

# “织女-1”号主发动机点火装置 研制总结报告

雷碧文

(应用力学系)

**摘要** 本文总结了“织女-1”号主发动机点火装置研制过程,描述了其点火器构形设计,点火材料配方、粒度和用量的确定,以及喷管堵盖的结构、工艺等问题。

## 一、前言

“织女-1”号主发动机原先所采用的点火装置是一种用赛璐珞片压制成的点火药盒,以黑火药作为点火药。药盒用JX-6胶粘结在尾喷管入口锥表面上。这种设计的可靠性、安全性、内弹道重现性都是比较差的。它是一种陈旧的点火方式,这在固体火箭技术发展的初级阶段是常见的,那时,发动机装药是双基药。双基药燃点低,临界点火压力高,药柱强度也比较高,它用黑火药来点火是相容的。自从复合推进剂问世以后,一种所谓高能烟火剂逐步取代了黑火药作为复合装药的发动机主点火药(尤其是小型固体火箭发动机)。这是因为高能烟火剂较之黑火药(表1)其能量含量高的多<sup>[4]</sup>,燃烧温度高;且燃烧产物中的凝相成份高;其三,它的燃速低,点火冲击小,这就决定了它作为燃点高、临界点火压力低、强度低的复合固体推进剂的主点火药当然比黑火药好的多<sup>[1][2][3]</sup>。

“织女-1”号主机是一种小型固体发动机,装药是复合药且为端燃药柱。其喷管为一亚音速长尾管,喉部直径仅有 $\phi 16.5\text{mm}$ 。应该说这种发动机点火难度是比较高的。如果采用原有的点火方式,则至少有两个缺陷不可避免。其一,点火药用量大,导致过高的点火冲击和压力峰值;其二,药盒赛璐珞壳体未烧尽部份与导线一块从喷管喉部排出,有可能阻塞喉部而招致发动机爆炸性的灾难。“织女-1”号第二批次飞行试验有两发在点火瞬间出现爆炸事故就足以说明问题。

表 1 烟火剂与黑火药某些特性比较

	燃 速 (mm/s)	爆 热 (J/kg)	燃气温度 (k)	燃气凝相 成份(%)
烟火剂 (MTV)	23	8 400	3 000	60以上
黑火药	29	2 990~3 188	2 590	40左右

因此在实施“织女-1”号第三批研制时,决定对其点火系统原有设计进行修改。主要的改进是用烟火剂取代黑火药作点火药;用铝质管式点火器代替赛路药盒。研制工作大体分二个阶段进行的。

第一阶段工作主要是选择合适的点火材料,摸索其制备工艺,测定其内弹道特性,确定其用量。第二阶段的工作主要是设计新型点火器,进行模拟点火试验和短试验发动机试验,以便使其有较好的可靠性、安全性和重现性。

在一年左右的研制过程中,先后进行了各种试验近百次,点火器设计方案作过三次大的修改,最终使得新型点火器的各项性能指标均达到了设计要求,成功地点燃了4发全尺寸试验发动机,5发样机,2发低空飞行试验火箭,并于1985年6月参加“织女-1”第三批飞行试验,使6发火箭100%点火发射成功,得到试验领导小组高度评价。

## 二、点火材料的选择与试验

目前用作点火材料的高能烟火剂品种颇多,文献[4]中介绍了若干常用的性能较好的几种,作者对各种配方的优劣作了比较,并推荐了合适的应用范围。文献[6]则较为深入地研究了MTV烟火剂系统的特性,并提出了最佳的配比和制作工艺,作者认为这是一种比较理想的点火材料。这种全新的点火材料有许多优点:高的能量含量,低吸湿性,制备高度安全,燃速对温度和压力敏感性低,制作工艺简单,抗老化特性好,低压下能稳定燃烧,成本低等。国内也有类似的产品,如MTCA。MTCA与MTV的差别在于Mg—Teflon(MT)的配比不同,且前者是用醋酸纤维素的丙酮溶剂作粘结剂,后者则用氟化橡胶的丙酮溶液作粘结剂。鉴于MT有明显的优势,结合我们的具体情况,吸收国内有关单位的经验,我们选用了MTCA系统,但Mg、Teflon的配比按MTV的配方。因为按[6]的观点,Mg的含量适当高一些,燃烧产物中的凝相成份增高,更有利于改善点火环境,缩短点火延滞时间。文献[5]所进行的工作支持了这一观点。

