

文章编号: 1000-8055(2023)06-1496-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210714

喷注方式和骨架结构对骨架增强石蜡燃料 燃烧影响的数值分析

夏寒青¹, 武毅¹, 王宁飞¹, 张子相¹, 杨钧森¹, 章帆²

(1. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081;

2. 中国航天科技集团有限公司西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 针对聚合物骨架镶嵌石蜡固体燃料在固-液混合火箭发动机中的燃烧问题, 开展螺旋型和六角型骨架增强石蜡燃料在直/旋流喷注固-气掺混燃烧器中的燃烧试验, 利用 CFD 软件对燃烧过程进行数值仿真研究。对四种工况燃烧过程进行比较, 分析骨架结构和喷注方式对燃烧室内燃烧的影响。结果表明: 骨架材料和石蜡基燃料退移速率差异较大, 随着燃烧进行骨架结构逐渐凸显。湍流强度和燃料质量流量共同影响燃烧室温度, 燃烧室温度随着燃烧进行呈波动下降趋势。旋流喷注工况的燃烧室温度高于直流喷注工况, 燃烧室头部存在高温区, 轴向温度分布较直流喷注更加均匀, 而直流喷注中燃烧室中段存在温度激增。在直流喷注条件下, 相较于六角型骨架, 螺旋型骨架更能提高燃烧室湍流强度。在旋流喷注条件下, 氧化剂旋流强度对湍流强度提升起主导作用, 骨架结构影响较小。

关 键 词: 航天推进; 固液混合火箭发动机; 骨架增强石蜡燃料; 湍流强度; 石蜡基燃料

中图分类号: V436.2

文献标志码: A

Numerical analysis of influence of injection method and skeleton structure on the combustion of skeleton reinforced paraffin fuel

XIA Hanqing¹, WU Yi¹, WANG Ningfei¹, ZHANG Zixiang¹,
YANG Junsen¹, ZHANG Fan²

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: To address the combustion problem of polymer skeleton-reinforced paraffin fuel in hybrid rocket motors, CFD software was used to carry out numerical simulation of the combustion process of helical and hexagonal skeleton-reinforced paraffin fuel in a direct flow/swirling injection solid-gaseous hybrid combustor. The combustion process of the four conditions was compared, and the influences of the skeleton structure and injection method on the combustion were analyzed. The results showed that the regression rates of the skeleton material and the paraffin-based fuel were quite different, and the skeleton structure gradually became prominent as the combustion progressed. The turbulence intensity and fuel mass flow both affected the combustion chamber temperature, and the combustion chamber temperature volatility decreased as the combustion progressed. In the swirling injection condition, the temperature of

收稿日期: 2021-12-17

基金项目: 国家自然科学基金 (51906016)

作者简介: 夏寒青(1993—), 男, 博士生, 研究领域为固-液混合火箭发动机。

通信作者: 武毅(1988—), 男, 副研究员, 博士, 研究领域为火箭发动机内的燃烧与流动。E-mail: Yi.wu@bit.edu.cn

引用格式: 夏寒青, 武毅, 王宁飞, 等. 喷注方式和骨架结构对骨架增强石蜡燃料燃烧影响的数值分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1496-1505. XIA Hanqing, WU Yi, WANG Ningfei, et al. Numerical analysis of influence of injection method and skeleton structure on the combustion of skeleton reinforced paraffin fuel[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1496-1505.

the combustion chamber was higher than that in the direct flow injection condition, there was a high-temperature area at the head of the combustion chamber, and the axial temperature distribution was more uniform. In the direct flow injection condition, the temperature increased sharply in the middle of the combustion chamber. In addition, compared with the hexagonal skeleton, the spiral skeleton can provide greater turbulence strength under direct flow injection conditions. In the swirling injection conditions, the swirl intensity of the oxidant played a leading role in the increase of the turbulence intensity, and the skeleton structure had little effect.

Keywords: aerospace propulsion; hybrid rocket motor; skeleton reinforced paraffin fuel; turbulence intensity; paraffin-based fuel

固-液火箭发动机作为一种具有高比冲、高稳定性以及低成本的火箭发动机,近年来在探空火箭、小型运载火箭、先进姿轨控动力系统、商业载人航天旅行、武器系统等方面受到广泛关注和研究^[1]。20世纪70年代,美国联合技术中心(United States Joint Technology Research Center)和比奇公司(Beech Aircraft)开始研究将固-液火箭发动机用于靶弹动力^[2]。2010年,美国普渡大学等单位通过地面试验验证了固-液火箭发动机用于战术导弹的可行性^[3]。2020年2月,内华达山脉公司在美国国防部高级研究计划局(DARPA)的“作战火力”(Operational Fires)项目下测试了一种新型固-液火箭发动机,并计划将该固-液发动机用于高超声速武器的二级动力。目前,固-液混合火箭发动机在导弹上的应用前景受到广泛关注^[4-7]。

然而,由于受到湍流扩散燃烧的影响,传统固体燃料在燃烧过程中存在退移速率低的问题,限制了固-液混合火箭发动机的性能^[8]。石蜡基燃料由于其低熔点和低黏性的特性,在燃烧过程中石蜡液膜受氧化剂来流的吹拂作用,以液滴形式脱离固体燃料表面发生液雾燃烧,液滴夹带现象有效提高了燃面退移速率和燃烧效率^[9-12],使得石蜡基燃料成为有前景的新型固体燃料^[13]。但是石蜡基燃料机械性能较差,在高温环境下极易发生药型塌陷,影响火箭发动机工作的稳定性和安全性,进而影响火箭发动机的弹道性能^[14-15]。使用能够燃烧的高机械强度材料作为骨架,镶嵌在石蜡燃料中,来保证石蜡基燃料药柱在燃烧过程中的结构完整性,可以有效解决石蜡基燃料力学性能差的问题。Arnold等^[16]将石蜡燃料填充进蜂窝状的丙烯酸聚合物中制作成不同内孔结构的固体燃料,点火试验结果表明复杂的内孔结构可以在有效提高石蜡燃料的机械性能的同时,增强了丙烯酸聚合物与石蜡混合燃料的整体退移速率。Bisin

