

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220944-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220944

固体火箭超燃冲压发动机燃气喷射燃烧数值 仿真研究

陈永志, 石保禄, 赵马杰, 李鹏昌, 冯 滢

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 针对固体火箭超燃冲压发动机燃烧室内燃料滞留时间短、与空气来流掺混困难, 火焰稳定性差, 颗粒燃烧效率低等问题。基于欧拉-拉格朗日方法建立了两相流动燃烧数值模拟方法, 利用最小自由能法及能量、质量守恒定律进行一次燃气简化。基于某型带凹腔火焰稳定装置的固体火箭超燃冲压发动机模型, 探究了不同燃气喷射角度、不同燃气喷射位置对发动机温升效率、总压恢复系数、凹腔性能、颗粒燃烧效率等参数的影响。结果表明该数值模拟方法具有较高的计算精度。研究发现增大燃气喷射角度可以提升燃料穿透深度, 增加颗粒燃烧效率, 但会造成总压损失升高; 改变燃气喷射位置发现影响颗粒燃烧效率的原因不仅有颗粒的滞留时间, 还包括颗粒所在区域的温度分布。

关 键 词: 固体火箭超燃冲压发动机; 气固两相流动燃烧; 一次燃气; 超声速流动; 燃烧组织方案

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Numerical research on gas injection combustion of solid rocket scramjet

CHEN Yongzhi, SHI Baolu, ZHAO Majie, LI Pengchang, FENG Ying

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Considering some problems in the combustion chamber of solid rocket ramjet, such as short fuel residence time, difficult mixing with air flow, poor flame stability, and low particle combustion efficiency, based on the Eulerian Lagrange method, a two-phase flow combustion simulation model was established and the primary gas was simplified by using the minimum free energy method and the law of conservation of energy and mass. Based on a solid rocket scramjet model with a cavity flame stabilizer, the influences of different gas injection angles and positions on temperature rise efficiency, total pressure recovery coefficient, cavity performance and particle combustion efficiency were explored. The results showed high calculation accuracy of this method. It was found that increasing the gas injection angle could improve the fuel penetration depth and increase the particle combustion efficiency, but the total pressure loss would increase; the change of gas injection location affected the combustion efficiency of particles not only because of the particle retention time, but also because of the temperature distribution in the region with the particles.

Keywords: solid rocket scramjet; gas-solid two phase flow combustion; primary gas; supersonic flow; combustion organization

超燃冲压发动机是目前最理想的高超声速飞行器
和武器装备的动力装置^[1-4]。其中, 固体火箭

超燃冲压发动机具有工作范围宽、流量可调、推力可控等优势, 同时可以设置凹腔等火焰稳定结

收稿日期: 2022-12-09

作者简介: 陈永志(1998—), 男, 硕士生, 主要从事固体火箭超燃冲压发动机流动燃烧数值模拟研究。

通信作者: 赵马杰(1990—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事超声速燃烧、湍流燃烧数值模拟研究。E-mail: zhaomj@bit.edu.cn

引用格式: 陈永志, 石保禄, 赵马杰, 等. 固体火箭超燃冲压发动机燃气喷射燃烧数值仿真研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220944.

CHEN Yongzhi, SHI Baolu, ZHAO Majie, et al. Numerical research on gas injection combustion of solid rocket scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220944.

构实现燃料的高效掺混以及超声速火焰的稳定燃烧^[5-6]。然而固体火箭超燃冲压发动机燃烧室内的流动及掺混燃烧过程非常复杂,富燃燃气进入燃烧室后,与超声速气流掺混燃烧的过程涉及到气相湍流燃烧、颗粒相点火及燃烧和两相之间的相互作用等。为提高固体火箭超燃冲压发动机掺混燃烧效率与火焰稳定性,国内外众多学者提出了多种燃气喷射形式,并对发动机流场结构、掺混燃烧机理、燃烧效率等进行了试验与仿真研究。

试验方面,国防科技大学吴海燕等^[7-8]对比研究了物理斜坡和气动斜坡的冷流、热流流场,在直连式试验台上对气动斜坡试验件进行了纹影等冷试试验,采用基于纳米粒子的平面激光散射技术对喷注器的混合特性和燃烧特性进行了研究。西安航天动力技术研究所黄礼铿等^[9]设计了后向突扩台阶结构和壁面垂直燃气射流的固体超燃冲压发动机,通过直连试验实现了含硼推进剂的高效稳定燃烧。国防科技大学赵翔等^[10]以含硼富燃推进剂为燃料,开展了带凹腔火焰稳定器的固体火箭超燃冲压发动机地面直连试验,结果表明凹腔对提升发动机的燃烧效率具有一定的帮助,但主要作用于气相可燃组分,而凝相颗粒的燃烧效率并没有明显提升。西北工业大学高勇刚和刘洋等^[11-14]发现颗粒的燃烧效率限制了发动机整体的燃烧效率及发动机性能,并采用中心支板燃气喷射及凹腔和斜坡组合稳定方式的发动机模型,通过试验模拟了飞行高度为 21 km、飞行马赫数为 5.3 的飞行工况,研究表明该方案可以有效提高颗粒的燃烧效率。

数值模拟方面,西北工业大学朱韶华等^[15]研究了不同燃气喷注方式对燃烧室性能的影响规律,发现壁面喷注方式能够增加富燃燃气与空气的掺混效率,气相燃料燃烧效率可以达到 90%。北京理工大学刘杰等^[16]提出了气动斜坡与凹腔组合的燃烧组织方案,发现在燃烧室内创造低速火焰区可以增加燃料的驻留时间并提高燃烧效率。王晓栋等^[17-18]对带支板喷注的超声速燃烧室性能进行了数值模拟,发现当燃料以一定的角度由支板注入时,会产生较强的流向涡,这些流向涡强化了燃料的横向对流效应,提高了掺混和燃烧效率。

综上所述,虽然试验能最真实地检验发动机性能,然而现有的试验设备只能通过测量壁面温度、燃烧室压力等来间接推算发动机的整体燃烧性能,难以对发动机燃烧室内复杂的两相流动与

