

固体火箭发动机中最终凝相产物特性分析

刘梦莹¹,徐晨恩¹,黄河峡¹,蔡佳^{1,2},刘筑³,李世鹏⁴

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 南京工业职业技术大学 航空工程学院, 江苏 南京 210023;

3. 空间物理重点实验室, 北京 100076; 4. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100086)

摘要:铝颗粒的加入可以有效提高固体推进剂的能量特性,但也带来了两相流比冲损失、熔渣沉积和喷管烧蚀加剧等消极影响,因此,对固体火箭发动机最终凝相产物特性展开研究对评估和提升固体火箭发动机性能具有重要意义。以燃烧终产物为主要研究对象,搭建了基于粒度分析仪的高温高速颗粒特性动态测量系统,对 AP/HTPB 含铝复合推进剂开展了高温高压下固体火箭发动机试验研究,获得了排气羽流中燃烧终产物分布特性,包括燃烧终产物粒径、均值粒径及颗粒种类等随时间的变化规律,为全面了解凝相产物粒度分布特性提供试验和数据支撑。根据发动机燃烧室压力分布趋势,将固体火箭发动机的工作过程划分为3个阶段(阶段①~③),研究表明:阶段①排气羽流中固体颗粒包括黑火药和推进剂两种燃烧产物,黑火药的随机燃烧特性、燃烧室压力和温度的突升会共同影响该阶段的燃烧终产物分布特性;阶段②燃烧稳定性最高,且该阶段不同时刻燃烧终产物粒径具有较为一致的分布特性,可采用特征模式描述阶段②燃烧终产物的粒径分布;阶段③燃烧终产物粒径分布离散度小于阶段①,该阶段燃烧室压力和温度的突降会影响燃烧终产物分布特性;燃烧室压力和温度突变会改变燃烧终产物模态、峰值粒径及均值粒径等分布特性,不同类型颗粒质量分数随发动机工作阶段的变化而变化。

关键词:固体火箭发动机;含铝复合推进剂;凝相产物;粒径分布;动态粒径测量

中图分类号:V512

文献标志码:A

文章编号:1672-9374(2024)03-0090-12

Characteristics of final condensate products in solid rocket engine

LIU Mengying¹, XU Chen'en¹, HUANG Hexia¹, CAI Jia^{1,2}, LIU Zhu³, LI Shipeng⁴

(1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Aviation Engineering, Nanjing Vocational University of Industry Technology, Nanjing 210023, China;

3. Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China;

4. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100086, China)

收稿日期:2023-11-25 修回日期:2024-01-17

基金项目:国家自然科学基金(22205107);江苏省卓越博士后计划(2022BZ212);进排气技术教育部重点实验室基金(CEPE2020012)

作者简介:刘梦莹(1994—),女,博士,讲师,研究领域为金属颗粒掺混燃烧特性。

通信作者:黄河峡(1989—),男,博士,副教授,研究领域为内流空气动力学。

引用格式:刘梦莹,徐晨恩,黄河峡,等. 固体火箭发动机中最终凝相产物特性分析[J]. 火箭推进, 2024, 50(3): 90-101.

LIU M Y, XU C E, HUANG H X, et al. Characteristics of final condensate products in solid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(3): 90-101.

Abstract: The addition of aluminium particles can effectively improve the energy characteristics of solid propellants, but it also brings negative effects such as specific impulse loss, slag deposition, and intensified nozzle erosion. Therefore, conducting research on the characteristics of final condensed phase products in solid rocket motors is of great significance for evaluating and improving the performance of solid rocket engines. The final condensate products were taken as the main research object, and a dynamic measurement system for high-temperature and high-speed particle characteristics based on particle size analyser was built for experimental research on AP/HTPB aluminized composite propellant under the real working condition of solid rocket engine. The distribution characteristics of final condensate products in the exhaust plume, including the change laws of the particle size, average particle size and types of final condensate products were revealed in this paper. It provides experimental and data support for comprehensively understanding the size distribution characteristics of condensed products. The working process of solid rocket engine can be divided into three stages (stages ① ~ ③) according to the pressure distribution in the combustion chamber. In stage ①, The research shows that the condensate products in the exhaust plume include the combustion products of powder explosive and propellant. The random combustion characteristics of powder explosive and the sudden rise of pressure in the combustion chamber will jointly affect the distribution characteristics of condensate products at this stage. The size distribution of condensate products has the highest stability in stage ②, and characteristic distribution can be applied to describe the size distribution of condensate products. The dispersion of size distribution of condensate products in stage ③ is smaller than that in stage ①, and a sudden drop of pressure in combustion chamber during this stage will affect the distribution characteristics of condensate products. Sudden changes in combustion chamber pressure and temperature can alter the distribution characteristics of condensate products modes, peak particle size, and mean particle size. Meanwhile, the mass fraction of different types of condensate products varies with the operating stage of the solid rocket engine.

Keywords: solid rocket motor; aluminized composite propellant; condensate products; particle size distribution; dynamic particle size measurement

0 引言

固体火箭发动机因具有推力密度大、可靠性高、技术成熟度高、结构简单、便于生产和便于存储与使用等诸多优点,已成为军用导弹和航天器推进领域使用最广泛的推进系统之一,但较低的能量特性阻碍了固体推进系统的进一步发展^[1]。目前,改善固体推进系统能量特性的主要手段是在固体推进剂中加入高能量密度的金属粉末,如铝、镁、硼、铍等^[2-8]。铝颗粒以其具有成本低廉、加工和存储过程中不易发生化学反应、燃烧产物无毒、能显著提高比冲等优点在固体推进系统中得到了大量应用。典型的含铝推进剂中,铝的质量分数约为 10% ~ 20%,铝颗粒燃烧所产生的热量能占总热量的 30% 以上,显著提高了发动机的性能。然而,由于铝颗

粒的加入,固体火箭发动机排气羽流中高温燃气与固体铝颗粒在流动、掺混和反应等方面发生强烈耦合,铝颗粒及其燃烧产物的团聚特性也在一定程度上给固体火箭发动机工作过程带来了一些弊端^[9-14]。

根据铝颗粒在固体火箭发动机中的燃烧与流动过程中的形态将其分为 4 个阶段:推进剂固相中的初始铝颗粒、近燃面区域的初始团聚物、燃烧室及喷管中的凝相颗粒以及排气羽流中的燃烧终产物。近燃面区域铝颗粒的团聚过程对初始团聚物的形貌及粒径分布特性有决定性作用,初始团聚物的形貌及粒径分布则通过影响铝颗粒的燃烧效率使推进剂能量释放特性发生改变;燃烧室中主要由初始团聚物形成的凝相颗粒的存在会增强绝热层和喉衬的烧蚀,并会诱发分布式燃烧,增强发动机

