

文章编号:1006-9941(2009)02-0244-05

## 低温固体推进(CSP)技术研究进展

李文斌, 庞爱民, 肖金武, 张文刚, 张运刚

(湖北航天化学技术研究所, 湖北 襄樊 441003)

**摘要:**低温固体推进(CSP)技术综合了固体推进剂和液体推进剂的优点,具有结构简单、可靠性高、能量水平高、环境危害小的特点。本文从 CSP 推进剂的性能、配方、药柱形式和原理发动机点火试验等方面详细介绍了国内外的研究进展,并且指出进一步提高 CSP 推进剂的贮存、使用温度和能量水平是 CSP 技术未来发展主要趋势,有助于推动 CSP 技术在我国的发展。

**关键词:**材料科学;低温固体推进(CSP);过氧化氢

**中图分类号:**TJ55; V512

**文献标识码:**A

**DOI:** 10.3969/j.issn.1006-9941.2009.02.029

### 1 引言

20 世纪 80 年代以来,固体推进剂能量水平已步入平台阶段,公开报道已获得应用的能量最高的固体推进剂——硝酸酯增塑的聚醚(NEPE)高能固体推进剂,标准理论比冲达  $2646 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$ ,但比冲仍大大低于液体推进剂<sup>[1]</sup>,为了获取更高能量的固体推进剂,目前正在研究一种新型低温固体推进(cryogenic solid propulsion)技术,简称 CSP 技术。该技术融合了固体发动机的简易性、可靠性和低温液体发动机高比冲的优势,同时具有环境危害小、结构简单、可靠性高和成本低廉的优点,是一种新概念火箭推进技术,可应用于大型运载火箭捆绑式助推器。

低温固体推进(CSP)是一种新型化学火箭推进技术<sup>[2-5]</sup>,其主要特征是推进剂的氧化剂和燃料中至少有一种在常温下呈液态或气态,在低温下变成固体并进行制造、贮存和发射。其推进剂可以是均质的单组元推进剂,也可以制成彼此物理分隔的双组元推进剂,甚至三组元推进剂。现已考虑的氧化剂有氧( $\text{O}_2$ )、过氧化氢( $\text{H}_2\text{O}_2$ )、臭氧( $\text{O}_3$ )、四氧化二氮( $\text{N}_2\text{O}_4$ )等;燃料有氢( $\text{H}_2$ )、航空煤油(JP-1)、甲烷( $\text{CH}_4$ )、一氧化碳( $\text{CO}$ )、肼( $\text{N}_2\text{H}_4$ )、偏二甲肼( $\text{C}_2\text{H}_8\text{N}_2$ )、聚乙烯(PE)、端羟基聚丁二烯(HTPB)、聚氨脂(PU)、有机玻璃(PMMA)、石蜡等,燃料中也可以添加金属粉末如铝(Al)、镁(Mg)、三氯化铝( $\text{AlH}_3$ )等。

当前,德、法、美、日及我国均对 CSP 技术进行了研究,其中德、法技术处于领先水平,我国处于初步探

索阶段。本文主要介绍国内外 CSP 研究新成果,以此展望该技术未来发展主要趋势,以推动该技术在我国的的发展。

### 2 国外研究进展

#### 2.1 CSP 配方选择

低温固体推进剂研究起始于 20 世纪 60 年代初,但直至 90 年代才开始实际研究工作。90 年代中期,德国航天中心(DLR)和欧洲航天局(ESA)<sup>[5]</sup>发起了以低温固态  $\text{H}_2\text{O}_2$  为氧化剂的 CSP 推进剂技术研究,氧化剂优先考虑熔点较低、密度较大液体推进剂组分,如  $\text{H}_2\text{O}_2$ ;燃料主要考虑碳氢燃料,如 HTPB、PE 等。德国航天局<sup>[6]</sup>在考察了所有的火箭推进剂组分后,采用“关键因素”分析方法,对六组氧化剂和五组燃料的五类不同特性(比冲贡献、环境考虑、可制造性、可利用性以及价格、操作、贮存)进行了评价。发现液氧/液氢的冷冻温度极低,为  $-259.14 \text{ }^\circ\text{C}$  和  $-218.4 \text{ }^\circ\text{C}$ ,其它液体燃料的熔点也较低,如 RP-1 熔点为  $-60 \text{ }^\circ\text{C}$ ,并且 SOX(固氧)/SH<sub>2</sub>(固氢)燃烧会产生不稳定燃烧甚至爆燃转爆轰(DDT),限制了其使用范围;而  $\text{H}_2\text{O}_2$  具有接近于环境温度的熔点,为  $-0.4 \text{ }^\circ\text{C}$ ,分解放出  $\text{O}_2$  和  $\text{H}_2\text{O}$ ,具有密度高、易贮存、对环境友好等优点,PE 具有价格便宜、无毒无污染,可以和  $\text{H}_2\text{O}_2$  一起,制得密度比冲较高的 CSP 推进剂。因此,初选 CSP 配方:氧化剂  $\text{H}_2\text{O}_2$ ,燃料 HTPB、PE、Al、Mg 粉。