等^[17]对采用不同材料的骨架增强石蜡燃料进行了压缩和燃烧试验,验证了骨架材料的增加对石蜡燃料的机械性能具有极大的提升。Wang等^[18]对螺旋型ABS(acrylonitrile butadiene styrene)骨架的点火试验,进一步证明了骨架增强石蜡燃料具有更好的退移速率。

此外,在固-液发动机研究中发现,固体燃料的退移速率主要受高温气流对固体燃料表面的传热影响^[7],在采用旋流喷注方案时,氧化剂气流受离心力作用更靠近燃料表面,这会大幅提高向燃料表面的热流密度,进而提高固体燃料退移速率;同时更高的湍流强度有助于促进氧化剂与燃料的掺混,提高发动机燃烧效率^[8,19]。Takashi等^[20]通过试验测量了旋流喷注时固体燃料的退移速率,拟合出不同喷注方式下燃料的退移速率模型。王印等^[21]还发现切向旋流喷注有助于提高石蜡燃料的退移速率和燃烧效率。但由于气流的黏性作用,氧化剂的旋流强度随着向下游流动逐渐减弱,对下游药柱影响降低。除传统的改变燃烧室结构方法外^[22-23],采用螺旋结构的固体燃料也可以实现氧化剂旋流,提高燃料退移速率的效果,但由于石蜡燃料本身机械性能差的原因,随着燃烧进行,螺旋结构难以长时间保持^[24]。

课题组在之前的相关研究中使用固-气掺混燃烧器分别对直流/切向旋流喷注和螺旋形/六角形骨架增强石蜡燃料的燃烧过程开展试验研究,获得了四种喷注方式-药柱构型组合的燃烧火焰结构,以及相应的退移速率,但由于受到药柱尺寸小、燃烧时间短,以及点火、吹熄过程等影响,轴向退移速率分布统计存在较大误差^[25]。为了明晰燃烧器内的详细流动和掺混燃烧机理,以及固体燃料退移速率的轴向非均匀性,本文使用CFD软件分别对螺旋型、六角型骨架增强石蜡燃料在直/旋流固-气掺混燃烧器中的燃烧过程进行仿真

计算,以获得燃烧室内的温度分布、氧化剂/燃料掺混比分布、退移速率轴向分布等,分析骨架结构、喷注方式对燃烧室中流动和掺混燃烧的影响。

1 物理模型及数值方法

1.1 物理模型与试验结果

固-液混合发动机中的燃烧为内孔燃烧,无法直接观测发动机中的燃烧过程,因此将固体燃料-氧化剂构型反转,见图 1,固体燃料通过螺栓固定在主燃烧室中心,氧气通过头部喷注进入主燃烧室与固体燃料发生掺混燃烧,并在后燃烧室进行充分燃烧后流出燃烧器,通过石英玻璃罩直接观测固体燃料与氧化剂掺混燃烧过程。

该燃烧器具有可模拟真实发动机内掺混燃烧过程、可控性强、涡流掺混燃烧过程可直接观测的优点。燃烧器喷注头部分为旋流和直流喷注两种。旋流喷注系统,见图 1(b),有四个切向的氧化剂入口,使氧化剂以切向旋流形式进入主燃烧室;直流喷注系统,见图 1(c),通过筛板结构保证氧化剂流动周向分布均匀。

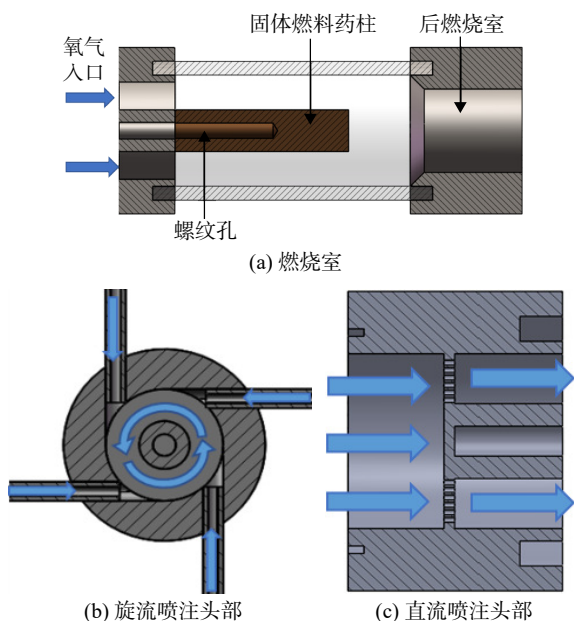


图 1 固-气掺混燃烧器结构及试验图像

Fig. 1 Schematic of solid-gaseous hybrid combustor and experiment images

骨架增强石蜡燃料药柱结构见图 2 和图 3,石蜡燃料镶嵌在聚合物骨架中,构成最终的圆柱形石蜡燃料药柱,内部留有直径 4 mm 的螺纹孔用于固定,两种骨架增强石蜡燃料药柱初始尺寸相同,均为直径 15 mm,长度 62 mm。

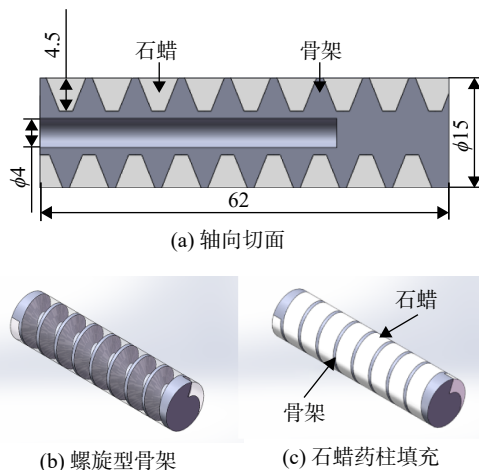


图 2 螺旋 ABS 骨架增强石蜡燃料结构(单位: mm)

Fig. 2 Helical ABS skeleton reinforced paraffin fuel (unit: mm)

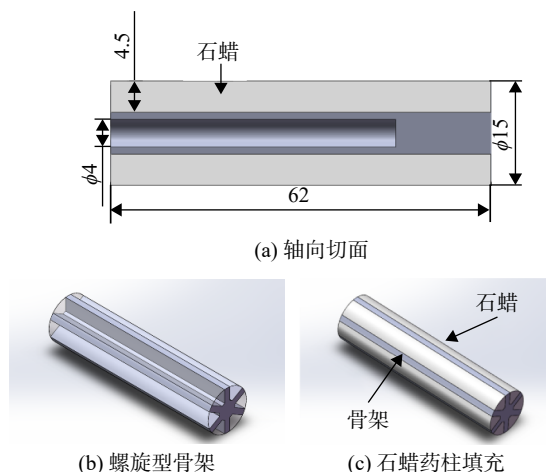


图 3 六角型 ABS 骨架增强石蜡燃料结构(单位: mm)