的燃烧不稳定性,大粒径的凝相颗粒也是产生残渣的主要原因。此外,燃气射流中所携带的大量凝相或固体颗粒会改变发动机的流动特性,并引起诸如两相流损失等问题,甚至使发动机工作于非设计状态,羽流中固体燃烧终产物则会改变发动机的隐身特性。

由此可见,掌握含铝固体推进剂燃烧过程中凝相产物的尺寸及分布不仅是精准预测固体发动机内两相流损失的有效手段,也是精准预测凝相产物在高过载条件下对固体火箭发动机内部的冲刷位置和冲刷程度的有效手段,同时也是决定固体火箭发动机燃烧不稳定的重要因素。因此,准确获取固体火箭发动机排气羽流中凝相产物的动态粒度分布对固体火箭发动机设计及固体推进剂配方优化都具有重要意义。

而由于排气羽流中凝相颗粒流动速度快、燃气温度高等问题,国内外针对燃烧终产物特性的计算多集中于仿真计算,Liaw 等^[15]使用二维轴对称模型对固体火箭发动机多相流场进行数值模拟。数值模拟过程中使用 Hermesen 模型对铝颗粒燃烧过程进行描述^[16]。Majdalani 等^[17]采用单向耦合方法对固体火箭发动机中铝颗粒运动轨迹进行理论预测,并对比分析了拖曳力、虚拟质量力、升力、重力和 Stokes 浮力的作用,发现拖曳力和重力是影响颗粒轨迹的重要因素。试验方法主要分为接触式和非接触式两种。接触式测量技术主要包括盒式收集法^[18-19]、飞镖收集法^[20]、气体/液体取样法^[21-24]和淬熄收集法^[25-29]。该方法的局限之处在于测试设备与颗粒的直接接触会改变颗粒的真实状态,且较难评估收集至测量过程中所发生的后氧化和碰撞等进程对颗粒特性的影响。接触式测量方法通常用于研究颗粒粒径的总体分布规律,较难获得颗粒粒径随时间的动态变化。非接触式测量技术主要包括激光全息测量法、激光散射测量法和扫描电镜测量法^[30],由于激光散射测量技术成熟度高,且能获得颗粒粒径随空间和时间的变化规律,目前被广泛应用于燃气粒径分布检测领域。激光散射测量技术在燃气粒径分布检测中的应用得益于美国海军研究生院(Naval Postgraduate School)众多科研人员在 20 世纪 80 至 90 年代所开展的开拓性工作^[31-35]。其中,Hovland^[36]采用激光向前散射技术

针对 PBAN-AP 推进剂进行了二维固体火箭发动机试验研究,验证了激光向前散射技术在燃气粒径分布检测研究领域的适用性。针对 DD1、DD5 和 TP-H1148 这 3 种推进剂,Laredo 等^[37]利用激光向前散射技术对不同燃烧室压力下排气羽流中颗粒的粒径分布进行了测量,该研究标志着激光向前散射技术在燃气粒径分布检测研究领域的应用逐渐趋于成熟。

国内,北京理工大学王宁飞团队基于激光向前散射技术,设计了羽烟颗粒在线测试系统,并采用粉体弥散装置和校验发动机验证了测试系统的准确性和可靠性,成功获得了脉冲推力器点火剂和推进剂燃烧产物的粒径分布^[38]。

本文以固体火箭发动机排气羽流中铝颗粒的燃烧终产物为主要研究对象,搭建基于激光粒度分析仪的高温高速颗粒动态特性测量系统,开展固体火箭发动机试验研究,获得排气羽流中铝颗粒燃烧终产物动态分布特性,分析燃烧终产物粒径、均值粒径及颗粒种类随时间的变化规律,为全面了解凝相产物粒度分布特性提供试验和数据支撑。

1 试验装置

1.1 羽流颗粒在线测量系统

为了研究固体火箭发动机排气羽流中燃烧终产物粒径分布特性,搭建了羽流颗粒粒径在线测量系统,系统组成如图 1 所示。羽流中凝相颗粒粒径在线测量系统主要包括激光粒度分析仪、固体火箭发动机试验系统、保护气系统、数据采集系统、遮光管和辅助测量装置。

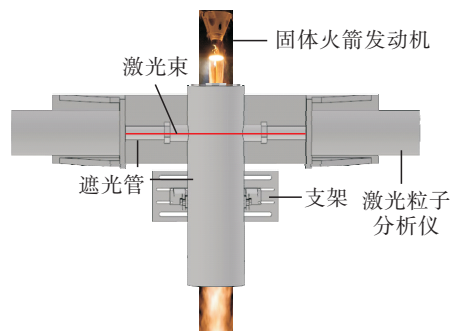


图 1 羽流颗粒粒径在线测量系统

Fig. 1 Online detection system for plume particles

其中,试验中所使用的固体火箭发动机结构如

图 2 所示,主要由燃烧室、推进剂、后封头、垫片、传感器转接座、石墨喷管、泄压片、泄压阀及隔热层等结构组成。发动机采用管型装药,燃烧室设计压力为 6 MPa,发动机内径为 75 mm,长为 130 mm,推进剂肉厚为 10 mm,端面未包覆且为内孔燃烧,采用电阻丝引燃黑火药的方式点火,试验发动机实物如图 3 所示。本试验中采用 AP/HTPB 含铝复合推进剂 P_0 ,其中铝颗粒质量分数为 18%,原始铝颗粒 (AlO) 粒径为 5 μm ,AP 的质量分数为 67%,HTPB 的质量分数为 15%。

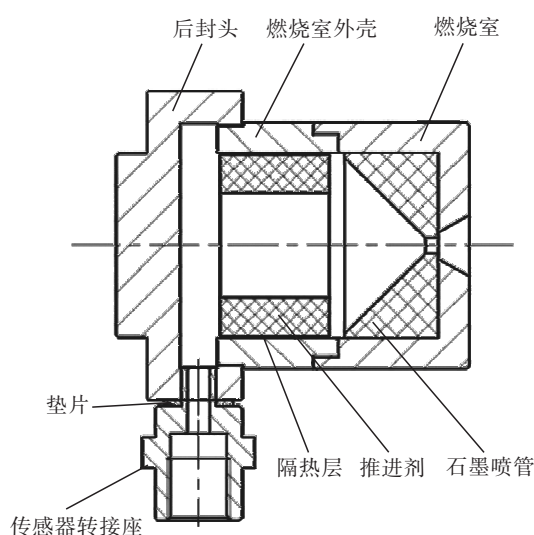


图 2 固体火箭发动机结构

Fig. 2 Structure of solid rocket motor



图 3 试验用固体火箭发动机 (端面)

Fig. 3 Experimental solid rocket engine (end face)

本文采用 MALVERN 激光粒径分析仪 (MAN0300) 对流场中初始团聚物及凝相燃烧终产物粒径分布特性进行在线测量,该分析仪可探测粒径分布于 0.289 ~ 1 000 μm 范围内的颗粒,可发射功率为

