



推进技术
Journal of Propulsion Technology
ISSN 1001-4055, CN 11-1813/V

《推进技术》网络首发论文

题目: 特征结构对复合式石蜡基药柱燃烧特性的影响研究
作者: 张泽林, 林鑫, 王若岩, 罗家泉, 王泽众, 张春元, 李飞, 余西龙
DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2211059
网络首发日期: 2023-04-12
引用格式: 张泽林, 林鑫, 王若岩, 罗家泉, 王泽众, 张春元, 李飞, 余西龙. 特征结构对复合式石蜡基药柱燃烧特性的影响研究[J/OL]. 推进技术.
<https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.2211059>



网络首发: 在编辑部工作流程中, 稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定, 且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式(包括网络呈现版式)排版后的稿件, 可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定; 学术研究成果具有创新性、科学性和先进性, 符合编辑部对刊文的录用要求, 不存在学术不端行为及其他侵权行为; 稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准, 正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性, 录用定稿一经发布, 不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容, 只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认: 纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司签约, 在《中国学术期刊(网络版)》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版, 以单篇或整期出版形式, 在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊(网络版)》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物(ISSN 2096-4188, CN 11-6037/Z), 所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

特征结构对复合式石蜡基药柱燃烧特性的影响研究

张泽林^{1,2}, 林鑫^{2,*}, 王若岩^{2,3}, 罗家泉^{2,3}, 王泽众², 张春元¹, 李飞², 余西龙^{2,3}

(1. 中北大学 航空宇航学院, 山西 太原 030051;

2. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

3. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘要: 凹槽状特征结构是复合式石蜡基药柱相对于传统石蜡基药柱燃烧性能有效改善的重要因素, 该特征结构因螺旋基底与石蜡基燃料退移速率不同而产生。研究了预设 0、2mm 尺度的特征结构 (初始凹槽深度为 0、2mm) 对于燃烧室压强、退移速率、特征速度的影响规律。点火实验以气氧作为氧化剂, 平均流量分别为 11.6、18.5、23.1g/s, 同时选择传统圆孔石蜡基药柱作为对比分析。实验结果表明: 在相同氧化剂质量流量下, 预设 2mm 尺度的复合式药柱点火到室压稳定所需的时间最短, 退移速率和特征速度也最高。采用计算流体力学 (CFD) 分析了不同尺度的特征结构对燃气流动特性的影响规律, 冷流结果表明尺度越大的特征结构引导旋流强度更高, 且影响范围更大。

关键词: 固液混合火箭发动机; 复合式药柱; 特征结构; 尺度; 燃烧特性

中图分类号: V436 文献标识码: A

DOI号: 10.13675/j.cnki.tjjs.2211059

Effects of Characteristic Structure on Combustion Characteristic of Composite Paraffin-based Grain

ZHANG Ze-lin^{1,2}, LIN Xin^{2,*}, WANG Ruo-yan^{2,3}, LUO Jia-xiao^{2,3}, WANG Ze-zhong²,

ZHANG Chun-yuan¹, LI Fei², YU Xi-long^{2,3}

(1. School of Aerospace Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The characteristic structure consisting of grooves is an important factor in improving the combustion performance of the composite paraffin-based grain compared to the conventional paraffin-based grain, which results from the different regression rates of the helical substrate and the paraffin-based fuel. The effect regulation of pre-characteristic structure with 0mm and 2 mm scales (the depth of grooves) was investigated, including the combustion chamber pressure, regression rate, and characteristic velocity. The firing tests used gas oxygen as oxidizer with average flow rates of 11.6, 18.5, and 23.1 g/s, respectively, and the conventional round-hole paraffin-based grain was selected as a baseline test. The tests result show that the 2mm scale pre-set characteristic structure composite grains take the shortest time from ignition to pressure stabilization and have the highest regression rate and characteristic velocity at the same oxidizer mass flow rate. Computational fluid dynamics (CFD) was used to analyze the effect regulation of characteristic structure with different scales on gas flow characteristics. The cold flow results show that the larger scale of the characteristic structure guides the swirl flow field with higher intensity, and influences a wider region.

Key words: Hybrid rocket motor; Composite grains; Characteristic structure; Scale; Combustion characteristic

基金项目: 国家自然科学基金(12072355; 11872368; 92271117; 11927803); 广东省重点领域研究与发展计划(2021B0909060004); 中国科学院青年创新促进会(2022018)。

作者简介: 张泽林, 硕士生, 研究领域为固液混合火箭发动机技术。

通讯作者: 林鑫, 博士, 副研究员, 研究领域为先进固液火箭动力, 高焓非平衡流动, 激光光谱诊断技术。

E-mail: linxin_bit@imech.ac.cn

1 引言

固液混合火箭发动机因其具有推力可调、成本低廉、安全性高、可重复使用以及绿色环保等优势而被视为一种极具前景的航天动力装置^[1-3]。然而,受限于传统聚合物燃料燃烧过程中的低热解、蒸发和分子扩散速率,导致其退移速率较低而难以使发动机实现工程应用^[4-7]。采用星形端口或内螺旋等复杂内孔结构可以增加燃面面积、增强湍流强度,改变高温燃气的流动方向、在燃烧室内引导旋流并提高表面摩擦系数,进而提高药柱的退移速率^[8-11]。

