

組合推进剂火箭发动机

沃尔科夫 等著

一系 5005 科研組譯

陈启智 校

长沙工学院

一九七五年十月

本书所研究的是关于用固—液推进剂组元和用分开装药的固体推进剂的火箭发动机原理的问题。

书中给出了各种图表，描述了这些发动机的工作原理，并给出了推进剂的数据。

还介绍了关于燃烧室基本参数的选择，燃烧室内的热交换和燃料燃烧等问题。

书中指出了控制特点，并研究了关于用组合燃料的发动机的静态特性。

本书是为火箭发动机设计的科学工作者和工程技术人员而写的，对于高等学校的学生和研究生也是有用的。

本书共有 18 个表，74 个图和 69 篇文献目录。

序 言

在外国定期的科学文献上，近几年来发表了若干关于使用固——液推进剂的火箭发动机（混合火箭发动机）的研究和研制结果的资料。

本书试图将迄今已经发表的和作者所知道的关于混合火箭发动机原理方面的分散资料加以概括和系统化。书中对混合火箭发动机燃烧室内的诸过程给予相当大的注意。因为根据这些过程的特点，其中与混合火箭发动机同样的许多特点是带两种不同成分装药的固体推进剂火箭发动机所具有的，所以在本书中还研究了这样类型的固体推进剂火箭发动机原理的一些问题。

本书的基本内容是叙述发动机的理论基础；凡是书中所包括的发动机计算问题都作了讨论，主要是为了说明发动机理论用于实际的需要。

表征发动机和其推进剂的公式和数值均按照 *SI*（国际单位制）给出。发动机的诸参数和图表是根据外国刊物给出的。

目 录

序 言
前 言

第一章 关于组合火箭发动机的一般介绍

- 1.1 组合火箭发动机的工作情况..... 5
- 1.2 组合火箭发动机的分类.....10
- 1.3 组合火箭发动机的推进剂.....12
- 1.4 混合火箭发动机燃烧室系统和液体推进剂组元供应系统的特点.....20
- 1.5 组合火箭发动机国外发展状况.....25

第二章 组合火箭发动机燃烧室中的热交换

- 2.1 在定常横截面装药通道内有均相气流运动时的对流热交换.....31
- 2.2 在组合火箭发动机的分段装药通道内的对流热交换.....33
- 2.3 在有不可穿透壁的通道内二相流对流传热系数的计算.....35

第三章 组合火箭发动机中的多相燃烧

- 3.1 气相中发生的诸过程。燃烧前锋的位置.....42
- 3.2 固体组元气化速率的计算.....48
- 3.3 燃烧时固体组元表面层中发生的诸过程.....51
- 3.4 固体组元气化表面上发生的诸过程.....54
- 3.5 固体组元气化速率随各种因素的变化关系.....59
- 3.6 点火时固体组元的加热.....63

第四章 组合火箭发动机燃烧室基本参数的选择

- 4.1 在装药长度上平均的气化速率和固体组元的秒耗量.....65
- 4.2 组合火箭发动机工作的和计算的燃烧室
压力与装填参数之间的关系.....67
- 4.3 组合火箭发动机装药的基本形状及其增面特性.....70
- 4.4 混合火箭发动机燃烧室尺寸和装填参数的选择.....73

第五章 组合火箭发动机的静态特性

- 5.1 一般介绍.....81
- 5.2 混合火箭发动机诸元件的方程.....81

5.3 混合火箭发动机的工作精度·····	86
5.4 混合火箭发动机的调整·····	93
5.5 分开装药的固体推进剂火箭发动机的静态特性·····	95

第六章 组合火箭发动机的控制

6.1 组合火箭发动机的控制参数及控制方案·····	102
6.2 混合火箭发动机的控制特点·····	106
6.3 混合火箭发动机室的动力学方程·····	114
6.4 分开装药的固体推进剂火箭发动机的控制特点·····	117
参考文献·····	121
单位对照表·····	125

前 言

在最近几十年间所达到的火箭构造研制的一切基本成就，都与用于军用火箭和空间火箭的发动机的性能改善的巨大进展有关。火箭或应用火箭的空间飞行器的品质因数和基本特点，在很大程度上取决于火箭发动机的完善程度。因此，在建造火箭的所有国家中，对于火箭发动机的研制和完善给予相当大的注意就是可以理解的了。

