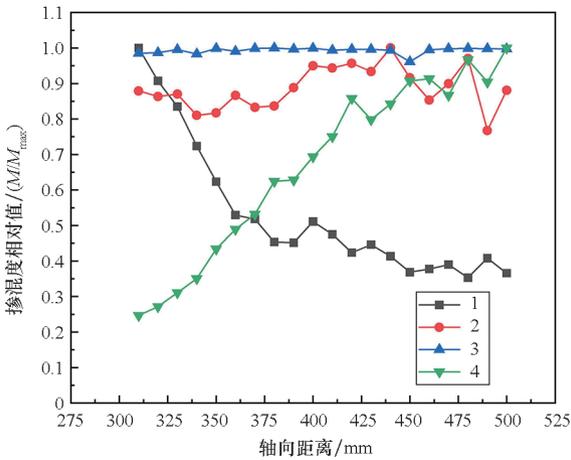


图9 不同掺混度相对值随轴向距离变化曲线  
Fig.9 Curves of relative values of different mixing degrees with axial distance

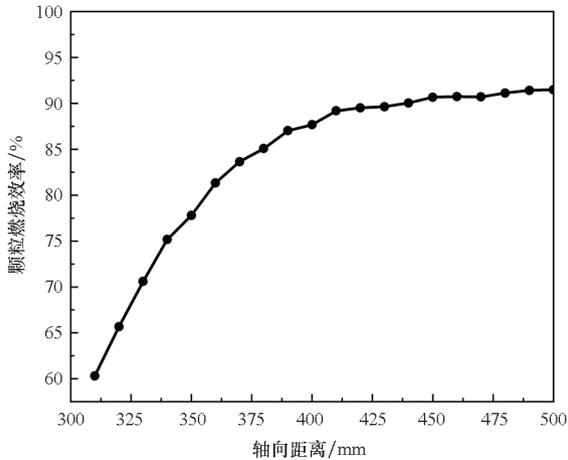


图10 颗粒燃烧效率随轴向距离变化曲线  
Fig.10 Curve of particle combustion efficiency with axial distance

掺混度的变化速率放缓,475 mm 后基本保持不变,对应此时一次燃气与空气的掺混过程趋于完成,硼颗粒在横截面内的分布情况逐渐稳定。如图 10 所示,颗粒燃烧效率变化趋势与颗粒掺混度一致,随轴向距离增加逐渐升高。该结果说明颗粒掺混度和颗粒燃烧效率能够反映补燃室中一次燃气/空气的掺混及燃烧程度,并且一定程度上体现了两者间的耦合关系。

### 4.3 掺混度与颗粒燃烧效率相关性

多种定义方式的掺混度与颗粒燃烧效率之间的协方差代表值的分布百分比堆积图如图 11 所示。从图中可以看出,不同工况下第 2、3 种掺混度与燃烧效率间的协方差不具有一致的正负性,说明此类掺混度与燃烧效率间的相关性不确定,受具体工况影响,第 1 种掺混度呈现较高的负相关性。第 4 种掺混度与燃烧效率的协方差在所有

工况下均保持正值,即颗粒掺混度的变化趋势均与燃烧效率一致,说明二者间具有一定的相关性,并且受到工况因素的影响较小。

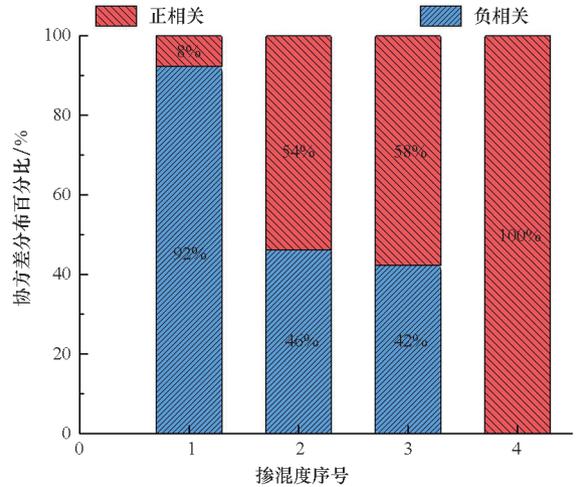


图11 不同掺混度与颗粒燃烧效率间协方差分布百分比堆积图

Fig.11 Distribution percentage accumulation diagram of covariance between different blending degrees and particle combustion efficiency