为了考察  $\text{H}_2\text{O}_2$  和燃料的能量性能,德国 Harry Adirim<sup>[7]</sup>和法国 FRANSON C<sup>[8]</sup>等人分别对  $\text{H}_2\text{O}_2/\text{PE}$  & HTPB、 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{AlH}_3$  & Al、 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{AlH}_3$  &  $\text{H}_2\text{O}$  的推进剂配方进行了能量计算,结果表明其理论比冲最高可达  $3825.9 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$ ,都比当前能量最高 NEPE 推进

收稿日期:2008-06-20; 修回日期:2008-12-08

作者简介:李文斌(1981-),男,硕士研究生,研究方向为特种推进剂技术研究。e-mail:liwenbin19812004@163.com

剂理论比冲( $2646 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$ )高出  $1000 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1}$  以上,具有明显的能量优势。

## 2.2 CSP 药柱形式

当前德国研究<sup>[9]</sup>的低温固体推进剂主要是把氧化剂和燃料制成分离药柱进行组装,即模块组装(modular arrangement),称为模块 CSP(modular CSP),主要形式是将氧化剂和燃料从物理上分隔开,目的是使燃烧稳定。模块药柱可以是任何合适形状及成分的组合,组件可以是纯氧化剂、纯燃料,也可以是富氧化剂或富燃料气体发生器。组件也可作为起不同作用的模块来使用:点火、维持燃烧、提高燃烧效率或退移速率和产生富燃料或富氧化剂气体。在模块化 CSP 中,组件可密封在宏观囊中或被包覆,其目的是将组件互相隔离,改善长期贮存性。其中夹层式就是模块 CSP 的一种,如图 1 所示。

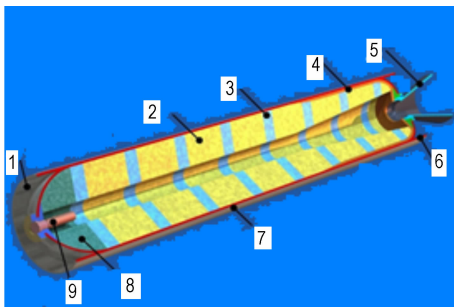


图 1 基于固体  $\text{H}_2\text{O}_2$ /聚合物固体燃料的 CSP“夹层式”药柱结构

1—前裙体, 2—固体过氧化氢或固氧, 3—PE 或 HTPB, 4—内绝热层, 5—喷管, 6—后裙体, 7—有外绝热层壳体, 8—燃气发生器, 9—点火器

Fig. 1 “disk stack” configuration of CSP grains based on solid hydrogen peroxide and solid polymers

1—forward skirt, 2—solid hydrogen peroxide or oxygen, 3—polyethylene or HTPB modules, 4—internal insulation, 5—nozzle, 6—aft skirt, 7—motor case body with external insulation, 8—gas generate, 9—igniter

图 1 所示的 CSP“夹层式”药柱,即将氧化剂和燃料制成若干块状片,然后彼此交替地放置在燃烧室中构成,推进剂燃烧时熔化或汽化的冷冻固体氧化剂与燃料位于同一燃烧室内,交替叠放的氧化剂和燃料层形成了多边界层燃烧模式(multiple boundary layer combustion, MBLC)。增加氧化剂和燃料药柱组件交替叠层的数量,可提高燃烧效率。此外,氧化剂和燃料也可按径向方式隔开,构成一种星形内孔燃烧药柱;