目前实际上在所有（很少例外）军用火箭以及在空间飞行器上，都采用以液体或固体推进剂工作的火箭发动机（液体推进剂火箭发动机和固体推进剂火箭发动机）。

当代的液体推进剂火箭发动机和固体推进剂火箭发动机的应用，使得建造高度完善的火箭和解决若干最复杂的技术问题成为可能；但是，导弹的结构继续在发展并将继续发展，因此发动机的完善和从前一样仍然是一个重要和迫切的问题。

火箭发动机特性进一步改善的方向，是根据对诸特性的那些基本要求的分析来确定的，这些要求通常在火箭原理中阐述而且按照这些要求，必须：

1. 发动机具有尽可能最大的比冲；
2. 当推力给定或燃料贮存一定时，发动机应该有尽可能小的固有质量；
3. 在一切可能的工作条件下，发动机在规定的范围内应保证所需的工作状态——推力、作用时间、参数的控制，开车和关车的必需次数，等等；
4. 发动机具有不低于规定的可靠性；
5. 对全体人员来讲发动机的工作应当简单和安全；
6. 发动机的成本应该尽可能低。

当然，一种要求或其他要求的相对重要程度是根据采用发动机的火箭（空间飞行器）的类型而改变的。因此火箭的飞行距离越大，那么对增大比冲和减少比质量的要求就越重要（因此这些要求对空间火箭来讲最重要）；反之，对于空间火箭说来，工作简单和成本低的要求就不如对大量应用的火箭的那些要求那么重要。

此外，有一些要求对于仅仅一种型式火箭的发动机可以表明特征。因此，例如通常，仅对军用火箭的发动机提出这样的要求：发动机在准备发射的状态下长时间（一年）贮存，并且应当非常迅速地起动（在几秒内）；对于空间飞行器的发动机则有在真空和失重条件下起动可能性的一些专门要求，等等。

大部分发动机的性能，以及因此完成发动机相应要求的可能性，取决于用于发动机中的推进剂的形式和性质。因此，选择推进剂的问题极为重要。让我们通过某些例子来说明这点。

火箭发动机燃烧室中燃烧产物的温度和成份主要决定于推进剂的一些性质，因而，发动机的比冲也决定于这些性质，因为比冲与 $\sqrt{RT_k}$ 成正比，此处 R 和 T_k 分别为燃烧

产物的气体常数和温度。

很明显，液体推进剂贮箱的质量，把推进剂供入液体推进剂火箭发动机燃烧室的一些装置，固体推进剂火箭发动机燃烧室的质量，以及若干其他发动机零件，都决定于推进剂的性质（例如，决定于推进剂的密度）。推进剂的密度越大，则贮箱和燃烧室所需的容积越小，因而整个火箭的质量也越小。

发动机推力的控制，发动机重复关车和启动主要是通过改变发动机燃烧室中单位时间燃烧的推进剂量来实施。因为对于推进剂不同的形式，这种改变可以较难地或较容易地完成，因而推进剂的形式对于像发动机控制和重复启动的可能性这样一些发动机特性有着极为重要的影响。

