

文章编号: 1006-9941(2007)04-0436-05

含硼富燃料推进剂燃烧性能的研究进展

张琼方¹, 曹付齐², 孙振华³

(1. 中国兵器工业第二〇三研究所, 陕西 西安 710065;

2. 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘要: 对国内外含硼富燃料推进剂燃烧性能的研究状况进行了综述,总结了提高含硼富燃料推进剂一次喷射效率和二次燃烧性能所采取的技术途径,主要包括硼粒子的表面包覆、推进剂配方的调整、燃气发生器喷管结构的改进、空燃比的变化、合理燃气喷射方式的选择、进气方式、二次进气间距以及进气量的优化等,这些改进可使含硼富燃料推进剂一次喷射效率提高,燃烧残渣减少,二次燃烧效率也大幅度改善。

关键词: 固体火箭冲压发动机; 含硼富燃料推进剂; 推进剂燃烧; 燃烧效率

中图分类号: V512

文献标识码: A

1 引言

高能含硼富燃料推进剂热值一般大于 30 MJ/kg、比冲达到或超过 9000 N·s/kg,因此它可以显著提高固冲发动机的性能,增大导弹武器的射程,提高战术武器的作战效能。含硼富燃料推进剂潜在的高能量在冲压发动机中以燃烧的形式释放出来,因此,良好的燃烧性能是工程应用的前提和基础。但由于含硼富燃料推进剂的氧化剂含量低,硼粒子自身难以点火的特点,带来了含硼富燃料推进剂燃速压强指数低、喷射效率低、燃烧产物温度低、燃烧效率低等一系列问题,影响了它在工程上的应用。为了解决这些问题,必须对含硼富燃料推进剂的燃烧性能进行研究。

含硼富燃料推进剂燃烧性能的改善主要是提高含硼富燃料推进剂的一次喷射效率和二次燃烧效率。本文综述了改善含硼富燃料推进剂一次喷射效率和二次燃烧效率的研究状况,包括硼粒子表面包覆、调节推进剂配方、改进固冲发动机结构等。

2 提高含硼富燃料推进剂一次喷射效率的技术途径

2.1 包覆硼粉

李疏芬^[1]等研究发现通过 LiF 包覆可有效降低推进剂的燃点,减弱硼粒子之间的凝聚作用。推进剂燃烧时喷射强烈,极大地改善残渣的分散性,提高了推进剂的一次喷射效率。氧化剂 AP、KP 包覆硼粉,提高了

硼粒子的反应活性,燃面及火焰温度提高 200 °C 以上,残渣颗粒明显减小,推进剂的燃烧效率提高。而且还从 DTA、TG-DTG 和 DSC 试验中得出在 400 ~ 500 °C 时推进剂的反应焓提高近 35% ~ 80% (相对基础配方),证明包覆有利于提高推进剂的燃烧效率^[2]。

范红杰等^[3]研究发现 GAP 包覆硼粉可提高含硼推进剂的点火能力和含硼推进剂的燃烧残渣分散性,从而提高含硼推进剂的喷射效率和燃烧效率。

经 Ti 或者 Zr 包覆后的硼粒子^[4],大大缩短硼粒子的点火时间,提高硼粒子的燃烧效率。

2.2 调整推进剂配方

2.2.1 调整氧化剂含量、级配、粒径

胡松启等^[5]通过对氧化剂 AP 含量、级配和团聚后粒径的调整,发现 AP 含量在 33% ~ 35% 变化时,喷射效率提高较快。分析认为,当配方中氧化剂含量增加时,推进剂热值增高,药柱燃烧后成气性好,大量气体很容易将凝相产物一起“带出”喷射装置外,提高喷射效率;相应的如果提高推进剂中超细 AP(1 μm)含量,喷射效率提高;采用多级配的硼团聚粒子,喷射效率也有所提高。

文献^[6]通过调节金属粉的配比和粒度、添加高速燃速催化剂等方法,提高了一次喷射效率。通过 Ø130 发动机一次燃烧的试车,一次喷射效率达到 98% 左右。

2.2.2 添加易燃金属

向含硼推进剂中加入 Mg、Ti、Zr 和镁铝合金等易燃金属,通过易燃金属的燃烧,提高硼颗粒周围的温度,从而促进硼粒子的点火和燃烧。李疏芬等^[1]通过在推进剂配方中添加 Mg 粉,提高了推进剂的一次喷射效率,改善了残渣的分散度。Tsujikado 等人^[7,8]研究也发现,在含硼推进剂中加入 20% 以下的镁或镁铝

