文章编号:1007－6735(2026)05－0525－08　DOI: 10.13255/j.cnki.jusst.20260630003

固冲发动机含硼富燃推进剂凝聚相燃烧产物特性研究进展

张　旭[1]，　张一鸣[1]，　田照阳[1]，　石　磊[1,2]
（1. 西北工业大学 固体推进全国重点实验室，西安 710072；2. 空天动力陕西实验室，西安 710077）

摘要： 含硼富燃推进剂是固体火箭冲压发动机的优选能量来源，但其凝聚相组分的燃烧不充分是制约发动机性能提升的关键瓶颈之一。对凝聚相燃烧产物特性的研究有助于评估颗粒相实际燃烧效果、剖析细观乃至微观层面的掺混与燃烧机制。目前，相关研究主要分一次燃烧与二次燃烧凝聚相产物展开：一次燃烧产物方面，已形成仪器分析与湿化学分析相结合的多手段诊断体系，掌握了产物的物相组成、聚集形貌及粒度特征，并揭示了燃烧压力对产物组分与粒度分布的影响规律；二次燃烧产物方面，基于地面直连实验与多种采样手段，明确了产物以氧化硼为主的组成特征及其粒度、燃烧效率随补燃室空间位置的分布规律，加深了对补燃室内颗粒相燃烧进程的认识。未来有必要进一步发展时空分辨的在线联合诊断技术，覆盖更全面的实验工况，并以凝聚相产物为纽带建立“微观–细观–宏观”多尺度关联机制，为固冲发动机燃烧效率的提升提供支撑。

关键词： 固体火箭冲压发动机；凝聚相产物；含硼富燃推进剂；一次燃烧；二次燃烧
中图分类号： V 435　　**文献标志码：** A

Advances in investigating condensed-phase products from boron-based fuel-rich propellants in solid rocket ramjets

Zhang Xu[1],　Zhang Yiming[1],　Tian Zhaoyang[1],　Shi Lei[1,2]
(1. *National Key Laboratory of Solid Rocket Propulsion, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*; 2. *Shanxi Laboratory of Aerospace Propulsion, Xi'an 710077, China*)

Abstract: Boron-based fuel-rich propellants are a preferred energy source for solid rocket ramjets. However, incomplete combustion of their condensed-phase components remains a major bottleneck to further improving engine performance. Characterization of condensed-phase combustion products is

收稿日期: 2026−06−30
基金项目: 国家自然科学基金资助项目(52272405)；西北工业大学博士研究生创新基金−基础研究专项(ZX2026003)
第一作者: 张　旭(2002—)，男，硕士研究生．研究方向：冲压及组合发动机．E-mail：jptmg@mail.nwpu.edu.cn
通信作者: 石　磊(1986—)，男，教授．研究方向：宽域冲压及组合发动机一体化融合设计与协同工作．E-mail：shilei@nwpu.edu.cn

引文格式: 张旭，张一鸣，田照阳，等．固冲发动机含硼富燃推进剂凝聚相燃烧产物特性研究进展[J]．上海理工大学学报，2026，48(5)：525-532.
Citation: Zhang Xu, Zhang Yiming, Tian Zhaoyang, et al. Advances in investigating condensed-phase products from boron-based fuel-rich propellants in solid rocket ramjets[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2026, 48(5): 525-532.

essential for evaluating the actual combustion of the particle phase and elucidating the mixing and combustion mechanisms at the mesoscopic and microscopic scales. Current studies have mainly focused on condensed-phase products from primary and secondary combustion. For primary combustion products, a multi-technique diagnostic framework integrating instrumental and wet-chemical analyses has been established. This framework has provided insights into the phase composition, agglomeration morphology, and particle size characteristics of the products. It has also revealed the effects of combustion pressure on product composition and particle size distribution. For secondary combustion products, direct-connect tests combined with various sampling techniques have identified boron oxide as the predominant component. These studies have also characterized the spatial distributions of particle size and combustion efficiency within the afterburning chamber, providing further insight into the particle-phase combustion process. Future research should focus on developing time- and spatially resolved in-situ diagnostic techniques and extending investigations to a broader range of operating conditions. In addition, condensed-phase combustion products should serve as a bridge for establishing multiscale correlations across the micro-, meso-, and macroscales. Such efforts will provide a foundation for further improving combustion efficiency in solid rocket ramjets.

