

专题技术译丛

双组元变推力液体火箭发动机

中国人民解放军国防科学技术大学情报资料研究室

一九八二年五月

国防科技大学
情报资料研究室
PDG

说 明

本专辑翻译了美国60—70年代有关变推力液体火箭发动机的部分文章；内容有美国几种典型型号的研制情况及部分专利，包括推力调节方案、喷注器、推力室以及变推力控制等方面的研制情况。为方便读者，还转载了一篇“阿波罗”登月舱制动发动机的文章。

本专辑由校情报资料研究室和火箭推进实验研究室变推力发动机研制组共同编辑、整理。文中有些插图因原文不清，翻印后更为模糊，希谅解。

训练部陈启智教授对本译丛的编辑、出版十分关心，并参加了部分文章的译、校，在此表示感谢。

编者： 陆政林 胡化南

一九八二年三月



目 录

1. 50磅推力姿态控制发动机.....	(1)
2. 变推力火箭发动机的伺服控制.....	(29)
3. 双态的 100:1 推力调制火箭发动机.....	(37)
4. MIRA-150A 变推力火箭发动机在月球载人 探测飞行系统上的应用.....	(49)
5. MIRA-150A 变推力火箭发动机寿命保证.....	(62)
6. 变推力液体火箭发动机中的传热系数.....	(76)
7. TRW 公司用于空间任务的双组元可 贮存推进剂发动机.....	(87)
8. “阿波罗”宇宙飞船软着陆和制动发动机.....	(103)
9. 液体燃料喷注器系统.....	(119)
10. 由流量定位的喷注器.....	(124)
11. 火箭发动机可变面积喷注器.....	(133)
12. 可调双组元火箭发动机新技术.....	(136)
13. 用于液体火箭发动机上的节流文氏管伐.....	(150)
14. 机电作动器.....	(165)
15. 用于两个流量控制活门的差动式定位作动器.....	(174)
16. 可调推进器系统的流量控制.....	(183)
17. 用白噪音激励测定变推力火箭发动机的频率响应.....	(245)

50 磅推力姿态控制发动机

J. W Shaw

摘 要 这个 50 磅推力的姿态控制发动机是高性能的液体火箭发动机，它既可以在脉冲状态又可以在变推力状态下工作。

该发动机是耐用和多用途的具有飞行重量的系统，重量小于 1 磅，用 $N_2O_4 + Az-50$ 时，修正后的真空比冲达到 310 秒。在脉冲和变推力两种工作状态下从信号输入到额定推力的 90% 时发动机响应为 7 毫秒。发动机在脉冲状态下工作可达 100 周/秒，也可在具有 5% 重复推力精度下变推力工作。已研制成一种新的变推力作动系统，并已申请专利。

引 言

这项计划首先是为小型脉冲发动机和变推力发动机的一个研制方案而制订的。其次，计划的重点是放在研制一个适用于“制导飞行器计划”的发动机上，该计划需要一个具有高响应类型的发动机。和以前的一些小发动机系统相比，研制中的主要注意点是：改进作动系统，提高喷嘴密封和提高性能。

选择比较的控制系统有伺服阀系统，电磁阀液压控制系统和直接电磁脉冲系统。系统的响应要尽可能快。根据可能把 1 立方吋的最大允许的阀座的洩漏率定为设计目标。

研究计划包含如下几个方面：

1. 具有飞行重量的燃烧室
2. 改进喷注器设计
3. 应用于小发动机的控制系统
4. 试验装置
5. 发动机系统

图 1* 所示为研制和试验过的 50 磅发动机。

燃 烧 室

燃烧室的研制分为两个阶段，一个阶段研制试验喷注器用的燃烧室试验件；另一个

* 图 1 至图 5，图 13 和图 19 原文不清，制版有困难——略去。

阶段研制具有飞行重量的燃烧室。

燃烧室的设计包含考虑如下参数：

选择了一个 100 磅/时² 的低燃烧室压力，这样对于较高的喷管性能说来就可以得到一个小的喷管出口压力又不致有大的重量；100 磅/时² 的压力也是足够高的，因此在燃烧过程中 C^* 的理论损失可以忽略。

对于高性能脉冲发动机说来，如果 C^* 效率损失只有百分之几，那么快速响应是我们所希望的。推力响应时间与 L^* 成正比，但 C^* 效率却随 L^* 减小而下降。因此响应和 C^* 效率都取决于要完成的任务的特点。本计划中，试验了 L^* 为 8 吋和 40 吋的燃烧室。

作试验件用的燃烧室是一个可靠的长寿命的，其内部基本结构与具有飞行重量的燃烧室相同。作为试验件类型的水冷却燃烧室有助于取得推进剂流量、控制系统性能、和推力上升时间等方面的数据。但是，由于冷却壁的热损失大（损失 C^* 达 25%），所以在最后的试验中用了一些不冷却的推力室，这些推力室是一种具有 1 分钟工作寿命的便宜的试验件。