掺混燃烧机理深入研究。相比之下,数值模拟可以在短时间内以较低成本完成多种构型的发动机在不同工况下的流场结构、发动机性能等参数的分析,并可进一步分析其机理来为发动机设计提供依据。然而以固体推进剂为燃料的发动机一次燃气组分非常复杂,含有多种凝相以及气相组分,在进行数值模拟时,由于反应机理以及材料输入种类的限制,往往不能将所有组分全部添加,只能对其进行简化^[19]。通常是将一次燃气简单地简化为可燃气相、可燃凝相以及氮气 3 种组成以减小计算量,或只选取一次燃气中质量分数较大的物质作为一次燃气输入^[20]。然而这些方法都将使数值模拟燃气边界输入参数与实际燃气参数存在误差,影响计算的精度。本文基于固体火箭超燃冲压发动机使用的固体推进剂,采用最小自由能法对推进剂进行热力计算,得到一次燃气产物及温度^[21]、基于能量守恒和质量守恒定律,通过求解假设不可燃气体 G 的比热容系数、摩尔质量等参数,创新地将 G 的比热容假设为多项式形式并通过两次热力计算求解了 G 的物性参数,提出了一种适用于固体火箭超燃冲压发动机两相流动燃烧数值模拟且满足能量、质量守恒的一次燃气简化方法,并将发动机数值模拟结果与试验数据对比,验证了该方法的准确性。同时,基于文献 [6] 试验采用的某型带凹腔火焰稳定装置的固体火箭超燃冲压发动机模型,研究了不同燃气喷射角度与喷射位置对发动机流场结构、颗粒燃烧效率及总压损失等参数的影响,为提高发动机燃烧效率、推力等性能提供参考依据。

1 数值模拟方法

依据质量、动量和能量守恒定律建立两相流湍流控制方程,固相颗粒运动追踪采用拉格朗日方法,并通过离散相模型(discrete phase model, DPM)添加适用于硼、碳颗粒的燃烧模型,描述颗粒在流场中的运动以及能量交换过程^[22]。通过添加源项的方式实现气固两相之间的耦合计算,建立多组分气相燃烧模型,最终建立适用于固体火箭超燃冲压发动机的数值模拟方法。此外,对于燃气发生器,通过最小自由能法对推进剂进行热力计算,并根据质量守恒、能量守恒求解不可燃气体 G 参数建立一次燃气简化方法。

1.1 湍流模型

本文用雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程对气相方程进行离散,湍流模型采用基于切应力运

输(shear stress transport, SST)的 $k-\omega$ 模型进行求解, 该模型综合了标准 $k-\omega$ 模型在近壁面计算的优点和 $k-\varepsilon$ 模型在远场计算的优点, 可实现近壁面和远壁面计算模型的自动切换。基于 SST 模型的 $k-\omega$ 方程考虑了湍流切应力的传输, 可以精确预测流动的开始和负压梯度下流体的分离量。

1.2 颗粒燃烧模型

本文所研究的固体火箭超燃冲压发动机采用贫氧推进剂为燃料, 燃气发生器出口的一次燃气中凝相可燃组分主要包括碳颗粒和硼颗粒。

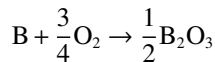
针对碳颗粒的燃烧, 目前常用的是张健、章明川等^[23-25]提出的移动火焰锋面(moving flame front, MFF)模型及其改进模型。该模型认为碳颗粒燃烧分为表面反应和气相反应两部分, 首先通过表面反应生成一氧化碳, 一氧化碳再进一步氧化生成二氧化碳, 具体反应方程式与参数如表 1 所示, 表中 A 为前因子, E 为活化能。

表 1 碳颗粒反应机理

Table 1 Reaction mechanism of carbon particles

化学反应	$A/(\text{kg}/(\text{m}^3 \cdot \text{s}))$	$E/10^8 (\text{J}/\text{kg} \cdot \text{mol})$
$2\text{C} + \text{O}_2 \rightarrow 2\text{CO}$	0.86	1.495
$2\text{CO} + \text{O}_2 \rightarrow 2\text{CO}_2$	2.239×10^{12}	1.7

针对硼颗粒的燃烧模型, 考虑到本文的研究重点在于探究不同燃气喷射角度以及位置对于发动机内掺混燃烧的影响, 因此对硼颗粒氧化膜的产生和消耗过程进行忽略, 仅考虑颗粒完全燃烧阶段的一步总包反应, 其反应速率由扩散反应速率控制, 具体反应方程式如下:



该反应的扩散速率 D_0 为

$$D_0 = C \frac{[(T_p + T_\infty)/2]^{0.75}}{d_p} \quad (1)$$

式中 d_p 为颗粒粒径, T_p 为颗粒表面温度, C 为组分扩散系数, T_∞ 为燃烧室内温度。

1.3 气相燃烧模型

针对气相燃烧, 本文采用有限速率/涡耗散模型来计算燃烧反应, 其反应速率受阿雷尼乌斯公式控制:

$$k = A \exp\left(-\frac{ER}{T_c}\right) \quad (2)$$

式中 k 为反应速率常数, A 为指前因子, E 为活化

能, R 为气体摩尔常数, T_c 为燃烧室内温度。

本文一次燃气气相可燃组分为一氧化碳与氢气, 燃烧的反应方程式与动力学参数见表 2。

表 2 气相化学反应机理

Table 2 Gas phase chemical reaction mechanism

化学反应	$A/10^8 (\text{kg}/(\text{m}^3 \cdot \text{s}))$	$E/10^7 (\text{J}/\text{kg} \cdot \text{mol})$
$2\text{CO} + \text{O}_2 \rightarrow 2\text{CO}_2$	22 390	17
$2\text{H}_2 + \text{O}_2 \rightarrow 2\text{H}_2\text{O}$	9.87	3.1

2 物理模型与数值验证

2.1 物理模型

为了验证本文所用的数值方法, 采用文献 [6] 中带凹腔火焰稳定器的固体火箭超燃冲压发动机试验为基础开展研究, 发动机结构如图 1 所示。隔离段沿程带 1° 的扩张角以补偿边界带来的流道压缩, 隔离段入口宽度 $d=50 \text{ mm}$, 隔离段与超声速燃烧室之间以台阶相连, 燃烧室以 2.42° 的恒定角度扩张, 在燃气发生器入口后设置长深比为 6 的开式凹腔作为火焰稳定装置。燃气发生器出口设置在台阶附近, 与主流呈 60° 夹角。试验所用贫氧推进剂主要成分及质量分数为丁羟(31%)、硼粉(35%)和高氯酸铵(34%), 试验与数值模拟入口参数见表 3。