Keywords: *solid rocket ramjet*; *condensed-phase products*; *boron-based fuel-rich propellants*; *primary combustion*; *secondary combustion*

冲压发动机通过使气流减速增压的方式代替转动部件，降低了结构的复杂度。相比火箭发动机，冲压发动机充分利用空气中的氧气作为氧化剂，提高了比冲，广泛应用于超声速飞行器中[1]。固体火箭冲压发动机（简称固冲发动机）通过在冲压发动机内部嵌入固体火箭发动机，融合了火箭发动机大推重比与冲压发动机高比冲的优势，可显著提高以其为动力系统的飞行器的射程与突防能力；相较使用液体动力的冲压发动机，则具有推进剂密度高、结构简单、长时贮存、快速反应等特点[2-3]，在超声速巡航飞行器领域具有广阔的应用前景。

固冲发动机普遍采用富燃推进剂，而硼颗粒具有极高的质量热值和容积热值[4]，因此，含硼富燃推进剂在固冲发动机中得到广泛应用[5-6]。富燃含硼推进剂在固冲发动机工作过程中：首先，在燃气发生器的贫氧环境中进行一次燃烧，产生富燃燃气，随后与来流空气在补燃室内进行二次燃烧，最后通过尾喷管加速膨胀排出，产生推力[7]。然而，现有研究表明[2, 8-11]，推进剂内凝聚相成分燃烧不充分是制约固冲发动机性能提升的关键问题之一，其中以硼颗粒的燃烧问题最为突出。在常温下，硼颗粒表面覆盖一层氧化硼薄膜，受热后熔融的氧化硼液膜具有较高黏度，会覆盖在硼颗粒表面，阻碍氧气向硼基体中扩散。只有当高沸点的氧化硼液膜通过反应/蒸发去除后，内部的硼核才能进行充分燃烧，这使得硼颗粒具有较高的点火温度和较长的点火延迟[12-13]。一直以来，国内外学者针对富燃含硼推进剂的燃烧机制与模型进行了广泛的理论与实验研究[14-15]，包括AP/HTPB热解与交叉反应机制、以King模型为代表的硼颗粒半经验点火模型、详细的硼燃烧化学动力学模型、硼颗粒在燃面附近的团聚机制等。而对推进剂凝聚相燃烧产物特性的分析，有助于对发动机内实际燃烧效果进行评估，并从细观甚至微观的层面剖析内在的掺混与燃烧机制，从而为模型的构建与验证提供坚实的支撑，对于提升发动机性能表现至关重要[14,16]。

本文围绕固冲发动机含硼富燃推进剂凝聚相燃烧产物特性，聚焦凝聚相产物本身的物相组成、形貌结构、粒度分布和空间分布规律，系统综述一次燃烧与二次燃烧凝聚相产物的研究进展。

1 固体火箭冲压发动机凝聚相产物研究进展

固冲发动机补燃室内富燃燃气的二次燃烧是固冲发动机主要的能量释放过程，可占含硼推进

剂总能量释放的 90% 左右[17]。补燃室内的二次燃烧基于燃气发生器的一次燃烧产物进行。一次燃烧产物成分对二次燃烧过程有重要影响，是连接一次燃烧与二次燃烧的纽带。研究这两次燃烧过程，掌握其能量释放特点，可以为改善含硼推进剂燃烧过程提供指导[18]。凝聚相产物的形成、演变和最终状态反应了推进剂完整的燃烧过程，包含了丰富的物理化学信息。目前，针对固冲发动机推进剂凝聚相产物的研究，往往基于发动机的两次燃烧过程进行。

1.1　一次燃烧凝聚相产物研究

1.1.1　理化特性分析

一次燃烧过程发生在燃气发生器内，相对于二次燃烧过程，整体环境较为简单，常通过燃烧实验装置模拟燃气发生器内环境，对推进剂样品进行点火燃烧实验并获取燃烧产物。对凝聚相产物的分析手段主要包括仪器分析和化学分析。20 世纪 70 年代，Mellor[19] 首次引入 X 射线衍射（X-ray diffractometer，XRD）、扫描电子显微镜（scanning electron microscope，SEM）等手段，对推进剂一次燃烧产物进行物相分析和形貌分析，发现了五硼酸铵和碳，且硼颗粒尺寸在一次燃烧前后未发生显著变化。XRD 可较好地表征凝聚相产物的整体组分，而穿透较浅的 X 射线光电子能谱仪（X-ray photoelectron spectrometer，XPS）可用于研究产物的表面组分[20]。除了仪器分析，李疏芬等[21] 通过酸碱滴定法，定量分析了一次燃烧产物中硼单质、氧化硼等的含量。刘林林[22] 设计了一套详细的湿化学分析流程，对一次燃烧产物进行了精细化研究，实现了对单质硼、氧化硼、碳化硼、氮化硼、单质碳等主要成分的定量分析。