图 2* 表示出一个水冷却的推力室，它带有用于改变 L^* 的石墨里衬。图 3 表示一个使用 50 磅推力喷注器的拆开的不冷却推力室。（图中示出五个另件，推力室长度约 3 吋）

$L^*=8$ 吋的燃烧室推力上升时间为 4~6 毫秒， $L^*=40$ 吋的燃烧室的推力上升时间为 6~8 毫秒。从 $L^*=40$ 吋到 $L^*=8$ 吋， C^* 值减少 1~5%。数据是在变化条件下获得的，并且对于 $L^*=8$ 吋的不冷却燃烧室 C^* 值从不低于理论值的 90%。

具有飞行重量的推力室是用树脂和玻璃纤维缠绕成的。图 4 表示 35 磅发动机上用的推力室，它是一个研究用发动机上的试验件。推力室的重量约为 6 盎司（1 盎司 = 28.35 克——译注）。制造了两种类型的烧蚀推力室，并在稳态下以 35 磅的修正高空推力试验了 20 秒钟。在两次试验中喉部烧蚀都小于 1%。一个推力室在玻璃纤维缠绕上损坏（图 5*）。这种损坏可通过在与室中心线成一定角度上缠绕玻璃纤维而得到补救。类似的推力室已在 NOTS（美国海军武器试验站）以 300 磅/时² 室压试验了 3 分钟。

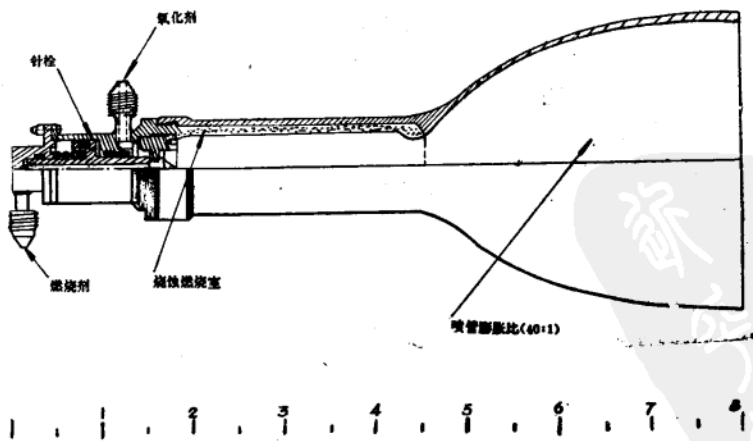
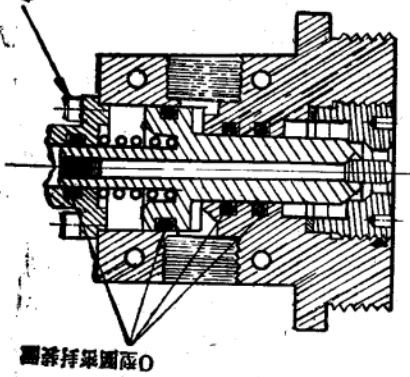


图 6 用于 35 磅发动机的烧蚀——辐射型真空推力室

有头螺釘'S-46'357
4REQ'V'V 不銹鋼



圖樣詳見圖面D

註：1. 氣弧焊，能經受
500磅/吋² 壓力而不漏
2. 不要求統一型號

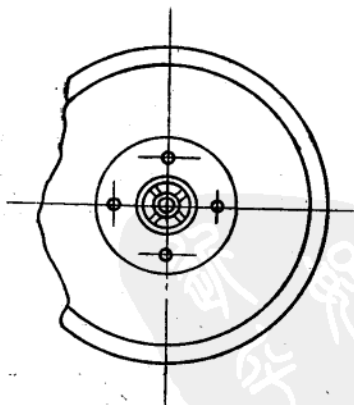
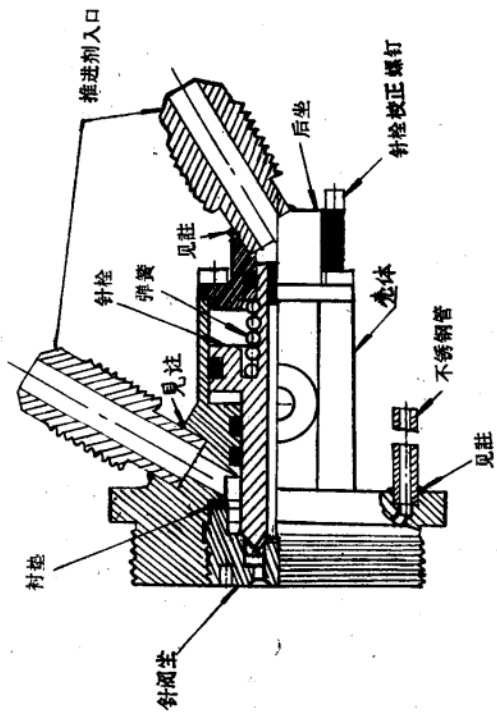