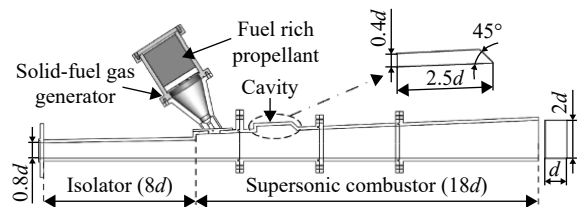


图 1 固体火箭超燃冲压发动机示意图

Fig. 1 Schematic of solid rocket scramjet

表 3 发动机试验与数值模拟入口参数

Table 3 Experimental and numerical simulation of inlet parameters of scramjet

参数	试验空气来流	空气入口边界条件	燃气入口边界条件
质量流率/(kg/s)	0.97		0.035
总温/K	1 490	1 490	1 835
静温/K	786		
总压/MPa	1.54	1.54	
静压/MPa	0.088	0.088	

2.2 计算域与边界条件

根据试验发动机结构尺寸建立三维模型, 如

图 2 所示, 网格为三维多面体网格, 对近壁面及型面变化处的网格进行加密, 壁面首层网格尺度约为 0.05 mm, 壁面附近的 Y 值约为 10。为验证网格敏感性, 分别采用 50 万、150 万以及 300 万这 3 种数量的网格。

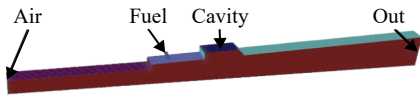


图 2 数值计算域
Fig. 2 Simulation domain

由于固体燃料一次燃气含有多种凝相组分及气相组分, 在数值模拟时, 无法将所有组分全都考虑, 且各种组分之间的反应机理也非常复杂, 因此需要对一次燃气组分以及化学反应进行简化。国内外在对固体火箭冲压发动机进行数值模拟时普遍采用最小自由能法, 通过热力学计算得到一次燃烧温度及组分作为二次燃烧的燃气入口边界条件^[18]。

本文通过对推进剂进行热力计算得到的一次燃气总温、比定压热容和焓值见表 4, 各组分质量分数见表 5, 选取气相组分中质量分数较大的一氧化碳(CO)、氢气(H₂)作为气相可燃组分, 选取凝相组分中质量分数较大的硼(B)、碳(C)作为凝相可燃组分, 同时假设剩余物质为不可燃气体 G。

表 4 一次燃气参数
Table 4 Parameters of primary gas

燃气总温/K	比定压热容/(J/(kg·K))	比焓/(J/kg)
1 835	2 385	-1 283 588

表 5 一次燃气组分质量分数
Table 5 Mass fraction of primary gas

组分	CO	H ₂	B	C	G
质量分数/%	10.3	5.3	32	29.2	23.2

利用最小自由能法进行二次热力计算并得到二次燃气总焓、比定压热容和摩尔质量等参数(见表 6), 根据一次燃气完全燃烧前后的能量守恒得到不可燃气体 G 在一次燃气温度、二次燃气温度下的比定压热容及焓值, 假设不可燃气体 G 的比定压热容为多项式形式, 利用已知条件可以通过积分求解不可燃气体 G 的比热容多项式系数见表 7, 根据质量守恒求解不可燃气体 G 的摩尔质量为 10.94 g/mol。

表 6 二次燃气参数
Table 6 Parameters of secondary gas

燃气总温/K	比定压热容/(J/(kg·K))	比焓/(J/kg)	摩尔质量/(g/mol)
2 536	2 250.7	1 153 740	29.8

表 7 不可燃气体 G 比热多项式系数
Table 7 Polynomial coefficient of specific heat of incombustible gas G

G 比热容多项式	α_0	α_1	α_2
$\alpha_0 + \alpha_1 T_G + \alpha_2 T_G^2$	-555 438	433.37	-0.071 2

注: 表中 T_G 表示不可燃气体 G 的温度。

2.3 数值验证

图 3 给出了数值模拟的壁面沿程压力与试验数据对照曲线, 图中 X 、 Y 为发动机轴向和纵向位置。150 万与 300 万网格量计算结果在燃烧室位置(0.4~1.2 m)所得压力最大误差为 9.8%, 平均误差为 4.8%, 都可以准确捕捉燃烧室内的波系结构, 并且随着网格数的增加, 模拟结果与试验数据更加吻合。

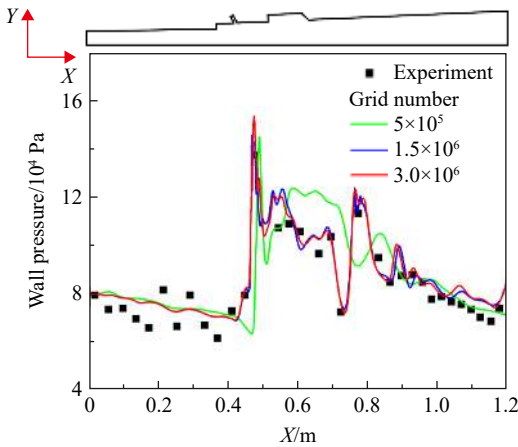


图 3 仿真与试验压力数据对比
Fig. 3 Comparison of pressure data between simulation and experiment

表 8 是试验测得的燃烧室出口马赫数、温度以及温升效率和 150 万网格仿真获得的数据对比, 结果显示多个参数的误差均在 5% 以内, 与试验对应较好。综合考虑计算效率和精度, 后续计算均采用 150 万数量的网格。

综上, 虽然该一次燃气简化方法将 G 的比热容假设为多项式形式, 并根据两次热力计算以及能量、质量守恒进行求解, 理论上只满足了反应前后两个状态点的质量、能量守恒, 在燃料不完全燃烧时释热会有一定的误差, 理论上燃料的燃

表 8 仿真与试验数据对比

Table 8 Comparison of simulation and experimental data

参数	试验	仿真
燃烧室出口温度/K	1 940	1 920
燃烧室出口马赫数	1.48	1.50
温升效率/%	48	46

烧效率越高, 误差越小。从计算结果来看, 采用上述计算模型造成的误差在可接受范围之内, 较传统方法在理论以及仿真精度上具有明显优势, 能够较为准确地模拟固体火箭超燃冲压发动机的流动燃烧。

2.4 计算工况

为了对发动机燃气喷射方案进一步优化, 本文分别考虑了不同喷射角度($\theta=30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ, 90^\circ$)和不同喷射位置对发动机性能的影响。通过对质量交换率、燃烧效率、总压损失等参数量化分析得到不同喷射角度对发动机燃料掺混燃烧以及流场结构的影响规律。在 30° 的喷射角度下, 进一步探究不同燃料喷射位置对发动机内固体颗粒燃烧效率的影响规律。燃气发生器喷射位置分别为台阶前壁面、台阶平面及凹腔前壁面。