本文选用一种常用的非线性相关系数计算方式,即最大信息系数<sup>[25]</sup> (maximum information coefficient, MIC)来度量颗粒掺混度与颗粒燃烧效率之间的相关性大小。MIC 越大说明两个变量之间的相关性越强,最大取值为 1。

$$MIC[X, Y] = \max_{|X||Y| < B} \frac{\sum_{X, Y} P(X, Y) \log_2 \frac{P(X, Y)}{P(X)P(Y)}}{\log_2 [\min(|X|, |Y|)]} \quad (22)$$

式中: $P(X, Y)$ 表示变量  $X$  和  $Y$  之间的联合概率; $B$  表示变量限制,设置为数据量的 0.6 次方。

如图 12 所示,所计算的工况下颗粒掺混度与燃烧效率间的 MIC 均在 0.9 以上,不同工况下的平均 MIC 达到了 0.916 3,该结果说明了颗粒掺混度与颗粒燃烧效率之间的相关性较强。

### 4.4 颗粒掺混度与颗粒燃烧效率耦合规律

将计算工况中颗粒掺混度与颗粒燃烧效率构成的数据点进行汇总,并形成一条拟合曲线,如图 13 所示。

如图 13 所示,当颗粒掺混度小于  $0.5 \times 10^{-5}$  时,补燃室内一次燃气与空气的掺混程度较低,此时提高掺混程度能够促进二次燃烧过程,颗粒燃烧效率随着颗粒掺混度的增大以较快速率增长;当掺混度大于  $0.5 \times 10^{-5}$  时,继续增大掺混度对二次燃烧过程的促进效果减弱,燃烧效率随掺混

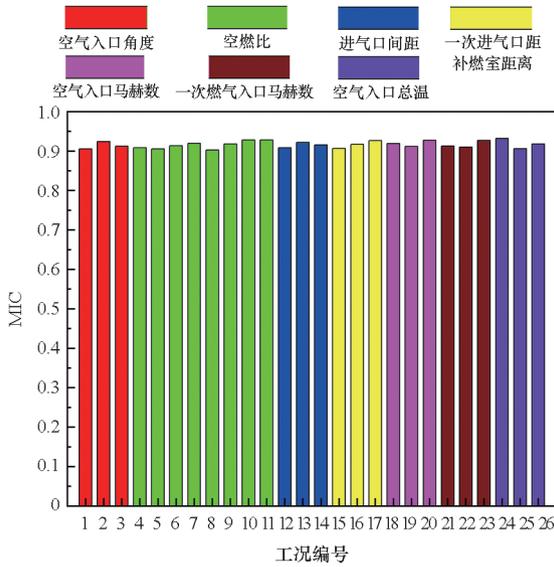


图 12 不同计算工况下的 MIC 直方图

Fig. 12 MIC histogram under different calculation conditions

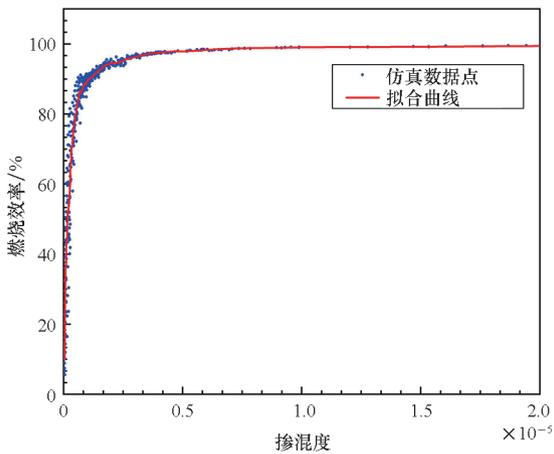


图 13 颗粒燃烧效率随颗粒掺混度变化图

Fig. 13 Graph of particle combustion efficiency with particle mixing degree

度增大的增长速率放缓;最终燃烧效率保持相对稳定,不再随掺混度的升高产生变化。此时较高的掺混度无法弥补如温度、氧气含量等其他影响燃烧效率的因素对二次燃烧速率的限制,导致颗粒燃烧效率的取值趋于稳定。

#### 4.5 掺混燃烧增强试验与仿真结果

图 14 为试验发动机实时特征速度燃烧效率曲线图,随着工作时间的增加,两种试验发动机的燃烧效率都呈先增长后稳定的趋势,说明发动机进入工作状态至补燃室内建立起稳定的掺混燃烧流场,需要一定的工作时间。多喷嘴出口形式增大了一次燃气后续与冲压空气的掺混度,到达稳定阶段后的燃烧效率要略大于单喷嘴出口的发动机。