文献[4]还指出,点火材料所取物理形式(粉末、颗粒、片状等)对点火瞬变有着重要的影响。一同等量的点火药,物理形式不同,点火所产生的增压速率和压力峰值均不同。对小型发动机,按需要将烟火剂制成颗粒作为点火主燃药为许多型号所取。所以“织女-1”主机采用了颗粒状的点火药。

点火材料及其形状选定后,主要任务则是确定其所需要的用量和颗粒尺寸。对于一给定的发动机,一般说来其点火药用量基本被确定。但影响点火药用量的因素很多,到目前为止理论研究还不能给出一个计算点火药用量的准则[3][7],一些半理论半经验公

式均对于特定条件而言。因此欲确定一台发动机所要求的点火药用量仍旧离不开试验。

药粒大小主要影响点火增压速率 $dp/dt$ 的大小。给定 $dp/dt$ 欲较为准确地求得颗粒尺寸也只能通过试验来解决。

为此,第一阶段的研制工作的主要精力集中于用试验来确定MTCA的用量和合适的颗粒尺寸。

为了减少试验数量,在试验之前,仍然对上述两个参量(点火药量和粒度)进行了预估。

### 1. 点火药量 $W_{ig}$ 和其粒度 $d$ (半径)的预估

#### a. 估算 $W_{ig}$

由于Mg—Teflon系统的热力学特性接近于B—KNO<sub>3</sub>系统<sup>[4]</sup>,于是取文献[7]提供的估计后者用量的公式来估计MTCA在“织女-1”号主机上的用量,即

$$W_{ig} = 0.5V^{0.7}(\text{g})$$

式中 $V$ —发动机的自由容积, in<sup>3</sup>。“织女-1”主机自由容积约 $0.5 \times 10^{-3} \text{m}^3$ ,按上式预计 $W_{ig} = 5.5 \text{g}$ 。

#### b. 预估点火器最大质量流率 $(m_{ig})_{\max}$

先假设:①选取点火瞬变过程中的峰值压强作为点火器设计的极限工作点;②假设压强峰值出现在主推进剂被点燃一瞬间,该过程如此之快以致装药燃面的变化可忽略不计。

质量守恒方程

$$m_p + m_{ig} = m_n + \frac{d}{dt}(\rho_p v) \quad (1)$$

推进剂燃气生成率

$$m_p = \rho_p \cdot \dot{r}_p \cdot A_b \quad (2)$$

喷管的质量流率

$$m_n = P A_i / c^* \quad (3)$$

燃烧室内所有产物的质量变化率

$$\frac{d}{dt}(\rho_p V) = V \frac{d\rho_p}{dt} + \rho_p \frac{dV}{dt} \quad (4)$$

点火瞬间不考虑自由容积 $V$ 的变化,则 $dV/dt=0$ ,且由状态方程,则有

$$V \frac{d\rho_p}{dt} = \frac{V}{gRT} \frac{dP}{dt}$$

所以(4)变成

$$\frac{d}{dt}(\rho_p V) = \frac{V}{gRT} \frac{dP}{dt} \quad (5)$$

将(2)(3)(4)(5)代入(1),则点火器的质量流率可表示为

$$m_{ig} = \frac{P \cdot A_i}{c^*} - \rho_p \dot{r}_p A_b + \frac{V}{gRT} \frac{dP}{dt} \quad (6)$$

在压强峰值处 $dP/dt=0$ ,此时 $m_{ig} = (m_{ig})_{\max}$ ,即(6)式变为

$$(\dot{m}_{ig})_{\max} = \frac{PA_t}{c^*} - \rho_p \dot{r}_p A_b \quad (7)$$

根据假设, 上式中  $P = P_m$ ,  $A_b = A_{bi}$ 。(7)式中

$c^*$ ——点火药特征速度, 取  $c^* = 948(\text{m/s})$  [5]

