

由于硼具有很高的质量燃烧热和容积燃烧热,所以硼是冲压火箭燃气发生器的非常有潜力的固体燃料成分。但是,长期以来,由于硼及其氧化物有高的蒸发温度,使其在低压中的燃烧效率不高,从而限制了硼的实际应用。

为解决硼粒子在冲压火箭燃烧室中的燃烧问题,已经提出过两种方法,一种是“化学”方法,即在燃料中加入添加剂(氟、氯,…)或金属(铝、镁、锆,…) ;另一种是物理方法,即设计合理的喷射装置和燃烧室。本文便是采用后者来提高硼粒子的燃烧效率。

一、在冲压火箭中硼粒子的燃烧

若干固有因素与硼粒子在冲压火箭燃烧室中跟空气一块燃烧联系在一起,其主要是:

- 1) 硼的着火温度非常高($\sim 2316\text{K}$);
- 2) 粒子在后混合室中的居留时间短(通常只有几微秒);
- 3) 粒子表面的氧化物(B_2O_3)的高蒸发温度($1800\sim 2000\text{K}$)。

进一步的问题是烧结问题。烧结一般发生在发生器内,烧结使硼在燃烧室中的燃烧时间加长,单个粒子的燃烧时间与粒子平均半径的平方成正比。

Macek (1969年)在平板火焰燃烧室试验中,观察到硼粒子在大气压下燃烧的两个连续阶段。当温度达 2000K 左右时,硼粒子着火,硼粒子变成由浅绿色燃气层包围的具有灼热核心的一些发光体。这是典型的含硼高温气态体系;接着,燃烧似乎逐渐消失。在顺利情况下,可观察到第二阶段,此阶段表征为一种明亮的白光体以及比第一阶段长的燃烧时间,然后,硼粒子完全烧尽。

King (1972年)考察了各种不同的硼燃烧模型,并提出单个粒子在氧化性气体中燃烧的机理。用对流辐射加热器把硼粒子加热到 $1800\sim 2000\text{K}$,扩散到氧化层中的氧使氧化层厚度增加,同时,在竞争过程中,粒子温度增加。硼粒子的着火由热平衡支配着,着火只能发生在氧化层完全消失之后。

为了达到足以点燃硼粒子的燃气温度,须在燃气-粒子混合物被稀释前,在燃烧室头部附近的富油区中建立起气态燃烧。

Schadow等人观察到压力对硼粒子燃烧所起的有利影响,以及燃气同空气混合比同硼粒子混合容易。

上述现象促使进行本试验任务。由于硼粒子着火和完全燃烧要求具备一定的条件,因此,必须注意喷射装置和燃烧室设计。尤其是设计出能部分地消除粒子表面氧化层、把粒子集中到富油区周围甚至能喷射出烧结块的喷射装置。

二、试 验 方 法

采用的试验装置是一个供给加热空气(520K ,流量 $1.25\sim 2.5\text{kg/s}$)和来自固体燃料发生器的燃料分解产物(流量 $0.05\sim 0.20\text{kg/s}$)的燃烧室。其压力范围从 0.27MPa 到 0.6MPa 。

试验了两种燃烧室(图1),第一种燃烧室(方案I)有4个测向空气进气口,一块大导向板(长度 D)把每个空气进气口分为两个空气喷射截面,还用一块短导向板把第一股射

流出口分成两个矩形孔；第二个空气喷射截面上无导向板。第一股分离流在混合室后形成回流区并起到形成混气的作用；第二进气口起稀释作用。

第二种燃烧室（方案Ⅱ），借助于大导向板横向移位可利用主次两个进气口，两种燃烧室的空气流量保持不变。

固体燃料含有35%的硼和30%的过氯酸铵，用氢氧点火火舌完成油-气混气的点火，点燃之后，预燃火焰关掉。

数据检测系统记录空气和燃气流量、温度和燃烧室压力。燃烧效率（图2）定义为“已燃”混气当量比 ϕ_b 与“未燃”混气当量比 ϕ_i 之比 η_c （对应的空气和燃气发生器产物流量 (m_0, m_1) ）。

燃料喷射器结构：为节省导弹容积，当前都将助推火箭装入冲压发动机燃烧室内。由于没有火焰稳定器了，故必须发挥回流区的作用，同时，喷射装置要精确设计，要保证把大部分粒子喷到回流区中。