也可以将燃料制成杆状,埋在氧化剂中,构成端面燃烧药柱,后两种结构的优点是装填系数高,但燃烧室壁热防护难度大。因此,CSP 研究初期一般采用“夹层式”的药柱。

法国<sup>[8]</sup>在 CSP 推进剂的基础上又发展了冷冻固体推进剂(refrigerated solid propellant),简称 RSP 技术,其原理与 CSP 相同,只是冷冻温度比 CSP 高一些,采用异质混合的方法,将  $\text{H}_2\text{O}_2$ 、纳米或微米级 Al 粉在常温下混合后,在  $-30 \text{ }^\circ\text{C}$  下冷冻制成“Bates”圆柱型低温固体复合药柱,药柱外径 86 mm 内径 60 mm 长 157 mm 总重 550 g,如图 2 所示。



图 2 贮存后的 Bates 药柱

Fig. 2 Bates grain after storage

图 2 所示 Bates 药柱制备工艺简单,易制作,在冷冻贮存( $-30 \text{ }^\circ\text{C}$ )数月后,药柱在燃烧前无几何变形,无裂纹等缺陷,并且与绝热层等粘结性能良好,与发动机尺寸一致。为了便于点火试验,在其内表面有一层由 HTPB/AP/Al 组成的点火层,可维持燃烧 4 s,点火时以完全点燃 RSP 的 Bates 药柱。次药柱类似于复合固体推进剂的“内孔型”药柱,与“夹层式”模块药柱相比,具有制作简单、易实现装药量大的特点。

## 2.3 CSP 点火试验

德国航天研究所(AI)设计并制造了 CSP 试验发动机,现已成功进行了三代 CSP 试验发动机的点火试验,Roger E. Lo 等<sup>[10]</sup>用红外摄影技术对使用三种不同类型的 8 个 PE 和 HTPB 模块的 CSP“夹层式”药柱(见图 1)的点火进行了研究。发现在“线性窗”燃烧室(见图 3)中,用空气/ $\text{H}_2$  和  $\text{CH}_4/\text{O}_2$  均可实现成功点火。HTPB 模块比 PE 模块更易点火,交替叠放的氧化剂和燃料层形成了多边界层燃烧模式(MBLC,见图 4),该模式是一种浓度较大的热气体反应的热量和质量的交换行为,具有安全性高和稳定燃烧的特点。

Volker Weiser 等<sup>[11]</sup>还对  $\text{H}_2\text{O}_2/\text{PE}$  的 CSP 夹层药柱的点火延迟行为进行了研究,结果发现在相同模块数(20)下,随着压力(0.1→2 MPa)的提高,点火延迟

时间的减少(25→6.5 s),模块数为 16 的 PE 燃料模型比模块数为 8 的 HTPB 燃料模块的点火延迟时间更长,但 PE 模块表现出稳定的燃烧行为和均匀的退移速率,模块数越多,燃烧越稳定,并可提高燃烧效率。因此,夹层式药柱若要获得短的点火延迟时间和较均匀的燃烧行为,就要尽可能使 PE 模块的厚度薄一些。

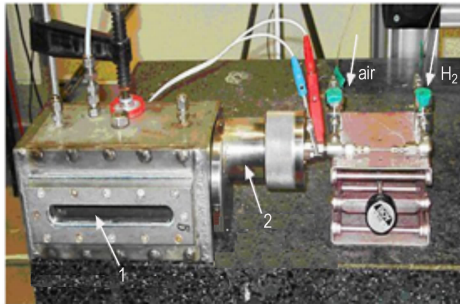


图 3 线性窗 CSP 燃烧室

1—线性窗, 2—氢气/空气燃料

Fig. 3 Linear window CSP combustion chamber

1—pressure restart window, 2—space for H/air combustion



图 4 燃烧室中混合多边界层燃烧

Fig. 4 Multilayer internal hybrid combustion in the window chamber

法国 ICARE 实验室<sup>[8]</sup>研究了不同点火方式。一种是通过一根热金属丝直接点燃 RSP 推进剂,如图 5 所示,将 RSP 推进剂装在直径为 1 cm 的玻璃管中,末端连接一根金属线,点燃 RSP 后,透过玻璃管可清楚地观察到 RSP 推进剂燃烧情况,使用高频照相机记录退移位置,以测定燃速;另一种方式是间接点火方式,