圖 7 50磅噴注器組件

图6所示为烧蚀—辐射复合型推力室，它是按35磅推力使用于真空条件设计的。所有理论参数均取自参考文献1。

喷 注 器

50磅喷注器设计(图7)是NOTS先前的变推力研制工作的一个继续。最初的变推力喷注器研制工作在参考文献[2]，[3]中作了叙述。

NOTS变推力的方案应用到脉冲发动机上是十分实用的，它用一个“针阀”单一移动件来限制推进剂流量。主要优点是：

1. 推进剂限流完全同步；
2. 针阀可实现极快的响应；
3. 推进剂撞击长度小；
4. 由于溅板和直接撞击使推进剂具有特别良好的混合。

以前的NOTS喷注器有几个弱点，在研制50磅发动机时都被克服。这些弱点在以下各节中叙述。

所有以前的变推力喷注器都使用了图8所示的锥形坐。锥面喷孔的方案，相对于针阀位置固有力地给出了变化的O/F比值。关闭喷注器时的泄漏率也非常高，有时高达最大流量的20%。同时这两个特性对于在系统中的小颗粒污染也十分敏感。

中心件过去是一根长轴，它用螺纹旋入喷注器的背面因而引起了许多对位和调整问题。大多数喷注器都是作为一个整体来装配的。

在50磅喷注器(图7)的研制中，将锥形坐的设计安排与带型坐作过比较，带型坐的方案具有下列的特点(详细方案见图9—10)：

1. 坐的结构是一个 45° 表面对着一个锐边角的金属对金属坐，工业用活门的制造者们认为这种结构对密封说来是最佳的。

2. 流体控制孔的方案，固有力地给出了流通面积和调整针阀位置之间的线性关系，以确保正确的混合比O/F。控制孔还趋于构成方形，这种形状足以使较大的颗粒通过。

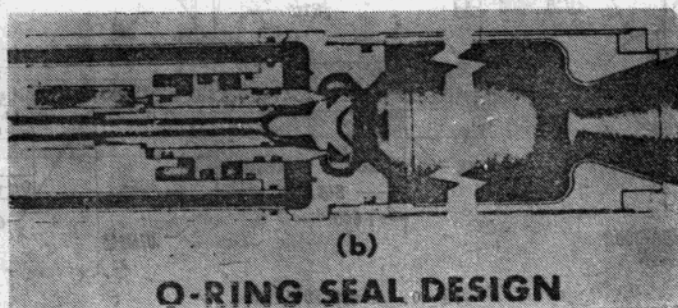
3. 50磅喷注器的中心件直接加工到外部坐上，并且由四个薄筋来固定。这种设计消除了以前中心件的那些对位、调整和装配问题。

4. 将薄筋设计成首先让中心孔坐上，然后弯曲允许外孔坐上，把薄筋设计成可产生2500磅/时的应变，或者在1.25磅活门坐力作用下达到0.0005时的标准位移，这已由试验证实。

带型坐证明是超过锥形坐的一个重大改进。受50磅/时²空气压力差作用时，这种带型坐不存在明显的洩漏。带型坐的磨损也证明是优于锥形坐的，而且带型坐喷注器能够通过直径大十倍的污染颗粒。带型喷注器的推进剂流量随针阀位置变化的关系见图11。

在锥形坐的情况下，基本几何关系大大限制了设计尺寸的灵活性，而在带型喷注器的方案中这就不是一个限制因素。

“O”形圈与波纹管都已成功地用于先前的NOTS喷注器(图8)，“O”形圈密封由于比较容易就位和易于装配，所以在50磅的发动机上采用了这种密封。如果要完成



(a) 波纹管密封
(b) O—形圈密封

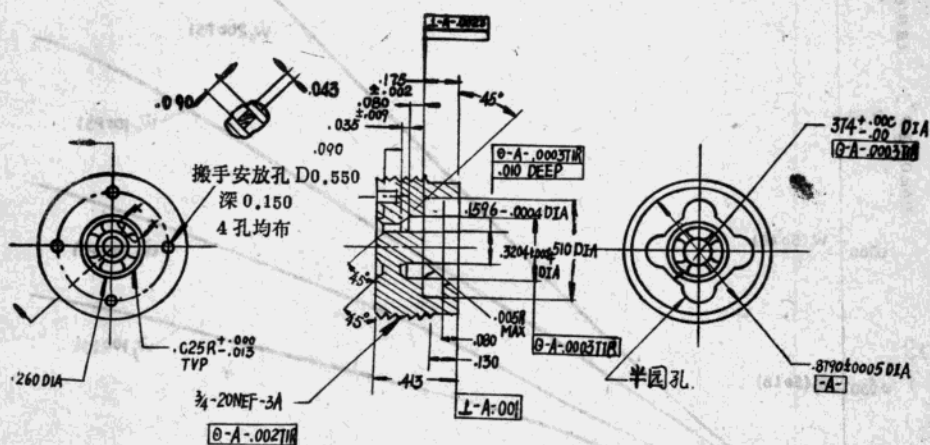


图 9 50磅发动机座

的任务要求喷注器充满推进剂或者在真空条件下长期工作的话, 50磅发动机可重新设计为采用波纹管密封。

在研制密封坐的最初阶段, 曾经试过在针阀上镀金和包复聚四氟乙烯。这种方法提供了在静止条件下非常好的密封性能, 但是一旦喷注器工作起来, 金或氟塑料就被侵蚀掉, 从而这些材料的密封效果就差了。金或氟塑料复盖层可用作点火前的静止密封, 或者可使金属坐在长时期空间条件下不致真空冷焊在一起。