收稿日期: 2006-08-29; 修回日期: 2007-01-09

作者简介: 张琼方(1977 -),女,工程师,硕士,发动机性能及装药设计。e-mail: sannyzhang@hotmail.com

合金,显著降低了燃气发生器中的固体残渣,提高了一次喷射效率,确保了燃气在补燃室中的二次燃烧。

2.2.3 采用含能粘合剂

叠氮粘合剂如 GAP、BAMO 等具有正的生成热、燃温高、燃烧火焰强烈以及能快速分解放出热量等特点,可以改善硼粒子的点火和燃烧,提高硼的燃烧效率。

据文献^[9]报道,通过采用高能粘合剂-GAP 代替惰性粘合剂,推进剂燃烧性能大大改善。当燃烧室压力为 0.47~0.51 MPa,特征长度为 1.5 m,空燃比为 14 时,冲压补燃室的燃烧效率达到 90% 以上。

Kuwahara T 等^[10]也探索了含硼 GAP 推进剂在固冲发动机中的燃烧特性。采用 AP 氧化剂、B、Al、Mg、Zr 等金属粉末,在第一级燃烧室中 GAP 推进剂可以在很低的燃温下迅速燃烧,提高一次喷射效率,而且所产生的燃气在第二级燃烧室中与空气混合时能有效燃烧,其燃烧效率达 90% 以上。

吴战鹏等人^[11]研究了 (BAMO/THF)/HMX/AP/B 叠氮含硼推进剂的燃烧性能,结果表明推进剂有较低的燃速压强指数 (<0.40) 和较宽的燃速可调范围,Ø108 发动机演示试验后喷管和喉部结构完好,无疑相产物沉积。

2.2.4 选用合适催化剂

合适的催化剂可以提高含硼推进剂的一次喷射效率。郑剑等^[12]以 HTPB 为粘合剂的高能含硼富燃料推进剂基础配方为基础,通过添加合适的添加剂,结合配方优化,显著提高了硼粉和推进剂的燃烧效率,并成功进行了固冲发动机直连式试验。在推进剂中加入含氟添加剂, B 和 F 反应强烈,可使 B 粉在燃气发生器中部分燃烧,并可去除 B 粉外的氧化膜,改善硼粉的燃烧,提高推进剂的一次喷射效率。

2.3 改进燃气发生器喷管结构

改进喷管结构^[6],如将单收敛角喷管改进成双收敛角,如图 1 所示。

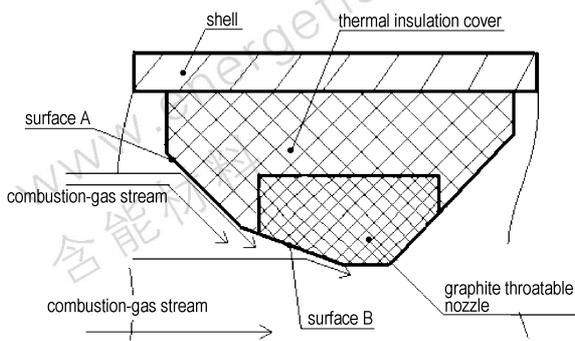


图 1 双收敛角喷管示意图

Fig. 1 Schematic of bi-converging nozzle

金属氧化物的凝相物质通过第一个收敛角后,被引导到喉部燃气的中心流中,减少在喉部沉积的几率,提高一次喷射效率。当硼含量为 30% 时,通过调整推进剂配方,推进剂一次燃烧喷射效率可达 97%。

2.4 选择合适的喷管材料

选择合适的喷管材料有利于提高推进剂的一次喷射效率,减少沉积量。陈军等^[13]通过对钨渗铜、钼和石墨三种材料试验发现钨渗铜和钼材料喷管的沉积较严重,一次喷射效率较低,而优质石墨一次喷射效率较高,其沉积大大减小,同时可以耐受长时间的高温冲刷。

3 提高含硼富燃料推进剂二次燃烧效率的技术途径

3.1 改变空燃比

改变空燃比,一方面改变了燃料或氧化剂的质量含量,另一方面改变了空气或燃气的动量和空燃动量比。

夏智勋等人^[14]通过试验发现,在一定范围内增加空燃比,可使补燃室头部温度升高,为燃烧尤其是颗粒的燃烧创造了较好的条件,提高了补燃室的燃烧效率。

Mayer A. E. H. J^[15]与 Stowe R. A^[16]等通过数值模拟、直连试验和水流试验研究了空燃比、空燃动量比等因素的变化对燃烧效率的影响,也得出了相同的结论。