梁导伦[23] 通过推进剂样品的激光点火实验获得一次燃烧产物，使用电感耦合等离子体光谱仪（inductively coupled plasma atomic emission spectrometer, ICP-AES）代替酸碱滴定，对一次凝聚相产物的组分和含量进行了系统性研究。结果表明，凝聚相产物的主要成分包括 B、C、$B_{13}C_2$、B_4C、H_3BO_3、B_2O_3、BN、Mg、$MgCl_2$、NH_4Cl 等。其中，硼碳化合物、硼氧化物和硼单质的质量分数较高。Liu 等[17] 对一次燃烧产物的定量分析验证了这一观点，明确指出 B、C、B_4C 是含量较高的 3 种可燃成分。

一次凝聚相产物的形貌特征能够体现其动态燃烧过程。典型一次燃烧产物形貌如图 1 所示[24]，整体不规则，主要由大尺寸块状物和小尺寸颗粒组成。大尺寸块状物表面吸附着较多 100 nm 左右的球形碳颗粒，部分块状物表面呈明显的玻璃态，表明其表面发生了氧化。不规则的大尺寸块状物被认为是由液态的氧化硼，或与高沸点的碳化硼以及氮化硼粘连形成[17,25]，而内部高熔点的硼颗粒在一次燃烧温度相对较低的情况下始终保持固态，从而形成不规则的硼聚集体，其三维空间结构呈多孔分支状，如图 2 所示。文献 [17,26] 中将这种结构形容为“珊瑚状”或“聚集体”，以此区别其与铝颗粒燃烧形成的球形团聚体。

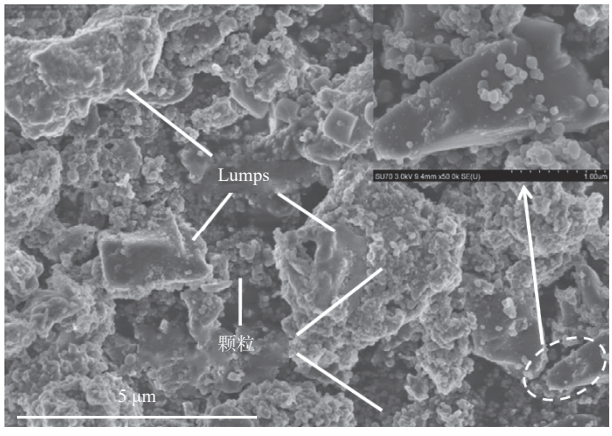

图 1　典型一次燃烧产物的 SEM 局部放大图[24]

Fig. 1　SEM partial enlarged view of typical primary combustion products[24]

在凝聚相产物的众多组分中，硼碳化合物兼具结构骨架与能量载体的双重角色，值得特别关注。从形成机制看[27-28]，硼碳化合物中的碳主要来源于黏合剂的热解产物（如 CH_4、C_2H_4 等），硼颗粒与这些含碳的热解产物在贫氧的一次燃烧环境下生成碳化硼。从燃烧作用看，硼碳化合物具有两面性[27-29]：一方面，其生成将部分活性硼“固定”为熔点约 2 600 K 的难熔碳化物，在一次燃烧温度下难以气化，并与氧化硼液膜及氮化硼相互粘连，构成“珊瑚状”结构的高熔点骨架，降低了单质硼在一次燃烧中的有效利用率；另一方面，硼碳化合物仍储存可观的化学能，是含量最高的可燃成分之一，可在补燃室二次燃烧的高温富氧环境中进一步氧化为氧化硼与碳氧化物，并释放热量，构成二次燃烧能量释放的重要来源。

1.1.2　一次凝聚相产物特性的调节

一次凝聚相燃烧产物的组分和粒度分布对二

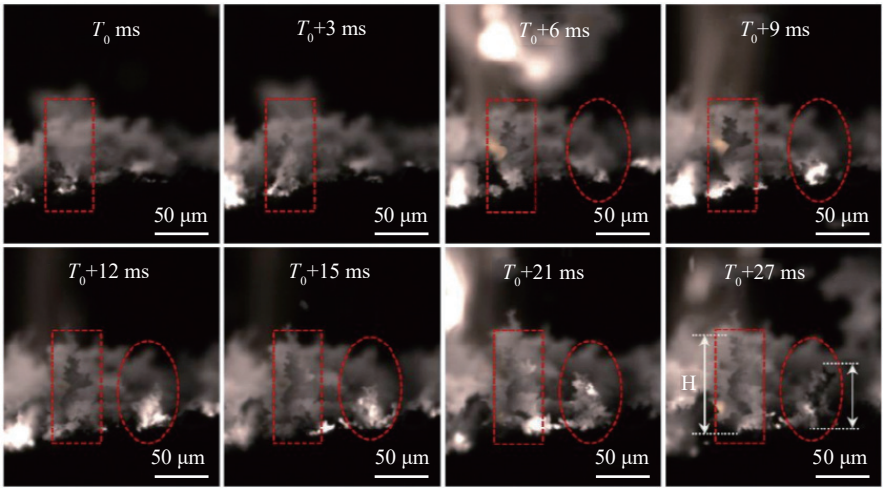

图 2 含硼固体推进剂燃面上硼聚集体的形成[15]