1 mW、波长为 670 nm、直径为 12 mm 的激光束,而接收单元则主要由傅里叶透镜、阵列检测器等部分组成。MALVERN 激光粒径分析仪通过米氏散射理论对颗粒粒径进行解算,如图 4 所示,即流场中不同粒径的颗粒使激光束产生不同的散射角 (小颗粒产生散射角较大,而大颗粒产生散射角则较小)。激光束在通过傅里叶透镜后传入阵列检测器。

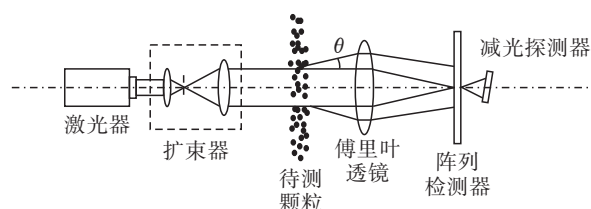


图 4 激光散射法测量粒子尺寸的原理

Fig. 4 Principle of particle size measurement by laser diffraction method

保护气系统用于隔离激光粒径分析仪发射和接收端的光学器件与高温高速羽流,避免高温、高速羽流对仪器造成损伤。本文采用空气作为试验测试系统中的保护气。

图 5 为辅助测量装置,主要由可调节支架和遮光管两部分组成。遮光管用于屏蔽外部环境 (如光信号和尘埃等) 对测量的干扰,同时为获得真实粒径分布数据,需避免遮光管对排气羽流中燃烧终产物的影响,遮光管内径需大于羽流场核心区直径,且在遮光管不同位置处均开有测试孔 (如图 5 中位置 1~4),以使该测试系统可用于研究羽流场中不同区域燃烧终产物的粒径分布 (本文的试验研究均在位置 1 处进行)。在发动机点火前,通过调节支架高度,使喷管中心、遮光管中心与激光束中心位于同一水平面内。



图 5 辅助测量装置

Fig. 5 Auxiliary measuring device

1.2 颗粒表征参数

为更精确地描述颗粒粒径分布,采用 $D_v(10)$ 、 $D_v(50)$ 和 $D_v(90)$ 作为颗粒粒径的表征参数, $D_v(10)$ 、 $D_v(50)$ 和 $D_v(90)$ 均是基于体积分布所获得的,其定义为: $D_v(10)$ 表示流场中有 10% 的颗粒粒径小于该值,而另外 90% 的颗粒粒径则大于该值; $D_v(50)$ 表示流场中有 50% 的颗粒粒径小于该值,而另外 50% 的颗粒粒径则大于该值,即粒径中值; $D_v(90)$ 表示流场中有 90% 的颗粒粒径小于该值,而另外 10% 的颗粒粒径则大于该值。

2 结果与讨论

2.1 测试数据可靠性分析

从透射率信号与粒径分布两方面对测试结果进行分析,以评估羽流颗粒在线检测系统的可靠性。每次点火试验前均先进行空采测试,确保测试系统正常工作。

2.1.1 透射率信号

空采测试与发动机试验透射率信号如图 6 所示,空采测试周期内透射率信号维持在 100,表明无颗粒流通过激光束;而发动机试验测试周期内透射率在 t_1 时刻骤降,且 t_1 至 t_2 时刻透射率均值由 100 降至 6.1,说明在该时段内有颗粒流通过激光束,且如图 7 所示的透射率信号突降时段与发动机工作段相吻合,故可认为透射率信号发生改变是由于携带大量燃烧终产物的排气羽流通过激光束而引起的。同时,试验录像表明在发动机工作结束后,绝热层和残药的燃烧导致还有少量固体颗粒随燃气流在测试区域内流动,从而使图 6 中透射率信号并未在发动机工作结束后立刻恢复至 100,而是在 100 附近持续波动。

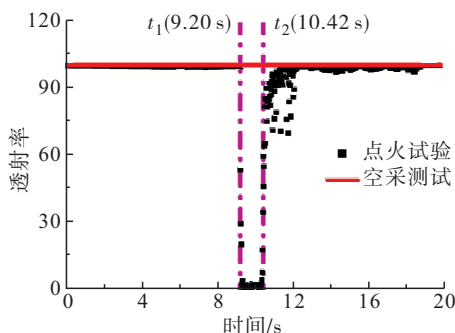


图 6 空采测试和点火试验透射率信号

Fig. 6 Blank test and SRM test transmittance signals

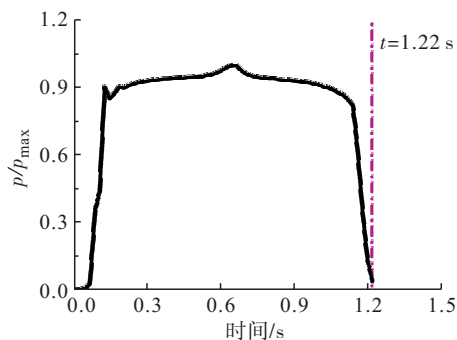


图 7 无量纲压力曲线

Fig. 7 Dimensionless pressure curve

2.1.2 粒径测试结果

推进剂 P_0 燃烧终产物粒径、透射率信号与燃烧室压力分布如图 8 所示,图中粉色虚线左侧为发动机工作段测试数据,右侧为发动机停车后(非工作段)测试数据。根据发动机工作阶段压强-时间曲线,将发动机的工作过程分为 3 个阶段:建压段、稳压段和拖尾段。其中,建压段发动机燃烧室内压强从常压迅速增大至设计压强;达到设计压强后,燃烧室内压强趋于稳定;发动机工作结束后,压强缓慢降至 0,从而形成拖尾段。通过凝相产物粒径-时间曲线和压强-时间曲线的时间轴对比,建压段对应阶段①,稳压段对应阶段②,拖尾段对应阶段③。粉色虚线左右两侧粒径数据差异明显,工作段燃烧终产物粒径随燃烧室压力的升高而减小,且 $D_v(10)$ 、 $D_v(50)$ 和 $D_v(90)$ 粒径在数值上有明显差异;发动机停止工作后,粒径数据明显降低,且 $D_v(10)$ 、 $D_v(50)$ 和 $D_v(90)$ 粒径在数值上并无明显差异。推进剂 P_0 3 次发动机试验燃烧终产物 $D_v(50)$ 粒径分布如图 9 所示,3 次试验阶段①和阶段③燃烧终产物粒径分布范围(0 ~ 200 μm)均大于阶段②(50 ~ 150 μm),且 3 次发动机试验数据具有较好的重复性。发动机停止工作后,燃烧室中的包覆层和残药还会继续燃烧,从而导致非工作段阶段粒径测试数据具有随机性,并造成透射率信号的持续振荡。推进剂 P_0 第 2 次发动机试验燃烧终产物 $D_v(50)$ 粒径分布特性见表 1。工作段 $D_v(50)$ 粒径均值为 105.47 μm ,约为非工作段粒径的 4 倍,粒径标准偏差也从 28.79 升至 58.49。因此,3 次试验发动机各性能参数具有较好的一致性,且测试系统可准确检测羽流中燃烧终产物粒径分布。