近年来,随着 3D 打印技术的发展,使得常规加工方法难以得到的形状更加容易地制备出来^[12-15]。2015 年,Whitemore 等^[12, 13]通过熔融沉积成型(FDM)技术将丙烯腈-丁二烯-苯乙烯塑料(ABS)打印成带有螺旋端口的燃料,实验结果表明当氧气质量流量大于 $20 \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 时,这种燃料的退移速率相比普通圆形孔药柱可以提高 2 倍以上。2019 年,Pabarcus^[14]将石蜡浇注入打印的 ABS 模具中,使药柱具有了螺旋孔结构,从而进一步提升了石蜡燃料的退移速率。2021 年,Young 等^[15]将添加铝粉后的聚甲基丙烯酸甲酯(PMMA)打印成具有不同端口形状的药柱,实验结果表明,添加 25% 铝粉并具有旋转椭圆端口的燃料退移速率提升效果最明显。然而,上述药柱复杂端口都会随着燃烧的进行而消失,对退移速率的提升效果也会随之减弱。

2020 年,Wang 等^[16-17]提出了一种基于两种不同退移速率燃料的复合式药柱(ABS/Paraffin-based Composite Grain, A/PC Grain),其中将 ABS 燃料(低退移速率)制备为一个内螺旋结构基体,用石蜡基燃料(高退移速率)填充入该基体并与 ABS 叶片内径齐平。该复合式药柱在燃烧时会产生一个螺旋凹槽状特征结构,其不仅可实现氧化剂强制旋流,且该结构不会随燃烧进程而消失。与圆孔石蜡

基药柱(Pure Paraffin-based Grain, PP Grain)相比,退移速率与燃烧效率均有明显提升。2022 年,Lin 等^[18]和 Zhang 等^[19]通过对内嵌基底的改性以及耦合不同的旋流喷注方式,增强了燃烧区与石蜡基燃料之间的传热并使氧化剂在喷注过程中引入旋流,这进一步提高了药柱的退移速率,证明了这种特征结构对药柱燃烧特性改善的积极影响。但上述工作并未考虑特征结构尺度对发动机燃烧性能的影响,而这无疑是影响燃烧的一个关键因素。

本文对特征结构的尺度影响开展了实验研究,采用初始尺度为 0mm 和 2mm 的复合式药柱,以石蜡基药柱的燃烧实验作对比,采用氧气作为氧化剂,初始流量设置为 11.6、18.5、23.1g/s,对应的平均室压为 1.16、1.74、2.16MPa。研究了三种药柱燃烧室压强的时间历程,对药柱的平均退移速率与特征速度的影响规律。同时,采用 CFD 对 0mm、0.5mm、1mm、2mm 凹槽深度下的燃烧室内流场流动特性进行计算,并结合燃烧过程对实验现象进行了分析。

2 方法

2.1 复合式药柱

复合式药柱^[16, 19]由两部分构成:以低退移速率为材料、由 3D 打印而成的药柱基底和用于填充的高退移速率燃料;基底由多个螺旋叶片与药柱外壳组成,它为药柱提供机械支撑并作为额外的燃料参与燃烧;高退移速率燃料填充入螺旋叶片的间隙中,是复合式药柱的主要组成部分。如图 1 所示,由于两种燃料退移速率上的差异,药柱燃烧过程中会生成由多个螺旋凹槽组成的特征结构,当高温气流通通过燃烧通道时,螺旋凹槽会强制附近气流转向,这会在燃烧室中引导旋流并加强混合燃气的湍流强度,增强高温区与燃料间的传热传质,从而提高药柱的退移速率与燃烧效率。

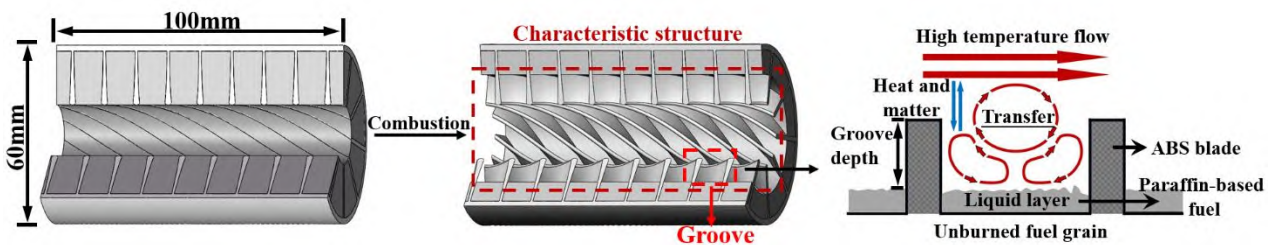


Fig.1 Operational principle of the characteristic structure

本实验中所使用的低退移速率燃料为 ABS,高退移速率燃料为以石蜡为主体、含有多种添加剂的石蜡基燃料。基底中包含 9 个螺旋叶片,其整体的长度、内径、外径和叶片厚度分别为 100mm、20mm、60mm、1.5mm,由 3D 打印机制备而成;

采用离心浇注的方式将熔融的石蜡基燃料填充入螺旋基底叶片间的缝隙中,分多次浇注充分释放热应力以防止内部裂纹和缺陷的产生,在石蜡基液面与叶片高度齐平后完成填充工作,石蜡基燃料占到复合式药柱质量分数的 87% 以上(除去外壳部分)。

图 2a 为复合式药柱_0mm (A/PC_0mm Grain) 的截面示意图。如图 2b 所示, 控制石蜡基燃料内表面与叶片前缘的距离为 2mm (即预设出的螺旋凹槽深度) 制成复合式药柱_2mm (A/PC_2mm