附录A中的数据表列出50磅喷注器的参数。

作 动 系 统

50磅推力的发动机的作动系统分为两部分: 变推力系统和脉冲系统。

变推力系统

在美国海军军械试验站研制的变推力发动机, 采用了参考文献1所描述的伺服阀控制系统。所有这些发动机的最大推力都超过了1000磅。因此, 伺服阀中的静流量在作动系统中不是一个限制的因素。但是, 对于50磅变推力发动机来说, 伺服阀的静流量大约要等于全推力时喷注器所使用的推进剂流量的一半。而且, 伺服阀要求超过1000磅/时²的高供应压力。因为, 燃烧剂管道的压力通常用来作为液压源, 所以仅有大约200磅/时²的压力可用于50磅发动机的作动。

这些因素使得采用伺服阀很不实际。因此, 就研制了一个电磁阀液压控制系统, 这个系统已经申请专利。该电磁阀液压控制系统如图12所示。

针阀是靠一对联结在针阀活塞腔两边的电磁阀来进行液压定位。液压流体由一个电磁阀限流而进入活塞腔, 由另一个电磁阀限流而排出活塞腔。针阀位移量由阀门开启时间的长短来决定。

针阀的响应与下列因素有关:

1. 由第一个误差信号起的阀的作用时间。
2. 通过阀的流体秒流量。
3. 伺服系统的脉冲调制速率。

一个闭锁弹簧力作用在腔内的流体上。因为针阀行程小, 所以在活塞腔中, 弹簧基本上保持100磅/时²的常压。因此当供应压力采用200磅/时²时, 电磁阀两端的定常压力差为100磅/时²。就压力降或针阀位置来说, 这样就有一个定常的液压增益供利用。在保持分辨力定常方面, 这是重要的。

在系统研制中, 采用过一个连接到针阀上的线性位置传感器来使伺服电路闭合。在先前的比较大一些的发动机上, 曾经把燃烧室压力和推力用来作为反馈, 在50磅发动机上, 也可用这些方法。

电磁阀控制电路是完全能操作和可靠的。在附录B中描述了这个电路。而且, 虽然认为构成这个电路要比构成伺服阀电路要便宜得多, 但是, 还是研制了第二个电路, 并且对于操作电磁阀控制系统来说, 这第二个电路证明是可行的。在附录C中介绍了这第二个电路, 它具有下列特点:

1. 元件较少，较便宜。
2. 尺寸小得多。
3. 可能实现更高的性能。

所使用的电磁阀是 Eckel 阀门公司制造的共轴式 AF77C-43 型阀门。这些阀门造价便宜（每个大约 60 美元）、重量轻（大约 1 盎司）、而且具有所需的快速工作特性。如果专门向工厂订货，还可以改进阀门的特性——诸如较大的等效孔面积，较大的线圈和较高的可靠性。

如果误差信号大的话，液压控制系统的基本工作就是能快速移动针阀，而且，还能给出一个高的位置分辨力。

为了得到这种类型的工作，在系统中建立了可变的液压增益。对于小的针阀位移来说，借助可变宽度的脉冲来使所用的阀抖动。脉冲的宽度由误差信号决定。电磁阀抖动时因位置的微小变化只能流过少量控制流量。当脉冲宽度或误差信号增加时，阀就完全打开。电磁阀的特性是这样的，一旦阀完全打开，它就停留在打开位置，直到磁场完全消失为止。对这个特定电磁阀其磁场通常在电磁阀的电流切断后 1 毫秒才消失。因此，