3.2 采用二次进气方式

法国 Stowe, R. A^[17]采用二次进气结构研究了含硼富燃料推进剂的二次燃烧,试验结果表明二次进气条件下硼的燃烧效率要高于单次进气硼的燃烧效率。

董岩等^[18]利用二维数值模拟方法研究了二次进气,结果表明二次进气方案较普通的单次进气方案可使燃烧效率提高 12% 左右,比冲可提高 15% 左右。

3.3 调节二次进气量分配

陈林泉等^[19]通过试验,研究了空气入射角、前后进气口距离、头部距离、前后进气量比等对二次掺混效率的影响。试验后发现空气入射角越大,掺混越充分;采用二次进气较一次进气效果好,而且当采用二次进气形式时,适当提高前进气口的进气量可增强掺混效果。提高燃烧效率。

3.4 优化二次进气间距

李立翰等人^[20]通过燃气发生器单独试验及火箭冲压地面直连式模拟试验,在工程上初步探索了两个空气进口之间的距离对二次补燃效率的影响。试验已初步证明,在两个不同界面设计空气进气口对硼粒子的着火和完全燃烧是有利的,可使燃烧室头部形成具有准化学当量的混合比和高温区,该区在第二股空气流引起稀释

之前就使硼粒子开始燃烧,可以加剧硼粒子的燃烧。

Pein 等^[21]也研究了二次进气间距对推进剂的燃烧效率的影响。通过分段式进气实现补燃室气流分配,产生分离的富燃、稀释区。两进气口的距离是重要参数,在一定的范围内,距离增大燃烧效率提高。在保证硼粒子有效燃烧的同时,尽量使燃烧室长度保持在合理范围内。在低压情况下(0.25–0.3 MPa),这种进气方式可以提高燃烧效率达25%以上。

何国强等^[22]采用 k- ϵ 湍流模型及单步湍扩散化学反应模型,对采用二次进气结构的非壅塞式固冲发动机补燃室内纯气相反应流场进行了数值模拟,分析了进气量分配和二次进气间距对燃烧效率的影响。结果表明,在合适的进气量比下,采用二次进气后补燃室内燃烧效率明显提高,且温度场分布有利于内壁面热防护;而且在一定的范围内进气间距的改变对燃烧效率有明显的提高。在合适的进气间距条件下,采用二次进气后补燃室燃烧效率明显提高。如图2所示,该最优进气间距约为250 mm,补燃室内燃烧效率达到93.5%,与单次进气条件下的最高燃烧效率(81%)相比提高了12.5%。

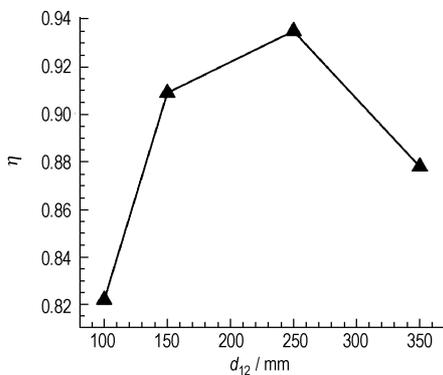


图2 不同进气间距条件下的燃烧效率

Fig.2 The combustion efficiency under different distance of air entry

3.5 改变进气道后置长度

在固体火箭冲压发动机突扩型补燃室中,头部流场结构包括空气射流、富燃燃气射流的交互渗透掺混,多个回流区及边界层的相互耦合,起着控制二次燃烧过程的重要作用,其中进气道后置长度等对燃烧室中的漩涡结构有重要影响^[23]。适当减小进气道后置长度加强了头部回流旋涡的强度,增加了燃气同空气的燃烧空间,对提高燃烧效率有利。这与 Vanka^[24]得出的结论相同,但进气道后置长度不能过小,当后置长度为零时头部回流区尺寸很小,燃烧效率明显降低,因此

进气道后置长度有个最佳值。

3.6 改进进气口几何形状

K. C. Schadow^[25]研究了非圆形喷嘴截面的作用。在进气口设置椭圆喷嘴会改变剪切层的动力学特征,提高空气和燃气的混合。合理的椭圆曲线能使气流从喷口上产生绕各自小轴的椭圆性涡流,导致高速喷射扩散。实验分析表明,截面曲线纵横比较小的喷嘴能显著提高燃烧效率。