发射火箭的成本在很大程度上决定于推进剂的形式——推进剂本身成本方面，发动机采用的材料的成本方面，以及整个组合诸元件的组成和成本方面，这些都随推进剂的形式而变化。

推进剂性质对发动机工作特点，对在准备发射状态下长时间贮存的可能性的影响等等就不需要作专门解释了。

鉴于上述，用液体和固体推进剂工作的发动机有相当大的差别。这些类型的发动机各自具有自己的优点和缺点。

液体推进剂火箭发动机的优点是：

1. 取得高比冲的可能性。

液体推进剂火箭发动机的这一优点，是由于当这种类型的发动机分别贮存推进剂组元时，就有可能具有在混合和燃烧时释放很高能量的物质；

2. 发动机相当低的固有质量——特别是对那些具有高推力的长时间工作的发动机；

3. 重复启动和关车以及推力控制的可能性，这是由对每种推进剂组元供入燃烧室的量进行比较简单的控制来保证的；

4. 相当长时间发动机工作的可能性。

实际上，对液体推进剂火箭发动机说来，工作时间仅仅被推进剂的贮存量所限制。工作时推力室的防热是借推进剂组元对其结构进行冷却来保证的；

5. 推进剂本身成本低，特别是在采用其生产与工业很一致并有广泛原材料基地的物质作为推进剂组元的情况下，更是如此。

液体推进剂火箭发动机的基本缺点首先与这一事实有关，即由于需要在弹体内有液体推进剂火箭发动机的各种贮箱和把燃料供入燃烧室的各种装置，因而使得它的结构，生产和工作变得复杂，同时载燃料的火箭的长期贮存的可能性和达到高可靠性的可能性都降低。这些缺点中的多数不仅反映在火箭发动机本身，而且也反映在整个火箭的整体上。此外，由于液体推进剂火箭发动机的工作条件和方案的专门特点，使这些发动机的最后研制，特别是那些具有高参数和很大推力的发动机，成为困难，并可能需要大大地消耗财力和时间。

最后，液体推进剂火箭发动机还有一个缺点就是用于这些发动机的推进剂密度相当低，特别是在用液氮作燃烧剂的情况下。推进剂的低密度使得火箭的整个尺寸增加。

固体推进剂火箭发动机的优点如下：

1. 设备和操作简单；应用于火箭的整体有简化的可能性（和液体推进剂火箭发动机比较）；

2. 推进剂高的密度；

3. 在准备发射的状态下，发动机长期贮存和迅速起动发动机的可能性。

此外，根据在固体推进剂火箭发动机最后研制方面国外所达到的结果，可以认为固体推进剂火箭发动机的优点还应当包括在一台发动机上获得非常高的推力的可能性。

与上述的优点一道，固体推进剂火箭发动机也具有一些显著的缺点，这些缺点包括：

1. 比较低的比冲值。

固体火箭发动机的这个缺点，是因为能给出高比冲的推进剂组元在一种固态物质中不是很相容的；

2. 在固体推进剂火箭发动机中，实现推力大小的控制和发动机重复起动和关车是非常困难的。在这种情况下，所必需的发动机设计的复杂化是如此之大以致在绝大多数情况下，固体推进剂火箭发动机推力的控制和重复起动被认为是不适当的；

3. 许多固体燃烧剂的成本相当大；

4. 大推力的有装药的发动机运输相当困难，或者在应用场地进行装载的情况下，需要火箭的操作和整体复杂化；

5. 固体推进剂火箭发动机对外部条件的敏感性；发动机中装药的缺陷（裂纹）能够导致发射火箭的事故和爆炸，但是发觉这些故障却是困难的。

因此，液体推进剂发动机和以固体燃料工作的发动机这两者，与优点一道都具有一定的缺点。上述两种类型的发动机现在继续在改进，并且它们的某些性质能够被改进。然而，同时，这些发动机中上述的许多缺点不能完全被消除，而且这些缺点是与在发动机中仅用推进剂的液体或固体组元有关。

因此，近年来，对于推进剂由不同聚集态（液体和固体）物质组成的那些发动机表现出兴趣就是可以理解的了。这些发动机通常称作混合火箭发动机。

混合火箭发动机比液体推进剂发动机和以固体燃料工作的发动机研究得少得多。但是，对这类发动机的设计和特点的分析，就有大的把握得出下面的结论：

1. 混合火箭发动机的推进剂可达到的比冲值超过固体火箭发动机的比冲值，并接近最好的液体推进剂火箭发动机的比冲值；在这种情况下，混合火箭发动机推进剂的密度大大超过仅由液体组元组成的推进剂的密度，并且混合火箭发动机推进剂的成本可以很低；

2. 在混合火箭发动机推进剂中有液体组元就可以比在固体火箭发动机中多得多地允许实现推力控制的可能性，发动机重复起动和关车以及冷却发动机室；

3. 在混合火箭发动机相应发展的情况下，其质量方面的特性并不亚于液体或固体推进剂发动机在质量方面的特性；

4. 虽然带混合火箭发动机的火箭或其他飞行器的工作特性次于固体推进剂火箭发动机火箭的相应特性，但比在这些火箭和装置上仅用液体推进剂工作的发动机情况下的

那些特性要好。

所有这些混合火箭发动机的性质，使得有可能在不同种类和用途的火箭和飞行器包括军用和空间火箭上采用混合火箭发动机。

除了以固—液推进剂组元工作的发动机（混合火箭发动机）以外，带两个分开的固体推进剂装药的发动机，（其中一个含过量氧化剂，另一个含过量燃烧剂），可作为一种基于化学能源的可能的新型火箭发动机。这种发动机称为分开装置的固体推进剂火箭发动机或带分开推进剂组元的固体推进剂火箭发动机。