3 结果与讨论

3.1 燃气喷射角度的影响

不同燃气喷射角度的发动机燃烧室压力云图如图 4 所示, 分析发现当喷射角度较小时($\theta=30^\circ$), 燃气射流穿透能力有限, 喷口前部的弓形激波强度较弱。随着喷射角度的增大($\theta=60^\circ$), 燃气射流

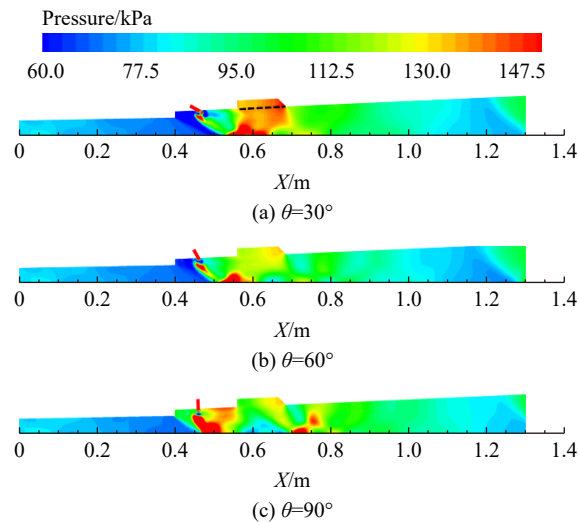


图 4 不同喷射角度燃烧室压力云图

Fig. 4 Distributions of pressure in the combustion chamber with different injection angles

的穿透深度增加, 在喷口前形成的弓形激波强度增加, 同时促进了燃料与空气的掺混燃烧。燃烧室内喷孔上游产生了逆压梯度, 引起边界层分离, 形成激波。当喷射角度进一步增大至 90° 时, 喷口前部的弓形激波更强、燃烧室内的反射激波也更加明显。

图 5 为马赫数(Ma)云图与速度局部流线图, 图中红色实线为 $Ma=1$ 。分析发现凹腔内形成了明显的低速回流区, 同时喷射角度对回流区大小有显著影响。当喷射角度较小时($\theta=30^\circ$), $Ma=1$ 等值线离凹腔较远, 凹腔内回流区面积较大, 随着喷射角度的增加, 由于激波的后移, $Ma=1$ 等值线出现抬升趋势, 凹腔入口处压力增大, 挤压凹腔内回流区使其面积减小, 而当喷射角度为 90°

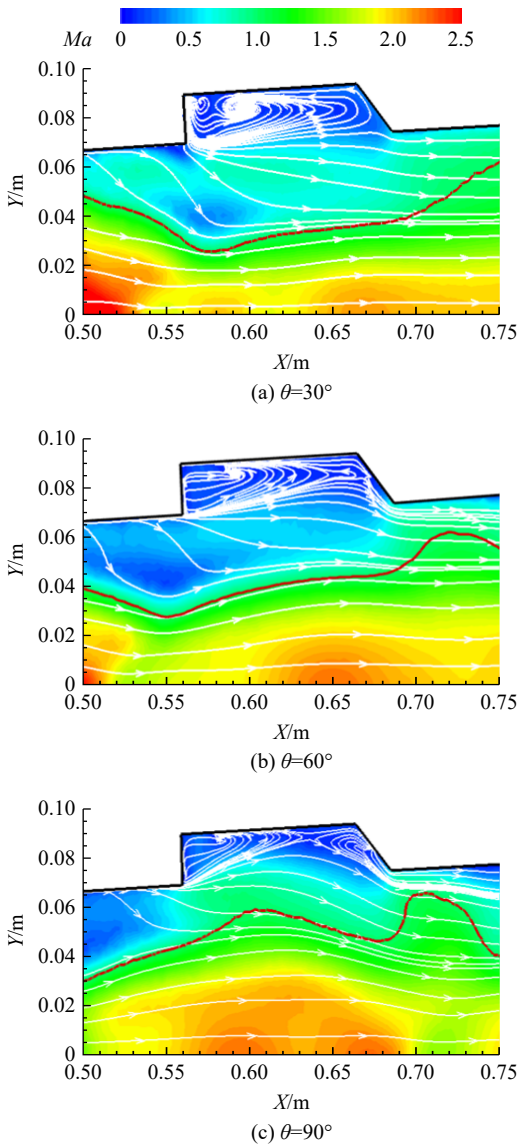


图 5 凹腔马赫数云图

Fig. 5 Mach number contours of cavity

时, 凹腔回流区被明显分成了前后两部分。此外, $Ma=1$ 等值线的上移表明凹腔与主流交界处的速度增加, 在影响回流区大小的同时也会影响凹腔的稳焰功能。

为定量分析凹腔的火焰稳定能力, 这里引入质量交换率 $\dot{m}_{\text{change}}$ 来表征, 其含义是被卷吸进入凹腔的质量与主流质量的比值。质量交换率可通过如下公式计算:

$$m_{\text{cavity}} = \sum_i \frac{1}{2} \rho_i |V_{Yi}| S_i \quad (3)$$

$$m = \rho V_X S \quad (4)$$

$$\dot{m}_{\text{change}} = \frac{m_{\text{cavity}}}{m} = \frac{\sum_i \frac{1}{2} \rho_i |V_{Yi}| S_i}{\rho V_X S} \quad (5)$$

式中 m_{cavity} 表示主流流入凹腔的质量, ρ 表示密度, m 表示主流质量, $\dot{m}_{\text{change}}$ 表示质量交换率, S 表示网格截面积, V_Y 、 V_X 分别表示沿 Y 、 X 方向的速度分量, 下标 i 表示凹腔与主流的交界面上的网格节点。为定量分析发动机整体的燃烧性能, 本文引入温升效率, 温升效率公式为

$$\eta = \frac{T_{t,\text{out}} - T_{t,\text{air}}}{T_{t,2\text{th}} - T_{t,\text{air}}} \quad (6)$$

式中 $T_{t,\text{out}}$ 为仿真得到的燃烧室出口总温, $T_{t,\text{air}}$ 为发动机入口空气总温, $T_{t,2\text{th}}$ 为推进剂与当量比空气二次热力计算完全燃烧得到的理论总温。

图 6 为 30° 、 45° 、 60° 、 75° 、 90° 喷射角度下凹腔质量交换率、温升效率、总压恢复系数变化曲线。分析发现随着喷射角度的增加, 凹腔的质量交换率呈现先减小后增大的趋势。结合图 5 马赫