Fig. 3 Hexagonal ABS skeleton reinforced paraffin fuel (unit: mm)

图 4 为先前试验^[25]中,利用高速相机拍摄的 ABS 骨架增强石蜡燃料在固-气掺混燃烧器中的燃烧图像,以及利用称质量法拟合的骨架增强石蜡燃料在不同氧化剂流量条件下的退移速率曲线。

1.2 数学模型

利用商用 CFD 软件(ANASY-Fluent),基于理想气体假设,选用基于密度的瞬态 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法求解三维非稳态 Navier-Stokes 控制方程。其方程如下:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial (F_x - G_x)}{\partial x} + \frac{\partial (F_y - G_y)}{\partial y} + \frac{\partial (F_z - G_z)}{\partial z} = S \quad (1)$$

其中 Q 为状态量, F_x 、 F_y 、 F_z 为对流通量, G_x 、 G_y 、 G_z 为扩散项通量, S 为化学反应源项。

湍流模型选择更适合模拟旋流的 Realizable

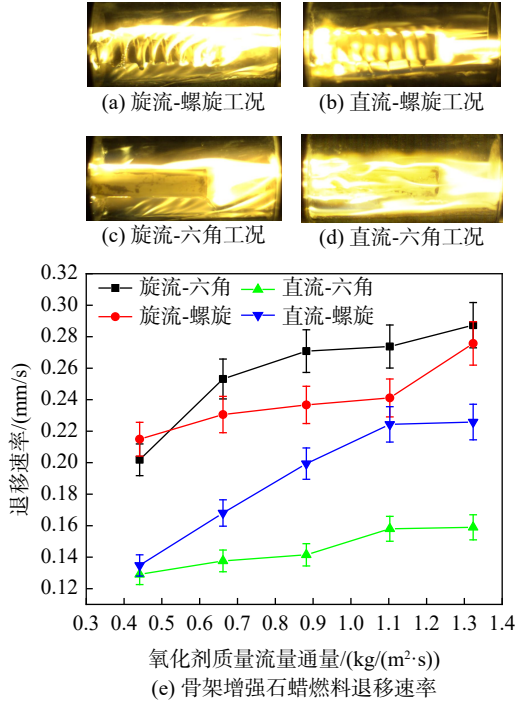


图4 骨架增强石蜡燃料燃烧图像及退移速率

Fig. 4 Skeleton reinforced paraffin fuel combustion images and regression rate

$k-\varepsilon$ 模型。此模型与标准 $k-\varepsilon$ 模型相比, 在计算旋流流动时有更好的表现。模型的湍流动能方程和耗散方程如下所示:

$$\frac{\partial}{\partial r}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho k u_x) = \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial r}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho \varepsilon u_x) = \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right] + \rho C_{1\varepsilon} S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (3)$$

其中 μ 为层流黏系数, μ_t 为层流黏系数的时间扰动量, ρ 为来流密度, k 为湍动能, ε 是耗散率, x 和 u_x 为轴向方向及其速度分量, ν 为分子运动黏度, Y_M 为可压速湍流脉动膨胀对总的耗散率的影响系数, S_ε 和 S_k 为源项, G_k 和 G_b 为扩散项系数, $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$ 、 C_1 、 C_2 、 σ_k 、 σ_ε 均为经验常数。

固液混合火箭发动机中发生扩散燃烧, 固体燃料受热分解成气体与氧化剂发生掺混燃烧, 化学反应速率主要由燃料热解气体与氧化剂的湍流扩散掺混过程控制, 因此选择非预混燃烧模型。将固体燃料整体的热解产物假设为 C_2H_4 , 更加贴近真实的试验工况, 因此本研究将石蜡和 ABS 简

化成碳氢比与石蜡接近的 C_2H_4 气体^[26-27], 与氧气发生燃烧, 采用软件自带的 4 组分 1 步简单化学反应机理进行数值模拟, 反应速率常数采用阿伦尼乌斯公式, 计算燃烧温度主要受局部氧化剂/燃料掺混比影响, 关系见图 5。

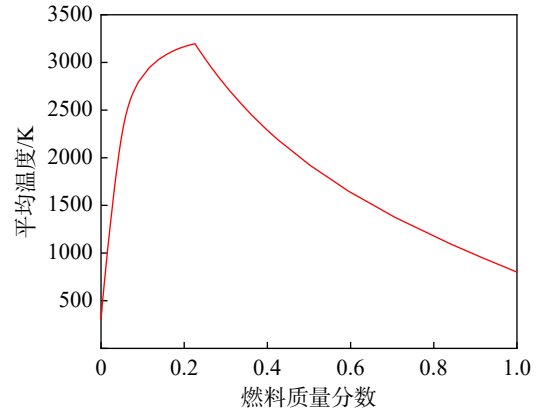


图5 非预混燃烧模型中燃烧温度与掺混比关系

Fig. 5 Curve of temperature and mixture fraction in non-premixed combustion model

1.3 网格划分与边界条件

根据文献 [25] 所得试验结果, 通过单一物质在该燃烧室尺寸条件下的试验, 采用时间平均加权法测算得到对应的退移速率, 公式如下:

$$\dot{\gamma}(t) = \frac{\Delta m_f}{\rho_f t_b A_b} \quad (4)$$

式中 Δm_f 为骨架聚合物和石蜡燃料的总燃烧质量, ρ_f 为燃料密度, t_b 为燃烧时间, A_b 为发生回归的表面积, 其结果如图 6 所示。

考虑结构变化对流动和掺混燃烧的影响, 固体燃料的退移速率 $\dot{\gamma}$ 基于幂律敏感性模型计算:

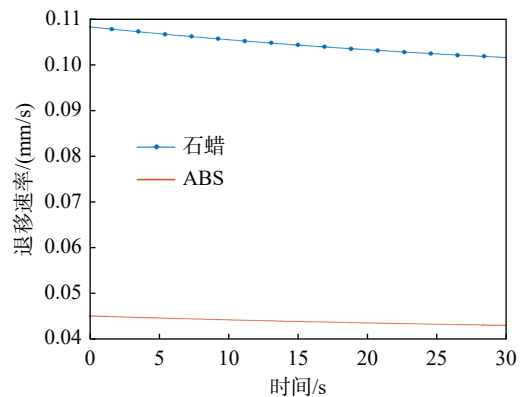


图6 58#石蜡和 ABS 退移速率随时间变化曲线

Fig. 6 58# paraffin and ABS regression rate change curves with time

$$\dot{\gamma}_{\text{ABS}} = a_{\text{ABS}} G^{\eta_{\text{ABS}}} \quad (5)$$

$$\dot{\gamma}_{\text{paraffin}} = a_{\text{paraffin}} M^{\eta_{\text{paraffin}}} \quad (6)$$

其中 a 和 n 分别为燃料退移速率系数, M 为氧化剂质量流量通量, 设氧气体积流量为 40 L/min, 根据所得退移速率模型(如表 1 所示), 得到石蜡退移速率为 0.108 mm/s, ABS 退移速率为 0.045 mm/s。根据固体药柱各组分比例, 计算得到初始状态下燃料与氧化剂当量比为 0.72, 且随着燃烧的进行当量比降低, 因此燃烧室内发生贫燃燃烧。

表 1 幂律敏感性模型参数

Table 1 Power law sensitivity model parameters

材料	a	n
ABS	0.030 4	0.681
石蜡	0.117	0.62

分别取燃烧初始时刻, 燃烧开始后 5、10、25 s 以及 42 s 五个时刻计算消耗药厚, 将气-固掺混燃烧器与相应时刻固体燃料结构进行组合, 绘制相应时刻计算域网格, 网格结构示意图见图 7。在直流喷注工况网格中(见图 7(a)), 将氧化剂入口中的筛板结构进行简化, 氧化剂从环形入口面均匀进入计算域; 在旋流喷注工况网格中(见图 7(b)), 氧化剂从燃烧室头部的四个切向氧化剂入口进入计算域, 并对入口处进行加密处理。计算域整体长度为 142 mm, 燃料长为 62 mm, 初始直径为 15 mm, 石蜡初始药厚为 4.5 mm, 网格采用非结构化网格, 网格量保持在 50 万以上。

本研究中氧化剂入口选择质量流量入口, 质量流量为 0.95 g/s, 出口选择压力出口。根据试验观察, 在石蜡完全消耗之前, ABS 和石蜡接触面

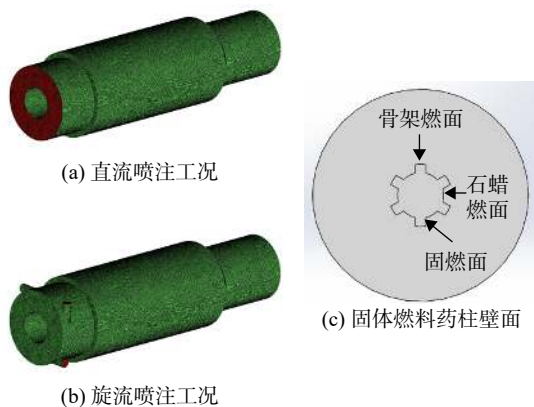


图 7 计算域网格及内部结构

Fig. 7 Computational mesh and internal structure

由于受到石蜡液膜保护, 未发生燃烧, 因此将石蜡和 ABS 接触面定义为固壁面(见图 7(c))。气体燃料入口选择质量流量入口, 燃料质量流量计算公式为

$$\dot{m}_f = \dot{\gamma} A \rho_f \quad (7)$$

式中 $\dot{m}_f$ 为固体燃料的质量流量, A 为燃料孔截面积。

根据石蜡和 ABS 的退移速率、燃面面积、密度分别计算石蜡和 ABS 的质量流量, 不同时刻燃料质量消耗量见表 2。

表 2 不同骨架增强石蜡燃料在不同时刻质量消耗量

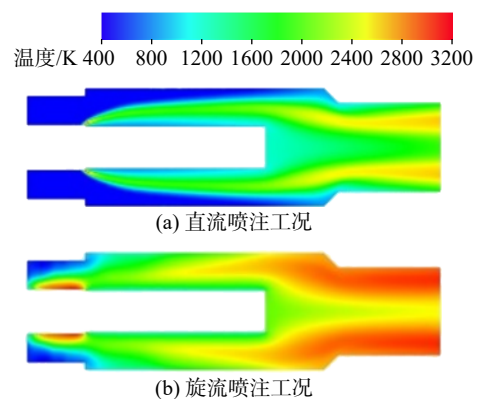
Table 2 Mass consumption versus time for different skeleton reinforced paraffin fuel

骨架结构	时刻/s	石蜡消耗量/(g/s)	骨架消耗量/(g/s)	总消耗量/(g/s)
六角型骨架	0	0.269 9	0	0.269 9
	5	0.175 2	0.038 3	0.213 6
	10	0.154 4	0.038 3	0.192 7
	25	0.091 5	0.038 4	0.129 9
	42	0	0.049 1	0.049 1
螺旋形骨架	0	0.269 9	0	0.269 9
	5	0.175 8	0.034 8	0.210 5
	10	0.146 1	0.037 2	0.183 3
	25	0.073 3	0.042 9	0.116 2
	42	0	0.057 8	0.057 8

2 结果讨论

2.1 喷注方式对燃烧影响

初始时石蜡完全覆盖药柱表面, 骨架结构并未凸显, 燃料质量流量一致, 此时燃烧室内燃烧只受喷注方式影响。图 8 为初始时燃烧室内 xy

图 8 不同喷注工况下燃烧室 xy 截面温度分布云图Fig. 8 Temperature distribution on xy section of combustion chamber on different injection conditions