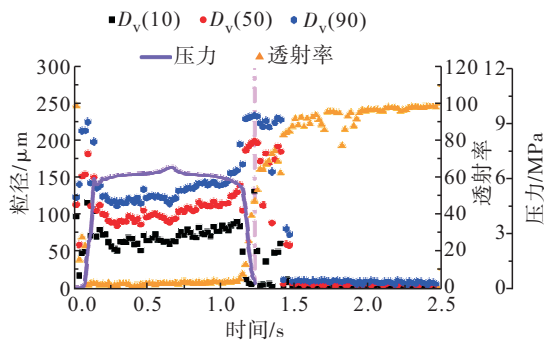


图 8 推进剂 P_0 燃烧终产物粒径、透射率信号与燃烧室压力分布
Fig. 8 Particle size, transmittance, and pressure distribution of buring the combustion of propellant P_0

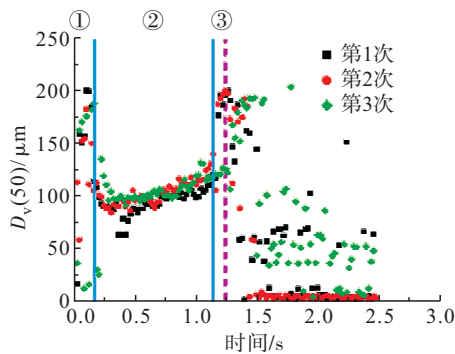


图 9 推进剂 P_0 3 次发动机试验燃烧终产物 $D_v(50)$ 粒径分布
Fig. 9 Size distribution of final combustion product $D_v(50)$ in three SRM tests

表 1 推进剂 P_0 第 2 次发动机试验燃烧终产物 $D_v(50)$ 粒径分布特性

Tab.1 Size distribution of final combustion product $D_v(50)$ in the second SRM tests

参数	数值
工作段 $D_v(50)$ 平均粒径/ μm	105.47
工作段 $D_v(50)$ 标准偏差	28.79
非工作段 $D_v(50)$ 平均粒径/ μm	29.34
非工作段 $D_v(50)$ 标准偏差	58.49

2.2 燃烧终产物特性分析

2.2.1 发动机工作不同阶段燃烧终产物粒径分布特性

推进剂 P_0 第 1 次燃烧试验中燃烧终产物 $D_v(10)$ 、 $D_v(50)$ 、 $D_v(90)$ 粒径与燃烧室压力分布如图 10 所示,在阶段①和③,燃烧终产物粒径均广泛分布于 0 ~ 250 μm 之间且粒径与燃烧时间无明显规律;而在阶段②,推进剂燃烧终产物粒径分布范围明显缩小(45 ~ 200 μm)。为进一步探究不同阶段燃烧终产物特性,对推进剂不同阶段燃烧终产物粒径分布开展了定量分析(见表 2)。相较于阶段①和③,阶段②燃烧终产物 $D_v(10)$ 、 $D_v(50)$ 和 $D_v(90)$ 粒径标准偏差和粒径极值均明显降低,且阶段②燃烧终产物粒径分布离散度更低。推进剂 P_0 燃烧终产物 $D_v(50)$ 粒径标准偏差分别从 40.72 和 39.95 降至 12.16,粒径均值分别从 131.77 μm 和 176.48 μm 降至 103.66 μm ,降幅分别为 21% 和 41%,粒径极值也分别从 182.49 μm 和 199.97 μm 降至 139.95 μm ,降幅分别为 23% 和 30%。

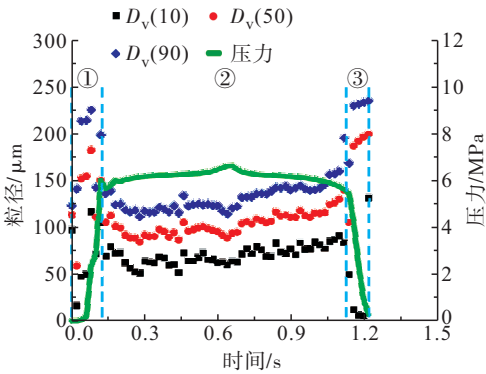


图 10 推进剂 P_0 燃烧终产物粒径与燃烧室压力分布
Fig. 10 Size distribution and pressure during the combustion of propellant P_0

表 2 P_0 推进剂不同阶段燃烧终产物粒径分析

Tab.2 Size distribution characteristics of final combustion products in different stages of propellant P_0

工作阶段	$D_v(10)$			$D_v(50)$			$D_v(90)$			时长占比/%
	$\bar{d}/\mu\text{m}$	σ	$d_{\max}/\mu\text{m}$	$\bar{d}/\mu\text{m}$	σ	$d_{\max}/\mu\text{m}$	$\bar{d}/\mu\text{m}$	σ	$d_{\max}/\mu\text{m}$	
①	71.65	36.33	116.28	131.77	40.72	182.49	180.03	42.64	225.90	9.83
②	69.90	9.41	90.21	103.66	12.16	139.95	131.88	15.20	198.80	81.97
③	40.56	53.93	131.43	176.48	39.95	199.97	220.03	28.77	235.45	8.20

2.2.2 不同时刻燃烧终产物粒径分布特性

图 11 为推进剂 P_0 燃烧终产物总体粒径分布,推进剂 P_0 燃烧终产物主要集中分布于大粒径范围内,在小粒径范围几乎没有分布,仅在发动机工作末期才出现中等粒径颗粒。

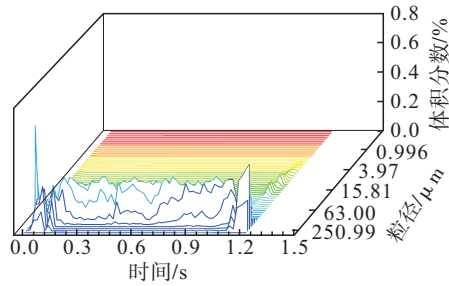


图 11 推进剂 P_0 燃烧终产物总体粒径分布

Fig. 11 Overall size distribution of final combustion products

2.2.2.1 阶段①

推进剂 P_0 在阶段①不同时刻燃烧终产物粒径分布如图 12 所示,在 0 s 时刻,推进剂 P_0 燃烧终产物粒径为三峰分布,峰值粒径分别为 1.14 μm 、15.81 μm 和 125.74 μm ,峰值粒径跨度超过 120 μm 。峰值粒径间体积分数也有较大差别,一峰和二峰的体积分数均小于 0.03%,而三峰的体积分数则超过了 0.6%,相差达 20 倍。从 0.02 s 至 0.12 s,推进剂 P_0 燃烧终产物均为单峰分布,但不同时刻的峰值粒径差异较大,如 0.02 s 时峰值粒径为 72.33 μm ,而 0.08 s 时峰值粒径则增至 218.59 μm ,相差 3 倍以上。不同时刻峰值粒径的体积分数也有较大差异,如 0.02 s 时峰值粒径的体积分数为 0.08%,而 0.08 s 时峰值粒径的体积分数则为 0.29%,相差 3.6 倍。推进剂 P_0 在阶段①不同时刻的燃烧终产物粒径分布差异较大,说明黑火药的随机燃烧特性和燃烧室压力与温度的突升会严重影响燃烧终产物的粒径分布,从而导致无特征分布模式可描述该阶段燃烧终产物粒径的分布特性。