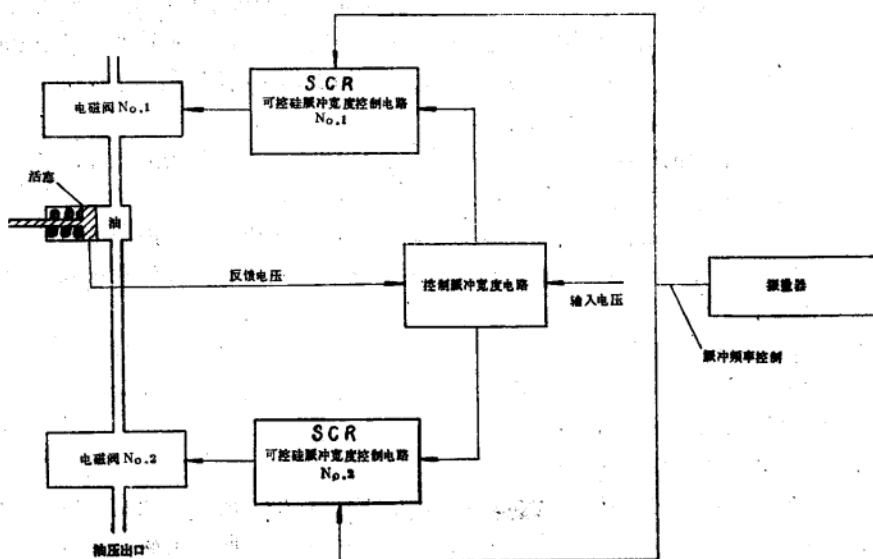


图 12 电磁阀作动系统

若要使电磁阀保持全开一定时间，脉冲宽度要比阀在抖动状态至少要长 1 毫秒。这样，对小的误差信号变化，可引起液压增益相应的改变。发动机工作时，在一个高增益的 2 毫秒的脉冲下，针阀能移动全行程；或者，借助阀的抖动，针阀可控制在其 0.010 吋全行程的百分之五内。系统的特性是这样的：系统操作针阀时仅用足够的流体来移动针阀，于是针阀仅仅移动一个相应的位移。比较而言。在 1 周/秒正弦波作用下工作 5 分钟内，电磁阀控制系统仅用了 1/3 盎司的控制流体，而伺服阀在每 5 分钟的工作中的静流量最少要用 20 磅。

在这种系统的实际工作中发现，每秒 250 个脉冲调制率是所用的最佳值。因此，阀

在全部时间内，都“看到”250周/秒的带尖峰的前沿信号。当没有误差信号时，脉冲宽度正好小到阀门不能起作用。当有了小的误差信号时，脉冲宽度略有增加，相应的阀即以250周/秒抖动。如果误差信号增大，那末，脉冲宽度继续增加，直至阀完全打开。

与伺服阀作总的比较，证明电磁阀作动系统是很优越的，它操作容易而且具有较高的可靠性，除了特别适合于50磅变推力发动机的特殊要求以外，还有较高的性能，而且便宜得多。图13所示是一个用于比较的0~35磅可调的液体推进剂气体发生器和它配带的伺服阀。

脉冲系统

按照两种方法研制了脉冲发动机作动系统，一种系统的工作类似于变推力系统。但是，这系统是在全行程工作。另一个系统采用了一个直接与针阀联接的电磁线圈。这是在计划的后期开始的，到目前为止所做的工作证明是可行的。

当小于5毫秒的响应时间成为现实的情况下，在变推力控制系统的研制中，快速响应的脉冲发动机便可实现了。因为，和任何现有的脉冲发动机系统比较起来这种系统更快，所以研制了一个电路来证实这个方案的有效性。在附录D中叙述了这个电路。

工作包括用一个矩形波输入信号使发动机点火，点火时间的长短是矩形波信号宽度的函数。当电路“看到”矩形波的前沿时，入口电磁阀立即脉动，并完全打开针阀。当电路“看到”输入矩形波的后沿时，出口电磁阀立即脉动，并关闭针阀。

图14所示发动机按这方式可工作到125周/秒。图15表示出在40周/秒下工作的情况。上面的曲线是输入信号，下面的曲线是来自针阀位移传感器的输出信号。示波器的时标是2毫秒/厘米。这些图表明，从信号输入到针阀的全行程的响应时间大约为4毫