即通过点火药引燃 RSP 推进剂的方法,其目的是使 RSP 推进剂平稳持续燃烧,如图 6 所示,火药置于药柱的一端,并从中引出一根位于药柱中心的热导线,通过热导线点燃点火药,以上两种方法都成功实现了 RSP 推进剂热点火,但间接点火方式比较安全可靠。



图 5 ICARE 点火测试实验图

Fig. 5 Experimental pipe filled with RSP propellant

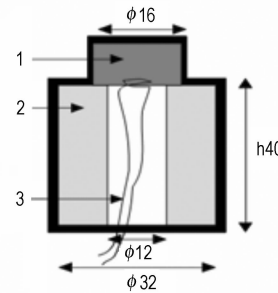


图 6 微型 Bates 药柱点火示意图

1—点火药, 2—RSP 推进剂, 3—热导线

Fig. 6 Schematic view of the mini-Bates set-up

1—ignition pellet, 2—refrigerated propellant, 3—hot wire

ICARE 实验室还对五组配比不同 RSP 推进剂进行了点火试验,氧化剂主要是 30% 的过氧化氢和纯水,燃料为金属 Al 粉,其中 9<sup>#</sup>表示 RSP 的 Bates 药柱由两部分组成,10 cm 厚的为添加 5 μm Al 粉组成,1 cm 厚的为添加纳米 Al 粉组成,其目的是用后者引燃前者,添加纳米 Al 粉的比未添加纳米 Al 更容易点火。配方组成见表 1<sup>[8]</sup>。

表 1 RSP 推进剂点火配方

Table 1 Compositions tested in small scale tests

test number		7 <sup>#</sup>	8 <sup>#</sup>	9 <sup>#</sup>	10 <sup>#</sup>	11 <sup>#</sup>
oxidizer	30% H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	—	70	—	—	—
	pure H <sub>2</sub> O	70	—	70	60	60
fuel	micron Al	—	30	30	—	10
	nano Al	30	—	—	40	30

点火实验结果发现,添加纳米 Al 粉的 7<sup>#</sup>、10<sup>#</sup>和

11<sup>#</sup>配方都能够点燃并燃烧,未加纳米 Al 粉的 8<sup>#</sup>点燃

后离表面 1 cm 处熄火, 9<sup>#</sup>配方 1 cm 厚的纳米 Al 部分能够点燃, 燃烧后在 10 cm 厚的非纳米界面上熄火, 11<sup>#</sup>点燃后表现出不可控的燃烧行为。可见, 添加一定量的纳米 Al 粉可使 RSP 推进剂易实现点火, 但产生不稳定燃烧的影响, 适当调节纳米 Al 在 RSP 配方中的比例, 以实现 RSP 推进剂的点火容易和稳定燃烧的双重效果。

## 2.4 CSP 燃烧性能

Roger E. Lo 等<sup>[12-13]</sup>对 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 作氧化剂的 CSP 推进剂燃烧性能进行研究。首先使用了 87.5% 的 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 和 HTPB, 推进剂的模块数为 4 和 8。后用 PE 取代 HTPB, 并使用了三种不同类型的 PE 模块, 其厚度逐步下降为 0.5 mm。随着模块数的增加, 其口径交替下降。在每种情况下, 氧/燃比都是相同的。在第二次试验系列中, 在最大压力为 2 MPa 压力水平下, 对两种不同几何结构的 PE 推进剂的燃速进行测定。其燃速符合 Vieille 指数定律  $r = ap^n$  ( $r$  为燃速,  $\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$ ;  $a$  为经验常数;  $p$  为压力, MPa;  $n$  为压强指数), 其在模块数为 20 和 27 的 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/PE 夹层式 CSP 药柱燃速拟合常数见表 2。