Fig. 2 Formation of boron agglomerates on the burning surface of boron-containing solid propellant[15]

次燃烧过程有重要影响，并且受一次燃烧的环境压力影响较大[29]。燃气发生器压力作为工程实践中可供调节的关键参数，研究其对一次凝聚相产物组分及粒度分布的影响，对于改善二次燃烧过程具有重要意义。Xu 等[30]将推进剂样品放置于如图 3 所示的加压燃烧室中，用石英容器罩住样品，并用氩气置换燃烧室内的空气以模拟一次燃烧过程中的贫氧环境，燃烧结束后从容器内壁获得一次燃烧的凝聚相产物，实现封闭式收集。分析表明，硼在一次燃烧中的反应程度低于 50%；增加燃烧压力，促进了硼与碳氢化合物的反应，生成了更多的硼碳化合物，燃烧压力的增加对燃烧产物组分影响不大。Liu 等[29]、Ao 等[24]的研究表明，一次燃烧产物中含有大量的碳化硼、氧化硼，并伴随明显的硼团聚现象，反映了硼颗粒经历的熔化、团聚、燃烧的过程；且碳化硼与氧化硼的含量随燃烧压力的降低而降低。Liu等[29]还观察到，压力会影响硼碳化合物的存在形式，具体而言，在低燃烧压力下，硼碳化合物以 $B_{12}C_2$ 形式存在，在高燃烧压力下，以 B_4C 形式存在。这一现象在 Xu 等[30]的研究中并未观察到，可能是因为其研究中最高压力为 10 atm（1 atm=101.325 kPa），而 Liu 等[29]的研究中达到了 37 atm。然而，给定燃烧压力和燃烧温度的最小吉布斯自由能计算结果显示，碳化硼的含量应随压力的升高而降低[31]。这表明一次燃烧过程并非处于完全热力学平衡状态，具有燃速快、凝聚相粒子在一次燃烧区滞留时间有限等特点，实际反应过程受传热与反应动力学控制。碳化硼的生成速率在高温高压条件下有所提高，而生成的碳化硼在缺氧与有限的滞留

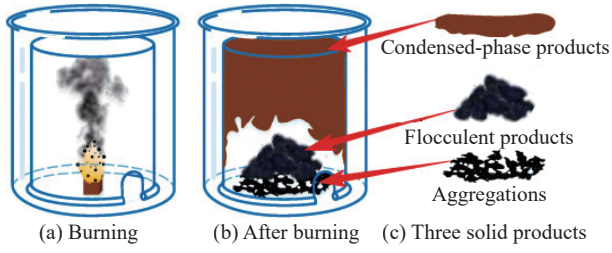

图 3 试样的点火与燃烧过程（Ar 气氛，1 bar，不加容器）[30]

Fig. 3 Ignition and combustion process of the sample (Ar atmosphere, 1 bar pressure, without the container)[30]

时间下得到保留。

对于粒径分布随压力的变化，研究[24,30-31]表明，高燃气发生器压力可以生成粒径更小的一次燃烧产物。小粒径产物的比表面积较大，有助于在补燃室内与空气掺混及二次燃烧，这对提高推进剂整体燃烧效率和发动机性能具有积极意义。这一现象可以解释为：低压下，气动剥离力较弱，有利于大尺寸团聚体形成；高压下，气流速度增大，颗粒脱离趋势增强，团聚体尺寸相应减小[25]。苑继飞[15]在研究中发现，一次凝聚相产物的平均粒径随着燃烧压力的升高小幅增加。这可能是由于受限于取样方式，仅收集到燃烧后残留的凝聚相产物，无法实现燃烧全过程凝聚相产物的完整无损采集。燃烧过程中产生的小粒径颗粒更容易随一次燃气一并排出，而燃烧压力的增大使得燃速加快、燃气流速增大，小颗粒更易被气流携带排出，残留产物中大颗粒的占比升高，这导致收集方法本身具有粒径选择上的倾向性。

对推进剂内硼粉进行改性是提升推进剂燃烧效率的常用方式，可有效促进推进剂的能量释

放，包括去除表层氧化膜、提供初次点火热量、增大硼颗粒的比表面积等[32]。庞维强等[33]对采用 LiF、AP、PBT 包覆硼颗粒后的推进剂燃烧残渣进行湿化学滴定，发现包覆后的推进剂燃烧产物中，氧化硼含量显著升高，而单质硼与氮化硼的含量降低。范红杰等[34]采用 SEM 对聚叠氮缩水甘油醚包覆的含硼推进剂燃烧产物进行了分析，发现凝聚相产物的分散性获得了改善，表明推进剂的燃烧性能获得了提升。