分开装药的固体推进剂火箭发动机和混合火箭发动机都并入组合火箭发动机或采用组合推进剂的火箭发动机这一类。

第一章 关于组合火箭发动机的一般介绍

1.1 组合火箭发动机的工作情况

1.1.1 混合火箭发动机的工作情况

图 1.1 所示为混合火箭发动机 [一种使用固体和液体推进剂组元工作的发动机] 的一种可能设计。发动机包括带有固体推进剂组元装药 2 和喷射头部 3 的燃烧室 1；带有液体推进剂组元的储箱 5；带有压缩气体的气瓶 8；阀门 4 和 7；和减压器 6。元件 4—8 组成液体组元的贮存和供应系统。

要这样来选择固体和液体推进剂组元，就是它们中的一种含有过量的可燃元素（碳、氢等等）而另一种含有过量的氧化元素（氧、氟、氯）。这些组元分别地被称为燃烧剂和氧化剂。

固体组元的装药能够有不同的型式，图 1.1 所示为以单通道圆筒药柱形式制成的装药。

当混合火箭发动机运转时，活门 7 打开，并且压缩气体通过减压器 6，在一定的压力下进入贮箱。活门 4 打开后，液体组元被气体从贮箱中排出来进到燃烧室的喷射头部 3。借助于喷注器液体组元被分开成为射流和液滴，并被导入固体组元装药的通道。固体组元被点燃；在它的表面形成的气体，在装药的通道中和液体组元混合。氧化剂和燃烧剂的混合物燃烧，燃烧产物流向喷管并通过它排出。在稳定工作状态下，推进剂的秒消耗量 G_{Σ} （液体和固体组元 G_{*} 和 G_{r} 的总秒流量）等于通过喷管的气体秒流量，因而在燃烧室内保持一定的压力 P_K 。

从混合火箭发动机工作原理的叙述可知，这种发动机的设计和工作过程，具有液体推进剂火箭发动机和固体推进剂火箭发动机两者的设计和工作过程的若干一般特点。由于有液体推进剂组元的供应系统（包括喷注器）和该系统的工作过程，混合发动机和液体推进剂火箭发动机结合在一起；由于使用含有固体组元装药的燃烧室，因而就和使用固体燃料的发动机结合在一起。

混合火箭发动机的比冲，正如以化学能源工作的其他型式的火箭发动机比冲（比推力）一样，主要决定于推进剂的组成（推进剂包含的能量）和燃烧室内工作过程的诸参数。



图 1.1 混合火箭发动机的示意图：
1. 燃烧室；2. 固体组元装药；
3. 喷射头部；4,7. 阀门；5. 液体组元储箱；6. 减压器；8. 气瓶。

混合火箭发动机推进剂的组成，又由组元的成分和它们在发动机工作中消耗量之比来决定。因此，在这些推进剂组元，规定的燃烧室几何尺寸（喷管的尺寸）和不变的外部压力情况下，

$$I = I\left(K = \frac{G_{*}}{G_{r}}, P_{K}\right)$$

燃烧室的压力和发动机的推力决定于推进剂的秒消耗量 G_{Σ} ：

$$P_{K} \sim G_{\Sigma}; \quad P = IG_{\Sigma}$$

因此，混合火箭发动机在它工作时的基本特性由推进剂组元的秒流量决定。改变进入燃烧室的液体组元供应量（例如，改变安装在联结燃烧室与贮箱主管道上的节流阀横截面），就能够影响所有的发动机特性，这就提供了混合火箭发动机控制的可能性。停止液体组元的供应（关闭主管道）即可能中止工作过程，即关闭发动机；如果需要，发动机可重复的起动和停车。