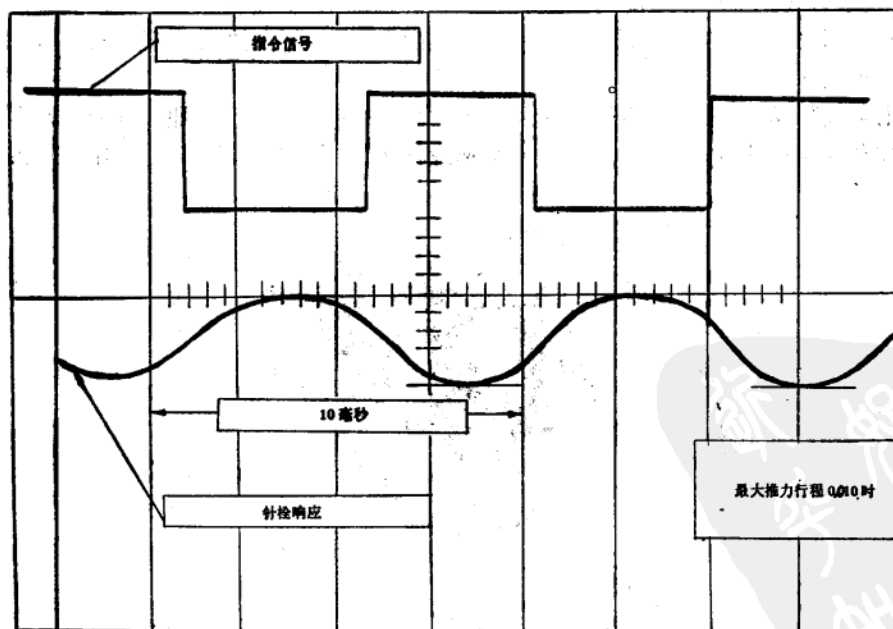


图 14 125周/秒工作

秒。在实际工作中，在输入信号 2 毫秒后推进剂将开始流动。

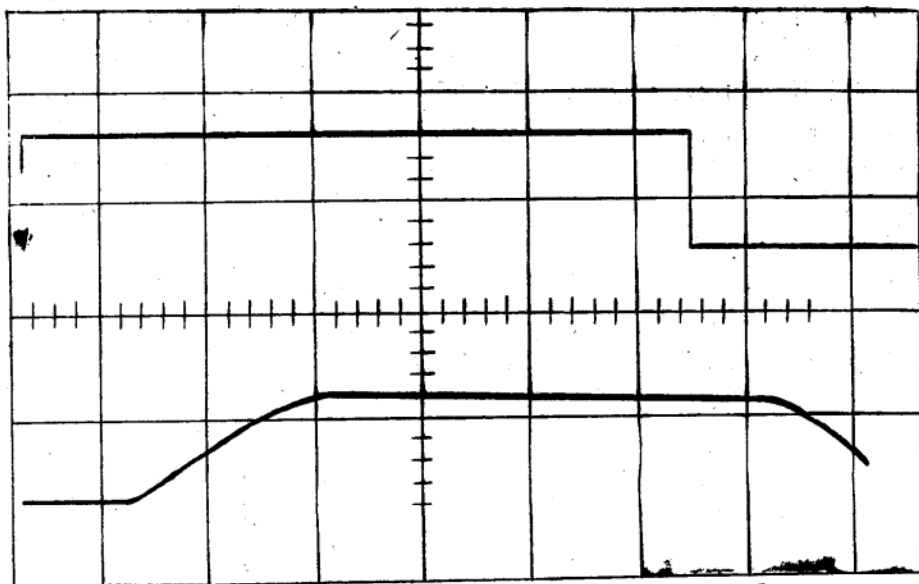


图 15 40周/秒下工作情况

在海军军械试验站先前的一些计划中，曾试图用电磁线圈直接带动针阀但未获成功。图 16 表示了 10 磅推力的发动机方案（参考文献 2）。由于功率和重量的要求，这个方案被认为是不合实际的。

在研制变推力系统的电磁阀时发现，仔细的电设计实践能使电磁线圈操作针阀的方案更加实际。

电磁线圈操作的针阀系统要求电磁线圈在 1~2 毫秒的时间内克服 25 磅的弹簧力，使针阀移动 0.010 吋的行程。上述这些性能要求认为是可行的，而且可与液压动作系统相媲美。

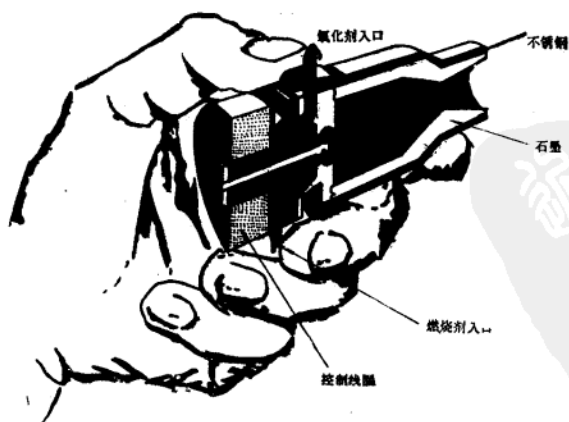


图 16 10磅变推力发动机

如采用 28 瓦 (28 伏, 1 安) 的功率限制, 则计算表明, 对于 50 磅力的电磁线圈, 2 毫秒的移动时间是可能的。电磁线圈的重量大致是半磅。

试验件的电磁线圈壳体与线圈做成一体以便更换。电磁线圈的简单试验在粗劣的条件下, 用模拟弹簧载荷的针阀来进行。在这种情况下, 诸如行程、弹簧力和活塞对准这些“常量”都是不可靠的。设计的电磁线圈证明从指令开始的 3 毫秒内, 便可以提供针阀的全行程操作。关闭时间大约也为 3 毫秒。这个试验证明, 在脉冲状态下, 采用电磁线圈操作针阀达到少于 3 毫秒的脉冲速率是非常有可能的。图 17 表示了响应试验的结果。

试 验 装 置

所有的试车都是在 R 区的 C 楼内用一个设备齐全的 (除仪器外), 轻型试验台 (包括推进剂贮箱和所有的阀) (图 18) 来完成的。在防护墙后面 20 呎远的地方进行操作。采用了挠曲型的推力架, 并在推进剂管道中装了 10 微米的过滤器。全部试验中均使用波特型涡轮流量计。在某些试验中把标准控制应变测量计与波特型流量计串联起来。应变测量计的响应大约为 5 毫秒, 而且, 比涡轮流量计有更宽的流重范围。然而, 发现推进剂对应变测量计有影响, 在一次 10 秒钟的试验以后, 这种应变测量计就变成不能工作了。