1.2　二次燃烧凝聚相产物研究

1.2.1　理化特性分析

相较于一次燃烧产物的研究，补燃室二次燃烧凝聚相产物的研究相对较少，大多采用地面直连实验的方式进行，但也有少部分采用模拟燃烧环境进行收集。苑继飞[15]使用一种微管燃烧器进行燃烧实验，一次燃烧产物射流以一定速度离开微管后与空气掺混燃烧，视为准二次燃烧。X 射线能谱仪（energy-dispersive X-ray spectroscopy, EDS）结果显示，燃烧产物中含有大量的 O、C 成分，表明硼颗粒在运动过程中发生了较为剧烈的燃烧；N 只在高压下被检测出，表明 BN 在空气氛围下的生成需要一定的压力，这与邢曦等[35]的研究结论一致。除了一次燃烧中的硼“聚集体”，还观测到了大尺寸的光滑硼团聚物，表明二次燃烧的高温可能导致了硼颗粒的熔化。图 4 中的两个区域展示了这两种不同的产物形貌。大颗粒的大规模出现表明二次燃烧过程中烧结现象较为严重，降低了颗粒相的比表面积。

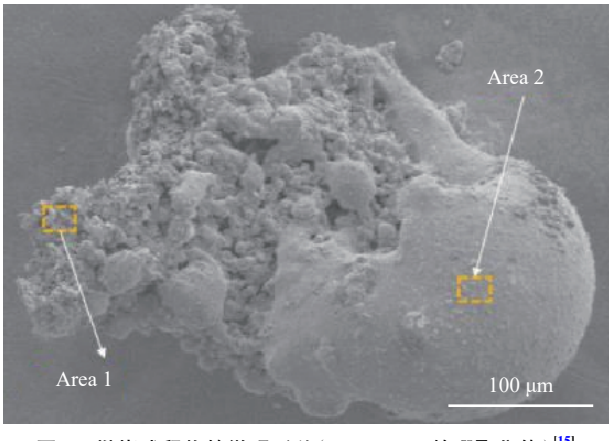

图 4　燃烧残留物的微观形貌（1.1 MPa 下的硼聚集体）[15]

Fig. 4　Microscopic morphology of the combustion residue (boron agglomerates at 1.1 MPa)[15]

刘道平等[36-38]使用乙醇与氧气反应后的高温富燃燃气加热硼颗粒，获得与一次燃气成分接近的富燃燃气，通入补燃室环境中与空气进行掺混燃烧，并使用取样杆伸入补燃室，二次燃烧的凝聚相产物撞击取样杆被冷却后附着在取样杆上。结果表明，样品结晶后的产物为 H_3BO_3，其部分可能来源于氧化硼的吸湿效应，并使用 H_3BO_3 含量表征凝聚相产物中 B_2O_3 的含量。王云霞等[39]通过水冷探针收集直连实验中发动机工作中的凝聚相产物，采用 XRD、EDS 进行分析，结果表明，主要成分为 B_2O_3，大部分产物形状为不规则片状，粒度集中在 0.3～40 μm，呈三峰分布。

除了通过取样杆冷却收集发动机工作中的凝聚相产物，也可以在发动机实验结束后拆解发动机，收集内壁面凝聚相沉积物。赵瑞杰等[40]在发动机地面直连实验完成后收集内壁面凝聚相产物，发现二次燃烧产物的主要成分为不完全燃烧的硼氧化物以及氮化硼，其实验用发动机为固体火箭亚燃冲压发动机；杨鹏年等[41]则基于固体火箭超燃冲压发动机地面直连实验，收集发动机工作后的凝聚相沉积产物，认为超声速燃烧室凝聚相产物主要由 B、C、BN、B_4C、B_2O_3、Al_2O_3 等组成。二者差异表明，补燃室内气流速度可能对颗粒相燃烧有较大影响。超声速气流下颗粒滞留时间大幅缩短，且气流静温相对较低，颗粒点火延迟在其有限停留时间中占比显著增大，导致较多单质硼、碳等一次燃烧组分得以保留；而亚燃补燃室中气流经减速增压后静温较高、滞留时间较长，硼氧化更为充分，产物中硼氧化物占比相应升高。

综合上述研究可以发现，一次/二次凝聚相产物的收集方式种类多样，收集方式对测量结果具有重要影响。总体而言，各类收集方式均存在一定的限制或选择性。一次燃烧产物收集中，若无法及时将产物从模拟燃气发生器环境中排出，产物长时间高温滞留可能发生后反应；然而，凝聚相产物排出的粒径选择倾向性同样会对产物特性造成影响。二次燃烧产物收集中，通过取样杆或水冷探针实现的撞击式收集可实现空间分辨与快速淬冷，但对粗颗粒存在惯性采集偏好；壁面沉积收集操作简便、空间信息丰富，但沉积过程具有选择性，且沉积物经历长时间高温滞留，可能已发生烧结与继续反应。在对比不同研究的产物特性结论时，应充分考虑收集方式差异的影响。

