

作修正装置布局示意图。这是四个安装在陀螺框架上微型发动机的布局，其中两个用来控制外环进动，另二个微型发动机控制陀螺内环进动。陀螺仪启动工作后，漂移未超过预定值时，微型发动机点火线路处于开路，漂移超过预定值，向正方漂移时，正方向对应的发动机点火，产生修正力矩，使其向负方向进动。通过发动机的修正，可以保证陀螺仪在工作期间的精度。（敏感外框漂移装置未示出）

三、对微型发动机的要求

用作陀螺动力源的微型发动机，其主要的要求是：

1. 要有足够的强度——火药装药在微型发动机内燃烧时，通常燃气压力在100~300个大气压之间。
2. 要有稳定的工作性能。
3. 密封性要好。
4. 结构要简单工艺性要好。
5. 在高、低温条件下工作可靠。

（主要参考资料有美国专利3687080号及3570282号）

固体冲压发动机含金属燃料的燃烧研究

一、前言

固体冲压发动机经常使用很细的硼或硼化合物作为金属燃料组分。虽然提高了燃烧热，但高金属含量的燃料会引起复杂的燃烧现象，影响了燃烧室内能量释放过程，并导致降低燃烧效率和发动机性能。所以研究金属粒子的变化过程对了解燃烧有重要意义。

二、实验方法

实验采用了开窗的二元燃烧室，两根板状燃料长20cm，宽5cm。进入燃烧室的空气质量流量为 $1.5\sim 10\text{g}/\text{cm}^2\cdot\text{s}$ ，流量为20~150g/s。燃烧室压力为0.4~1 MPa。燃料是聚合物，其中有大量的金属硼，硼碳化物，镁或其他金属添加剂。高速摄影速度为每秒2000~5000帧。

进行了二种方案试验。第一种是在窗口位置将一小块（约 $5\times 2\text{cm}$ ）含金属的燃料相嵌在无金属的PMMA（聚甲基丙烯酸甲酯）燃料母体中，第二种方案则都用的是含金属的燃料。用甲烷火炬点火。

三、实验结果

1. 关于气相燃烧

第一方案试验时，燃料表面附面层中呈现出气相扩散火焰的特点。在每一根板状燃料上有几毫米厚橙色明亮强烈的火焰。二种不同板状燃料完全可以由存在一个暗的燃气层核心而加以区别。在第二方案试验时仍然出现气相扩散火焰，但气相燃烧是微弱的，火焰亮度低、薄而透明，并呈现一种周期性质，一段时间火焰亮度增加，而在另一些情况下则完全消失。

2. 关于燃料表面燃烧过程和粒子特性

从燃料表面上喷射出来的物质象是大块燃料或碎块。这种碎块有时是不着火的，在低轨道上移动，经常在燃气中分裂。喷射现象是由于上下层燃料局部损失粘结而造成的。图1表

示了一块未燃烧的燃料块喷离表面的过程，低的轨道阻碍它快速氧化和加热，因为在临近表面区氧的浓度低。

在正常气流条件下，燃料表面上几乎没有氧气存在。然而如果由于表面起伏不平或另一些情况，会发生较高浓度的气体撞击燃料表面，之后因化学反应使表面加热致使表面灼热燃烧。这是由于表面起伏不平使含有较高氧浓度的气体局部的冲击到燃料表面，产生化学反应而使表面燃烧。此现象影响燃料的烧蚀过程，也可以促使金属粒子和燃料碎块的喷射和点火。

表面燃烧先从一小点开始，然而向外扩展。表面上有一个1/3mm凸缘的试验照片表明燃烧开始于凸缘峰的上游位置，65ms后燃面长2.5mm，200ms后变成4.5mm宽、厚度约1mm。

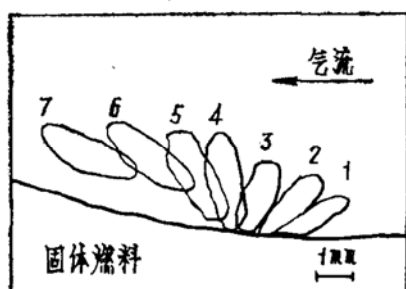


图1 一块未燃烧燃料的喷射过程
(时间间隔0.25ms, $G = 10\text{g/s}\cdot\text{cm}^2$)

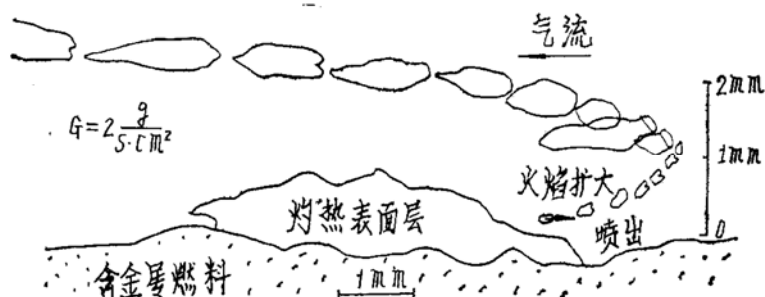


图2 100μm粒子从灼热表面区喷出图

灼热表面是活跃区，金属粒子频繁地从那里喷出，通常呈爆发性喷射。喷射的强度是不相同的：有的喷射初速是2—3m/s。一般的是6—8m/s，强喷射时高达15—20m/s。喷射方向从0°（即轴流方向）到170°左右（几乎与气流方向相反）。