$P_m$ ——点火瞬变压强峰允许值, 取  $P_m = 5.9\text{MPa}$

$A_t$ ——喷喉面积,  $A_t = 2.138 \times 10^{-4}(\text{m}^2)$

$\dot{r}_p$ ——推进剂燃速,  $\dot{r}_p = 0.2411P^{0.3165}(\text{cm/s})$

$\rho_p$ ——推进剂密度,  $\rho_p = 1.71 \times 10^3(\text{kg/m}^3)$

$A_{bi}$ ——药柱初始燃面,  $A_{bi} = 0.0374(\text{m}^2)$

最后由(7)求得  $(\dot{m}_{ig})_{\max} = 0.79 \times 10^{-3}(\text{kg/s})$

### c. 颗粒度估算

由于

$$\begin{cases} W_{ig} = n \cdot g \rho_{ig} \cdot \frac{4}{3} \pi d^3 & (i) \\ \dot{m}_{ig} = n \cdot \rho_{ig} \cdot 4\pi d^2 \cdot u_{ig} & (ii) \end{cases}$$

(i)/(ii)便有

$$d = 3u_{ig} \frac{W_{ig}}{g\dot{m}_{ig}} \quad (8)$$

式中  $d$ ——点火药颗粒度(颗粒半径),  $u_{ig}$ ——点火药燃速,  $u_{ig} = 1.69P^{0.22}(\text{cm/s})$  [6]

$\dot{m}_{ig} = (\dot{m}_{ig})_{\max} = 0.79 \times 10^{-3}\text{kg/s}$ ,  $g$ ——重力加速度。

取  $W_{ig} = 5, 6, 7, 8, 9, 10$ 克, 用(8)计算  $d$  值列于表 2。

表 2 点火药颗粒度  $d$  预估值

$W_{ig}$ (g)	5	6	7	8	9	10
$d$ (mm)	0.48	0.58	0.68	0.77	0.87	0.97

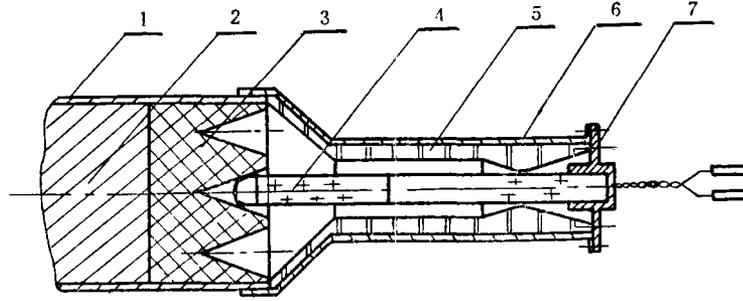
## 2. 试验

试验装置如图 1 所示。这段时间的试验主要是模拟试验, 将图 1 所示试验发动机中的短药柱换成金属制作的假药柱, 是为了降低试验耗资。试验发动机的自由容积, 喷管的形状和尺寸, 以及假药柱的初始燃面完全模拟“织女-1”主机的真实状况, 以便使试验结果更为置信。试验选用不同的点火药量和不同的点火药颗粒度在试验发动机中点火, 测定点火压力  $P_{ig}$  与  $W_{ig}$  的关系以及增压速率  $\frac{dP}{dt}$  与颗粒度  $d$  的关系, 再按约  $P_{ig} = 1.96\text{MPa}$  (取

工作压力的 30%~40% [1]) 选取  $W_{ig}$ , 按  $\frac{dP}{dt} = 98.1\text{MPa/s}$  [8] 选取  $d$ 。

试验测试结果整理于下表 3、4、5 中。

表中  $P_{ig}$ ,  $dP/dt$  数据是 3~4 次重复试验平均值。所谓 1#, 2#, 3# 药颗粒, 其颗粒度  $d$  分别是 0.6mm, 0.4mm, 0.2mm 左右。



1. 燃烧室      2. 垫块      3. 短药柱      4. 点火器  
5. 喷管绝热套      6. 喷管壳体      7. 喷管堵盖

图 1 点火试验发动机

表 3 1#粒度点火药试验数据

试验顺序	1	2	3	4
$W_{ig}$ (g)	5	7	9	11
$P_{ig}$ (MPa)	1.141	1.733	2.302	2.913
$dP/dt$ (MPa/s)	29	40	283	493

根据表列数据用最小二乘法进行曲线拟合得到  $W_{ig} \sim P_{ig}$  以及  $dP/dt \sim d$  的关系曲线如图 2、3。由于 3# 药粒点火测试结果 (表 5) 反常, 未能进行处理。这种现象可能是因为颗粒度太小产生的  $\frac{dP}{dt}$  太高, 堵盖过早被冲破, 一部分药未能参加燃烧即被喷出发动机, 使试验失真。