截面温度分布云图, 图9为初始时燃烧室内 xy 截面氧气分布云图。

从图8和图9可以看出, 在直/旋流喷注工况中, 均有部分氧气未发生燃烧即流出燃烧室, 符合数值计算中贫燃燃烧的结论, 对比两种工况下流出的燃烧室氧气质量流量, 在相同燃料质量流量条件下, 旋流喷注工况中流出燃烧室氧气量更少, 燃烧效率更高。在直流喷注工况中, 由于氧化剂轴向通入, 火焰锋面较长, 药柱前半段燃烧较弱, 燃烧主要集中在燃烧室后半段, 由于燃料头部尺寸小于药柱固定底座, “突扩作用”促进了氧化剂和燃料的掺混燃烧, 因此存在面积较小的高温区。而在旋流喷注中, 由于氧化剂旋流喷入, 在燃烧室头部出现低压区, 头部热解燃料顺压力梯度向燃烧室头部扩散, 在头部出现同轴双向螺旋流动, 氧化剂和燃料在此发生掺混燃烧产生高温区, 头部高温区有助于稳定火焰。

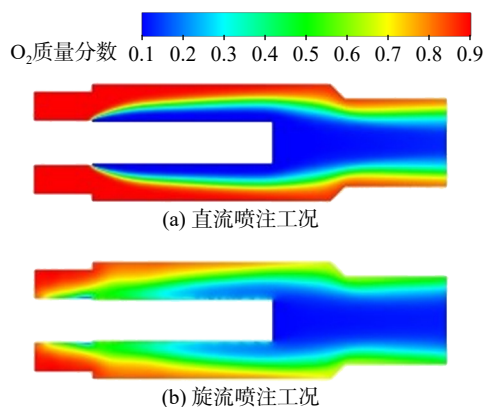


图9 不同喷注工况下燃烧室 xy 截面氧化剂分布云图
Fig. 9 Oxidant distribution on xy section of combustion chamber on different injection conditions

图10为不同喷注工况下的流线图, 可以看到在旋流喷注工况中, 燃烧室头部存在明显的涡流结构, 促进氧化剂与燃料掺混燃烧, 而直流喷注中, 药柱尾部涡流结构更明显。

沿轴向分别取距头部端面1、3、5、7、9、11、13 cm七个平面, 计算平均温度, 见图11。由于旋流喷注工况中燃烧室头部存在高温区, 燃烧室头部温度高于直流喷注工况, 而在燃烧室中后段, 由于旋流氧化剂流动距离长, 参与燃烧的氧气消耗量更多, 氧化剂和燃料掺混燃烧效率提高, 燃烧室轴向各截面平均温度相较直流喷注工况提高1000 K。

随着燃烧的进行, 骨架结构逐渐凸显, 燃料质

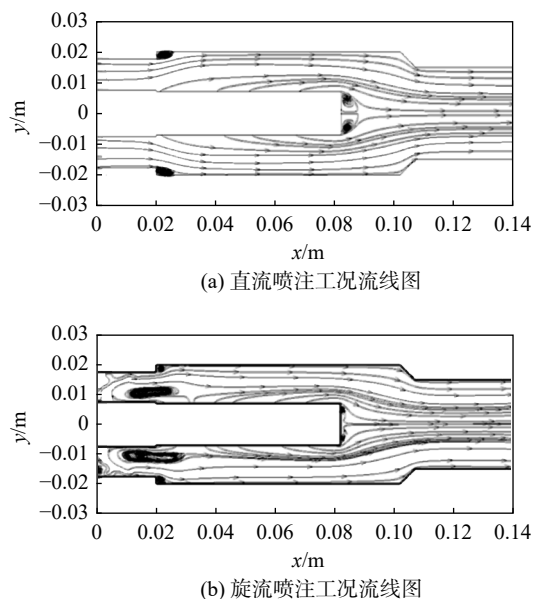


图10 燃烧室 xy 截面流线分布
Fig. 10 Streamline distribution on xy section of combustion chamber

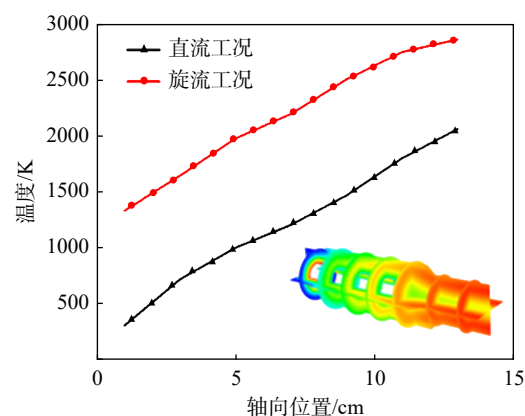


图11 轴向各平面平均温度变化曲线
Fig. 11 Average temperature change curves on each plane in the axial direction

量流量逐渐降低, 取燃烧5、10、25、42 s四个时刻进行研究, 对应骨架开始显露, 骨架充分显露以及骨架完全显露三个阶段, 分析由于药柱结构变化导致的燃烧室流动和燃料供给量变化对燃烧的影响。图12分别为四种工况在不同时刻燃烧室温度分布云图。

从图12可以看出, 在直/旋流喷注工况中, 随着燃烧的进行, 高温区域面积逐渐减小且逐渐向轴线靠拢, 这一方面是因为药柱整体尺寸减小, 高温区域更靠近燃料表面; 另一方面是因为随着燃料供给量降低, 更多的未参与燃烧的冷流氧气流出燃烧室。在旋流喷注工况中, 随着燃料供给量减小, 且药柱固定底座与燃料尺寸差增大, 阻