1.2.2　二次凝聚相产物空间分布特性

固冲发动机补燃室是一个较大的三维空间，

且可能面临相对复杂的结构设计，二次燃烧在补燃室不同空间处的燃烧条件和进程可能不同，并对发动机构型展现出较强的依赖性。刘道平等[36-38]在补燃室不同位置处收集凝聚相燃烧产物，并设计了一套基于硼和氧化硼质量变化的燃烧效率评价方法，发现硼颗粒燃烧效率随补燃室轴向位置的增大而单调增大。王云霞等[39]对补燃室不同位置处采集的凝聚相产物进行粒度分析，发现随着补燃室长度的增加，凝聚相产物粒度逐渐减小；自发动机轴线向壁面的径向变化过程中，产物粒度先明显减小，后略微增大。分析认为，产物粒径减小意味着硼颗粒与空气的掺混燃烧进行得更好。吴秋等[42]通过地面直连实验，使用水冷探针对凝聚相产物进行采样，分析发现硼燃烧效率随补燃室长度增加而升高；而从发动机轴线到壁面的过程中，燃烧效率降低，这与实验中发动机采用旁侧进气的方式有关。

杨鹏年等[41]收集了双凹腔构型的固体火箭超燃冲压发动机不同部位的凝聚相燃烧产物，获得不同位置处产物的 XRD 结果如图 5 所示。凝聚相产物理化特性的空间分布充分反映了颗粒相在发动机空间内的二次燃烧过程。分析发现，喉部区域的产物保留了一次燃烧原始特征，为微米级疏松块状物和百纳米级碳颗粒，尚未大规模氧化；高温高压的前置凹腔区域处，凝聚相产物表面形成了孔洞结构，且此处伴随着硼/碳含量的快速降低，以及氧元素含量的快速升高；后置凹腔处团聚体粒径则明显增加；而在出口处，出现了碳颗粒被包裹导致燃烧不完全的现象，分析认为氧化硼的大量生成包裹了碳颗粒，抑制了碳颗粒的反应。整体分析表明，增加补燃室内高温高压区域或延长含能凝聚相物质在高温高压区域的停留时间，是提升富燃含硼推进剂燃烧效率的关键。

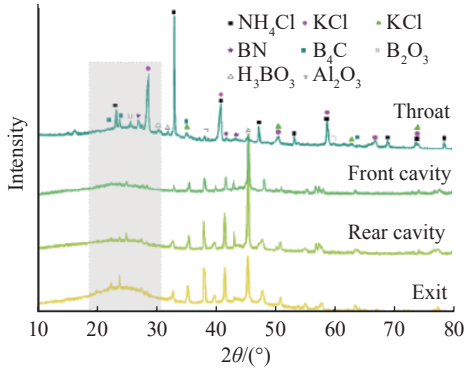

图 5 凝相产物衍射能谱[41]

Fig. 5 XRD patterns of the condensed-phase products[41]

2 发展展望

目前对于固冲发动机凝聚相燃烧产物的研究，已通过合理的实验安排和多技术联合诊断的方式，实现了对其理化特性的基本分析。基于此，对未来固冲发动机凝聚相产物研究的发展趋势提出展望：

a. 更先进的诊断技术。目前对凝聚相产物的研究多聚焦于燃烧进程结束后的最终态信息，难以捕捉其在动态燃烧过程中的演变，凝聚相产物的壁面沉积也使光学诊断手段效果受限。未来可从在线与原位两个层面构建气固相多组分同步检测体系：在产物收集方面，发展可移动水冷探针阵列、多工位时序收集等时空分辨取样技术，实现燃烧进程中凝聚相产物的时序“冻结”捕获；在气相诊断方面，引入可调谐半导体激光吸收光谱、分子束质谱等手段，实现 BO、BO_2、HBO_2 等硼燃烧关键中间体的在线定量；在颗粒相诊断方面，发展激光诱导白炽光、高速成像与在线粒度测量技术，获取颗粒相浓度、粒径的时空分布；在离线表征方面，结合微计算机断层扫描技术三维重构、原位加热台显微观测等手段，还原聚集体的三维结构与氧化硼液膜的动态行为。通过上述手段的联合，有望获得凝聚相产物在动态燃烧过程中的完整演变路径，为燃烧模型的优化提供新的依据。