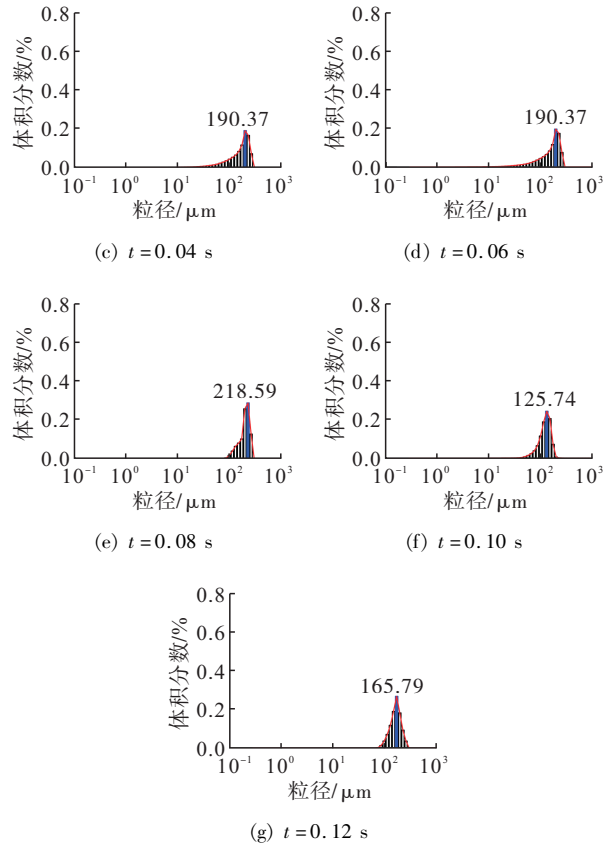
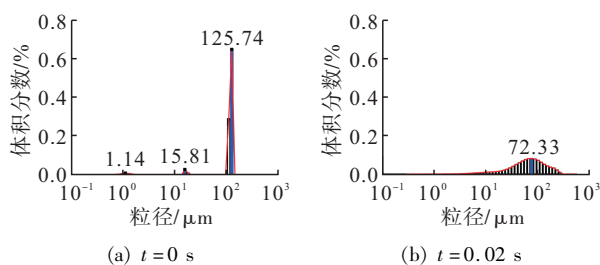


图 12 推进剂 P_0 在阶段①不同时刻燃烧终产物粒径分布

Fig. 12 Size distribution of final combustion

at different times in stage ①

2.2.2.2 阶段②

推进剂 P_0 在阶段②不同时刻燃烧终产物粒径分布如图 13 所示。在阶段②推进剂 P_0 燃烧终产物粒径均为单峰分布,最小峰值粒径为 83.06 μm (0.44 s 时),最大峰值粒径为 165.79 μm (1.12 s 时),峰值粒径跨度为 83 μm ,较阶段①大幅下降,阶段②中各时刻峰值粒径的体积分数相差仅有 0.09%。峰值粒径和体积分数两方面的分析表明:燃烧室温度和压力的稳定有助于维持推进剂表面的热环境,从而使阶段②内不同时刻燃烧终产物粒径具有较为一致的分布特性,此外,还可采用如图 14 所示的特征分布模式描述推进剂 P_0 在该阶段的燃烧终产物粒径分布。特征分布模式中,燃烧终产物峰值粒径为 $(124 \pm 41) \mu\text{m}$,峰值粒径的体积分数为 $(0.25 \pm 0.05)\%$ 。

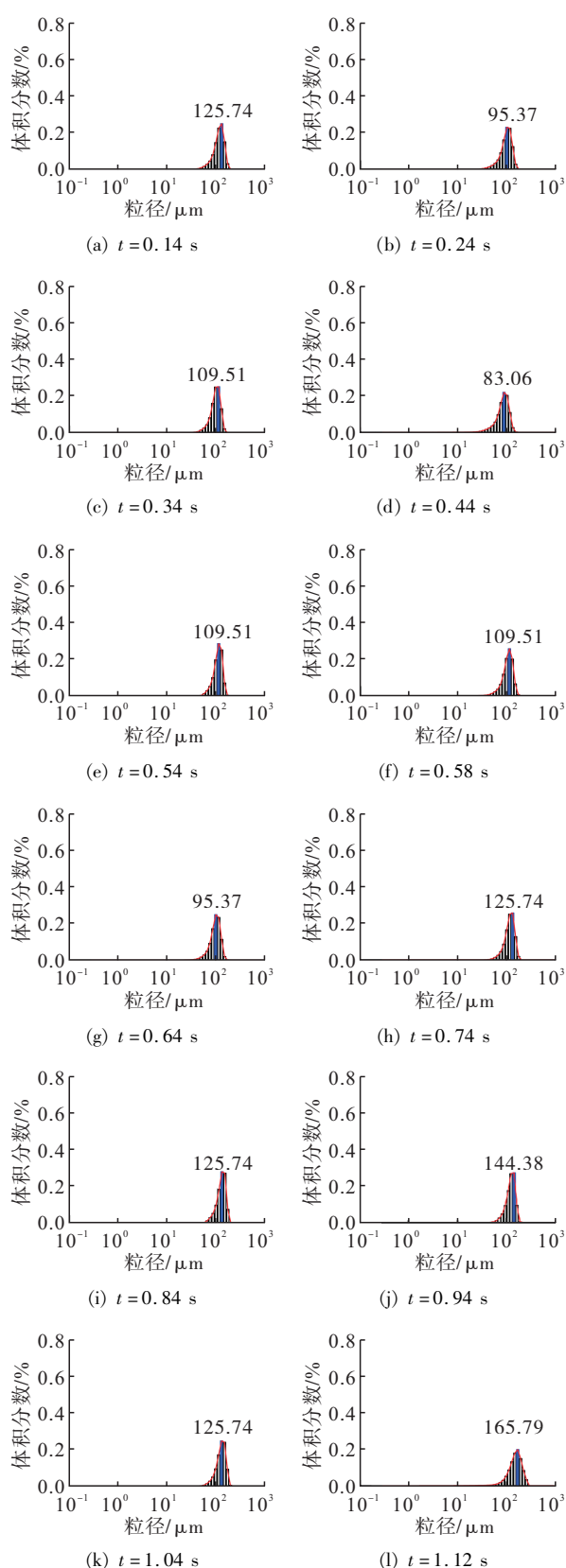
图 13 推进剂 P_0 在阶段②不同时刻燃烧终产物粒径分布

Fig. 13 Size distribution of final combustion products at different times in stage ②