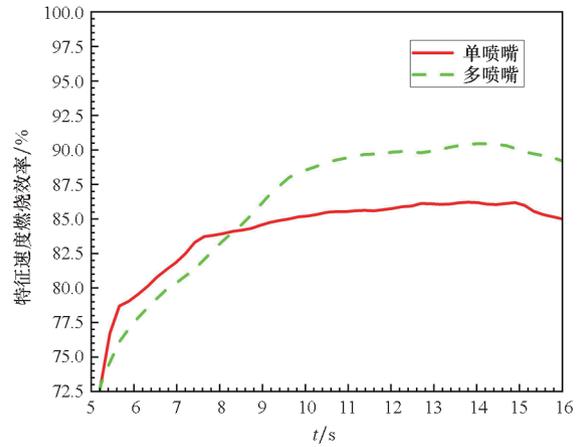


图 14 试验发动机实时特征速度燃烧效率曲线

Fig. 14 Real-time characteristic speed combustion efficiency curve of experimental ramjet

固体火箭冲压发动机掺混燃烧增强试验的参数测量结果如表 4 所示。从表中可以看出,采用单喷嘴和多喷嘴两种出口形式燃气发生器的一次喷射效率均在 93% 左右,性能较高,说明该工况下推进剂的一次燃烧过程较为充分。在燃气流量和空燃比基本一致的情况下,增加燃气发生器的出口孔个数将发动机特征速度燃烧效率提升 6.5%。多喷嘴出口形式通过增强一次燃气/空气的掺混程度,提高了二次燃烧效率。

表 4 固体火箭冲压发动机掺混燃烧试验的参数测量结果

Tab. 4 Parameters measurement result of mixed combustion experiment process of solid rocket ramjet

参数	单喷嘴	多喷嘴
燃气发生器出口孔直径/mm	20	6.1
药柱平均直径/mm	96.8	96.8
推进剂质量/g	1 764.40	1 730.30
残药质量/g	123.80	120.58
燃烧推进剂质量/g	1 640.60	1 609.72
一次喷射效率/%	92.98	93.03
药柱燃烧时间/s	9.192	9.357
燃气流量/(g/s)	178.48	172.03
加热器空气平均流量/(g/s)	1 263.2	1 269.4
加热器酒精平均流量/(g/s)	12.0	11.3
加热器氧气平均流量/(g/s)	72.2	72.7
空燃比	7.55	7.87
补燃室平均压力/MPa	0.664 6	0.678 4
特征速度/(m/s)	1 231.5	1 257.4
特征速度燃烧效率/%	84.06	89.55

根据试验工况,开展相应的数值仿真,验证之前所得耦合规律的适用性。图15、图16分别为补燃室内颗粒掺混度和颗粒燃烧效率随轴向距离变化图。结果显示,增加出口孔数量后,补燃室出口截面的颗粒掺混度增大了16.3%,颗粒燃烧效率提高了5.9%,特征速度燃烧效率提升了6.5%,说明增加出口孔数量可以增强一次燃气/空气的掺混程度,提升燃烧效率,与地面试验结果一致。

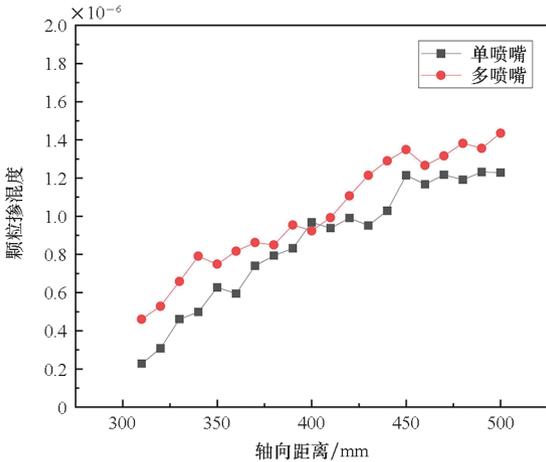


图15 不同喷嘴下颗粒掺混度随轴向距离变化图

Fig. 15 Graph of particle mixing degree with axial distance under different nozzles

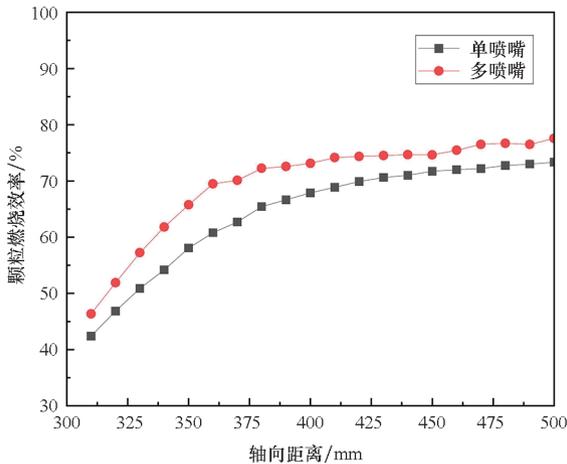


图16 不同喷嘴下颗粒燃烧效率随轴向距离变化图

Fig. 16 Graph of particle combustion efficiency with axial distance under different nozzles