试验了位于燃烧室头部的各种不同的喷射装置：音速或亚音速喷射、冲击或不冲击喷口、扩张、平行或收缩射流、喷射格板…（图3到8）。

第一批试验了四种音速扩张射流喷射器，这种结构燃烧效率虽高，但射流对导向板有破坏作用。为此，又设计了具有四股音速平行射流的喷射器，但燃烧效率低。

硼着火遇到的主要困难是硼粒子喷入燃烧区之前减少粒子的氧化层厚度，应用收敛射流喷射器，粒子间的冲击和摩擦作用会消除或减少氧化层厚度。此外，收敛喷射器还能把大烧结块弄碎。

试验了应用“碰撞”射流原理的各种不同喷射器。燃料从锥形空心喷射器上的四个相同的、周向互成 90° 角的喷口喷出，射流角从 60° 变到 180° ，改变着碰撞点的位置和粒子的轴线分布。还研究了多股喷射流的相互作用。

粒子相互碰撞的概率和效率可用单独的湍流喷射器来增加，不必用异型喷口。

为增加粒子的局部温度，在喷射器中央加一个辅助的燃气发生器（图7）。辅助发生器装有17%铝含量的固体燃料，并在整个试验过程中一直工作。

为降低燃烧室头部粒子喷射速度，以及为了保持粒子相互碰撞，只装有带一个与格板相连的轴向喷口的喷射器（图8）。由此可见，在燃烧室周边上通过两个或四个孔（试验中用圆孔或长方孔）以低速（亚音速）喷射是可能的。

空气进气口之间的距离：为了在燃烧室头部达到硼粒子着火温度，燃气/空气之混合比要接近化学当量比，从而，使空气按段分布，并使混气形成区与稀释区分开。但是，这样势必增加了燃烧室长度，为缩短燃烧室，研究了第一（混气形成）和第二（稀释）空气进气口之间的距离对硼燃烧效率的影响。

所有试验都是用上述四种收敛射流喷射器完成的（图2）。

三、结果与讨论

硼粒子喷射的最优化：用三种具有相同音速射流和不同射流方位（平行、收敛和扩张）的喷射器得到的燃烧效率数值列入图4，试验是用横向移位空气进气燃烧室（两个喷射截面，每个截面上有四个进气口）进行的。以平行射流喷射器获得的最低燃烧效率作为参考值。

扩张射流喷射器达到最高燃烧效率（高50%），但是，短导向板被硼粒子冲坏，于是，

这种喷射器不宜用于作战导弹。对流喷射器的性能虽稍低些，但是，显示于相当好的效率与工作的折衷。因收敛射流喷射器的燃烧效率受喷射角（试验中 α_j 为 60° 、 90° 或 180° ，图5）的影响，喷射角小（ 60° ）导致相当大的损失（50%）。这可能是由于在燃烧室头部的粒子冲击效率下降以及不利的粒子分布造成的。

对喷射流喷射器（ 180° 射流角）的射流数目（2、4或8，图6）对燃烧效率无影响。但是，应用该结论要留心，因为试验燃烧室尺寸减小时，粒子有可能跑到回流区外面，因此，改善硼的燃烧一般不考虑用多股射流。

在收敛喷射流喷射器（ 180° 射流角）中，用简单的管状喷口取代喷口可得到更高的效率（图6），这种管子，由于使射流粒子集中而增加了粒子的碰撞概率。

通过喷射器内辅助发生器的研究表明（图7），比原先设想的要差。试验中，由于发生器流量小（占总流量1%），不足以引起燃烧效率有明显增加。

只带一个轴向喷口和一个格板的喷射器（图8a）在类似的试验结构（移位空气进气口）上进行了试验，图8b表示其燃烧效率高于没有格板的（音速轴向喷射）和收敛射流喷射器的燃烧效率。

在高压下，比较了喷口-格板喷射器和收敛射流喷射器的燃烧效率，效率稍高可能是由于喷射当量混合比 ϕ_j 高的原因。在低压下，格板喷射器的燃烧效率下降。从图8b可见，圆孔周边喷射（格板3）比大的周边长孔（格板1）更有利。