表 4 2#点火药试验数据

试验顺序	1	2	3	4
$W_{ig}$ (g)	5	7	9	11
$P_{ig}$ (MPa)	1.470	2.197	3.093	3.610
$dP/dt$ (MPa/s)	52	104	363	803

表 5 3#点火药试验数据

试验顺序	1	2	3	4
$W_{ig}$ (g)	5	7	9	11
$P_{ig}$ (MPa)	1.292	2.428	2.178	2.845
$dP/dt$ (MPa/s)	45	240	359	633

根据所得到的试验曲线, 按前面所述原则, 最终选定  $W_{ig}=6.2g$ ,  $d=0.58mm$ , 接近预估值, 说明实验数据基本上是可信的; 反过来也说明用  $B-KNO_3$  和 MTV 药有关热力学参量, 按前面的预估方法来预估 MTCA 的用量和粒度大体上是可行的。

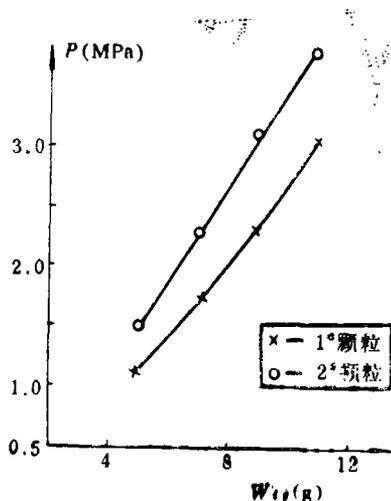


图2 MTCA 点火压力与药量关系试验曲线

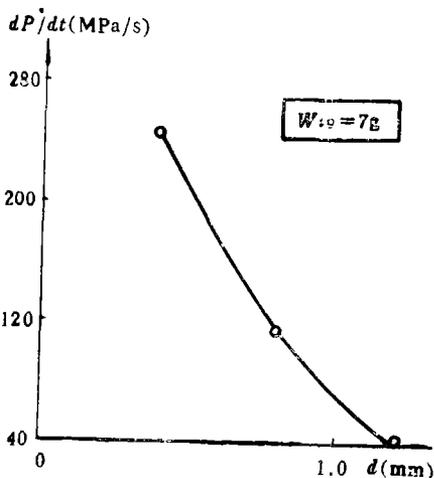


图3 点火过程增压速率 $dP/dt$ 与点火药粒度 $d$ 的关系

### 三、点火器设计

“织女-1”主发动机带有一个长283mm的亚音速尾喷管，其喉径仅有 $\phi 16.5\text{mm}$ ，燃烧室装药又是一个端面燃烧药柱（起始燃面为七个锥面），这样就增加了点火器的设计难度。原有的点火器是一赛珞珞片压制成的药合，这种设计的可靠性和内弹道重视性均有限，且因药合残片须从喉部喷出又威胁发动机的安全。因此改变原有设计是在情理之中的。

究竟点火器取何种形式为好？我们参阅了文献[5]、[9]，并取吸“HP-6”的设计经验，最终选择了金属管式点火器设计方案（图4）。一种用铝合金制造的，直径为 $\phi 15.5\text{mm}$ ，长352mm的圆管，通过喉部，直插入药柱端面的中心锥孔内。其尾部支承在堵盖上，前端管壁上开有若干直、斜射孔。点火药燃气从小孔中喷出射向药柱端面，点燃发动机。当燃烧室内的压强上升到足以维持药柱稳定燃烧时，堵盖上预先布置的应力槽被切断，点火器被吹出发动机，发动机实现正常启动。

点火器由喷嘴、药室、引爆元件、导杆、堵盖、端盖等零件组成。喷嘴顶部开有一小孔，一束点火燃气从孔中直接射到药柱面上，以提高点火的可靠性。拧下喷嘴，点火药很方便地注入药室内。药室壁上开有若干喷火孔，在布局这些孔时，只要强度允许，应最大限度使得火焰能均匀地射到药柱面上，以减少药柱起始燃面局部点燃的可能，有利于缩短点火延迟期。导杆上亦开有四排 $\phi 4\text{mm}$ 孔，前二排位于喉部上游，后二排位于喉部下游，它们与导杆内孔一道构成压强平衡通道。堵盖紧固在喷管端环上，其上的应力槽是控制点火过程中燃烧室压强不得大于5.9MPa。