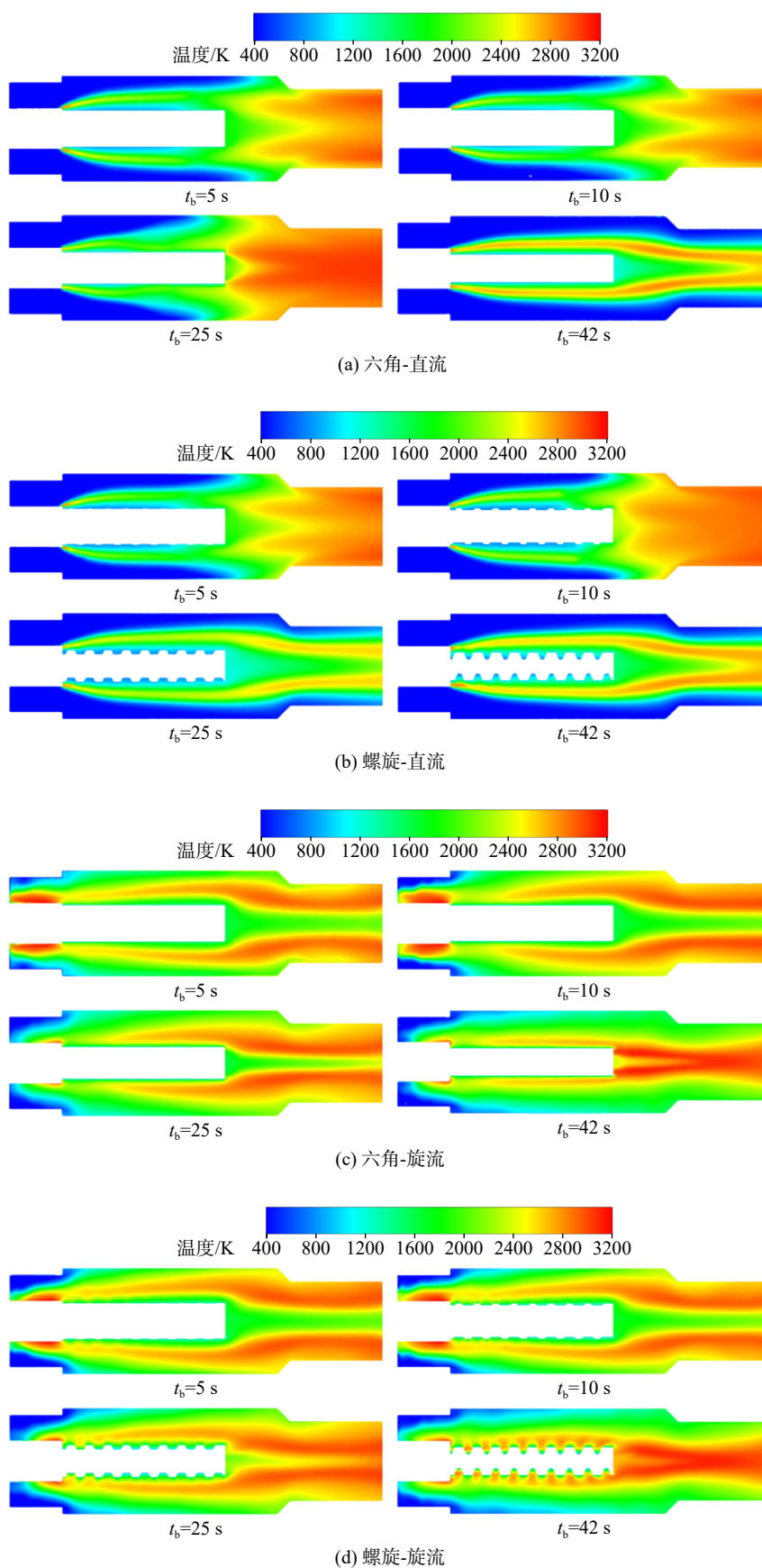


图 12 不同工况在不同时刻燃烧室温度分布云图

Fig. 12 Temperature distribution of combustion chamber at different time on different conditions

碍了燃料向燃烧室头部的扩散, 头部高温区面积逐渐减小。在旋流-螺旋-42 s 工况中, 螺纹凹槽内积累的大量燃料与氧气在凹槽内发生掺混燃烧, 导致温度云图中出现锯齿状高温区, 进一步加剧退移速率的不均匀性, 而在螺纹较浅或氧化剂直流喷注时并未发现此现象。

2.2 含骨架结构药柱燃烧分析

图 13 为不同工况在不同时刻的燃烧室平均温度和最高温度变化曲线。

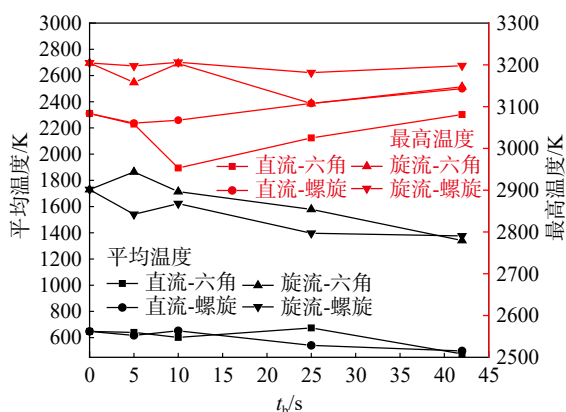


图 13 不同工况在不同时刻燃烧室温度曲线

Fig. 13 Combustion chamber temperature curves at different times on different conditions

从平均温度曲线可以看出, 随着燃料供给量的降低, 燃烧室平均温度呈波动下降趋势, 且变化趋势与燃料供给量变化趋势较为一致。旋流喷注工况下平均温度相比直流喷注工况高约 1000 K, 这是由于直流喷注工况中燃烧室前半段为未参与燃烧的冷流氧气, 导致整体平均温度较低。

随着骨架结构的凸显, 燃烧室湍流强度发生变化, 氧化剂与燃料掺混效率提高, 燃烧室中最高温度发生变化, 5 s 时燃烧室中最高温度相比初始时均发生下降, 这是由于此时燃料供给量下降, 且骨架结构对流动影响较弱。随着燃烧的进行, 旋流喷注工况中最高温度变化较小, 这是由于在旋流喷注工况中, 骨架结构对湍流强度的提升作用相比氧化剂旋流较小, 对掺混燃烧的促进作用较小; 而直流喷注工况中最高温度大幅提升, 这是由于逐渐凸显的骨架结构增强了燃烧室内的湍流强度, 促进氧化剂和燃料的掺混燃烧, 提升了燃烧效率。在使用相同喷注方式时, 使用螺旋型骨架工况中燃烧室最高温度均高于使用六角型骨架工况, 可以认为螺旋型骨架对湍流强度的提升作用强于六角型骨架。