喷口-格板喷射器更适用于实际冲压火箭，但是，在其中心格板上出现固体残余物，它是由于碰撞粒子射流造成的（图8c）。有可能通过选用合适的格板支撑材料来克服（有的试验用石墨）。

燃烧室设计：移位空气进气口

使用不含金属燃料的冲压火箭，一般在相同截面上有横向空气进气口；但是，这种设计不适用于高含硼燃料，因为会引起硼粒子的不完全燃烧。

移位空气进气口（图9中的方案Ⅳ）比只有一个空气喷射截面的进气口具有更高的燃烧效率（当压力接近0.4MPa时，增加30%）。对于方案Ⅳ这种燃烧室设计，在中等压力范围内是合理的，但是在低压下（低于0.3MPa），燃烧效率随压力急剧下降。这与下游燃气着火点的移动有关。

正如图9所示，在低压范围内，有两种燃烧室方案（Ⅰ和Ⅱ）获得了最好性能。两个空气喷射截面（方案Ⅰ），每个截面有四个侧向空气进气口。在0.35MPa压力下，同参考方案Ⅳ相比，燃烧效率增加25%。每个喷射截面上只有两个空气进气口的不对称方案Ⅱ，在低压范围内（0.25~0.3MPa），燃烧效率大约提高35~45%。这些结果表明，对含硼的燃料来说，空气进气口在两个不同截面中移位的重要性。移位使其有可能在第二股空气流引起稀释之前，在燃烧室头部形成准化学计量混合比和高温区，这些状态就要求有一种合理的喷射器。