灼热表面也可以使大块的热燃料碎块喷射出去。

图2是粒子从灼热表面喷出后的位置图，由16张高速摄影图象组合而成(速度为每秒4000张)，每一位置间隔为0.25毫秒（由粒子从燃面喷出开始）。虽然喷出的粒子是热的，但在开始喷出的1.5ms内粒子没有点燃，也没有火焰产生。在粒子离表面1mm时，粒子上首次出

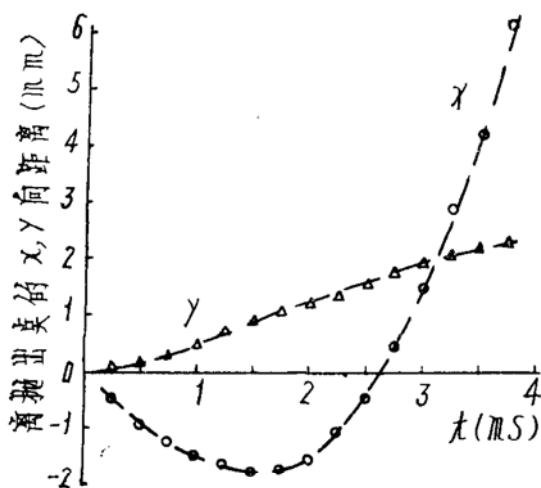


图3 粒子喷射距离变化图

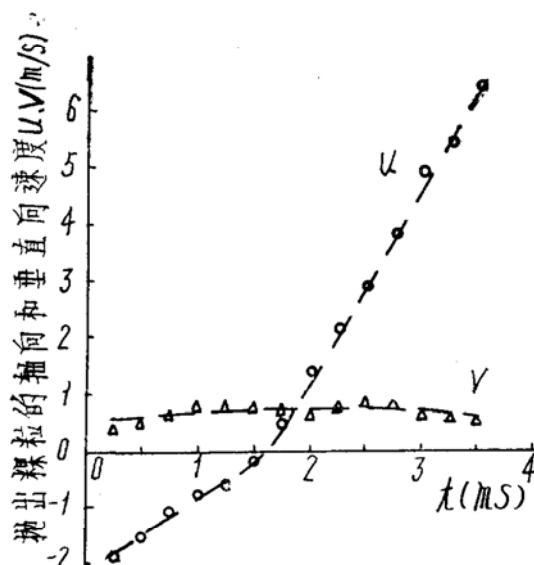


图4 粒子的喷射速度变化图

现明亮的光焰,说明粒子已着火;0.5秒以后粒子周围出现了非常亮、很强的火焰。此时火焰的尺寸约为 $400\mu\text{m}$,是粒径的四倍。

图3给出了粒子喷出后的轴向和垂直向距离。图4是粒子速度图。在最初 1.5ms 中,粒子离表面垂直距离不到 1mm 时,粒子平均轴向加速度大约为 1400m/s^2 ,超过 1mm 后加速度急剧加大到 3400m/s^2 左右。在约 4ms 内粒子速度变化不大,约为 0.6m/s 左右。

裴羊 (编译自AIAA85—1177)

日本研制HMX复合推进剂

日本航空宇宙技术研究所的HMX推进剂研究会,对HMX复合推进剂进行了一系列的基础研究(包括燃烧机理研究)和实际应用探索(包括热试车考核)。该研究会检验和考察了HMX推进剂的安全性能和物理机械性能,进行了各种安全性和机械性能的测试,研究了各种因素对安全性和机械性能的影响。结果表明,用10% HMX 替代AP并不影响推进剂的安全性能。用15% HMX替代AP后,推进剂的1/6爆点(cm)仍为 $40\sim 50$,安全等级与AP推进剂一样。此外,还进行了疲劳破坏,耐环境性、老化特性等试验。选用了新的HTPB/HMX键合剂,改进了推进剂的机械性能。

另外,进行了各种HMX/粘合剂的推进剂燃烧试验,研究了AP粒径分布的影响、AP扩散焰的性质、HMX的化学作用、HMX降低燃速的作用等。在 4MPa 下,AP推进剂(HTPB 12%、Al 18%, AP 70%)的燃速为 7.3mm/s ,含8% HMX的推进剂,燃速降至 5.9mm/s 。进行了小发动机的地面热试车,燃烧稳定。最后,在一个全尺寸(直径为 760mm)的球形发动机中进行了试车台的高空模拟试验,在喷管膨胀比为70时,真空比冲达 $2900\text{N}\cdot\text{s/kg}$ 。研究会认为可以用于卫星系统。

戴耀松 (摘译自日本NAL TR-875)