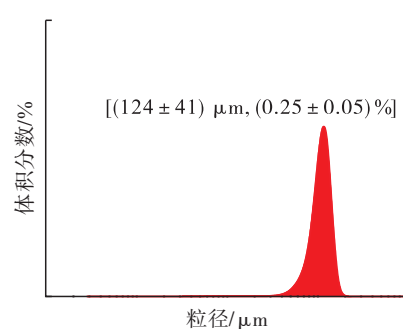
图 14 推进剂 P_0 在阶段②燃烧终产物的分布特征

Fig. 14 Characteristic distribution of final combustion products in stage ②

在固体火箭发动机气-粒两相流仿真研究中,通常采用 Rosin-Rammier 分布(简称 R-R 分布函数)规律描述颗粒的粒径分布。R-R 分布函数的表达式为

$$Y_d = e^{-\left(d/d_m\right)^n} \quad (1)$$

式中: Y_d 为颗粒质量分数的累积分布; d_m 为颗粒的特征粒径,取对应 $Y_d=0.368$ 时的颗粒粒径; n 为分布指数。

为了得到阶段②中燃烧终产物的分布特性,选用推进剂 P_0 稳定段中点时刻($t=0.74$ s 时)燃烧终产物粒径分布进行拟合,该时刻燃烧终产物为单峰分布,粒径分布于 $2.62 \sim 218.59 \mu\text{m}$ 范围内,峰值粒径为 $125.74 \mu\text{m}$ 。该时刻燃烧终产物质量分数的累积分布及 R-R 拟合曲线如图 15 所示,R-R 分布的特征粒径为 $111.38 \mu\text{m}$,分布指数则为 5.23 。

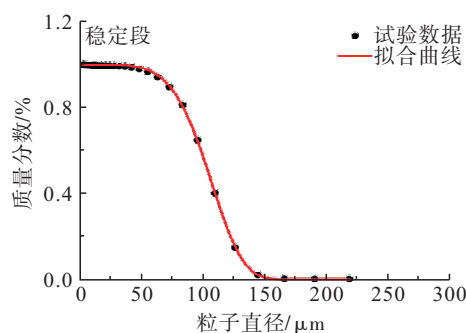


图 15 阶段②燃烧终产物 R-R 粒径分布

Fig. 15 Rosin-Rammier distribution of final combustion products in stage ②

2.2.2.3 阶段③

推进剂 P_0 在阶段③不同时刻燃烧终产物粒径分布如图 16 所示。在 1.14 s 时刻,推进剂 P_0 燃烧

终产物粒径为单峰分布,峰值粒径为 $125.74 \mu\text{m}$ 。从 $1.16 \sim 1.22 \text{ s}$,推进剂 P_0 燃烧终产物粒径均为双峰分布,且二峰峰值粒径均为 $218.59 \mu\text{m}$,一峰峰值粒径则分布于 $3.97 \sim 18.16 \mu\text{m}$ 之间。虽然 $1.16 \sim 1.22 \text{ s}$ 推进剂 P_0 燃烧终产物具有较为相似的粒径分布特性,但由于阶段③中燃烧终产物粒径分布模式经历了从单峰至双峰的转变,故无特征分布模式可描述该阶段燃烧终产物粒径的分布特性,这也表明了燃烧室压力和温度的突降会严重影响燃烧终产物的分布特性。

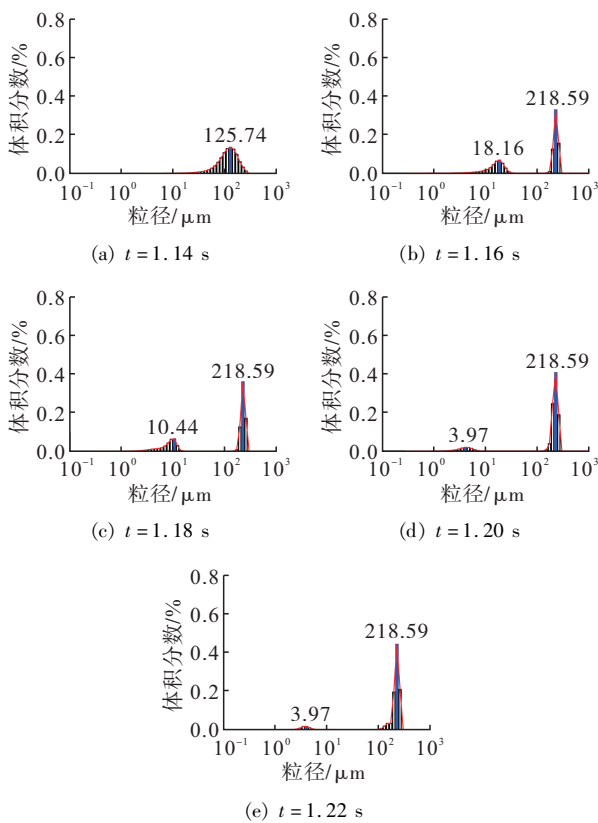


图 16 推进剂 P_0 在阶段③不同时刻燃烧终产物粒径分布

Fig. 16 Size distribution of final combustion at different times in stage ③

综上所述,阶段①体现了点火剂燃烧产物粒径随压力及时间的变化规律;阶段②体现了推进剂燃烧终产物粒径随压力及时间的变化规律;阶段③体现了燃烧室压力和温度突降对推进剂燃烧终产物粒径的影响。

2.2.3 燃烧终产物种类分布特性

为了探索推进剂燃烧过程中不同类型燃烧终产物的变化规律,研究中所采用的分类方式见表 3,

根据粒径将燃烧产物分为氧化物颗粒 (smoke oxide particle, SOP)、细颗粒 (fine-condensed combustion particle, F-CCP)、中等粒径颗粒 (medium-condensed combustion particle, M-CCP) 和粗颗粒 (coarse-condensed combustion particle, C-CCP) 4 种类型^[39],其中 SOP 为粒径在 $0 \sim 2 \mu\text{m}$ 范围内的颗粒,F-CCP 为粒径在 $2 \sim 10 \mu\text{m}$ 范围内的颗粒,M-CCP 为粒径在 $10 \sim 100 \mu\text{m}$ 范围内的颗粒,C-CCP 为粒径大于 $100 \mu\text{m}$ 的颗粒。