Grain)。此外, 还加入石蜡基药柱 (PP Grain) 作为对比, 其截面如图 2c 所示。实验中所用的石蜡基药柱与复合式药柱_0mm 内径一致, 复合式药柱_2mm 的初始中孔为异形孔, 初始中孔面积更大。

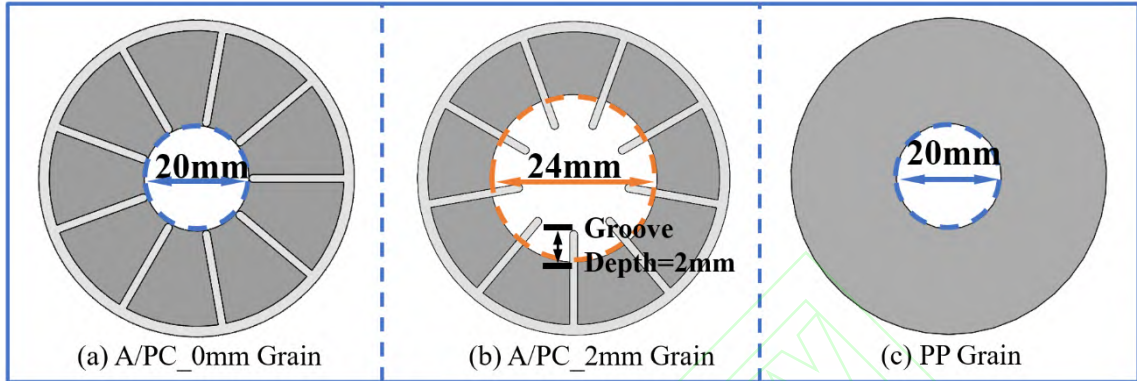


Fig.2 Cross profile of three grains

2.2 发动机试车系统

实验使用的固液混合火箭发动机试车系统如图 3 所示, 试车系统主要由气体供应系统、发动机、测控系统三部分组成。气体供应系统包括四条管路, 用于供应点火甲烷, 点火氧气, 氧化剂与吹扫气体。由火花塞引燃甲烷与氧气的混合气后进行发动机点火, 流量由汽蚀管控制; 使用氧气作为氧化剂, 主路氧气通过头部喷注器进入燃烧室与固体燃料发生掺混燃烧, 高温燃气经后端的喷管排出; N₂用作实

验后的吹扫气体。测控系统主要包括 NI 板卡、工业计算机和传感器, 由安装在计算机上的自动化程序远程控制发动机实验并获取数据; 氧化剂流量通过流量控制器 (Bronkhorst, model F-203AV) 来控制与采集, 本次实验所采用的流量区间为 11.1~23.9g/s; 位于前后燃烧室的压力传感器 (Meikong, MIK-300) 用于接收发动机工作过程中的室压信息; 数据采集频率为 1000 Hz。

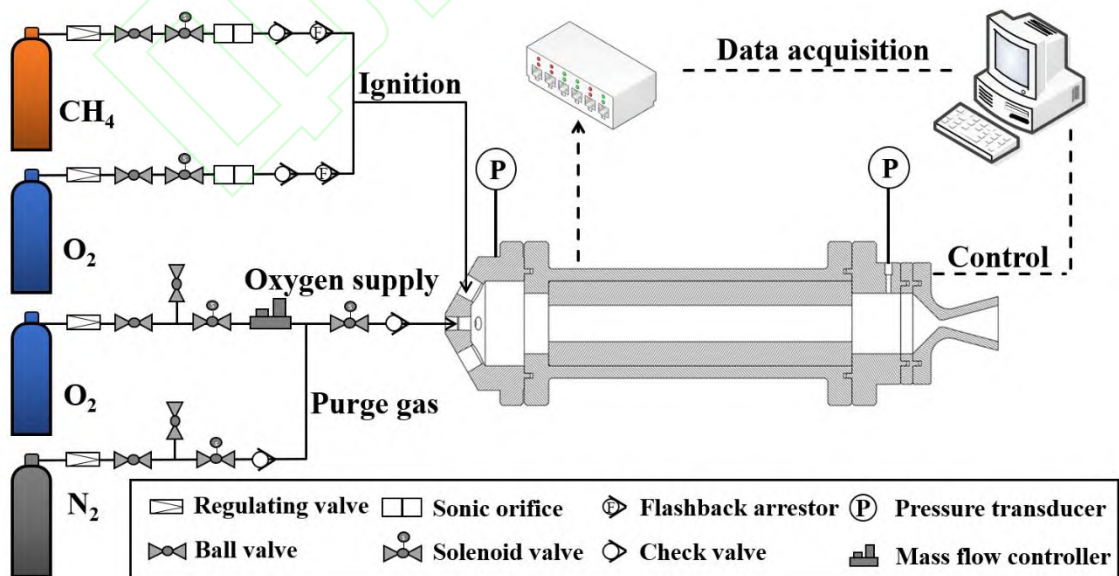


Fig.3 Hybrid rocket motor experiment system

2.3 退移速率与特征速度计算方法

燃烧后的复合式药柱_0mm 截面如图 4a 所示, 由于复合式药柱的复杂结构, 使用差重法对其退移

速率进行计算，去掉 ABS 外壳后药柱的平均密度 ρ 来代替燃烧过程中所消耗部分燃料的密度：

$$\rho = \rho_{fuel_a} \omega_{fuel_a} + \rho_{fuel_b} \omega_{fuel_b} \quad (1)$$