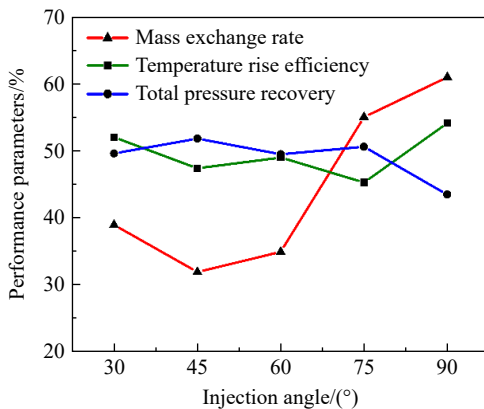


图 6 质量交换率、温升效率、总压恢复系数曲线图

Fig. 6 Evolution of mass exchange rate, temperature rise efficiency and total pressure recovery coefficient

数云图可以推断, 当喷射角度较小 (30°) 时, 回流区面积较大, 凹腔具有较高的质量交换率, 且受凹腔卷吸作用主导; 随着喷射角度的增大, 回流区逐渐被压缩, 对燃料的卷吸作用减小。

图 7 为凹腔入口截面法向速度 (V_Y) 云图, 截面位置见图 4(a) 虚线位置, 速度为正表示来流流入凹腔, 速度为负表示来流流出凹腔, 图中 Z 坐标表示发动机宽度方向。分析发现当燃气入射角度大于 60° 后, 沿 Y 轴正向速度的区域面积逐渐增大, 此时凹腔入口速度的增大主导了质量交换率的增加。当喷射角度大于 75° 时, 温升效率明显增加, 然而由于燃气与来流空气的相互作用增强, 使总压恢复系数出现明显减小。

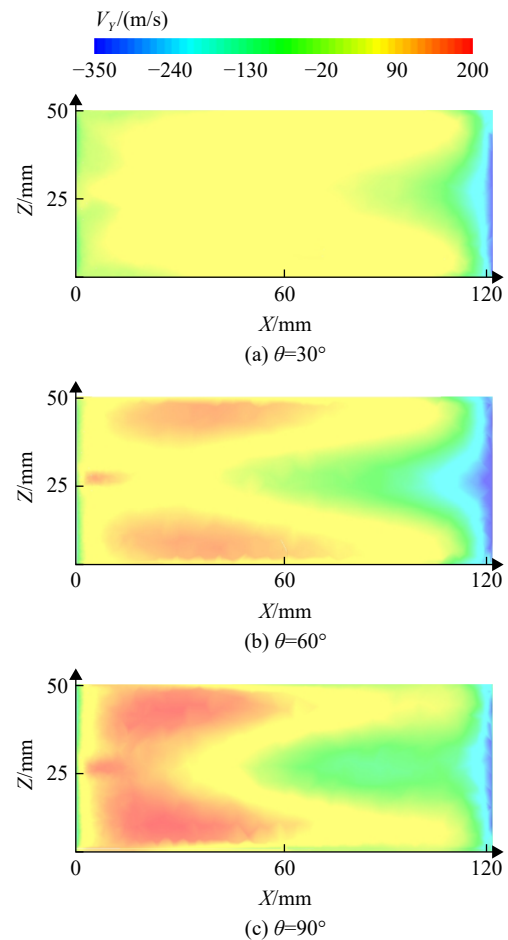


图 7 凹腔入口截面速度云图

Fig. 7 Distribution of velocity on the cavity inlet section

为探究喷射角度及质量交换率与发动机燃烧效率相关性变化的规律, 进一步获取了发动机沿程气相和凝相组分的燃烧效率。如图 8 所示, 气相燃料在 $X=0.6$ m 位置处燃烧殆尽, 其在发动机内的燃烧效率接近 100%, 因此可以推断在固体超燃冲压发动机燃烧室中颗粒的燃烧效率是制约发

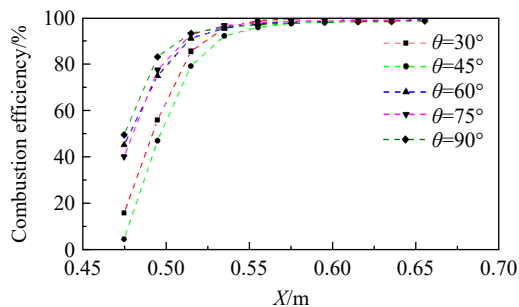


图 8 气相组分燃烧效率

Fig. 8 Combustion efficiency of gas phase components

动机燃烧效率的关键因素。

图 9 是发动机内颗粒燃烧效率与温升效率曲线, 分析发现, 硼颗粒和碳颗粒的燃烧效率曲线与发动机温升效率曲线变化一致, 碳颗粒的燃烧效率比硼颗粒高 3%~6%。同时还发现, 在 60° 及 75° 喷射角度下, 尽管颗粒的燃烧效率较高, 但并不具备较高的温升效率。

图 10 是燃烧室温度及颗粒滞留时间云图, 温度分布图表明随着喷射角度的增加, 高温区边界向凹腔内部移动, 气相燃料由于动量较小在凹腔

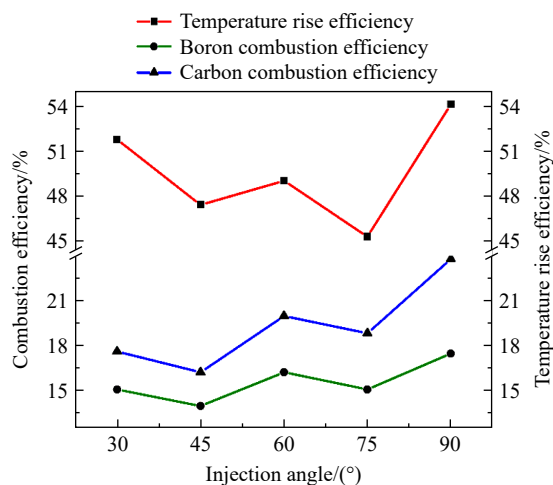


图 9 不同喷射角度温升效率与颗粒燃烧效率

Fig. 9 Evolution of temperature rise efficiency and combustion efficiency at different injection angles