发动机的热试车如图 19 所示, 附录 E 给出了取自试验数据的典型数据点。到目前为止由于有关发动机的热试验的次数少, 所以, 不能得到发动机的精确性能。

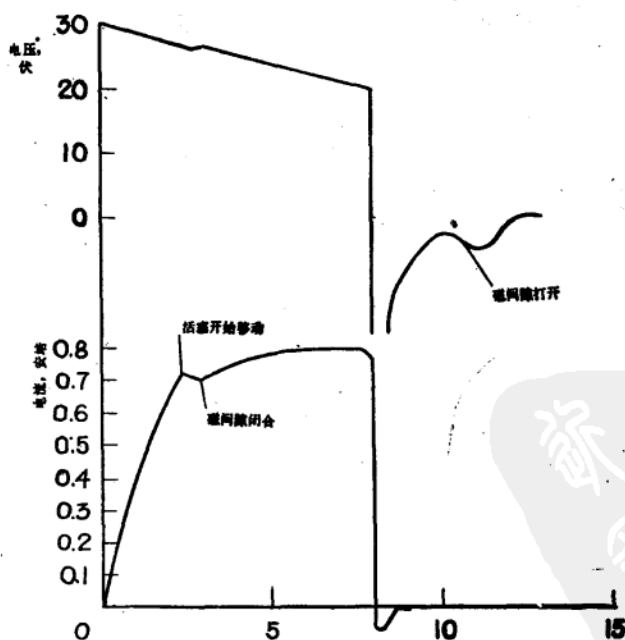


图 17 响应试验结果

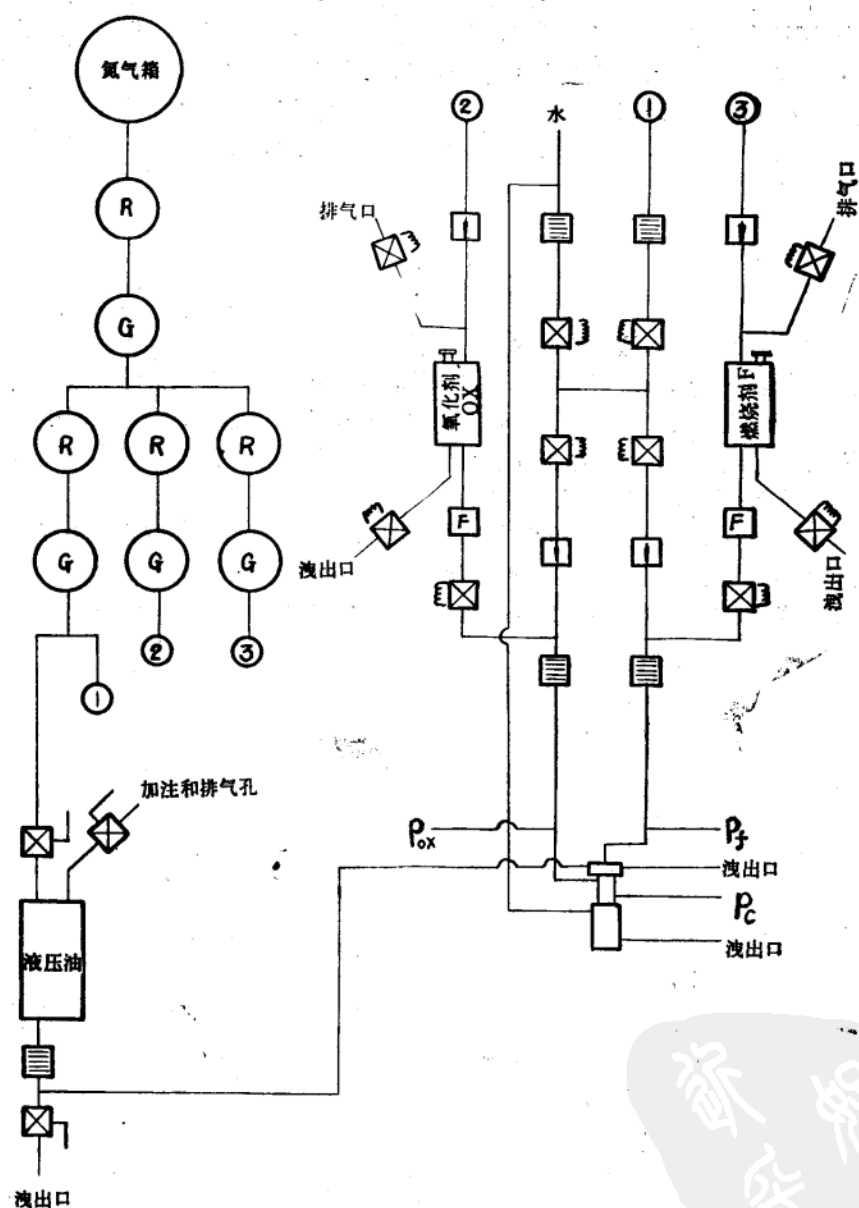


图 18 轻便试车台的管道布置

试验台被证明是很可靠的，而且很容易适于不同的试验。静态试验时下列仪表参数在一个示波器上记录

- | | |
|---------------|-----------------------------|
| 1. 氧化剂秒流量 | 1/8时涡轮流量计 |
| 2. 氧化剂秒流量 | “ |
| 3. 燃烧剂秒流量 | “ |
| 4. 燃烧剂秒流量 | “ |
| 5. 指令信号 | 0~5伏输出 |
| 6. 反馈信号 | 0~5伏输出 |
| 7. 在200周/秒以上的 | 0~50磅测力环滤波推力 |
| 8. 未滤波的推力 | 0~50磅测力环 |
| 9. 氧化剂管道压力 | 0~500磅/时 ² 压力传感器 |
| 10. 燃烧剂管道压力 | 0~500磅/时 ² 压力传感器 |
| 11. 燃烧室压力 | 0~200磅/时 ² 压力传感器 |

发 动 机 系 统

50磅推力发动机系统具有能用于各种任务的许多特性，它有高的响应特性，这些高响应特性对控制旋转着的空间平台的姿态来说是需要的。该发动机也有非旋转导弹和飞

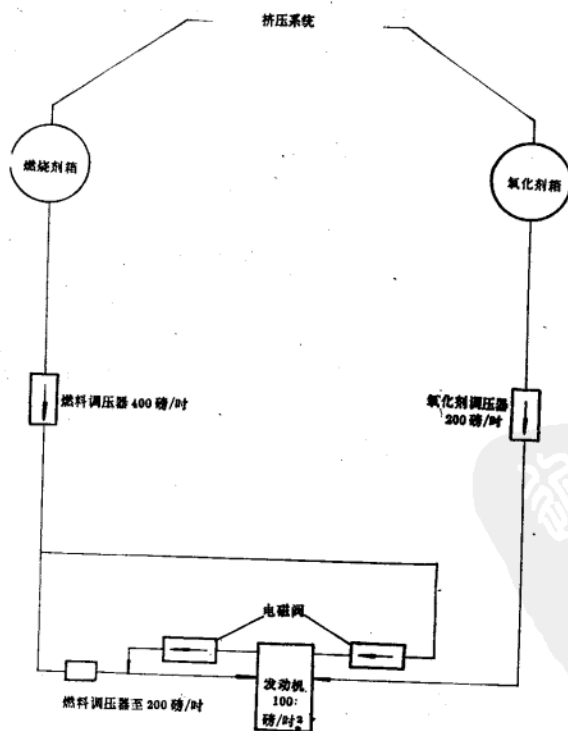


图 20 建议的推进剂流动示意图

行器的姿态控制所需的平滑的和精确的推力控制。