## 5 结论

在现有掺混度的基础上,提出一种基于颗粒质量浓度的掺混度评价方法,采用数值模拟和试验相结合的方法,对固体火箭冲压发动机补燃室内一次燃气/空气的气固两相掺混燃烧过程进行研究,得到以下结论:

1) 分析一次燃气/空气掺混燃烧流场特点:

燃气与冲压空气开始二次燃烧过程并逐渐实现充分掺混,促进燃气二次燃烧放热;直至补燃室出口颗粒趋于充分燃烧,出口截面内气相燃烧产物的温度近似一致。

2) 经验证该评价方法能够反映补燃室内一次燃气/空气的掺混度变化情况,确定颗粒掺混度与燃烧效率在不同工况下保持一致的变化趋势。

3) 采用统计分析方法确定颗粒掺混度与燃烧效率间具有较强的相关性,最大相关系数保持在0.9以上。

4) 获得颗粒掺混度与燃烧效率之间的相关性规律:存在一个颗粒掺混度的阈值,当颗粒掺混度小于该阈值时,颗粒燃烧效率随颗粒掺混度的增大而增加;当颗粒掺混度超过该阈值,颗粒燃烧效率保持稳定不再改变。

5) 用多喷嘴形式出口的发动机,特征速度燃烧效率相比单喷嘴提升了6.5%,发动机达到稳定工作状态所需的时间更长,同时稳定段工作性能更强,发动机出口颗粒掺混度增大了16.3%,颗粒燃烧效率提高了5.9%,验证了颗粒掺混度与燃烧效率的耦合规律。

## 参考文献 (References)

- [1] 夏智勋,陈斌斌,黄利亚,等. 固体火箭冲压发动机技术研究进展[J]. 上海航天, 2019, 36(6): 11-18.  
XIA Z X, CHEN B B, HUANG L Y, et al. Research progresses in solid rocket-ramjet engine [J]. Aerospace Shanghai, 2019, 36(6): 11-18. (in Chinese)
- [2] 刘颖,陆宁,沈欣. 国外整体式固体火箭冲压发动机技术发展研究[J]. 航空兵器, 2021, 28(5): 46-52.  
LIU Y, LU N, SHEN X. Research on development of foreign integral solid rocket ramjet engine technology [J]. Aero Weaponry, 2021, 28(5): 46-52. (in Chinese)
- [3] 陈志明,张磊扬,单睿子,等. 二元空气进口结构参数对固冲补燃室掺混燃烧性能的影响[J]. 航空兵器, 2018(4): 46-51.  
CHEN Z M, ZHANG L Y, SHAN R Z, et al. Effects of configuration parameters of quadrilateral air entry on the mixing and combustion performance of afterburning chamber[J]. Aero Weaponry, 2018(4): 46-51. (in Chinese)
- [4] GLASGOW I, AUBRY N. Enhancement of microfluidic mixing using time pulsing[J]. Lab on a Chip, 2003, 3(2): 114-120.
- [5] 黄群星,马增益,池涌,等. 循环流化床内局部颗粒混合特性的研究[J]. 动力工程, 2004(1): 13-17.  
HUANG Q X, MA Z Y, CHI Y, et al. Study of local particles' mixture property in CFB[J]. Power Engineering, 2004(1): 13-17. (in Chinese)
- [6] 吕惠苗. 固冲发动机补燃室冷流掺混效果与燃烧效率分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.  
LYU H M. Analysis of cold-flow mixing effect and combustion efficiency of afterburning chamber of solid rocket ramjet[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013. (in Chinese)