1.1.2 混合火箭发动机中燃料燃烧的特点

对于确定这种型式发动机的许多特性说来，控制混合火箭发动机中燃料燃烧的那些规律是很重要的。在发动机特性的估计和计算中，正如同以固体燃料工作的发动机的特性一样，必须知道决定固体推进剂组元燃烧速率的那些变化关系，这些变化关系不同于通常被用于计算固体推进剂火箭发动机中固体燃料燃速的那些关系，这与燃烧过程的组织特点和这些推进剂的组成特点有关。我们知道，固体推进剂火箭发动机的固体燃料，在它的组成中含有可燃物质和氧化物质，因此燃烧剂和氧化剂的反应和相互作用在固相时就已开始，并在直接附于燃料的表面上的气体层中结束。在混合火箭发动机中，燃料的固体部分常常仅仅由燃烧剂组成或仅仅由氧化剂组成，因此对于这种类型发动机的燃料，出现在固相中发生的反应是不能表明其特性的。

来自燃烧区的热量将固体组元充分地加热。当在固体组元表面上，一旦达到一定的温度时，它便开始气化。根据固体组元的组成，发生的气化过程可能不同。这个过程可能是融化，接着是液相蒸发；也可以是升华（物质从固态变为气态而不经中间转变为液态），或热分解（化学分解形成气态物质）。气化产物进入装药通道并在其中和另一组元混合，形成混合物，在此混合物中发生氧化放热反应。

假如我们把燃料的燃烧过程，作为导致形成从燃烧室喷管排出气态产物的燃烧室中诸过程的总体来了解（例如在液体推进剂火箭发动机中所了解的那样）的话，那么人们首先就会注意到混合火箭发动机中的燃烧过程是非常复杂的。

为了编集混合火箭发动机中的燃烧过程，应附加地考虑到液体组元还以气态（即已经预先蒸发）参加氧化过程。

图 1.2 所示为混合火箭发动机中混合推进剂燃烧的图解。

因为氧化反应发生在气相，有足够高的温度，所以这些反应发生的很快，因而决定燃烧进行时间的是可燃混合物的诸准备过程。这种燃烧被叫做扩散燃烧。

正如在液体推进剂火箭发动机中一样，由于燃料燃烧所释放出来的热量，和因此在燃料中得到的能量利用效率，取决于燃烧时在混合火箭发动机中的组元消耗量之比。因此按规定的组元比来进行燃料的燃烧是非常重要的。要作到这一点的基本条件就是在燃

烧室中保证良好的气化，这是由一些装置的合理工作来达到的，这些装置将液体组元喷成雾状并决定装药通道内混合物运动的性质。液体推进剂雾化得越细、雾化液体和固体组元气化产物混合得实现将开始得越激烈，在燃烧室内燃烧过程将发生得越好，燃料燃烧将越完全。

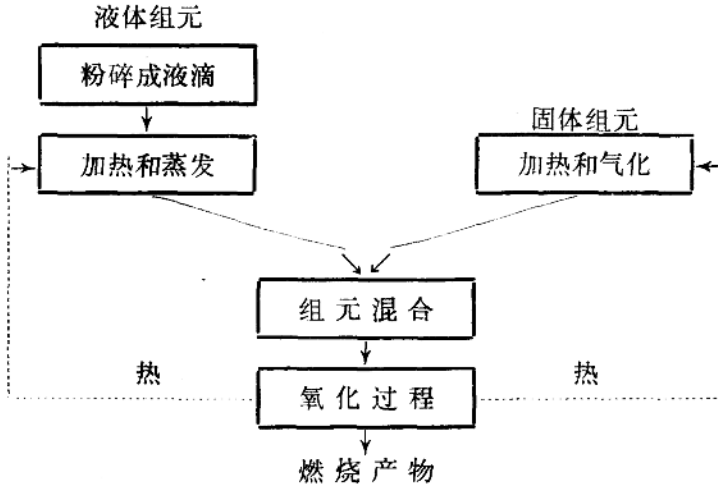


图 1.2 固-液推进剂的燃烧图解

根据上述关于混合推进剂燃烧的性质，可得出这样的结论，首先，在应用于固体组元时，不用术语“燃烧”和“燃烧速率”，而用“气化”和“气化速率”[●]更适当些。此外还可以得出这样的结论，即影响气化速率的那些决定性因素，应当是影响对固体组元表面供热的强度和影响多数固体组元热物理特性的那些因素。

热是通过对流和辐射从燃烧区传到固体组元表面的。传热过程是非常复杂的；然而可以有足够的把握指出那些影响传热强度比其他因素都更大的因素。这些因素应包括固体组元被气流冲刷的速率、成分、密度和气体压力以及燃烧区的温度。