上（燃料混合形成）、下（稀释）游空气进气口之间的距离 D 支配着粒子在高温区的居留时间。对于导弹设计来说，该长度应尽可能短。

图10表示折算燃烧效率与折算距离的关系。当燃烧效率达到最大值时，再移位空气进气口就没有意义了。

在低压范围内，燃烧效率随距离的增加，较高压比较低压更敏感（图11），这与各种因素有关，如空气进气口几何形状，空气分布律、气流速度……。图12表出方案Ⅳ的变化关

系。燃烧效率仅在0.6到0.9的很小折算距离内就达到最大增量。

四、结 论

碰撞射流喷射器改善了硼的燃烧效率，粒子碰撞可减少（或消除）硼粒子的氧化层厚度和使烧结块破碎。

采用轴流喷嘴射流和周边喷射孔的格栅，虽然也能得到高的燃烧效率，但是，在喷射器的格板支撑上形成了剩余物。这个问题有可能通过采用合适的材料加以解决。

在两个不同的截面内移位空气进气口对硼粒子点火和完全燃烧有利。移位使燃烧室头部形成一个具有准化学计量混合比和高温区，并在第二股空气流引起稀释之前进行燃烧。

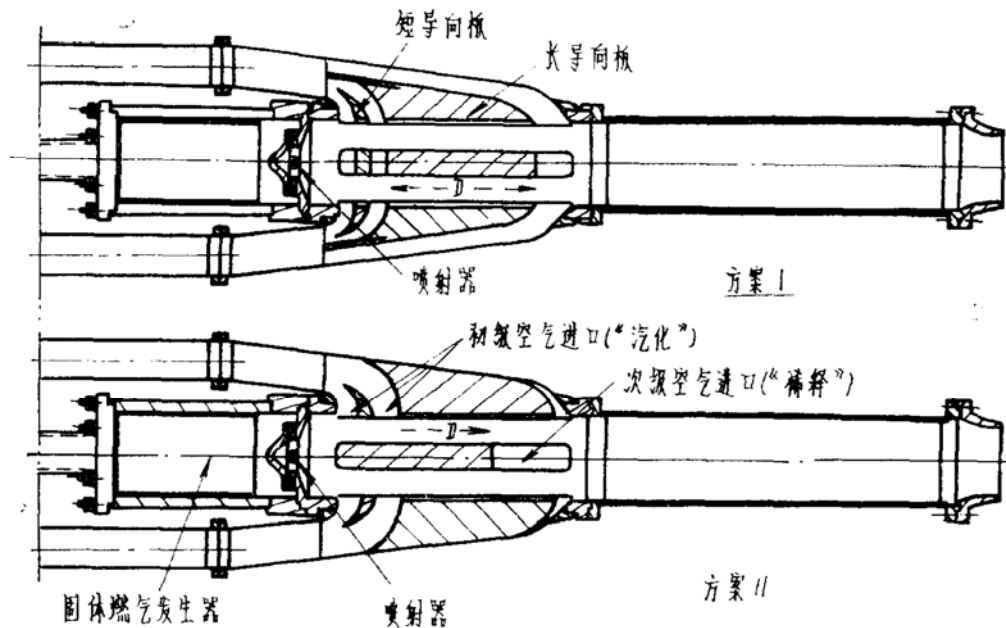


图1 二个本研究中的基本冲压-火箭结构：具有两个或四个空气进口的二个空气喷射截面

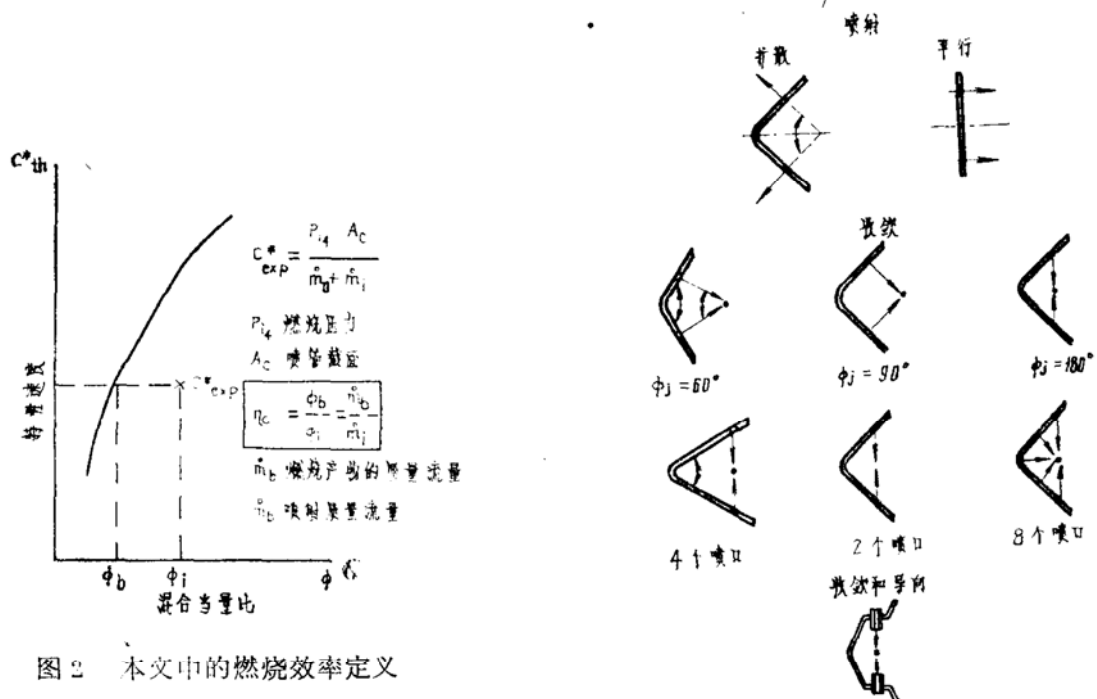


图2 本文中的燃烧效率定义

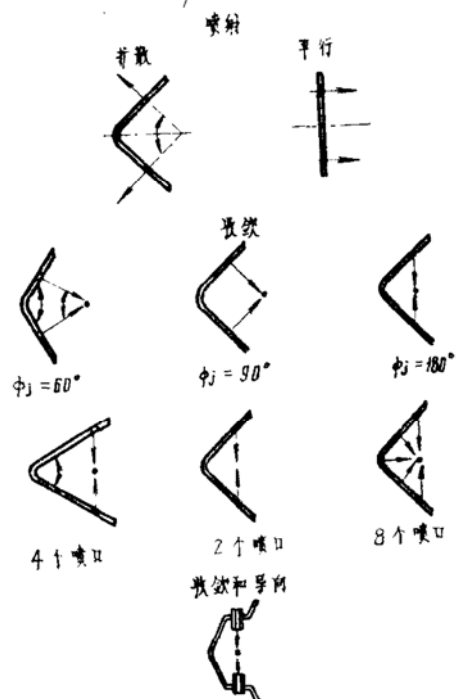


图3 几个所研究的喷射器实例

硼的燃烧效率与上、下游空气进气口之间的距离有关。在某一距离内，燃烧效率的提高与空气进气口几何、空气分布律和气流速度等因素有关。

关于改善硼燃烧效率问题，阐述的两种试验方法证明，在单独冲压火箭燃气发生器中可利用高含硼固体燃料。

喷射器		P_c (MPa)	Φ_i	$\frac{\eta_c}{\eta_{c \text{ ref}}}$	备 注