其中， ρ_{fuel_a} 和 ρ_{fuel_b} 分别代表两种燃料的密度， ω_{fuel_a} 和 ω_{fuel_b} 分别代表两种燃料的质量分数。药柱燃烧后的中孔直径可以通过重量换算等效成一个确定值 d_f ：

$$d_f = \sqrt{d_i^2 + \frac{4(m_{f_0} - m_f)}{\pi \rho L}} \quad (2)$$

其中， m_{f_0} 和 m_f 分别代表药柱燃烧前后的质量， ρ 和 L 分别代表药柱密度和长度。初始状态的药柱内孔光滑， d_i 可直接测量获得。进而，复合式药柱

0mm 的退移速率 \dot{r}{ave} 表征为燃烧前后药柱中孔半径的差与时间的比值：

$$\dot{r}_{ave} = \frac{d_f - d_i}{2t} \quad (3)$$

其中， t 为药柱的燃烧时间。由于药柱燃烧过程中两种燃料实际消耗的质量占比与初始质量占比存在略微不同，该方法计算得到的复合式药柱_0mm 密度误差小于 0.32% [16]。在复合式药柱_2mm 的计算中，将突出的 ABS 部分等效成一个确定的内孔直径，经计算，预设特征结构的尺寸为 2mm 的药柱初始内径可记为 $d_{i-pre}=23.3\text{mm}$ ；其余计算方法与复合式药柱_0mm 相同。燃烧后的复合式药柱_2mm 与纯石蜡基药柱截面示意图也被展示在图 4 中。

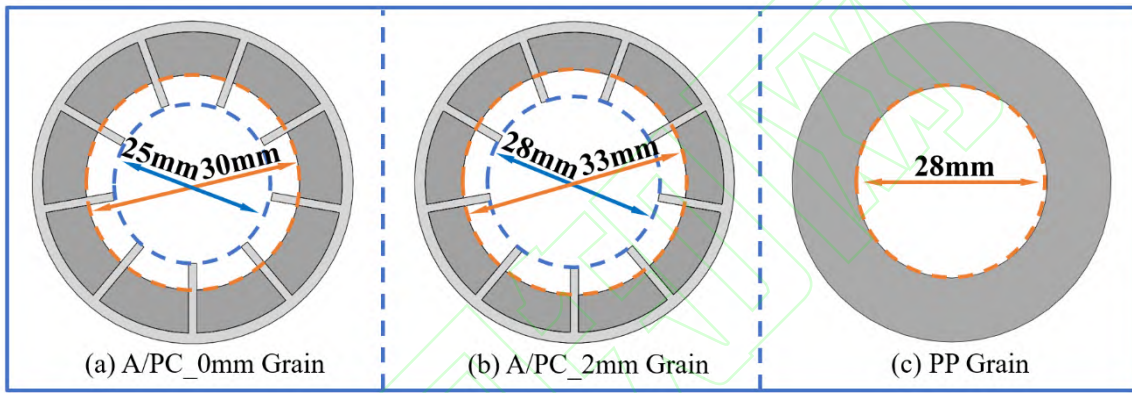


Fig.4 Cross profile of three grains after combustion

实验的特征速度 C^* 通过燃烧实验所测得室压曲线来确定：

$$C^* = \frac{A_t}{M_p} \int_0^t p_c dt \quad (4)$$

其中， A_t 代表喷管喉部面积， M_p 代表燃烧过程消耗的推进剂质量， p_c 代表燃烧室压力。对于推进剂质量 M_p ，其中，氧化剂部分 M_o 由质量流量控制器直接获得，燃料部分 M_f 由药柱差重法获得。

3 结果与讨论

对上述三种药柱进行燃烧实验，初始氧气流量相同的实验为一组，总计三组，每组的平均氧气流量分别为 11.6、18.5、23.1g/s。对药柱的燃烧特性进行了研究，表 1 汇总了此次点火实验的平均氧气流量、燃烧室平均压强、药柱退移速率、平均氧燃比与特征速度。

Table 1 Results of the firing test

No.	Grain	Average oxygen flow rate	Pressure	Regression rate	O/F	C*
		g/s	MPa	mm/s	—	m/s
1	A/PC_2mm	11.1	1.17	0.71	2	1374
	A/PC_0mm	11.9	1.19	0.72	2.4	1384
	PP	11.9	1.12	0.63	2.6	1338
2	A/PC_2mm	18.4	1.89	0.96	2.3	1413
	A/PC_0mm	18.3	1.73	0.88	2.9	1377
	PP	18.9	1.60	0.76	3.4	1294
3	A/PC_2mm	23.1	2.27	1.09	2.6	1415
	A/PC_0mm	23.9	2.20	0.93	3.5	1409
	PP	22.3	1.91	0.80	3.9	1342

3.1 燃烧室压强变化特性

图 5 展示了所有燃烧实验的室压时间历程，平均氧气流量相近的实验被放在一起比较。氧化剂开始与停止供给以及点火的时间被标记出在图 5b 中。选取点火时燃烧室压力出现阶跃的时刻作为时间零点，由于实验中阀门开断响应速度与控制系统指令的触发延迟不同，导致阀门在开断时间上稍有差别。