表 3 燃烧终产物分类

Tab. 3 Classification of final combustion products

类型	缩写	粒径范围/ μm
氧化物颗粒	SOP	$0 < d \leq 2$
细颗粒	F-CCP	$2 < d \leq 10$
中等粒径颗粒	M-CCP	$10 < d \leq 100$
粗颗粒	C-CCP	$d > 100$

推进剂 P_0 在阶段①~③时 4 种类型颗粒质量分数统计结果如图 17 所示。推进剂 P_0 阶段①的主要燃烧产物为 C-CCP,该阶段燃烧终产物中 C-CCP 质量分数为 75.80%;次级燃烧产物为 M-CCP,该阶段燃烧终产物中 M-CCP 质量分数为 22.64%;燃烧终产物中 SOP 和 F-CCP 质量分数较为接近,分别为 0.48% 和 1.08%;阶段①4 种类型颗粒在燃烧终产物中含量由高到低依次为: $w_{\text{C-CCP}} > w_{\text{M-CCP}} > w_{\text{F-CCP}} > w_{\text{SOP}}$ 。推进剂 P_0 在阶段②的主要燃烧产物也为 C-CCP,但该阶段 C-CCP 质量分数由阶段①的 75.80% 降至 60.81%;而次级燃烧产物 M-CCP 质量分数则由阶段①的 22.64% 增至 38.99%;该阶段燃烧终产物中 SOP 和 F-CCP 含量急剧下降,燃烧终产物中 F-CCP 质量分数仅为 0.20%,SOP 质量分数则为 0%,说明该阶段燃烧终产物中只存在 C-CCP 和 M-CCP 两种类型的颗粒;阶段②4 种类型颗粒在燃烧产物中含量由高到低依次为: $w_{\text{C-CCP}} > w_{\text{M-CCP}} > w_{\text{F-CCP}} > w_{\text{SOP}}$ 。4 种类型颗粒在阶段③中的分布趋势与阶段①和②相似,但由于燃烧终产物中 F-CCP 和 M-CCP 间质量分数差异降低,阶段①和②中二者质量分数分别相差 21.56% 和 38.79%,而阶段③则降至 7.22%,同时由于该阶段燃烧终产物中 SOP 质量

分数仅为 0.54%, 远远低于 F-CCP 和 M-CCP, 故该阶段推进剂 P_0 的次级燃烧产物为 F-CCP 和 M-CCP; 该阶段推进剂 P_0 的主要燃烧产物仍然为 C-CCP, 其质量分数为 73.92%; 阶段③中 4 种类型颗粒在燃烧终产物中含量由高到低依次为 $w_{C-CCP} > w_{M-CCP} > w_{F-CCP} > w_{SOP}$ 。

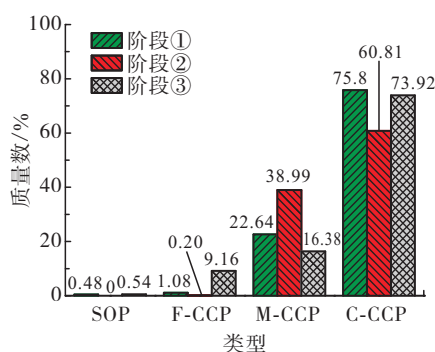


图 17 推进剂 P_0 阶段①~③时 4 种类型颗粒质量分数

Fig. 17 Mass fraction of different types of final combustion products in stages ①-③

推进剂 P_0 在阶段①~③时 4 种不同类型颗粒在燃烧终产物中质量分数的变化趋势如图 18 所示。在 4 种类型颗粒中, SOP 和 F-CCP 的变化都较小, 阶段①~③燃烧终产物中 SOP、F-CCP 和 C-CCP 含量均经历了“高→低→高”的变化, 而 M-CCP 则展现了完全相反的变化趋势——“低→高→低”, 且变化幅度最大。

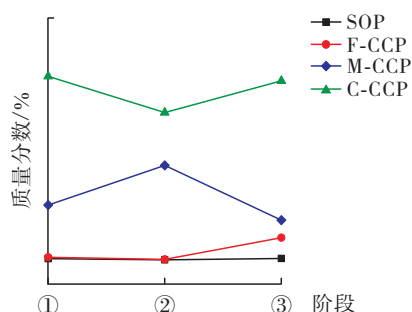


图 18 推进剂 P_0 阶段①~③时 4 种不同类型颗粒在燃烧终产物中质量分数的变化趋势

Fig. 18 The content of final combustion products of different types in stages ①-③

3 结论

针对固体火箭发动机排气羽流中的凝相燃烧

终产物, 为获得准确且全面的燃烧终产物粒径分布特性, 本文提出了可应用于固体火箭发动机的动态燃烧试验系统, 将试验工况从常温常压拓展至高温高压, 建立了羽流颗粒在线检测系统并对推进剂 P_0 开展了发动机试验研究, 分析了燃烧终产物粒径分布规律、燃烧终产物类型, 建立了燃烧终产物试验研究方法, 主要结论如下。

1) 获得了发动机不同工作阶段燃烧终产物粒径分布特征。根据发动机燃烧室压力分布趋势将固体火箭发动机的工作过程划分为 3 个阶段(阶段①~③)。阶段①排气羽流中固体颗粒包括黑火药和推进剂两种燃烧产物, 黑火药的随机燃烧特性和燃烧室压力和温度的突升会共同影响该阶段的燃烧终产物分布特性。阶段②燃烧稳定性最高, 且该阶段不同时刻燃烧终产物粒径具有较为一致的分布特性, 可采用特征模式描述两种推进剂阶段②燃烧终产物的粒径分布。阶段③燃烧终产物粒径分布离散度小于阶段①, 该阶段燃烧室压力和温度的突降会影响燃烧终产物分布特性, 燃烧室压力和温度突变会改变燃烧终产物模态、峰值粒径及均值粒径等分布特性。

2) 给出了发动机稳定工作阶段, 排气羽流中燃烧终产物的分布特征, 燃烧终产物呈单峰分布, 特征分布模式中, 燃烧终产物峰值粒径为 $(124 \pm 41) \mu\text{m}$, 峰值粒径的体积分数为 $(0.25 \pm 0.05)\%$ 。并采用该阶段的中间时刻点对燃烧终产物粒径分布特性进行拟合, 得到了该阶段燃烧终产物质量分数的累积分布及 R-R 拟合曲线, R-R 分布的特征粒径为 $111.38 \mu\text{m}$, 分布指数则为 5.23。

3) 对燃烧产物种类开展了研究。研究结果表明不同类型颗粒的质量分数随发动机工作阶段的变化而变化。在不同工作阶段中, 粒径较大的 C-CCP 产物占比最高, 而粒径小于 $10 \mu\text{m}$ 的 SOP 和 F-CCP 产物占比很小。

参考文献

- [1] 董师颜, 张兆良. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996.
- [2] 张明, 梁彦, 唐庆明. 纳米铝粉在固体推进剂中的应用[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 35-39.