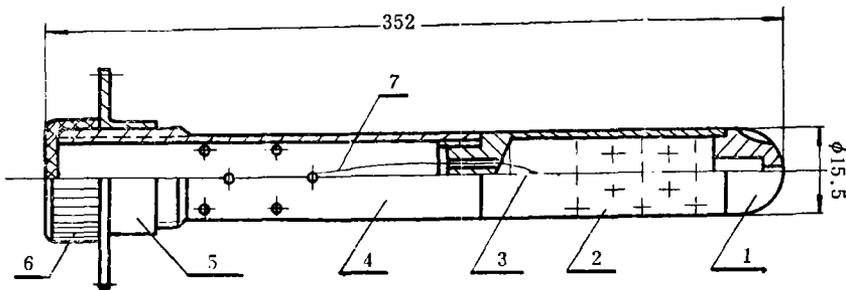
在作第一轮设计时，曾采用了堵塞的设计来控制所要求的燃烧室压强，与“HP-6”所取的办法一样。即将一聚氯乙烯制作的堵塞，用JX-6胶粘结在喷管扩张段的玻璃钢衬

套上。试验证明这种设计因粘结工艺难于控制，使点火过程重现性不好（图5），特别是在低温情况下，甚至出现不能容忍的点火滞后（图6）。因此在做第二轮设计时，用加应力槽的金属堵盖取代堵塞作压力控制元件。

机制的金属堵盖用应力槽来控制点火过程内弹道参量(压力峰、点火延滞时间等)，效果是好的（图7）（表6）。但是应力槽的形式和堵盖切槽部位的剩余厚度要合适。过薄则出现点火延滞，过厚则产生过高的压强峰。用合金铝制作的堵盖测得的点火压强与剩余厚度的关系见图8。

压强峰值除了与堵盖应力槽的剩余厚度有关外，还与点火器同喉部之间的间隙以及压强平衡通道的面积有关。要尽可能加大通道面积，以提高堵盖对喉部上游压强的敏感度。因此，点火器的第三轮设计主要调整喉部间隙和通道面积，进一步改善了点火器的性能。

最终，点火器实现了控制点火压强1.96~2.94MPa，压强峰小于5.9MPa，升压速率 $\frac{dP}{dt}$ 在98.1~127.5MPa/s以内，点火延迟 $<20\text{ms}$ ，达到了设计的要求。



1. 喷嘴 2. 药室 3. 点火头 4. 导杆 5. 堵盖 6. 端盖 7. 导线  
图4 “织女-1”主机点火器

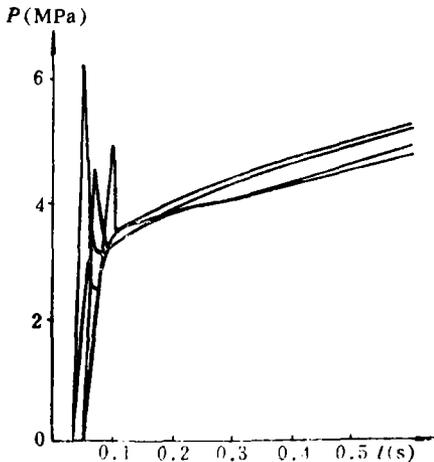


图5 带塞子点火器点火试验曲线

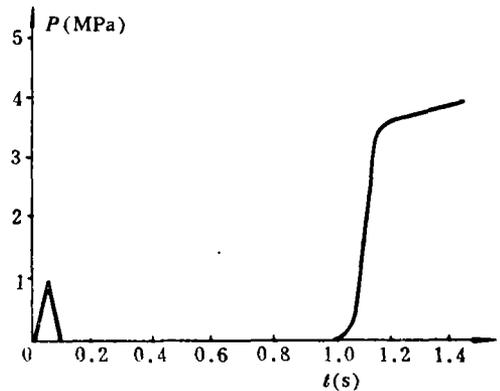


图6 在0℃左右用带塞子点火器点火

表 6 点火试验发动机测压数据

$P(\text{MPa})$ 编号	$t(\text{ms})$ 10	20	30	40	50
9#	1.76	4.90	3.43	3.24	3.43
10#	0.39	3.92	4.22	3.83	3.92