3.7 选择合理的燃气喷射方式

合理设置燃气发生器喷管的位置、数量、喷射速度和喷射角度,控制回流区的大小和强度,是改善二次燃烧性能的重要方面。

武渊等人^[26]以 King 模型化硼粒子燃烧,以几率密度模型化湍流燃烧,对含硼富燃料推进剂固体火箭冲压发动机补燃室流场进行数值研究,并与试验结果进行了对比。计算表明:环向燃料喷口布局可增加富燃料燃气气相组分与空气的混合、反应效率;突扩形的几何结构有利于燃气产生大涡运动,从而强化气体混合,在湍流非预混燃烧的情况下,可增加气相反应速率以及金属粒子在补燃室的驻留时间。

文献^[14]通过直连式试验研究了燃气喷管喷射方式以及与进气道的2种相对位置对二次燃烧效率的影响,如图3所示。

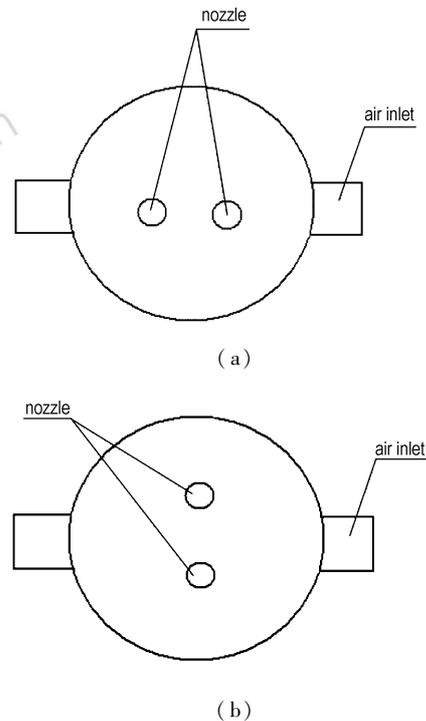


图3 燃气喷管与进气道相对位置结构简图

Fig.3 Schematic of fuel injector orientation

通过试验发现,两股向补燃室壁面喷射的燃气与空气射流相互撞击(图 a),有利于富燃燃气中金属颗粒间的相互撞击,通过摩擦去除金属颗粒表面的氧化层,有利于熔融较大的金属颗粒破碎为较小的颗粒,提高了硼粉的燃烧效率;两股向轴线喷射的燃气与空气的非直接撞击(图 b),有利于空气通过回流区向补燃室头部扩散,加强了燃气同空气在头部的掺混效果,并有利于燃气同空气一起在进气道下游作旋涡运动,增加了燃气同空气的接触机会,改善了掺混效果,燃烧效率上升。

Vigot C 对多种形式的喷射装置进行了比较实验^[4],也证明了碰撞射流式喷射装置,有利于提高含硼富燃料推进剂的燃烧效率。它还证明了一种带周边喷射孔格栅的轴流喷嘴,可以增加硼粒子在回流区的停留时间,对提高燃烧效率有利。

除了以上几种改进方式外,还可通过其它措施改善推进剂的一次喷射效率和二次燃烧效率,如减少金属含量、强化掺混和燃烧过程、采用旁路进气补燃室^[27]、改进主燃室模型^[28]、提高燃气发生器压强^[29]等。

4 结束语

综上所述,含硼富燃料推进剂的燃烧性能已取得了极大的改善,但在应用过程中仍存在一些问題,如在进气道引入涡流虽然可以提高燃气和空气的混合,但会导致不均匀的燃烧退移速率,较强的涡旋还可能引起火焰不稳定,并带来补燃室热防护比较困难的问题,因此,应综合考虑各种解决含硼富燃料推进剂燃烧效率的方法,尽早改善含硼富燃料推进剂燃烧问題。下一步应致力于研究推进剂配方和补燃室构型的优化,以及在飞行包线内,空气进气流量与富燃燃气的匹配等影响因素,来进一步改善含硼推进剂的一次喷射效率和二次燃烧效率。

参考文献:

- [1] 李疏芬,金荣超,郭敬为. 提高含硼燃料燃烧性能的研究[J]. 推进技术,1997,18(5):100-105.
LI Shu-fen, JIN Rong-chao, GUO Jing-wei. The studies of improving the combustion performance of fuel-rich propellant containing boron [J]. *Journal of propulsion technology*, 1997, 18(5): 100-105.
- [2] 李疏芬,金荣超. 硼粒子表面包覆对富燃料推进剂热分解特性的影响[J]. 兵工学报·火化工分册,1997,(1):1-4.
- [3] 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.
FAN Hong-jie, WANG Ning-fei, GUAN Da-lin. Effect of GAP coating boron on the ignition performance and combustion residues for boron-based propellants [J]. *Journal of propulsion technology*, 2002, 23(3): 262-264.
- [4] Vigot C. Improvement of boron combustion in a solid-fuel ramrocket [R]. AIAA 86-1590,1986.
- [5] 胡松启,李葆萱,李进贤. 含硼富燃料推进剂一次燃烧喷射效率影响因素分析[J]. 固体火箭技术,2004,27(3):204-206.
HU Song-qi, LI Bao-xuan, LI Jin-xian. Affecting factors on primary combustion ejection efficiency of boron-based fuel-rich propellant [J]. *Journal of solid rocket technology*, 2004, 27(3): 204-206.
- [6] 单睿子,张国宏,曹付齐,等. 非壅塞燃气发生器研制中的关键技术及解决途径[A]. 刘兴洲,特种发动机技术研讨会文集[C]. 北京,2004:1-9.
- [7] Tsujikado N. Experimental studies on solid propellant type fuels for ram-rocket [R]. ISABE 83-7000,1983.
- [8] Tsujikado N. Experimental studies on ram-rocket fuels [R]. ISABE 89-7014,1989.
- [9] Kubota N. Combustion of energetic fuel for ducted rockets [J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 1991, 16(2): 51-54.
- [10] Kuwahara T, Kubota N. Energetic solid fuels for ducted rockets (II) [J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 1991, 16: 287-292.
- [11] 吴战鹏,卢兴福,王锐鑫. 整体级发动机用叠氮含硼推进剂研究[J]. 推进技术,2003,24(6):567-570.
WU Zhan-peng, LU Xing-fu, WANG Rui-xin. Study on boron-based solid propellants for intergrated motor [J]. *Journal of propulsion technology*, 2003, 24(6): 567-570.
- [12] 郑剑,庞爱民,肖金武,等. 高能含硼富燃料推进剂技术进展[A]. 刘兴洲,特种发动机技术研讨会文集[C],北京,2004:1-9.
- [13] 陈军,王政时,董师颜. 影响长时间续航发动机沉积特性的实验与分析研究[J]. 兵工学报,2003,24(1):139-141
CHEN Jun, WANG Zheng-shi, DONG Shi-yan. Experimental and analytic study on factors influencing the sedimentation on properties of long working time sustained solid rocket motors [J]. *ACTA ARMAMENTARIA*, 2001, 22(3): 139-141.
- [14] 夏智勋,胡建新,王志吉,等. 非壅塞固体火箭冲压发动机二次燃烧试验研究[J]. 航空动力学报,2004,19(10):713-717.
XIA Zhi-xun, HU Jian-xin, WANG Zhi-ji, GUO Jian, et al. Experimental investigation on secondary combustion in unchoked ducted rocket [J]. *Journal of aerospace power*, 2004, 19(10): 713-717.
- [15] Mayer A E H J, Stowe R A. Experimental study into mixing in a solid fuel ducted rocket combustion chamber [R]. AIAA 2000-3346,2000.
- [16] Stowe R A, Chmplain A De, Mayer A E H J. Modeling combustion performance of a ducted rocket [R]. AIAA 2000-3728, 2000.
- [17] Stowe R A. Performance prediction of a ducted rocket combustor [D]. University of Laval, 2001.
- [18] 董岩,余为众,吕希诚. 固体火箭冲压发动机二次燃烧室流场数值计算和试验研究[J]. 推进技术,1995(1):27-32.
DONG Yan, YU Wei-zhong, LV Xi-cheng. Numerical simulation and experimental investigation on the airbreathing combustor of a solid propellant ramrocket [J]. *Journal of propulsion technology*, 1995, (1): 27-32.
- [19] 陈林泉,霍东兴,刘霓生. 固冲补燃室冷流掺混影响因素分析[A]. 刘兴洲,特种发动机技术研讨会文集[C],2004:1-11.
- [20] 李立翰,刘鸣涛,王以飞,等. 含硼富燃料推进剂在固体火箭冲压