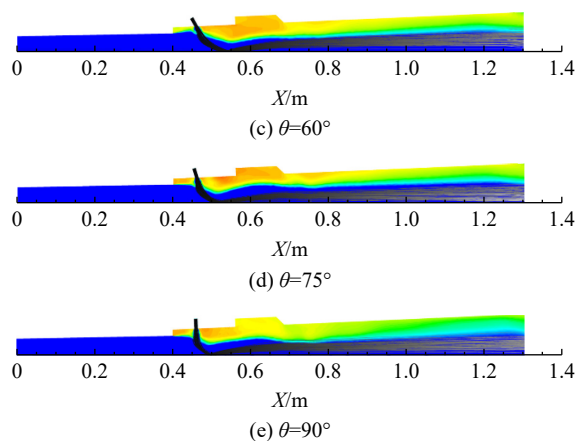
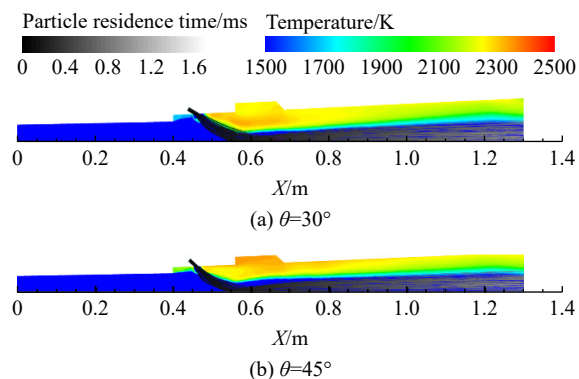


图 10 燃烧室温度与颗粒轨迹云图

Fig. 10 Distributions of combustion chamber temperature and particle trajectory

卷吸作用下, 在贴近发动机上壁面处燃烧并形成火焰层。火焰层厚度而减小, 收缩至凹腔与喷口下游的回流区内。分析颗粒轨迹发现燃气穿透深度随喷射角度的增大而加深, 结合图 9 可知, 喷射角度在 60°~90° 时可以在保证燃气穿透深度的同时将总压损失控制在一个较低的水平(0.5 左右)。

3.2 燃气发生器喷射位置的影响

为探究燃气喷射位置对颗粒燃烧效率的影响规律, 本文考虑了 3 种不同喷射位置进行数值模拟。在 30° 喷射角度下, 凹腔内回流区明显, 燃气与空气来流作用较弱, 计算结果更能体现喷射位置对颗粒燃烧效率的影响, 所以 3 种位置燃气喷射角度均采用 30°, 如图 11 所示。

图 12 为 3 种不同喷射位置的发动机马赫数

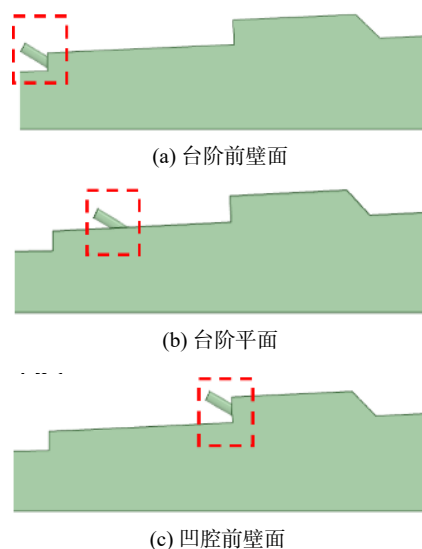


图 11 燃气喷射位置结构示意图

Fig. 11 Schematic of fuel gas injection position

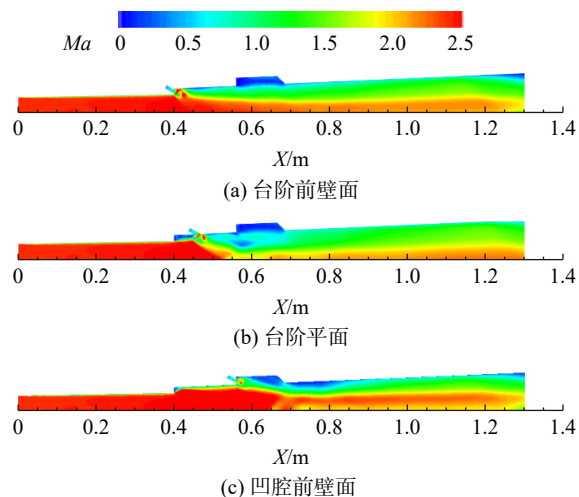


图 12 不同喷射位置燃烧室马赫数云图

Fig. 12 Mach number contours of combustion chamber at different injection positions

云图, 图 13 为凹腔马赫数分布的局部放大图, 图中红色实线为 $Ma=1$ 。由图可知燃料从台阶前壁面喷射时, 燃气射流穿透深度较小, 对来流的阻碍较弱, 燃烧室内部处于高速流动状态, 凹腔入口附近的来流沿轴向流动, 基本没有流入凹腔内部, 此时回流区较为封闭。当喷射位置位于台阶平面时, 凹腔内有明显的回流区, 部分主流从凹腔入口流入后沿凹腔后斜坡流出。当燃气从凹腔前壁面喷射时, 凹腔后部依然存在低速区域, 但是回流区已不存在。

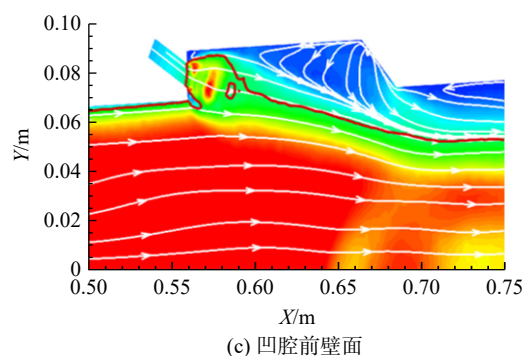
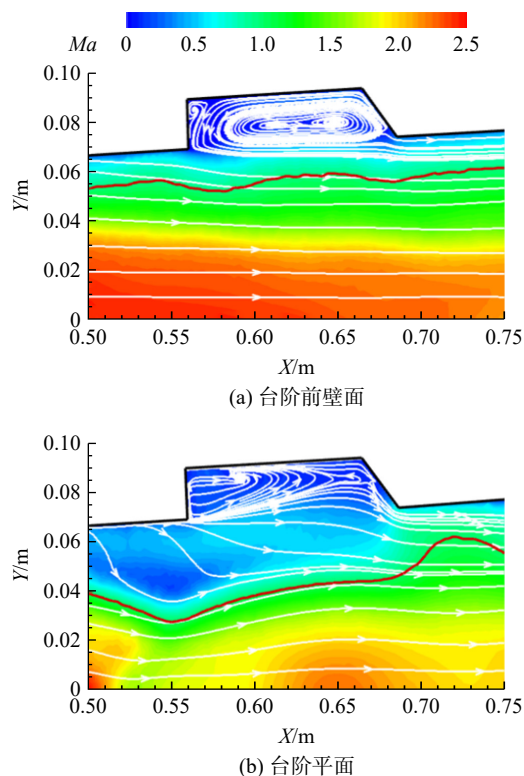