第一个因素仅仅影响对流传热的强度，而其他的因素还影响辐射热交换的强度。对于上述所有因素的考虑，正如固体组元的组成一样，在固体组元气化速率的经验关系式中得到了反映，这些经验关系式一般最常写成下列方式：

$$u = \bar{u}_1 p_K^{\nu} (\rho v)^{\beta} A^{\alpha}$$

式中 \bar{u}_1 —考虑推进剂组元性质的经验系数；

p_K, ρ, v —分别为气体的压力，密度和流动速度；

A —考虑燃烧产物性质的排出系数；

ν, β, α —经验系数。

气体在横截面为 F 的通道中流动，其秒流量为 G ，由这种气流的连续方程可得到

$$\rho v = G / F$$

因此，

$$u \sim \left(\frac{G}{F} \right)^{\beta}$$

● 国外常常使用术语“衰减”（衰减—反向的运动）。

但是由于固体组元气化使得有附加质量进入的结果，经过通道横截面的气体秒流量沿其长度上增加。因此在应用圆筒形通道 ($F = \text{const}$) 装药情况下，气化速率将沿着通道的长度增加，这就会导致通道的初始形状改变，并且沿着装药长度秒流量越大，改变的程度也越大。

如前所述，用固体燃料工作的发动机的缺点之一，是它们对装药缺陷（如对裂纹，空腔等等）的敏感度。在固体推进剂火箭发动机中出现裂纹将引起燃烧面的急剧增加（因为推进剂在裂纹中燃烧），因而引起在燃烧室中气体生成量的相应增加，结果在某些情况下甚至使发动机破坏。在以固液推进剂工作的发动机中，装药中出现裂纹不会有那么危险。

从上述混合火箭发动机中的燃烧的图解可知，固体组元气化的必要条件是热从燃烧区强烈的进入，即从沿装药通道运动的气流中强烈地进入。因为热从该气流进入裂纹中不如进入主要表面那么强烈，所以裂纹处的气化速率降低，这就减小了出现裂纹对装药的气体生成量的影响。

1.1.3 混合火箭发动机中推进剂的点火

在混合火箭发动机中，保持混合推进剂燃烧稳定状态的条件，是从燃烧区到固体组元的气化表面连续的供应热量。发动机起动时，当然不存在燃烧区，因而，为了气化应当采用其他专门的热源。因此，关于混合火箭发动机推进剂点火系统问题，在重要性方面并不亚于其他型式的火箭发动机。

在文献中叙述了混合火箭发动机推进剂的点火系统和不同的方法。指出了：如果固体组元能够独立燃烧，那么可以用在固体推进剂火箭发动机中使用的同样型式的烟火点火器。在这种情况下，由于点火器燃烧产物对药柱表面的热效应，而使气化（燃烧）过程开始。

在氧化剂为过氧化氢的混合火箭发动机中，在燃烧室的进口实现过氧化物的分解是方便的。这时加热到 700°C 以上的气体将进入装药通道，在来自过氧化物分解产物的热的作用下，固体组元开始气化。因而不需要推进剂点火的附加设备。

曾经表演过一个小的混合火箭发动机（参阅[46]），该发动机的推进剂中，氧化剂是氧，用喷注小量丙烷的方法来起动，丙烷则用一个起动火花塞在氧中来点燃。然而，已经指出，这种点火系统使发动机复杂化并仅仅适用于小推力的发动机。

用自燃物质来点火，被认为是在最大程度上满足发动机起动简单和可靠的要求的混合推进剂点火方法。在液体推进剂火箭发动机原理中，这种点火方法常常被叫做“化学”点火。

有一些固—液燃料配对，当这些配对的组元接触时，就开始了引起推进剂点火的放热反应。如果我们从这些配对中组成混合火箭发动机的燃料，那么关于发动机的起动问题就被简单地解决了。用简单的停止和重新供给液体组元的方法就可实现发动机的任意次数的关车和起动。

但是如果混合火箭发动机基本推进剂组元，在接触时不能自燃，那么可以选择和基本推进剂组元之一接触时就能自燃的第三个起动组元。若起动组元是一种固体物质，并打算它和推进剂的基本液体组元一接触时就自燃，那么可将它用于固体组元装药的通道