火花塞点火后燃烧室压力出现阶跃，发动机开始建立室压，石蜡基药柱在点火后第 2s 室压基本达到稳定状态，复合式药柱_2mm 与石蜡基药柱的室压趋势基本一致，但对于复合式药柱_0mm 而言，点火后室压经历了长时间的缓慢爬升阶段后，直至第 4s 才趋于稳定。此外，实验表明在氧化剂平均流量相同时，两种复合式药柱在燃烧发展结束后的燃烧压强基本相同，仅为达到稳定阶段的时间不同；而石蜡基药柱最快达到稳定室压，但同时室压也是最低的。需要说明的是图 5c 中石蜡基药柱在点火后 2.5s 室压出现了下降，这是由于此次实验中气瓶氧气压强较低，燃烧室建立室压后氧化剂供给不足造成的。

在火箭发动机的燃烧室中，压强取决于室内气体的总量和温度，可由气体状态方程 $p_c V_c = mRT$ 来确定，其中 V_c 为燃烧室容积， m 为某时燃烧室中燃气贮存量， R 为气体常数， T 为燃烧室内平均温度。在发动机工作过程中，燃气不断生成，又从喷管排出，故而燃烧室内燃气贮存量 m 和压强 p_c 的变化规律必然取决于燃气生成率 \dot{m}_t 与喷管质量流率 \dot{m}_{out} 。室压处于爬升阶段，表明 $\dot{m}_t > \dot{m}_{out}$ ，燃气生成率持续增加，在实验过程中氧气流量 \dot{m}_o 不变，这说明在此时燃料流量 \dot{m}_f 在不断增加^[20]。复合式药柱_0mm \dot{m}_f 达到稳定状态需要的时间更长，这是由于在刚开始的点火阶段，它的燃烧通道从圆孔开始发展，然而燃料燃速的差异使得药柱出现了特征结构，这将有利于旋流场的产生，从而提升退移速率，增加 \dot{m}_f ^[19]，随着凹槽深度加深，对退移速率的增益也会随之提高。燃烧过程中，ABS 叶片在火焰中裸露面积增加，燃速提高，直至退移速率与石蜡基燃料基本相同时，燃气生成率 \dot{m}_t 不再变化，室压趋于稳定。而对于复合式药柱_2mm，点火后凹槽的深度变化幅度较小，特征结构对退移速率的增益效果不会发生较大变化，燃烧室压力从而迅速进入稳定阶段。

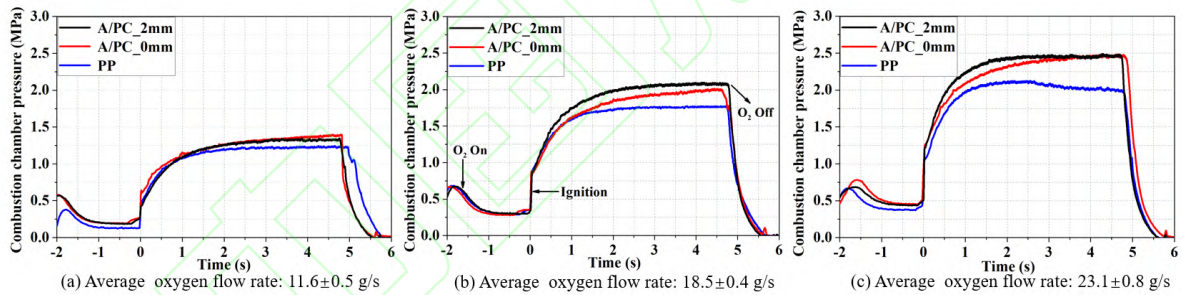


Fig.5 Time histories of combustion chamber pressure

3.2 退移速率与特征速度

图 6 为在平均氧气流量分别为 11.6、18.5、23.1 g/s 的实验条件下，三种药柱的退移速率。结果表明相比于石蜡基药柱，复合式药柱_0mm 的退移速率平均增加了 16.7%，这验证了螺旋沟槽状的特征结构在提高药柱退移速率方面的积极作用。值得注意的是，复合式药柱_2mm 的退移速率得到了进一步提高，在我们的实验条件下，平均提高了 8%，而每组实验的初始条件相同，这应该是从室压建立到稳定阶段的差异导致的。