图 13 凹腔马赫数云图

Fig. 13 Mach number contours of cavity

图 14 为不同燃气喷射位置发动机温升效率与颗粒燃烧效率变化曲线。分析可知, 当燃气喷射位置从台阶前壁面向凹腔前壁面变化的过程中, 温升效率及颗粒的燃烧效率呈现先增大后减小的趋势, 3 种构型下颗粒的燃烧效率均在 11%~22% 范围内, 发动机温升效率也只有 36%~45%。

图 15 为不同喷射位置的发动机温度与颗粒滞留时间分布图, 3 种喷射位置的颗粒最长滞留时间见表 9, 前后两种喷射位置的滞留时间相当, 而台阶平面入射的颗粒滞留时间较其他两种位置增加约 115%。

分析发现由于台阶前壁附近来流速度较大, 导致从此处入射的颗粒滞留时间减少, 凹腔前壁面的颗粒由于入射位置靠后, 颗粒运动行程的减小直接导致颗粒的滞留时间减少, 这两种情况都限制了颗粒燃烧效率。除滞留时间外, 颗粒的燃烧效率还受到温度和周围氧化剂质量分数的影响, 当燃气喷射位置位于台阶平面时, 颗粒在撞击到

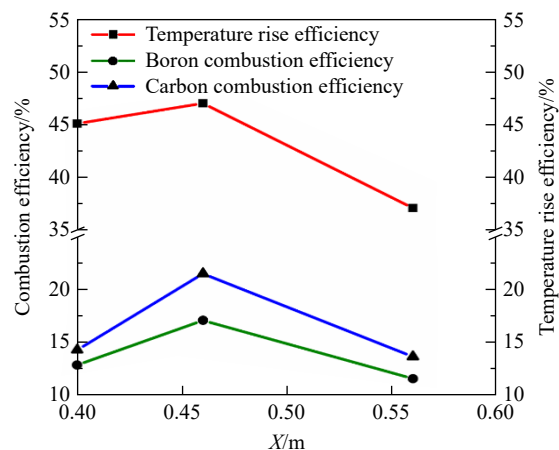


图 14 不同燃气喷射位置温升效率、颗粒燃烧效率

Fig. 14 Temperature rise efficiency and particle combustion efficiency at different gas injection positions

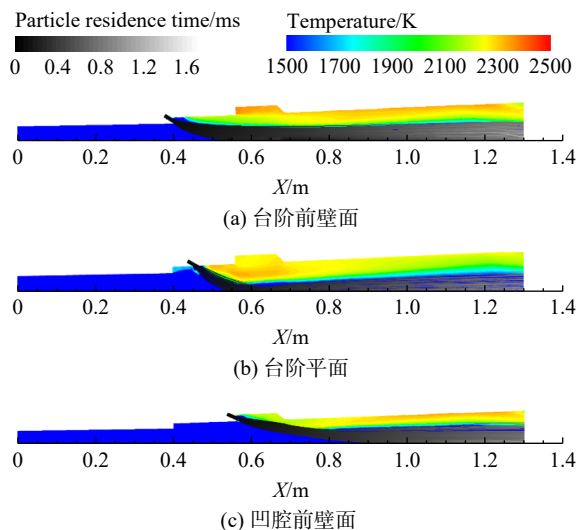


图 15 流场温度与颗粒滞留时间云图

Fig. 15 Distributions of temperature and particle residence time

表 9 不同燃气喷射位置颗粒最长滞留时间

Table 9 Maximum residence time of particles at different injection positions

喷射位置	台阶前壁面	台阶平面	凹腔前壁面
颗粒最长滞留时间/ms	0.764	1.6	0.75

下壁面后呈一定角度反弹,使颗粒在燃烧室内分布更广,反射后的颗粒所处的流域温度较高,此时温度对颗粒化学反应速率的影响更加显著,增加了颗粒的燃烧效率。台阶前壁面与凹腔前壁面两种工况下,由于燃气入射位置与角度的原因导致燃气与空气来流相互作用较弱,未经削弱的来流以较高压力与速度进入燃烧室,减弱了火焰稳定性的同时也压缩了火焰区域大小,使颗粒流经的下壁面附近流速增加且温度降低,不利于颗粒的燃烧。由此可见,影响颗粒燃烧效率的原因不仅有滞留时间,还包括颗粒所在区域的温度分布。若想进一步提高颗粒燃烧效率,除提高滞留时间外,还可以改变推进剂配方,添加镁铝等易燃金属颗粒,或采用粒径更小的颗粒。

4 结 论

本文通过数值模拟研究不同燃气喷射角度与喷射位置对带凹腔的固体火箭超燃冲压发动机内气相、凝相燃烧效率、凹腔火焰稳定性和总压损失等性能的影响,主要结论如下:

1) 本文基于最小自由能法、能量守恒、质量守恒建立的一次燃气简化方法可以将一次燃气复杂组分进行合理简化并作为一次燃气输入,所得到的数值模拟结果与试验误差小于 5%,具有较高

的计算精度。

2) 在一次燃气中,气相燃料质量较小且随流性较好,在凹腔出口位置燃烧效率达 100%,而凝相颗粒的燃烧效率只有 15%~18%。所以限制发动机性能的主要因素是颗粒的燃烧效率。

3) 由于颗粒动量较大,具有更强的穿透能力,所以颗粒主要分布在发动机下壁面处,且颗粒的燃烧受温度、氧化性气体质量分数、颗粒滞留时间三者共同影响,其中温度分布对颗粒燃烧效率影响最大。

4) 燃气喷射位置的选择应避开来流速度较大的区域,通过设置台阶可以提供一个低流速的燃气入射区,这对于提高燃料滞留时间,实现燃气穿透深度与总压损失性能的平衡具有重要意义。

5) 喷射角度越大燃气的穿透性越好,但会造成较大的总压损失,本文研究发现喷射角度在 60°~75°时发动机同时兼备较高的凹腔性能以及燃烧效率。

参考文献:

- [1] CURRAN E T. Scramjet engines: the first forty years[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1138-1148.
- [2] WALTRUP P J, WHITE M E, ZARLINGO F, et al. History of ramjet and scramjet propulsion development for U. S. Navy missiles[J]. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 1997, 18(2): 234-242.
- [3] 王振国, 梁剑寒, 丁猛, 等. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. *力学进展*, 2009, 39(6): 716-739.
WANG Zhenguo, LIANG Jianhan, DING Meng, et al. A review on hypersonic airbreathing propulsion system[J]. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(6): 716-739. (in Chinese)
- [4] 俞刚, 范学军. 超声速燃烧与高超声速推进[J]. *力学进展*, 2013, 43(5): 449-472.
YU Gang, FAN Xuejun. Supersonic combustion and hypersonic propulsion[J]. *Advances in Mechanics*, 2013, 43(5): 449-472. (in Chinese)
- [5] 鲍文, 牛文玉, 陈林泉, 等. 固体火箭冲压发动机燃气流量调节特性[J]. *推进技术*, 2007, 28(4): 433-436.
BAO Wen, NIU Wenyu, CHEN Linqun, et al. Regulating property of the flow in a solid ducted rocket[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(4): 433-436. (in Chinese)
- [6] 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 Likun, LI Chaolong, XIA Zhixun, et al. Experimental investigation of solid rocket scramjet combustor with cavity flameholder[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2): 319-326. (in Chinese)
- [7] 吴海燕, 周进, 邵艳, 等. 超声速燃烧气动斜坡喷注器研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(4): 760-765.
WU Haiyan, ZHOU Jin, SHAO Yan, et al. Study of aerodynamic ramp injector in supersonic combustion[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(4): 760-765. (in Chinese)

- [8] 吴海燕, 周进, 汪洪波, 等. 不同结构超声速燃烧斜坡喷注器性能对比研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1476-1481.
WU Haiyan, ZHOU Jin, WANG Hongbo, et al. Performance comparison between the ramp injectors with different structures in supersonic combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1476-1481. (in Chinese)
- [9] 黄礼铿, 胡广军, 胡豹, 等. 固体火箭超燃冲压发动机燃烧试验研究[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(5): 549-553.
HUANG Likeng, HU Guangjun, HU Bao, et al. Experiment on combustion of solid rocket scramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2020, 43(5): 549-553. (in Chinese)
- [10] 赵翔, 夏智勋, 马立坤, 等. 固体火箭超燃冲压发动机地面直连试验[J]. 航空兵器, 2018, 25(4): 57-61.
ZHAO Xiang, XIA Zhixun, MA Likun, et al. Direct-connected ground test of solid-fuel rocket scramjet[J]. Aero Weaponry, 2018, 25(4): 57-61. (in Chinese)
- [11] GAO Yonggang, LIU Yang, CHAI Zexin, et al. Influence of lobe geometry on mixing and heat release characteristics of solid fuel rocket scramjet combustor[J]. Acta Astronautica, 2019, 164: 212-229.
- [12] 高勇刚, 刘洋, 余晓京, 等. 固体火箭燃气超燃冲压发动机燃烧组织技术研究[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 140-150.
GAO Yonggang, LIU Yang, YU Xiaojing, et al. Research on combustion organization technology of the solid rocket fuel gas scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 140-150. (in Chinese)
- [13] LIU Yang, GAO Yonggang, CHAI Zexin, et al. Mixing and heat release characteristics in the combustor of solid-fuel rocket scramjet based on DES[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 94: 105391.
- [14] LIU Yang, MA Dong, FU Benshuai, et al. Direct numerical simulation of fine flow structures of subsonic-supersonic mixing layer[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 95: 105431.
- [15] 朱韶华, 梁磊, 秦飞, 等. 固体火箭超燃冲压发动机燃烧性能影响因素研究[J]. 推进技术, 2021, 42(3): 638-646.
ZHU Shaohua, LIANG Lei, QIN Fei, et al. Influence factors of combustion performance of solid rocket scramjet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(3): 638-646. (in Chinese)
- [16] LIU Jie, WANG Ningfei, WANG Jian, et al. Optimizing combustion performance in a solid rocket scramjet engine[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 99: 105560.
- [17] 王晓栋, 乐嘉陵, 宋文艳. 带支板的冲压燃烧室的燃烧性能研究[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(3): 274-278.
WANG Xiaodong, LE Jialing, SONG Wenyan. Study to the combustion performance of a scramjet combustor with struts[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(3): 274-278. (in Chinese)
- [18] 王晓栋, 宋文艳. 支板构型超燃冲压燃烧室流场数值模拟[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 5-9.
WANG Xiaodong, SONG Wenyan. Numerical simulations of flowfields in a scramjet combustor with a strut[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 5-9. (in Chinese)
- [19] 叶脉. 固体火箭超燃冲压发动机燃烧室气固两相掺混特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
YE Mai. Study on gas-particle mixing characteristics of solid rocket scramjet combustion chamber[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020. (in Chinese)
- [20] 杨鹏年, 夏智勋, 陈斌斌, 等. 凹腔对固体超燃冲压发动机燃烧性能影响研究[J]. 推进技术, 2023, 44(4): 106-118.
YANG Pengnian, XIA Zhixun, CHEN Binbin, et al. Effects of cavity on solid scramjet combustion performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(4): 106-118. (in Chinese)
- [21] 毛成立, 李葆萱. 贫氧推进剂一次燃烧产物的热力计算[J]. 宇航学报, 2000, 21(增刊 1): 32-37.
MAO Chengli, LI Baoxuan. Thermodynamic calculation of deficient oxygen solid propellant primary combustion[J]. Journal of Astronautics, 2000, 21(Suppl.1): 32-37. (in Chinese)
- [22] LIU Yang, GAO Yonggang, SHI Lei, et al. Preliminary experimental study on solid rocket fuel gas scramjet[J]. Acta Astronautica, 2018, 153: 146-153.
- [23] 张健, 章明川, 于娟, 等. 有限气相反应速率条件下 MFF 模型应用方法的研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(4): 709-712.
ZHANG Jian, ZHANG Mingchuan, YU Juan, et al. Application research of moving flame front model with finite-rate homogenous reaction[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(4): 709-712. (in Chinese)
- [24] 章明川, 徐旭常. 煤粉颗粒着火模式的研究[J]. 热力发电, 1992, 21(1): 5-11, 62.
ZHANG Mingchuan, XU Xuchang. On the ignition mode of pulverized coal particle[J]. Thermal Power Generation, 1992, 21(1): 5-11, 62. (in Chinese)
- [25] 章明川, 于娟. 考虑碳粒表面还原反应的移动火焰锋面(MFF)模型[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(3): 511-514.
ZHANG Mingchuan, YU Juan. Moving flame front (MFF) model considering the surface reduction of carbon particle[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(3): 511-514. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)