b. 更全面的实验工况。现有凝聚相产物数据分散于不同燃烧装置、发动机构型与收集方法之间，可比性较弱，制约了规律的提炼。未来一方面应建立标准化的凝聚相产物无损收集流程与硼燃烧效率定量评价方法，提升不同研究间数据的可比性与可复用性；另一方面，针对固冲发动机宽域工作的需求，系统开展覆盖不同燃烧室压力、余气系数、来流马赫数与总温的工况矩阵实验，并涵盖直流式与旁侧进气、凹腔稳焰等典型构型，探究来流条件与扰流参数对气固两相掺混及颗粒相燃烧进程的影响。在此基础上，进一步积累机动飞行条件下的产物数据，形成覆盖“工况–构型–产物特性”的系统性数据库，为发动机设计及性能优化提供坚实的数据支撑。

c. 多尺度关联机制的探究。现有研究大多基于凝聚相产物本身的理化特性进行简单分析，尚未充分挖掘其信息价值。从细观的凝聚相产物出

发，往微观可以反映推进剂组分的化学反应过程，往宏观则可表征发动机内的流动传热过程与工作状态，应重点发挥凝聚相产物的纽带作用。具体而言，可以未燃硼含量、碳化硼与氮化硼比例、粒度分布特征等关键产物指标作为中间变量，建立“配方参数−一次燃烧产物特性−二次燃烧产物特性−发动机性能”的逐级定量关联；利用凝聚相产物的定量数据反演校验硼颗粒点火燃烧模型中的关键参数，如液膜动力学参数与团聚判据，实现“实验−产物−模型”的闭环验证；结合机器学习与人工智能技术，发展产物形貌图像的自动识别分类与基于产物特征指纹的燃烧效率快速预测方法，发现传统手段难以揭示的规律。通过多尺度关联机制的建立，有助于明确从微观燃烧机制到宏观发动机性能的完整影响链路，为发动机性能的进一步提升提供指导。

3　结　论

富燃含硼推进剂作为固冲发动机的理想能量来源，其凝聚相组分的燃烧不充分制约了发动机性能的进一步提升。通过对凝聚相燃烧产物特性的研究，有助于评估燃烧效果、剖析燃烧机制。目前对于固冲发动机凝聚相燃烧产物特性的研究主要分一次燃烧产物与二次燃烧产物进行，取得了一定的成果，实现了对凝聚相产物理化特性的多手段分析，并基于燃烧压力、空间分布等关键参数对凝聚相产物特性的影响进行了研究。未来有必要进一步发展先进联合诊断技术，实现对凝聚相产物的时空监测；覆盖更全面的实验工况，为发动机设计和性能优化提供指导；建立“微观−细观−宏观”的多尺度关联机制，明确影响链路，发挥凝聚相产物的纽带作用。

参考文献：

[1] Zhao G J, Tian Z Y, Pan H L, et al. Combustion mode and heat release characteristics of a kerosene-fueled rocket-aided ramjet combustor in ramjet-to-scramjet mode transition[J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 141: 108529.

[2] Fry R S. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27−58.

[3] Yan H, Chen J M, Liu J, et al. Experimental study on ablation of thermal insulation layer in afterburning chamber of solid rocket ramjet during maneuvering flight conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2025, 46(1): 99−107.

[4] 夏智勋, 冯运超, 马立坤, 等. 固体火箭超燃冲压发动机燃烧技术研究进展 [J]. 航空学报, 2023, 44(15): 528793.

[5] Gany A. Thermodynamic limitation on boron energy realization in ramjet propulsion[J]. Acta Astronautica, 2014, 98(2): 128−132.

[6] Suzuki N, Kuwahara T. Combustion characteristics of boron particles for ducted rockets-effects of pressure [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose: AIAA, 2013.

[7] 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.

[8] 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.

[9] 刘洋, 高勇刚, 余晓京, 等. 固体火箭燃气超燃冲压发动机概念分析 (Ⅰ)——全流道一体化设计 [J]. 固体火箭技术, 2018, 41(4): 403−413.

[10] Kazaoka Y, Takahashi K, Tanabe M, et al. Combustion characteristics of boron particles in the secondary combustor of ducted rockets[C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. San Diego: AIAA, 2011.

[11] Zhao Z J, Liu C Y, Huang W. Research progress on mixing and combustion performance of strut/cavity-based combustor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(16): 29765.

[12] King M K. Ignition and combustion of boron particles and clouds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(4): 294−306.

[13] 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.

[14] 杨猛, 夏登超, 纪鹏飞, 等. 固体火箭冲压发动机燃烧研究进展及展望 [J/OL]. 海军航空大学学报: 1–25[2025-10-29]. https://link.cnki.net/urlid/37.1537.V.20251028.1414.002.

[15] 苑继飞. 复合固体推进剂点火燃烧及燃面团聚机理研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2022.

[16] 黄利亚, 夏智勋, 陈斌斌. 固体火箭冲压发动机二次燃烧试验研究 [J]. 固体火箭技术, 2017, 40(5): 552−556.