- 发动机上的初步实验[A]. 刘兴洲,特种发动机技术研讨会文集[C]. 2004: 1-10.
- [21] Pein R, Vinnemeier F. The influence of swirl and fuel composition of boron containing fuels on combustion in a solid fule ramjet combustion chamber[R]. AIAA 89-2885,1989.
- [22] 何国强,吕翔,刘佩进,等. 非壅塞式固冲发动机二次进气的数值模拟[A]. 刘兴洲,特种发动机技术研讨会文集[C], 2004:1-9.
- [23] Vigot C, Bardelle L, Nadaud L. Improvement of boron combustion in a solid-fule ram rocket[R]. AIAA 86-1590,1986.
- [24] Vanka S P, Ctaig R R, Stull F D. Mixing,Chemical reaction and flow field development in ducted rockets[J]. *Journal of Propulsion and power*, 1986,12(1): 331-338.
- [25] 阎大庆,单建胜. 国外固体冲压发动机技术与进展状况[A]. 中国航天第三专业信息网第二十一届技术信息交流会论文集[D], 2004:41-52.
- [26] 武渊,田维平,乐发仁,等. 含硼贫氧燃气补燃室反应流场研究[J]. 推进技术, 2004,25(4): 294-297.
- WU Yuan, TIAN Wei-ping, LE Fa-ren, et al. Numerical simulation of reacting fuel-rich flow field laden with boron particle in the ramjet combustor[J]. *Journal of propulsion technology*, 2004,25(4): 294-297.
- [27] Natan B, Gang A. Ignition and combustion characteristics of individual boron particles in the flow field of a solid fuel ramjet[R]. AIAA 87-2034,1987.
- [28] 赵瑞湘. 改进的燃气发生器[J]. 推进技术,1985,(4): 29-34.
- ZHAO Rui-xiang. The improvement of gas generator[J]. *Journal of propulsion technology*, 1985,(1): 29-34.
- [29] 高岭松. 固体火箭冲压发动机补燃室性能研究[D]. 西安: 西北工业大学硕士论文, 2005.

Progress in Combustion Characteristics of Boron-Based Fuel-Rich Propellant

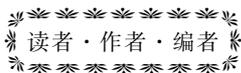
ZHANG Qiong-fang¹, CAO Fu-qi², SUN Zhen-hua²

(1. No. 203 Research Institute of China Ordnance Industries, Xi'an 710065, China;

2. The Ari-Air Missile Research Insititute of China, Luoyang 471009, China)

Abstract: The recent development of researches on combustion characteristics of boron-based fuel-rich propellants has been reviewed. The paper summarizes the technical means of adjusting the primary and secondary combustion performance, which include the coating of boron, the adjustment of the formula of propellant, the improvement of the gas nozzle, the quantitative change of air and gas, the appropriate selection of spray regime, the optimization of air inlet mode and the distance between two air inlet, and so on. These efficient measures improve the combustion efficiency of boron-based propellants and reduce the ignition residue.

Key words: solid fuel rocket ramjet; boron-based fuel-rich propellants; propellant combustion; combustion efficiency



欢迎
订阅

含能材料

ISSN 1006-9941
CN 51-1489/TK

《含能材料》1993年创刊,1996年国内外公开发行人。中国工程物理研究院主办,中国工程物理研究院化工材料研究所承办,四川省科学技术协会主管,国内外公开发行人,主要报道国内外火炸药、推进剂、烟火剂、火工药剂、武器弹药设计及相关材料的研制、工艺技术、性能测试、爆炸技术及其应用、含能材料的库存可靠性、工业废水处理、环境保护等方面的最新成果,促进含能材料学科领域的科技进步。

目前《含能材料》是中国科技论文统计源刊(中国科技核心期刊)、中国科学引文数据库来源刊、中国学术期刊综合评价数据库源刊、中国学术期刊<光盘版>源刊、《中国期刊网》源刊、万方数据库源刊、《中国核心期刊(遴选)数据库》源刊、中文科技期刊数据库源刊、中国化学文献数据库源刊,同时还被《EI》、《CA》、《剑桥科学文摘》、《中国学术期刊文摘》、《中国导弹与航天文摘》及《兵工文摘》等刊物收录。

本刊为双月刊,双月末出版,向国内外公开发行人,邮发代号:62-31。2008年本刊单价调整为12元,全年72元。凡未赶上邮局订阅者,可向编辑部邮购。2008年(第16卷)第1~6期,邮购价为90元/年;另有少量合订本供应。

通讯地址:四川省绵阳市919信箱310分箱,621900 电话:0816-2485362 传真:0816-2281339 e-mail:HNCL01@caep.ac.cn

www.energetic-materials.org.cn; 含能材料.cn; 通用网址:含能材料

欢迎订阅、赐稿及刊登广告!