迄今所用的液压系统都是把使用过的控制流体排到大气或容器中 去。在实际工作中, 最好按图20所示将控制流体排回燃烧剂管道。

结 论

业已证明, 50磅推力发动机是一个既能在脉冲状态下工作又能在变推力状态下工作的高性能液体火箭发动机。

从这个计划和其他与此有关的计划所做的工作来看, 具有飞行重量的燃烧室对于 5 分钟的开车时间来说是没有问题的。

喷注器可以认为是得到了充分改善和可以工作的。要继续做工作的领域是波纹管设计, 铝的结构和制造容易。推进剂的流动特性和喷注孔的密封都认为是能够适合任何小发动机的需要。

按控制系统来说, 它们适合于小发动机的需要。在那些要求更高响应性能的发动机中存在的主要问题是推进剂的点火特性。

在研制变推力作动系统时, 对任何应用来说, 显然, 电磁阀作动系统可同伺服阀系统相媲美。

业已证明, 这种作动系统的成本很低, 而且可靠性也充分证实。

在脉冲工作情况下, 建议在选择作动系统时, 电磁阀系统和直接电磁线圈系统这两者都要考虑。在重量、功率要求、响应和推进剂供应系统方面, 两者都各有某些优点。

虽然, 已经做了一些简单的高性能试验, 但是, 系统还要进一步试验, 以便证实目前的结果。

附 录 A

数据表——变推力发动机

任务名称:	50磅脉冲发动机
最大推力值:	50磅(高空)和30磅(海平面)
使用的推进剂:	N_2O_4 和 50%UDMH, 50% N_2H_4
I_{sp} 理论:	333秒(高空)
I_{sp} 予计值:	198秒(海平面)
	320秒(高空)
	188秒(海平面)
喷注器参数	
$W_{总}$:	0.156磅/秒
孔的压降:	100磅/时 ²
O/F比:	2.00
针阀行程:	0.010吋