形 式	简 图				
4 个平行喷口		.29	.5	1	参考试验
4 个收敛喷口		.33	.5	1.08	燃料喷射与空气 进口同一轴线
			.6	1.23	
		.34	.4	1.23	燃料喷射不与空 气进口同一轴线
4 个扩散喷口		.33	.42	1.23	导向板损坏
			.55	≥ 1.5	

图 4 具有四个喷管的基本喷射器的燃烧效率比较

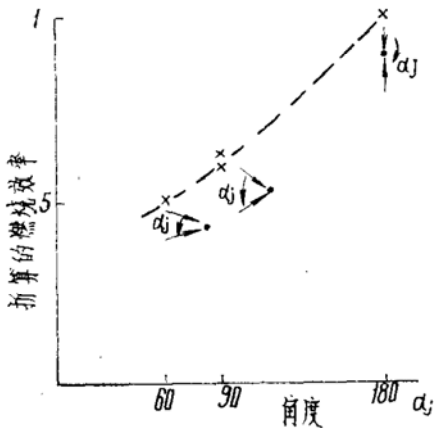


图 5 折算的燃烧效率与收敛喷射角关系

收敛喷射口的数目	P_c (MPa)	Φ_i	$\frac{\eta_c}{\eta_{c \text{ ref}}}$
2 个喷口	.33	.45	1.15
		.55	1.23
4 个喷口	.34	.4	1.23
		.5	1.23
8 个喷口	.32	.4	1.23

参考图 4

喷射器	P_c (MPa)	Φ_i	$\frac{\eta_c}{\eta_{c \text{ ref}}}$
4 个收敛的	.31	.4	1.15
和导向的喷口	.35	.55	1.25

图 6 参考图 4 具有相对的收敛喷射器

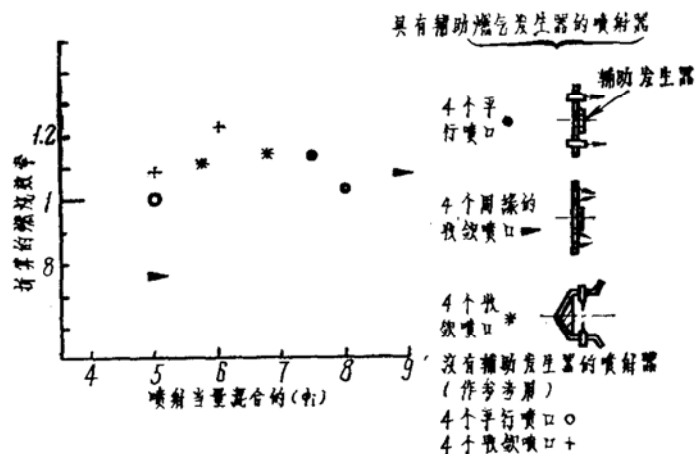


图7 应用辅助燃气发生器的喷射器

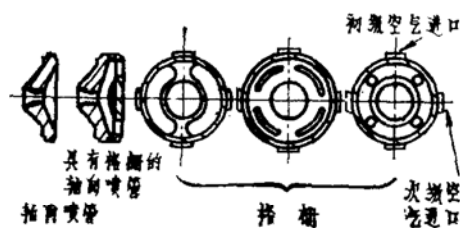


图8 (a) 具有格栅的喷射器

喷射器	P_c (MPa)	Φ_i	$\frac{\eta_c}{\eta_{c \text{ ref}}}$
单个轴向喷管 (参考试验)	.39	.43	1
具有格栅1的 轴向喷管	.39	.43	1.36
具有格栅2的 轴向喷管	.40	.42	1.44
4收敛喷口	.41	.44	1.57