表 2 87.5% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/PE CSP 燃速拟合常数  
Table 2 The burning rate constants of  
87.5% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/PE CSP

module numeral	$a$	$n$
20	0.59	0.160
27	0.55	0.155

从表 2 中看, 随着模块数的增加 (20→27), 指数定律中经验常数  $a$  减小 (0.59→0.55), 压强指数  $n$  减小 (0.16→0.155)。在第二次试验系列中, 对于 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/PE 夹层式 CSP 药柱, 在最大压力为 2 MPa 的四种不同压力水平下, 研究两种不同结构的 PE 推进剂的燃烧行为。结果表明, 随着压力的升高, 压力对燃速的影响变弱了。

法国 CARE 试验室对氧化剂为 H<sub>2</sub>O, 燃料为 Al 粉的三组 RSP 推进剂进行燃速测试。发现 RSP 推进剂燃速也符合 Vieille 指数定律, 燃速拟合常数见表 3。

表 3 RSP 推进剂燃速拟合常数  
Table 3 The burning rate constants of RSP

compositions	$a$	$n$
H <sub>2</sub> O/nano Al(60/40)	1.57	0.36
H <sub>2</sub> O/nano Al/micro Al(60/20/20)	0.87	0.12
H <sub>2</sub> O/nano Al/micro Al(60/30/10)	3.08	0.30

从表 3 中可知, 对氧化剂为 H<sub>2</sub>O 的 RSP 配方, 随着纳米和微米 Al 粉加入量的适量调节, 可对 RSP 提高燃速具有很大的作用。对 H<sub>2</sub>O/nano Al/micro Al (60/20/20) 的配方, 氧化剂 H<sub>2</sub>O 含量不变, 将纳米 Al 的含量提高 10 份, 其指数定律中的经验常数  $a$  (0.87→3.08) 和压强指数  $n$  (0.12→0.3), 在相同压力下, 燃速至少提高 3 倍以上。

综上, 法国和德国对低温固体推进剂燃烧性能的试验研究, 表明 CSP 和 RSP 推进剂的燃速基本符合指数定律  $r = ap^n$ , 具有稳定燃烧的特点。

## 3 国内研究进展

现阶段, 国内对 CSP 的研究, 尚处于探索阶段。从文献报道来看, 航天四院<sup>[14]</sup>进行了低温推进剂药柱设计及发动机点火研究。主要以 90% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 为氧化剂, 以 PMMA、PE、石蜡和 Al 粉为燃料。采用“夹层式”药柱结构, 其结构为: 氧化剂和燃料的厚度比例为 1:4, 每层之间用聚四氟乙烯垫块隔离, 药柱长度为 100 mm, 外径 85 mm, 内径 25 mm。在发动机点火实验时, 在发动机端面增加一块 45 mm, 高 20 mm, 重 50 g 的丁羟推进剂药柱, 目的是点燃后使 CSP 推进剂能够持续燃烧。第一次采用电点火方式, 点火试验失败。随后通过反复分析论证, 发现点火压力过高和氧化剂与燃料粘结性不好是点火失败的主要原因。后将原方案进行调整, 燃料改为有机玻璃和聚氯乙烯, 燃烧改为端面燃烧而不用脱模, 并进行了第二次点火, 点火试验成功, 低温固体推进剂燃烧时间 90 s, 可计算常压下其燃速为  $1.1 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$ 。此后国内再未见其相关报道。

## 4 未来展望

低温固体推进剂结合了固体推进和液体推进的优势, 是一类全新的化学火箭推进剂, 可满足未来航天器的高能量、高可靠性、低成本和低污染要求, 在未来航天发射方面具有广阔的应用前景。近年来, 国外 CSP 在配方研制、试验验证等方面进展显著, 尽管距应用化还有一定差距, 但综合分析发现 CSP 已显示出具有革新火箭推进技术的巨大潜力, 有望作为 21 世纪化学火箭推进技术革命的第一步, 其主要发展趋势包括以下几个方面:

(1) 探索研究 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 常温赋型技术, 进一步提高 CSP 的使用和贮存温度。赋型即通过一定的物理、化学方法及特殊工艺, 使 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 在常温下固体化的一种方法。虽然 CSP 的使用和贮存温度远高于低温液体

推进剂(液  $O_2$ 、液  $H_2$ ),但仍在  $-60 \sim 0$   $^{\circ}C$  之间,其贮存维护费用仍占相当比例,如果能运用赋型法将  $H_2O_2$  在常温下赋型固化,添加燃料制成药柱,则不需要对药柱进行冷冻,将大大简化制备工艺,降低生产成本。