表面上。在这种情况下、发动机只能起动一次。如果起动组元是液体的，当它和推进剂的固体部分一接触时就自燃，那么起动时就在基本液体组元供给之前，将起动液体组元喷入燃烧室内。通过发动机设计复杂化，就可能保证起动组元重复喷入燃烧室，因而保证燃烧室进入重复的工作。

用创建一种多孔固体组元并在这些孔中充填与另一组元一接触时就能自燃的液体的办法可以实现点火。为了保证点火，在发动机一点着时，气化表面要有足够量的开着的孔；但是同时这些孔又应当小到使液体不致从其中跑掉的程度。

人们还考虑到可用这样的办法来点火，即在固体组元中含有许多与液体组元一接触时就能发生放热反应的微粒。

1.1.4 带有分开推进剂组元的固体火箭发动机简图和工作过程

图 1.3 所示为带有分开的推进剂组元的固体火箭发动机可能的示意图。发动机包括带有固体推进剂药柱的两个燃烧室 1 和 2，这两个燃烧室用管道互相连接，管道中安装有气流调节器 3。燃烧室 2（气体发生器）有点火器 4。

燃烧室 2 的推进剂应能够独立燃烧。在起动时，发动机使点火器动作，燃烧室 2 中的推进剂燃烧，所生成的燃烧产物进入燃烧室 1 的装药通道中，在朝着喷管的方向上流过通道使燃烧室 1 的推进剂表面加热。

根据在燃烧室 1 中固体组元的成分，在该室中固体组元气化过程中的某一个过程（燃烧、升华，等等）开始。气化产物进入通道，和在燃烧室 2 生成的气体相混合，并开始与这些气体相互反应，其结果是生成燃烧产物，通过发动机喷管排出。

显然，燃烧室 1 中的过程在相当大的程度上和混合火箭发动机燃烧室中的过程相似，这样也就有理由认为混合发动机和具有分开的推进剂组元的固体火箭发动机属于同一类发动机。

因为具有分开的推进剂组元的固体火箭发动机的推力由燃烧室 1 的工作过程的诸参数（压力）所决定，而燃烧室 2 仅仅用于获得一种气态的推进剂组元，所以燃烧室 1 将被叫做推力室，而燃烧室 2 叫做气体发生器。

上述具有分开推进剂组元的固体火箭发动机的设计比标准的固体火箭发动机的设计更复杂，因而，这是它的缺点。然而和用固体燃料工作的发动机的“经典”设计不同，分开组元的固体推进剂火箭发动机的设计可以：

- 1) 在比为改进发动机能量参数而提出的那些先决条件更为宽广的推进剂组元的特性范围内选择推进剂组元（配置在分开的燃烧室中）；
- 2) 用调节从气体发生器到推力室的气体供应量的办法来改变进入发动机的推进剂总秒流量，从而调节它的推力。



图 1.3 带有分开推进剂组元的固体火箭发动机示意图
1—推力室。 2—气体发生器。
3—气流调节器。4—点火器。

1.2 组合火箭发动机的分类

用混合推进剂工作的发动机和带有分开推进剂组元的固体火箭发动机在设计和工作过程的组织特点方面有显著的区别。到目前为止，对组合火箭发动机的分类还没有统一的看法。

表 1.1 提出了火箭发动机的一个可能的分类方案。

让我们来研究一下不同型式的组合火箭发动机工作过程和设计的若干特点。

表 1.1

分类所依据的标准	组 合 火 箭 发 动 机	
推进剂组元的形式	混合火箭发动机	带分开推进剂组元的固体火箭发动机
推进剂组元的安排	<ul style="list-style-type: none"> a) 在燃烧室中是燃烧剂在贮箱中是氧化剂（正设计） b) 在燃烧室中是氧化剂在贮箱中是燃烧剂（逆设计） c) 混合正设计 d) 混合逆设计 	<ul style="list-style-type: none"> a) 在推力室中有过量的燃烧剂组元，在气体发生器中有过量的氧化剂组元（混合正设计） b) 在推力室中有过量的氧化剂组元在气体发生器中有过量的燃烧剂组元（混合逆设计）
在工作中发动机控制的可能性	<ul style="list-style-type: none"> a) 控制的 b) 无控制的 	<ul style="list-style-type: none"> a) 控制的 b) 无控制的
发动机调整到工作状态	<ul style="list-style-type: none"> a) 可调整的 b) 不调整的 	<ul style="list-style-type: none"> a) 调整的 b) 不调整的
可能起动的次数	<ul style="list-style-type: none"> a) 一次起动 b) 重复起动 	<ul style="list-style-type: none"> a) 调整的 b) 不调整的
组元进入燃烧室的地方	<ul style="list-style-type: none"> a) 仅通过头部 b) 仅在喷管 c) 通过头部和喷管 	<ul style="list-style-type: none"> a) 仅通过头部 b) 仅在喷管 c) 通过头部和喷管
推进剂组元数目	<ul style="list-style-type: none"> a) 两种组元 b) 三种组元 	_____
液体组元供应系统的形式	<ul style="list-style-type: none"> a) 压力供应系统 b) 泵供应系统 	_____