[17] Liu J, Liang D, Xiao J, et al. Composition and characteristics of primary combustion products of boron-based propellants[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2017, 53(1): 55−64.

[18] 张先瑞, 王园园, 陈涛, 等. 含硼富燃料推进剂的能量释放特性 [J]. 固体火箭技术, 2020, 43(6): 701−706.
[19] Mellor A M. Particulate matter in the exhaust of a boron-loaded solid propellant[J]. AIAA Journal, 1971, 9(10): 1944−1947.
[20] Pein R, Ciezki H K, Eicke A. Instrumental diagnostics of solid fuel ramjet combustor reaction products containing boron[C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego: AIAA, 1995.
[21] 李疏芬, 金荣超. 含金属固体推进剂燃烧残渣的成分分析 [J]. 推进技术, 1996, 17(1): 83−88.
[22] 刘林林. 含硼富燃料推进剂一次燃烧影响因素及产物燃烧性能研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
[23] 梁导伦. 硼基贫氧固体推进剂一次燃烧产物体系能量释放特性研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2018.
[24] Ao W, Wang Y. Effect of gas generator pressure on the physicochemical, oxidation and combustion characteristics of boron-based propellant primary combustion products[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2017, 129(3): 1865−1874.
[25] Rashkovskiy S A. Direct numerical simulation of boron particle agglomeration in combustion of boron-containing solid propellants[J]. Combustion Science and Technology, 2017, 189(8): 1277−1293.
[26] Yuan J F, Liu J Z, Zhang L Q, et al. Combustion and agglomeration characteristics of boron particles in boron-containing fuel-rich propellant[J]. Combustion and Flame, 2021, 232: 111551.
[27] Rashkovskiy S A. Formation of solid residues in combustion of boron-containing solid propellants[J]. Acta Astronautica, 2019, 158: 277−285.
[28] Basalaev S A, Kuznetsov V T, Rashkovskiy S A. Experimental study of boron carbide formation in combustion of boron-containing solid propellants[J]. International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 2024, 23(3): 47−68.
[29] Liu L L, He G Q, Wang Y H, et al. Factors affecting the primary combustion products of boron-based fuel-rich propellants[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 33(2): 333−337.
[30] Xu P H, Liu J Z, Zhang L Q, et al. Composition of solid and gaseous primary combustion products of boron-based fuel-rich propellant[J]. Acta Astronautica, 2021, 188: 36−48.
[31] 丁小雨, 金星, 张鹏. 压强对含硼富燃料推进剂一次燃烧产物的影响 [J]. 火炸药学报, 2015, 38(4): 90−94.
[32] 席剑飞, 刘建忠, 李和平, 等. 促进硼颗粒点火和燃烧的方法的研究进展 [J]. 含能材料, 2013, 21(4): 533−538.
[33] 庞维强, 张教强, 张琼方, 等. 硼粉的包覆及含包覆硼推进剂燃烧残渣成分分析 [J]. 固体火箭技术, 2006, 29(3): 204−207,221.
[34] 范红杰, 王宁飞, 关大林. GAP 包覆硼对硼固体推进剂燃烧特性的影响 [J]. 推进技术, 2002, 23(3): 262−264.
[35] 邢曦, 李疏芬. 减少含硼推进剂残渣中氮化硼含量的研究 [J]. 固体火箭技术, 2003, 26(1): 51−54.
[36] 刘道平. 固体火箭冲压发动机条件下硼颗粒燃烧过程试验研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
[37] 刘道平, 夏智勋, 胡建新, 等. 基于凝相燃烧产物分析的固冲发动机补燃室硼燃烧特性研究 [J]. 固体火箭技术, 2014, 37(5): 640−644.
[38] Liu D P, Xia Z X, Huang L Y, et al. Boron particle combustion in solid rocket ramjets[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2015, 28(4).
[39] 王云霞, 刘宇, 陈林泉, 等. 含硼推进剂固冲发动机补燃室内凝聚相燃烧产物特性试验研究 [J]. 固体火箭技术, 2013, 36(5): 598−602.
[40] 赵瑞杰, 张淋清, 蔡文祥, 等. 固体火箭冲压发动机含硼推进剂燃烧性能实验研究 [J]. 推进技术, 2022, 43(9): 210370.
[41] 杨鹏年, 夏智勋, 马立坤, 等. 固体火箭超燃冲压发动机凝相产物特性研究 [J]. 推进技术, 2025, 46(5): 201−209.
[42] 吴秋, 陈林泉, 王云霞, 等. 含硼固冲发动机补燃室内凝相产物燃烧效率测试方法 [J]. 固体火箭技术, 2014, 37(1): 134−138.

（编辑：毕莉明）