此外，对于 No.1 实验而言，两种复合式药柱的退移速率差别不大，但随着流量增加，复合式药柱_2mm 的退移速率增加趋势更加明显；这

表明燃烧室内的燃气总流量不同时，同尺度特征结构引导的旋流场强度和对传热传质的增益效果可能也有所差异。

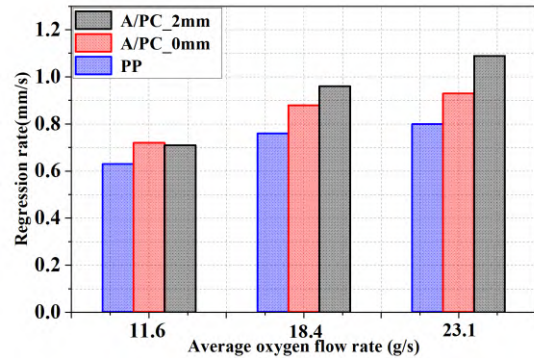


Fig.6 Regression rate of three different grains

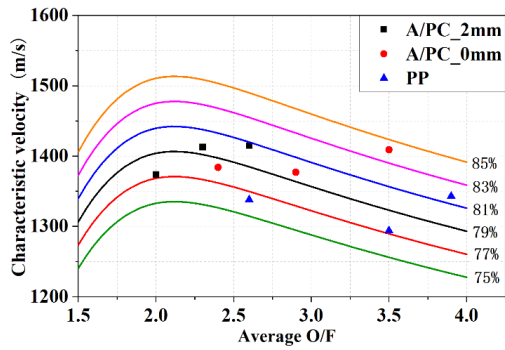


Fig.7 Characteristic velocity under different O/F

在图 7 中表示出了 9 组实验的所对应的特征速度分布，为了表示燃烧效率情况，理论特征速度的 6 条效率线被绘制在图中，其中，理论值由化学平衡计算工具(CEA, NASA)得到^[21]。图中可以看出三种药柱的氧燃比分布区间依次差异较大，这是由于相同氧气流量下两种复合式药柱退移速率更高的结果。并且复合式药柱_2mm 的初始中孔截面面积更大，相同退移速率下燃料流量更高，这也是其氧燃比更低的原因。实验表明三种药柱的燃烧效率随着氧燃比的增加均有小幅度提升，这是因为燃料在燃烧过程中夹杂着大量的石蜡液滴^[22-23]，提高氧燃比有利于液滴更充分地暴露于氧化剂中，改善发动机的燃烧状况^[24]。此外，从实验规律来看，氧燃比相同时（2.3~2.7），复合式药柱_2mm 的燃烧效率是高于复合式药柱

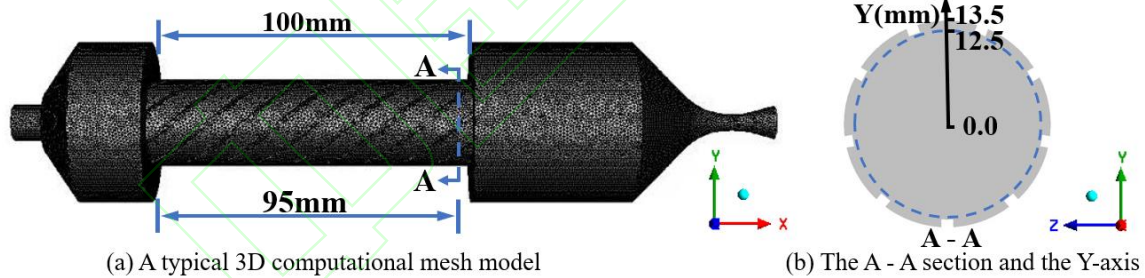


Fig.8 Geometric models for calculation

为确保网格收敛，生成了三组网格。其中粗、中、细网格的单元数分别为 110 万、290 万和 450 万。在上述流量情况下，比较了三组网格沿中心线的流速分布，图 9(a)显示，流速曲线没有明显差异，这表明了三组网格的收敛性。在后续的计算中，使用了 290 万网格以平衡计算成本与精度。为了验证本次研究中使用的数值模型，使用燃烧通道直径为 20mm 模型，计算其氧气流量分别为 11.9、18.6、23.1g/s 的情况下（来自三组实验中 A/PC_0mm grain 与 PP grain 的平均值）

_0mm 的，预计 2mm 凹槽还会有利于燃烧效率的进一步提升。

3.3 燃烧室冷流场分析

利用 Fluent 计算得到不同凹槽深度下的复合式药柱燃烧时燃气的流动状况，以此来评估预设特征结构对于药柱燃烧特性的影响。Navier-Stokes 方程采用稳态压力基求解器，采用了 k-ε 湍流模型中的 SST 模型，输运方程用来求解氧化剂与燃料裂解气体在计算域中的混合流动，为了简化计算，使用分子式相近的乙烯来代替石蜡基燃料的热解产物。计算采用的边界条件为质量流量入口和压力出口，并且被认为是均匀的，流量较高时气体流动规律更加清晰，故选用实验 No.3 的实验参数作为初始条件，氧化剂流量取为 23.9g/s，乙烯流量为 7.6g/s，取石蜡基的内燃面直径为 27mm，并且所有几何模型中石蜡基燃料燃面尺寸不变，ABS 界面由固壁作为代替。分别采用的特征结构尺度为 0mm、0.5mm、1mm 与 2mm 的模型来进行计算，以此来模拟复合式药柱的特征结构在生成的过程中流场的变化情况。图 8 (a) 给出了凹槽深度为 1mm 的几何模型示意图，图 8 (b) 为此几何模型 A-A 处的剖面图。由于螺旋凹槽状特征结构的复杂性，采用三维非结构网格进行仿真。

的燃烧室压强，并将其与实验值进行比较，如图 9(b)所示，模拟的结果与实验结果有较好的一致性。

氧化剂由燃烧室前端喷注，螺旋凹槽会使气流强制转向，随着燃气向后燃烧室流动，这种现象会更加明显，故图 10 展示了燃烧室轴向长度为 95mm 位置处的速度矢量图，此时模型沟槽深度为 1mm。图中壁面附近气流经过螺旋凹槽时，会产生一个与凹槽切线方向相同的速度，而对于整个燃烧室而言，高温燃气生成了与凹槽旋向相