- [7] 孙慧娟, 白博峰, 张海滨, 等. 喷嘴入射方式对气体-液滴群掺混的影响[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(5): 492-495, 510.  
SUN H J, BAI B F, ZHANG H B, et al. Effect of different injection angles on gas-droplets two-phase flow mixing characteristics [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(5): 492-495, 510. (in Chinese)
- [8] 刘杰, 王健, 王宁飞, 等. 吸气式发动机掺混度表征方法研究进展及展望[C]//中国航天第三专业信息网第三十七届技术交流会暨第一届空天动力联合会议论文集, 2016: 796-804.  
LIU J, WANG J, WANG N F, et al. Research progress and prospect of characterization method of air-breathing engine mixing degree [C]//Proceedings of the 37th Technical Exchange Meeting and the 1st Aerospace Power Joint Conference of China Aerospace Third Professional Information Network, 2016: 796-804. (in Chinese)
- [9] 黄生洪. 火箭基组合动力循环(RBCC)射流模态燃烧流动研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2002.  
HUANG S H. Combustion flow investigation in ejecting mode of RBCC[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2002. (in Chinese)
- [10] 陈斌斌. 含硼固冲补燃室燃烧过程与燃烧组织技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.  
CHEN B B. Research on the combustion process and combustion technology of boron-based solid ducted rockets[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [11] 霍东兴, 何国强, 陈林泉, 等. 固冲发动机补燃室冷流掺混效果与燃烧效率对比研究[J]. 固体火箭技术, 2006(5): 329-332.  
HUO D X, HE G Q, CHEN L Q, et al. Contrast study on cold-flow mixing effect and combustion efficiency of afterburning chamber of solid rocket ramjet [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006(5): 329-332. (in Chinese)
- [12] 马立坤, 李潮隆, 夏智勋, 等. 带凹腔火焰稳定器的固体火箭超燃冲压发动机燃烧室试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 319-326.  
MA L K, LI C L, XIA Z X, et al. Experimental investigation of solid rocket scramjet combustor with cavity flameholder [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 319-326. (in Chinese)
- [13] 凌江, 徐义华, 孙海俊, 等. 凹腔对含硼固体火箭超燃冲压燃烧特性的影响[J]. 兵工学报, 2022, 43(5): 1054-1062.  
LING J, XU Y H, SUN H J, et al. Effect of cavity on scramjet combustion characteristics of boron-containing solid rocket [J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(5): 1054-1062. (in Chinese)
- [14] 李潮隆, 夏智勋, 马立坤, 等. 固体火箭超燃冲压发动机性能试验[J]. 航空学报, 2022, 43(12): 188-200.  
LI C L, XIA Z X, MA L K, et al. Experiment on performance of solid rocket scramjet [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(12): 188-200. (in Chinese)
- [15] 凌江, 徐义华, 孙海俊, 等. 燃气喷射角度对含硼固体火箭超燃冲压发动机补燃室燃烧效率的影响[J]. 火箭推进, 2022, 48(1): 69-75, 89.  
LING J, XU Y H, SUN H J, et al. Effect of gas injection angle on combustion efficiency of secondary combustion chamber for solid rocket scramjet containing boron [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(1): 69-75, 89. (in Chinese)
- [16] LI W X, CHEN X, SU Y L, et al. Combustion characteristics of paraffin-polyethylene blends fuel for solid fuel ramjet [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2020, 33(4): 04020043.
- [17] 温怡豪, 王金金, 查柏林, 等. 两次进气对固体火箭冲压组合发动机燃烧和烧蚀环境的影响[J]. 兵工学报, 2022, 43(4): 804-813.  
WEN Y H, WANG J J, ZHA B L, et al. Influence of twice air-entering on the combustion and ablation environment of solid rocket ramjet [J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(4): 804-813. (in Chinese)
- [18] 崔立堃, 杜明明, 叶伟. 固冲发动机补燃室化学非平衡流数值模拟[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(1): 157-160, 173.  
CUI L K, DU M M, YE W. Numerical simulation for chemical non-equilibrium flow in combustion chamber of SDR [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(1): 157-160, 173. (in Chinese)
- [19] 于娟. 挥发分、CO 火焰与炭粒燃烧的相互作用及其模化[D]. 上海: 上海交通大学, 2003.  
YU J. Study and modelling on the interaction of volatile flame, CO flame and char particle combustion [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2003. (in Chinese)
- [20] KING M K. Boron particle ignition in hot gas streams [J]. Combustion Science and Technology, 1973, 8(5/6): 255-273.
- [21] KING M K. Boron ignition and combustion in air-augmented rocket afterburners [J]. Combustion Science and Technology, 1972, 5(1): 155-164.
- [22] KING M K. Ignition and combustion of boron particles and clouds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(4): 294-306.
- [23] LI S C, WILLIAMS F A. Ignition and combustion of boron in wet and dry atmospheres [J]. Symposium (International) on Combustion, 1991, 23(1): 1147-1154.
- [24] GLASSMAN I, WILLIAMS F A, ANTAKI P. A physical and chemical interpretation of boron particle combustion [J]. Symposium (International) on Combustion, 1985, 20(1): 2057-2064.
- [25] GUO Z, YU B, HAO M Y, et al. A novel hybrid method for flight departure delay prediction using random forest regression and maximal information coefficient [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 116(334): 106822.