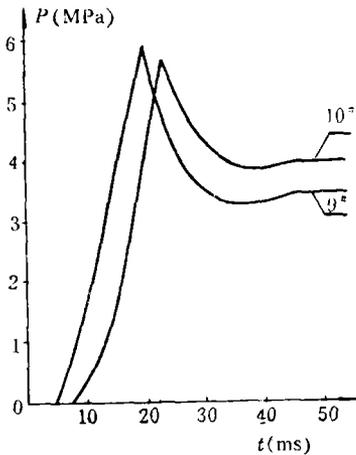


图 7 用符合设计要求的点火器点火试验压力—时间曲线

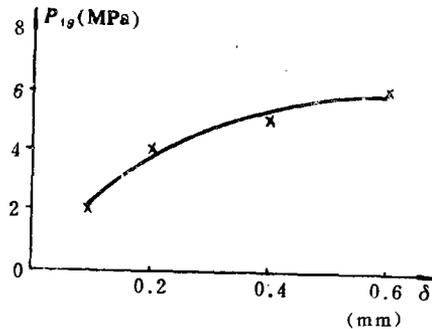


图 8 点火压力与应力槽底厚关系

#### 四、结 论

(1) 将高能烟火剂MTCA作为“织女-1”主发动机的点火药是可行的，其可靠性、安全性、易点燃性均优于黑火药。

(2) MTCA作为“织女-1”主机点火药，宜为颗粒状，粒度取 $0.4\sim 0.6\text{mm}$ ，用量取 $6\sim 7\text{g}$ 即可。

(3) 全金属管式点火器，经过多次点火试验和飞行试验证明，其设计是成功的，性能指标均达到了设计要求。它较之原有盒式点火器工作可靠，点火过程重现性好。

(4) 这种点火器，由于它是在堵盖被剪断一瞬间完整地射出发动机，无残骸堵喉之忧；另外，它是在发射前才装入发动机的，贮运中与发动机分装；因而提高了发动机使用、运输的安全性。

(5) 点火器之堵盖作为点火压力控制元件是有效的，但其应力槽的剩余厚度及其形状必须考究，否则点火过程的重现性变差。

## 五、致 谢

本工作在进行过程中,自始至终得到我室发动机组全体同志的大力帮助,特别是王荣祥、郑慷元同志做了大量的工作;同时,109中心实验室的肖子竞、王丽荣、谢伦娅等同志参加了测试。由于他们的积极而有成效的工作,我们的研制工作才得以顺利进行,在此深表谢意。

## 参 考 文 献

- [1] 固体火箭发动机设计基础,长沙工学院104教研室,1977.2.
- [2] Williams, F.A., 固体火箭基本问题。
- [3] A.M.Vinitskiy, Solid-Propellant Rocket Engines, AD-780834.
- [4] W.E.Robertson, Igniter Material Considerations and Applications, AIAA-72-1195.
- [5] R.Crosby, et, at., Design and Development of a Hot Particle Igniter, AIAA72-1196.
- [6] A.Peretz, Investigation of Pyrotechnic MTV Compositions for Rocket Motor igniters, AIAA 82-1189.
- [7] Sutton, Rocket Propulsion Elements, 4th Edition.
- [8] Hans Florin, Propellant Igniter Development Problems, AD-76012.
- [9] A.E.Muthunayagam and S.Nambinarayanan, Igniter for an End-burning Motor, AIAA 72-1137.
- [10] NASA Space Vehicle Design Criteria: Solid Rocket Motor Igniters, NASA SP-8051.
- [11] A.R.Hall and C.R.Southern, Ignition of 127mm Solid propellant Motors by Pyrogens With and Without Solid Particles, AIAA 78-1009.
- [12] B.E.Paull, et, at., A Ballistic Explanation of the Pressure Peak, AIAA 64-121.
- [13] Anderson, R; et, at., Ignition Theory of Solid Propellant, AIAA 64-156.
- [14] 小型固体推进剂火箭发动机某些点火,吴德跃译,推进技术,1980年第二期。
- [15] 郑炳森, ××发动机点火器研制总结,1978.

## The Ignition Device Development Final Report for the “Vega-1” Sustainer

Lei Biwen

### Abstract

A final report is presented for the “Vega-1” sustainer ignition device development process including igniter arrangement and the formulations, proper particle size and necessary weight of used ignition material as well as problems on the configuration and processing of burst diaphragm mounted on the nozzle.