ZHANG M, LIANG Y, TANG Q M. Progress in the

- application of nano aluminum powder in solid propellants[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2006, 32(1): 35-39.
- [3] AO W, LIU P J, YANG W J. Agglomerates, smoke oxide particles, and carbon inclusions in condensed combustion products of an aluminized GAP-based propellant[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 129: 147-153.
- [4] LIU H, AO W, LIU P J, et al. Experimental investigation on the condensed combustion products of aluminized GAP-based propellants [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 97: 105595.
- [5] LIU Z, LI S P, LIU M Y, et al. Experimental investigation of the combustion products in an aluminised solid propellant [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 133: 136-144.
- [6] 胡松启, 王鹏飞, 刘凯, 等. 含石蜡燃料初步研究[J]. *火箭推进*, 2011, 37(6): 43-46.
- HU S Q, WANG P F, LIU K, et al. Pilot study on solid fuel containing paraffin [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2011, 37(6): 43-46.
- [7] LIU M Y, LIU Z, LI S P, et al. Characterization of the initial agglomerates of aluminized composite propellants [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 188: 130-139.
- [8] LIU M Y, YU W H, LI S P. Factors in condensate product particle size during aluminized propellant combustion [J]. *AIAA Journal*, 2023, 61(8): 3393-3403.
- [9] MENG YING L, SHIPENG L, LIU Z, et al. Numerical simulation on the infrared characteristic of the jet plume of a solid rocket motor [C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [10] 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.
- 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.
- [11] 何国强, 王国辉, 蔡体敏, 等. 高过载条件下固体发动机内流场及绝热层冲蚀研究[J]. *固体火箭技术*, 2001, 24(4): 4-8.
- HE G Q, WANG G H, CAI T M, et al. Investigation on internal flow and insulator erosion of SRM under high acceleration [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2001, 24(4): 4-8.
- [12] LI Z Y, WANG N F, SHI B L, et al. Effects of particle size on two-phase flow loss in aluminized solid rocket motors [J]. *Acta Astronautica*, 2019, 159: 33-40.
- [13] BABUK V, VASIL'EV V A, POTEKHIN A N. Experimental investigation of agglomeration during combustion of aluminized solid propellants in an acceleration field [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2009, 45: 32-39.
- [14] ZHAO D, LI X Y. A review of acoustic dampers applied to combustion chambers in aerospace industry [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 74: 114-130.
- [15] LIAW P, CHEN Y S, SHANG H M, et al. Particulate multi-phase flowfield calculation with combustion/breakup models for solid rocket motor [C]//30th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1994.
- [16] HERMSEN R. Aluminum combustion efficiency in solid rocket motors [C]//19th Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 1981.
- [17] MAJDALANI J, KATTA A, BARBER T A, et al. Characterization of particle trajectories in solid rocket motors [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [18] SIPPEL T R, SON S F, GROVEN L J. Aluminum agglomeration reduction in a composite propellant using tailored Al/PTFE particles [J]. *Combustion and Flame*, 2014, 161(1): 311-321.
- [19] JAYARAMAN K, CHAKRAVARTHY S R, SARATHI R. Quench collection of nano-aluminium agglomerates from combustion of sandwiches and propellants [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2): 1941-1947.
- [20] ANAND K V, ROY A, MULLA I, et al. Experimental data and model predictions of aluminium agglomeration in ammonium perchlorate-based composite propellants including plateau-burning formulations [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(2): 2139-2146.
- [21] DOBBINS R A, STRAND L D. A comparison of two methods of measuring particle size of Al_2O_3 produced by a small rocket motor [J]. *AIAA Journal*, 1970, 8(9): 1544-1550.
- [22] 徐启. 固体火箭发动机羽流凝聚相颗粒分析研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- XU Q. Solid rocket motor plume condensed phase particle analysis research [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016.
- [23] SAMBAMURTHI J K. Al_2O_3 collection and sizing from solid rocket motor plumes [J]. *Journal of Propulsion and*

- Power, 1996, 12(3): 598-604.
- [24] GIRATA J, MCGREGOR W. Particle sampling of solid rocket motor/SRM/exhausts in high-altitude test cells [C]//21st Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1983.
- [25] MAURICE M S. Particle size distribution technique using conventional laser Doppler velocimetry measurements [J]. AIAA Journal, 1996, 34(6): 1209-1215.
- [26] BALAKUMAR B J, ADRIAN R J. Experiments in fluids experimental methods and their applications to fluid flow[M]. Berlin: Springer-Verlag, 2003.
- [27] EDWARDS T, HORTON K G, REDMAN D. Measurement of particulates in solid propellant rocket motors [D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 1986.
- [28] SAMBAMURTHI J K, PRICE E W, SIGMAN R K. Aluminum agglomeration in solid-propellant combustion [J]. AIAA Journal, 1984, 22(8): 1132-1138.
- [29] LIU T K, PERNG H C, LUH S P, et al. Aluminum agglomeration in ammonium perchlorate/cyclotrimethylene trinitramine/aluminum/hydroxy-terminated polybutadiene propellant combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(6): 1177-1184.
- [30] 刘鑫, 刘佩进, 金秉宁, 等. 复合推进剂中铝燃烧实验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(8): 1579-1585.
LIU X, LIU P J, JIN B N, et al. An experimental investigation of aluminum combustion in composite propellant [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(8): 1579-1585.
- [31] MANSER J R. Solid rocket motor plume particle size measurements using multiple optical techniques in a probe[D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 1986.
- [32] POWERS J P. Automatic particle sizing from rocket motor holograms [EB/OL]. [2023-08-25]. <https://xueshu.baidu.com/usercenter/paper/show?paperid=2fd780568096f3613d224133804036b9&site=xueshu-se>, 1992.
- [33] MCCRORIE J D. Particle behavior in solid propellant rocket motors and plumes [D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 1992.
- [34] TRAINEAU J, KUENTZMANN P, PREVOST M, et al. Particle size distribution measurements in a subscale motor for the Ariane 5 solid rocket booster [C]//28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [35] YOUNGBORG E D. Application of laser diffraction techniques to particle sizing in solid propellant rocket motors[D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 1991.
- [36] HOVLAND D L. Particle sizing in solid rocket motors[D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 1989.
- [37] LAREDO D, MCCRORIE J D, VAUGHN J K, et al. Motor and plume particle size measurements in solid propellant micromotors [J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(3): 410-418.
- [38] 周海清. 脉冲推力器点火过程数值模拟及尾焰检测技术研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2005.
- [39] LIU M Y. Analysis of agglomeration behaviors of aluminized composite propellants [J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2023, 44: 102852.