$$M_c = 0.384 \quad \dot{m}_1 / \dot{m}_0 = 0.08$$

喷射器	P_c (MPa)	Φ_i	$\frac{\eta_c}{\eta_{c \text{ ref}}}$
具有格栅1的 轴向喷管	.45	.35	1.2
具有格栅3的 轴向喷管	.51	.4	1.25
具有格栅3的 轴向孔板	.51	.4	1.25
4个收敛喷口	.5	.45	1.15

$$M_c = 0.409 \quad \dot{m}_1 / \dot{m}_0 = 0.06$$

图8 (b) 两个 M_c 数条件下的试验结果

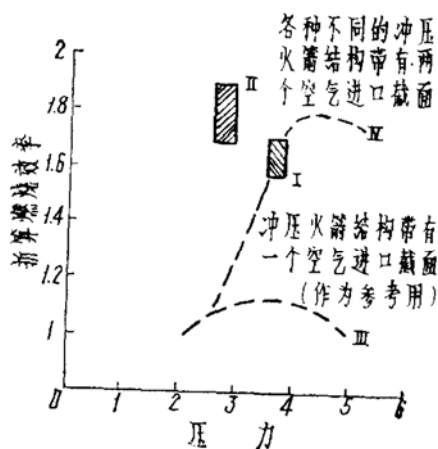


图9 几个燃烧室设计的比较

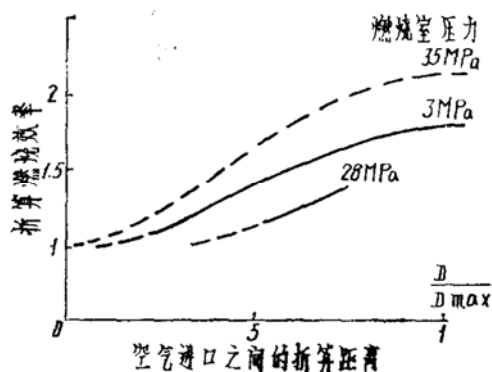


图10 折算燃烧效率与初级和次级空气进口之间折算距离的关系 (结构I)

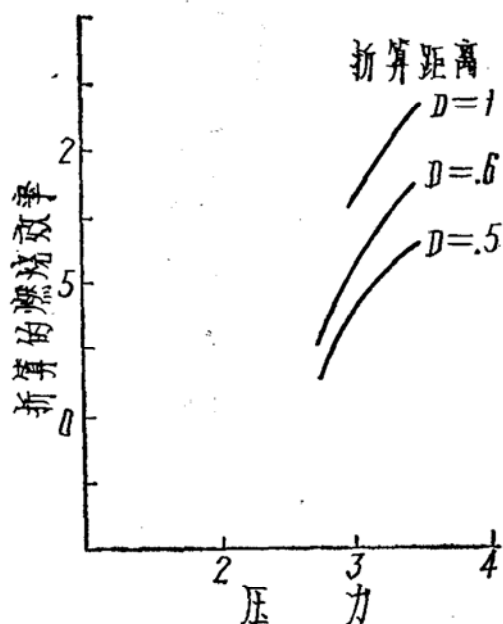


图11 不同的折算距离下折算燃烧效率与压力的关系

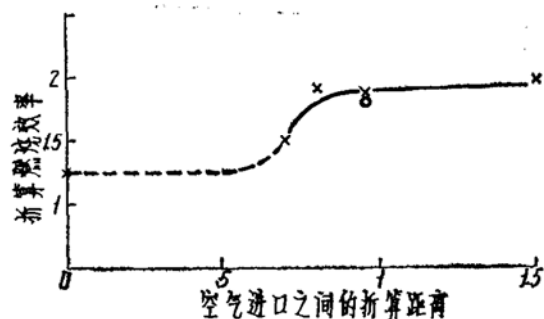


图12 在结构IV中燃烧室的折算燃烧效率与折算距离的关系

毛金道 (资料来源: AIAA-86-1590)

致 读 者

根据国家科委和航天部有关规定, 要求自1987年起凡投递本刊之文稿, 必须有主题词和论文《文摘》。

再次重申, 来稿必须使用法定计量单位。

特此敬告。

——本刊编辑部——