(2) 研究 CSP 复合配方技术,选择合适燃料及添加剂,将  $H_2O_2$ 、燃料及添加剂通过一定的比例混合,制备成类固体推进剂复合药柱。此技术的突破,将打破固体和液体推进剂的界限,使固体推进剂扩展至整个化学推进剂领域。

(3) 高能量密度化合物(HEDM)在 CSP 中的应用技术。由比冲来看,CSP 比低温液体推进剂低。可以向其中加入诸如高张力碳氢笼状化合物和多氮化合物的 HEDM 来进一步提高能量比冲。

#### 参考文献:

- [1] 庞爱民,郑剑. 高能固体推进剂技术未来发展展望[J]. 固体火箭技术,2004,27(4): 289-393.  
PANG Ai-min,ZHEN Jian. Prospect of the research and development of high energy propellant technology[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2004,27(4): 289-393.
- [2] 姚润森,张德雄. 低温固体推进技术基础和现状[J]. 固体火箭技术,2002,25(3): 8-11.  
YAO Run-sen,ZHANG De-xiong. Fundamentals and research status of cryogenic solid[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2002,25(3): 8-11.
- [3] Patrick G Carrick. Theoretical performance of high energy density cryogenic solid rocket propellant[R]. A1995-2892.
- [4] Lo R E. A novel kind of solid rocket propellant[J]. *Aerospace Science and Technology*, 1998,2(6): 359-367.
- [5] Roger E Lo, Harry Adirim. Recent advances in cryogenic solid propellant multiple hybrid, combustion[C] // IAC-05-C4. 2. 01.
- [6] Harry Adirim, Roger E Lo, Norbert Pilz, et al. Cryogenic solid propulsion technology development status[C] // 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Tucson, USA, 2005.
- [7] Harry Adirim, Roger E Lo, Norbert Pilz. State-of-the-art in cryogenic solid propulsion research[C] // 42nd AIAA ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, California, USA, 2006.
- [8] Franson C, Orlandi O, Perut C, et al. New high energetic composite propellants for space applications: Refrigerated Solid Propellant (RSP)[R]. [http://innerarch.eu/docs/eucassfinal\\_5\\_01\\_04.pdf](http://innerarch.eu/docs/eucassfinal_5_01_04.pdf).
- [9] Roger E. Lo, Harry Adirim, Sascha poller, et al. Advances in green cryogenic solid propellant propulsion[C] // 2nd Int. conference on green propellant for Space propulsion, 2004, 10: 557-564.
- [10] Roger E Lo. Experimental investigation on cryogenic solid propellants in a combustion chamber[C] // 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Tucson, USA, 2005.
- [11] Volker Weiser, Norbert Eisenreich, Sascha Poller, et al. Investigation of the burning behavior of cryogenic solid propellants[J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2002, 27: 150-155.
- [12] Roger E Lo, Harry Adirim, Sascha Poller. Modular solutions for very high energy solid propellants[C] // 40th AIAA Joint Propulsion Conference, Florida, USA, 2004.
- [13] Norbert Pilz, Harry Adirim, Roger E Lo, et al. CAD-based modelling of large cryogenic solid propellant motors[C] // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, California, USA, 2006.
- [14] 张宏安. 低温固体推进剂点火性能研究[D]. 西安: 航天四院青年基金论文, 2002: 12-21.

## Research Development on Cryogenic Solid Propulsion Technology

LI Wen-bin, PANG Ai-min, XIAO Jin-wu, ZHANG Wen-gang, ZHANG Yun-gang  
(Hubei Institute of Aerospace Chemotechnology, Xiangfan 441003, China)

**Abstract:** Cryogenic solid propulsion(CSP) technology is a comprehensive technology of solid propellant and liquid propellant. The most important advantages of CSP are its simple structure, high reliability, high energy level and low environmental hazard. The research development of CSP at home and abroad on performance, composition, grain forms and principle motor fire test was introduced, and the future trend of CSP was to further increase its storable and usable temperature and energy level by different means.

**Key words:** materials science; cryogenic solid propulsion(CSP); hydrogen peroxide