同的旋流场。在燃烧室中引入选流场可以增强气流对燃料壁面的剪切效应，加强石蜡基燃料的液滴夹带现象，促进热量传导，增加混合流的湍流

强度^[1, 22]。这些效应均有助于燃面退移速率的提升^[19]。

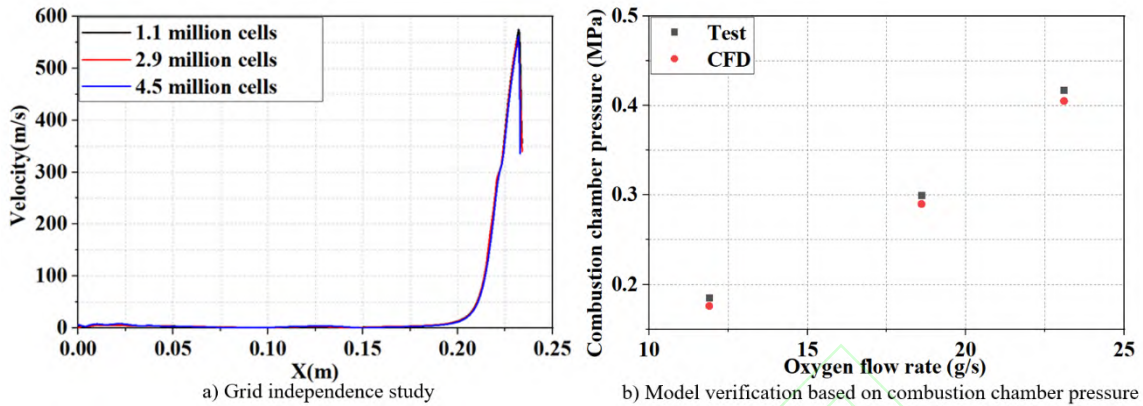


Fig.9 Verification of Numerical models

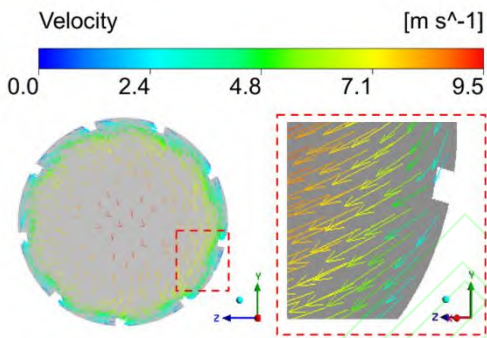


Fig.10 Velocity vector diagrams for A-A section

模拟了四种凹槽深度模型的内流场，使用得

到的稳态计算结果来反应复合式药柱在燃烧发展过程中的流场变化情况。如图 11 所示，在氧化剂与燃料流量相同的情况下，具有不同凹槽深度的发动机内流场模型 A-A 处截面的流线被展示。凹槽深度分别为 0、0.5、1、2mm 的四种计算条件，代表了复合式药柱点火后特征结构的发展过程。图中可以看出凹槽越深气流旋转程度越剧烈，这表明特征结构的尺度确实会影响燃烧室内的气流状态，并且将进一步通过影响燃料退移速率来影响发动机内的燃料流量和室压。其次，图中可以明显看出中心区气流的速度随着凹槽深度的增加而增加，这可能是加剧了气流旋转而导致的。

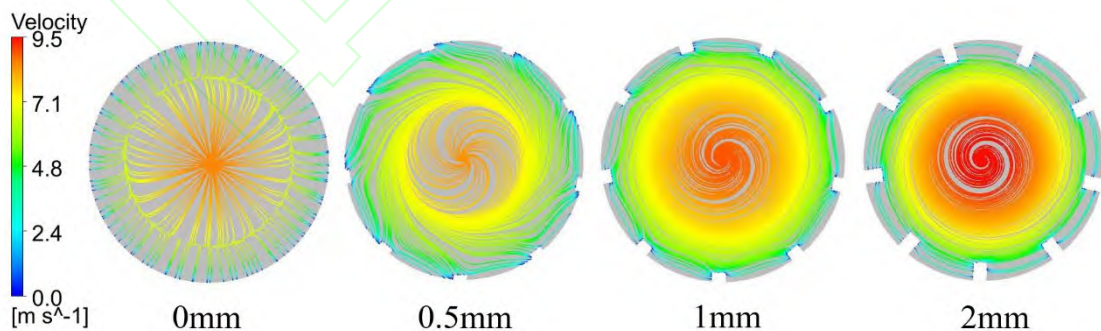


Fig.11 Streamline of A-A section for grain with different groove depth

为了定量评估凹槽深度对燃烧室内旋流强度的影响，A-A 截面处沿 Y 轴（Y 轴表示可参考图 7）方向流场的旋流强度被绘制在图 12 中，其中旋流强度被某点处流体的切向速度与轴向速度之

比近似表示。计算结果表明凹槽越深，近壁面处旋流强度越高，在燃烧室内影响到的范围也越大。这说明预设的特征结构加速了旋流场逐步增强的过程，点火后迅速达到了对退移速率的最佳增益

效果,从而使室压快速达到了稳定状态。而复合式药柱_0mm 在点火后,燃烧通道由圆孔结构开始发展,由于两种燃料退移速率不同,出现了特征结构并且尺度持续增加,燃烧室内高温燃气的旋流强度不断升高导致了药柱瞬时退移速率的增加,而燃料流量的提高带来了室压的持续爬升,这与点火实验中复合式药柱_0mm 的室压历程相吻合,即压强的缓慢爬升代表了药柱特征结构的形成并趋于稳定的过程。