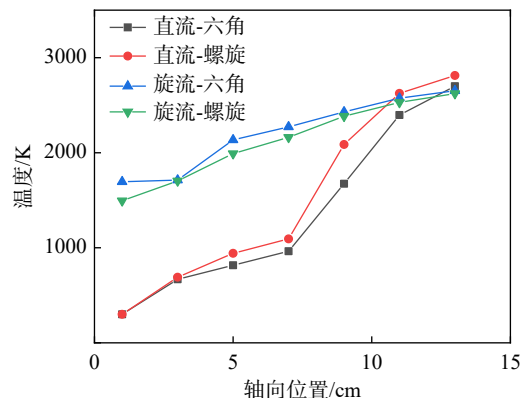


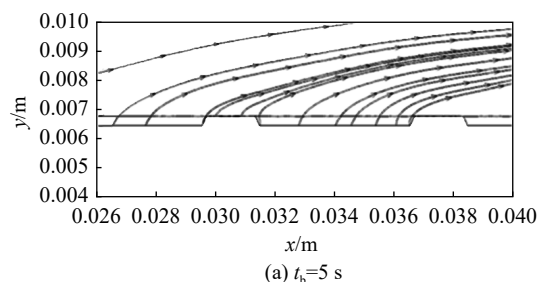
图 14 不同工况在 10 s 时燃烧室轴向温度变化曲线

Fig. 14 Axial temperature change curves of combustion chamber at 10 s on different conditions

图 14 为各工况在燃烧 10 s 时沿轴向温度曲线, 此时骨架结构已经凸显且燃料总质量流量以石蜡燃面放出燃料为主。

从图 14 可以看出, 在旋流喷注中, 由于头部存在高温区, 燃烧室内温度沿轴向平稳上升; 而在直流喷注中, 由于火焰锋面较长, 燃烧主要发生在燃烧室后半段, 在燃烧室中段平均温度急剧上升, 并在后燃烧室处温度超过旋流喷注工况, 可能是由于氧化剂轴向速度较高导致大量燃料和氧气在后燃烧室中发生掺混燃烧, 未完全燃烧即流出燃烧室, 在实际发动机工作中, 这可能导致发动机前后受热不均匀以及出现两相流损失, 增大发动机热防护难度, 降低发动机性能。

图 15 为直流-螺旋骨架工况在不同时刻时, 药柱螺纹附近区域的流线图。从图 15 可以看出, 固体燃料释放的气相燃料受氧化剂来流的吹拂, 进入主气流中发生燃烧, 随着时间进行, 螺纹槽宽减小, 槽深增加, 阻碍了氧化剂与燃料在螺纹槽内的掺混, 降低了螺纹槽内部温度, 导致局部燃烧效率下降。在 25 s 和 42 s 工况中, 螺纹槽内均存在部分燃料未进入氧气流中发生燃烧, 而是留在螺纹槽, 降低燃烧效率, 进一步降低燃烧室温度。



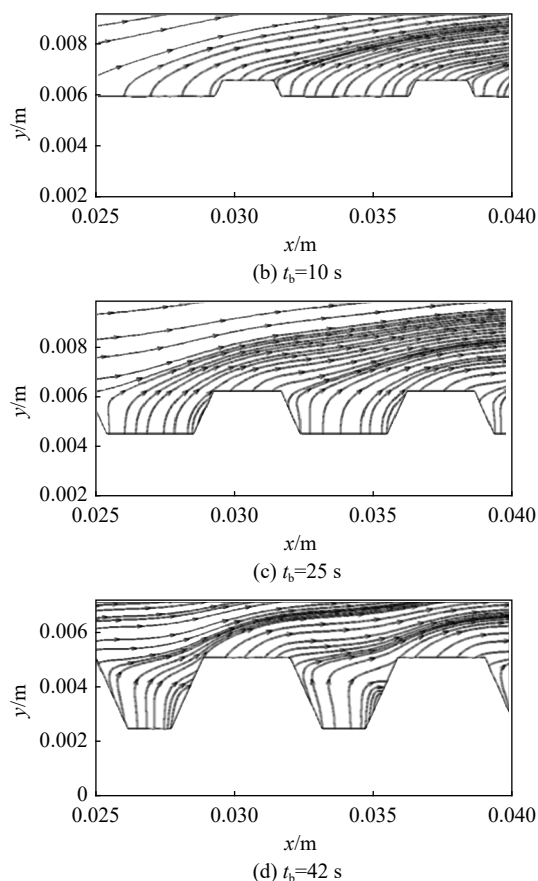


图15 直流-螺旋工况中不同时刻螺旋槽流线分布

Fig. 15 Streamlines distribution of the groove at different moments on direct flow-helical condition

图16为六角型骨架增强石蜡燃料在直流喷注工况中不同时刻的轴向温度变化曲线。

在5、10、25 s工况中, 尽管相比初始时燃料质量流量下降, 但随着骨架结构的凸显, 燃烧室后半段温度升高, 这是由于凸显的骨架结构增强了燃烧室后半段的湍流强度, 使得燃烧效率提高,

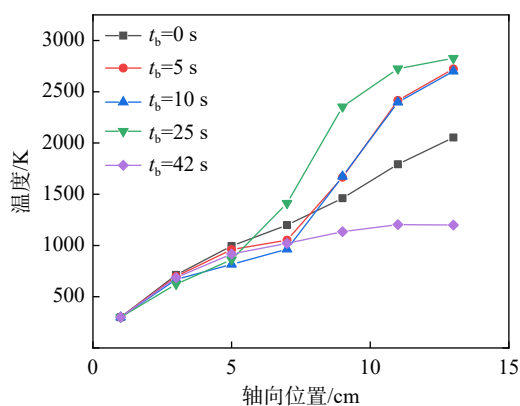


图16 直流-六角工况在不同时刻轴向温度变化曲线

Fig. 16 Axial temperature change curves at different moments on direct flow-hexagonal conditions

在25 s时燃烧室后半段温度最高。随着燃料质量流量的持续降低, 燃烧室温度主要受燃料质量流量影响, 在42 s时燃烧室后半段温度低于初始时刻。

3 结 论

通过三维数值计算对螺旋型、六角型骨架增强石蜡燃料在直/旋流固-气掺混燃烧器中的燃烧过程进行了模拟, 获得了燃烧室内的温度分布、氧化剂/燃料掺混比分布、退移速率轴向分布等, 分析了骨架结构、喷注方式对燃烧室中流动和掺混燃烧的影响。现得到以下结论:

1) 骨架材料和石蜡基燃料退移速率差异较大, 随着燃烧反应的持续进行, 会在燃烧流场局部产生旋流结构, 进而强化了燃气与氧化剂的掺混程度, 形成局部热点, 进而加剧退移速率的不均匀性。