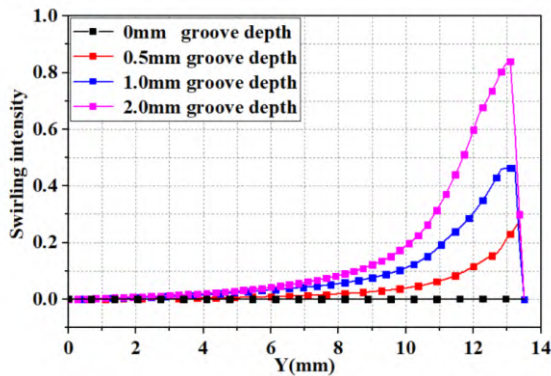


Fig.12 Swirling intensity distributions along the Y-axis of section A-A for grain with different groove depth

4 结论

通过本文研究,可以得到以下结论:

(1) 在本实验工况下,具有 2mm 尺度特征结构的复合式药柱室压可以更快达到稳定状态,并且退移速率与燃烧效率得到了进一步提高。

(2) 对具有不同尺度特征结构的药柱进行冷态流场计算,结果表明凹槽越深,引导的旋流场强度越高,2mm 特征结构在燃烧初期会对流场产生影响,这是复合式药柱_2mm 退移速率与燃烧效率更高的重要原因。

(3) 复合式药柱的燃烧发展过程实质上是:随着燃烧进行,燃速有差异的两种燃料退移速率达到近似相等的过程,这期间伴随着特征结构尺度的增加、流场旋流强度上升、退移速率提高、燃烧室压力缓慢爬升等现象。

下一步将进行预设特征结构尺度为 1mm 和 3mm 的复合式药柱的燃烧实验,并研究考虑化学燃烧反应和辐射的计算模型。

致谢: 感谢国家自然科学基金、广东省重

点领域研究与发展计划及中国科学院青年创新促进会的资助。

参考文献:

- [1] 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 Song-qi, LIU Lin-lin, et al. Combustion Efficiency of Paraffin-Based Fuels in Hybrid Rocket Motor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8):1807-1813.)
- [2] 赵庆华, 王莉莉, 刘欣. 固液混合火箭发动机在武器与航天领域的应用 [J]. 火箭推进, 2014, 40(6):59-63.
- [3] Kuo K K, Chiaverini M J. Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion [M]. *New York: AIAA*, 2007.
- [4] Tian Hui, Duan Yu, Zhu Hao. Three-dimensional Numerical Analysis on Combustion Performance and Flow of Hybrid Rocket Motor with Multi-segmented Grain [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020,33: 1181-1191.
- [5] 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.
- [6] 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 Guo-biao. Development and Application of Hybrid Rocket Motor Technology [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(6): 831-839.)
- [7] Luca L, Shimada T, Sinditskii V P, et al. Chemical Rocket Propulsion [M]. *Berlin: Springer*, 2017.
- [8] TIAN Hui, Li Yue-long, LI Chen-gen, et al. Regression Rate Characteristics of Hybrid Rocket Motor with Helical Grain [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 68: 90-103.
- [9] Lee C, Na Y, Hwang Y, et al. Turbulent Flow in The Helical Grain of Hybrid

- Rocket Fuel [C]. California: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [10] Zhang Shuai, Hu Fan, Zhang Wei-hua. Numerical Investigation on the Regression Rate of Hybrid Rocket Motor with Star Swirl Fuel Grain [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 127: 384-393.
- [11] Catina J, Nellis B, Grigsby D, et al. Use of Additive Manufacturing to Develop Advanced Hybrid Rocket Designs [C]. Salt Lake City: 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016.
- [12] Whitmore S A, Walker S D, Merkley D P, et al. High Regression Rate Hybrid Rocket Fuel Grains with Helical Port Structures [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31 (6): 1727-1738.
- [13] Whitmore S A, Walker S D. Engineering Model for Hybrid Fuel Regression Rate Amplification Using Helical Ports[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(2): 398-407.
- [14] Pabarcus L L. Development and Preliminary Testing of Paraffin Hybrid Rocket Fuel Grains with Helical Port Structures[C]. Indianapolis: AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, 2019.
- [15] Young G, Connell T L, Fennell K, et al. Examining Port Geometry/Solid Loading for Additively Manufactured Fuels in Hybrid Rockets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2021, 37(2): 305-313.
- [16] Wang Ze-zhong, 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.
- [17] 王泽众, 张泽林, 林鑫,等. 嵌套式螺旋药柱燃烧特性影响因素探究[J]. *固体火箭技术*, 2022, 45(4): 506-511.
- [18] Lin Xin, Qu Dan-dan, Chen Xue-dong, et al. Three-dimensional Printed Metal-nested Composite Fuel Grains with Superior Mechanical and Combustion Properties [J]. *Virtual and Physical Prototyping*, 2022, 17 (3): 437-450.
- [19] Zhang Ze-lin, Lin Xin, Wang Ze-zhong, et al. Effects of Swirl Injection on the Combustion of a Novel Composite Hybrid Rocket Fuel Grain [J], *Acta Astronautica*, 2022, 199: 174-182.
- [20] 唐金兰, 刘佩进, 胡松启, 等. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [21] McBride B J, Gordon S. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications [M]. Washington: NASA, 1994.
- [22] Jens E T, Karp A C, Miller V A, et al. Experimental Visualization of Hybrid Combustion: Results at Elevated Pressures [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2020, 36: 33-46.
- [23] 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: 610-620.
- [24] Karabeyoglu A, Zilliac G, Cantwell B J, et al. Scale-Up Tests of High Regression Rate Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20: 1037-1045.