2) 旋流喷注中燃烧室温度高于直流喷注工况, 燃烧室头部存在高温区, 轴向温度分布更加均匀, 直流喷注中燃烧室中段温度激增。

3) 燃料质量流量和湍流强度共同影响燃烧室温度, 随着燃烧进行, 燃料质量流量降低, 燃烧室平均温度呈波动下降趋势, 骨架结构逐渐凸显提升燃烧室湍流强度, 燃烧室最高温度上升。

4) 螺旋型骨架对燃烧室湍流强度提升作用强于六角型骨架, 但骨架结构的改变对于燃烧特性的提升效果明显小于旋流喷注。

参考文献:

- [1] 蔡国飙. 固液混合火箭发动机技术综述与展望[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 831-839.
CAI Guobiao. Development and application of hybrid rocket motor technology: overview and prospect[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 831-839. (in Chinese)
- [2] MEAD F B. Early developments in hybrid propulsion technology at the Air Force Rocket Propulsion Laboratory[R]. San Diego, US: 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1995.
- [3] AUSTIN B, HEISTER S, DAMBACH E, et al. Variable thrust, multiple start hybrid motor solutions for missile and space applications[R]. Nashville, US: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010.
- [4] CALABRO M. Overview on hybrid propulsion[J]. Progress in Propulsion Physics, 2011, 2: 353-374.
- [5] KUO K K, CHIAVERINI M J. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion[M]. Reston, Virginia, US: AIAA, 2015.
- [6] CONNELL T L, RISHA G A, YETTER R A, et al. Boron and polytetrafluoroethylene as a fuel composition for hybrid rocket applications[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(1): 373-385.

- [7] CIOTTOLI P P, MALPICA G R, LAPENNA P E, et al. CSP-based chemical kinetics mechanisms simplification strategy for non-premixed combustion: an application to hybrid rocket propulsion[J]. *Combustion and Flame*, 2017, 186: 83-93.
- [8] 杨玉新, 胡春波, 何国强, 等. 固液混合火箭发动机中的关键技术及其发展[J]. *宇航学报*, 2008, 29(5): 1616-1621.
YANG Yuxin, HU Chunbo, HE Guoqiang, et al. Key technology of hybrid rocket motor and its development[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(5): 1616-1621. (in Chinese)
- [9] RASHKOVSKIY S A, YAKUSH S E. Numerical simulation of low-melting temperature solid fuel regression in hybrid rocket engines[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 176: 710-716.
- [10] LESTRADE J Y, ANTHOINE J, LAVERGNE G. Liquefying fuel regression rate modeling in hybrid propulsion[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 42: 80-87.
- [11] KARABEYOGLU M A, ALTMAN D, CANTWELL B J. Combustion of liquefying hybrid propellants: Part 1 general theory[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(3): 610-620.
- [12] KARABEYOGLU M A, CANTWELL B J. Combustion of liquefying hybrid propellants: Part 2 stability of liquid films[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(3): 621-630.
- [13] CHIAVERINI M J, KUO K K. Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion[M]. Reston, Virginia, US: AIAA, 2007.
- [14] KARABEYOGLU M, CANTWELL B J, ALTMAN D. Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels[R]. Salt Lake City, US: 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2011.
- [15] MCCULLEY J, BATH A, WHITMORE S. Design and testing of fdm manufactured paraffin-ABS hybrid rocket motors[R]. Atlanta, US: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2012.
- [16] ARMOLD D, BOYER J E, KUO K, et al. Test of hybrid rocket fuel grains with swirl patterns fabricated using rapid prototyping technology[R]. San Jose, US: 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [17] BISIN R, VERGA A, BRUSCHI D, et al. Strategies for paraffin-based fuels reinforcement: 3d printing and blending with polymers [R]. Reston, Virginia, US: AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum, 2021.
- [18] WANG Zezhong, LIN Xin, LI Fei, et al. Combustion performance of a novel hybrid rocket fuel grain with a nested helical structure[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 97: 105613.1-105613.8.
- [19] KNUTH W, GRAMER D, CHIAVERINI M, et al. Development and testing of a vortex-driven, high-regression rate hybrid rocket engine[R]. Cleveland, US: 34th AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1998.
- [20] TAKASHI T, YUASA S, YAMAMOTO K. Effects of swirling oxidizer flow on fuel regression rate of hybrid rockets[R]. Los Angeles, US: 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999.
- [21] 王印, 胡松启, 刘林林, 等. 含石蜡燃料在固液混合发动机中的燃烧效率研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(8): 1807-1813.
WANG Yin, HU Songqi, LIU Linlin, et al. Combustion efficiency of paraffin-based fuels in hybrid rocket motor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8): 1807-1813. (in Chinese)
- [22] 王明鉴, 杜新, 何洪庆, 等. 燃烧室结构对固液火箭发动机燃烧与流动的影响研究[J]. *固体火箭技术*, 2005, 28(4): 249-252.
WANG Mingjian, DU Xin, HE Hongqing, et al. Effects of combustion chamber structure on combustion and flow of hybrid motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2005, 28(4): 249-252. (in Chinese)
- [23] 王鹏飞, 田辉, 俞南嘉, 等. 药柱含扰流板H₂O₂/HTPB固液火箭发动机两相流数值计算[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(11): 2621-2626.
WANG Pengfei, TIAN Hui, YU Nanjia, et al. Two-phase flow numerical calculation of H₂O₂/HTPB hybrid rocket engine with diaphragm in grain[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(11): 2621-2626. (in Chinese)
- [24] TIAN Hui, LI Yuelong, LI Chengen, et al. Regression rate characteristics of hybrid rocket motor with helical grain[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 68(9): 90-103.
- [25] 张子相, 武毅, 卢健程, 等. 3D打印骨架增强石蜡燃料燃烧机理实验研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(5): 365-372.
ZHANG Zixiang, WU Yi, LU Jiancheng, et al. Experimental study on combustion mechanism of 3dprinting skeleton enhanced paraffin fuel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5): 365-372. (in Chinese)
- [26] CARMINE C, GIUSEPPE G, RAFFAELE S. Self-consistent surface-temperature boundary condition for liquefying-fuel-based hybrid rockets internal-ballistics simulation[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 169: 120928.1-120928.21.
- [27] RANUZZI G, CARDILLO D, INVIGORITO M. Numerical investigation of a N₂O-paraffin hybrid rocket engine combustor flow-field[R]. Krakow, Poland: 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2015.

(编辑: 陈 越)