当在混合火箭发动燃烧室中装着燃烧剂而在混合火箭发动机的贮箱中装着氧化剂时，就叫做发动机的正设计，相反的情况叫逆设计。① 有时不用“纯”氧化剂和燃烧剂而用一些混合物来作为混合火箭发动机的推进剂组元更好些，例如，固体氧化剂和燃烧剂的混合物，即用于标准设计的固体火箭发动机中的燃料类型的固体燃料。根据哪一个组元存放在贮箱内，我们分别把带这种燃料的混合火箭发动机设计称为“混合正”设计或“混合逆”设计。

目前研制的和研究的大多数混合火箭发动机属于正设计的发动机之列。这是因为使用液体氧化剂与固体燃烧剂对于建立一个具有高能量特性的发动机比应用固体氧化剂和液体燃烧剂有较大的可能性。

在带分开推进剂组元的固体火箭发动机的的气体发生器中，必须有包括氧化剂和燃烧剂混合物的组元。与气体发生器不同，在推力室中可安排一种“纯”组元（仅仅是燃烧剂或仅仅是氧化剂）。

上面已经指出，在混合发动机和具有分开推进剂组元的固体火箭发动机内，在其工作过程中，可改变供入燃烧室的外部组元供应量。以这种方式实现发动机的控制。控制的目的可以是组合火箭发动机不同参数（推力，组元流量比等等）的变化。根据在发动机工作时，发动机的参数是控制的或不控制的，将混合火箭发动机和分开推进剂组元的固体火箭发动机分为控制的和无控制的。

如上所述，固体组元的气化速率取决于沿气化表面的气体秒流量（它与值 G_2^* 成比例）。所以，可见，用改变进入燃烧室的液体组元秒流量的方法以控制发动机，我们使燃料的固体组元秒流量也受到影响，对于这种情况，在液体组元仅供入燃烧室头部的设计中，（见图 1.1），这个影响是不能被控制的，它明显地被系数 β 值所决定。因此在这种设计的发动机中，在推力控制的同时燃料组元的流量比要变化，即当液体组元秒流量改变时，固体组元秒流量要不同程度地变化。这是这种设计的混合火箭发动机的一个缺点，因为组元流量比被选在最佳值，任何偏离最佳值都会使发动机的特性变坏。

如果通过固体组元装药通道的不是供入燃烧室的全部液体组元，如果当发动机控制时，相应地控制引入装药通道的那一部分液体组元秒流量，就能够避免组元流量比的变化。

为了实现混合火箭发动机的这一控制系统，它的燃烧室应当按图 1.4 所示的图形制成，与前述的仅仅将液体组元引入头部的图形不同，在这种情况下，液体组元被引入两个地方。除了经过装在头部的喷注器的供应以外，液体组元还部分地供入位于固体组元装药和喷管之间的燃烧室容积。在这种型式的燃烧室中，按照液体组元的供应量，燃料的燃烧过程分为两个区；因此，燃烧结束的喷管前的容积有时称做补燃室。在分开装填的固体火箭

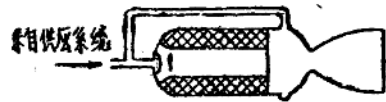


图 1.4 液体组元供入头部和喷管前燃烧室容积的混合火箭发动机图

① 混合火箭发动机的设计取名为“正”和“逆”与这些发动机工作过程和设计的特点无关，而是随意叫的。然而，这些名称在文献中已被承认，因而为了方便起见我们将使用这些名称。

发动机中，能够出现一种由气体发生器将气体供入推力室的类似设计，因此对于这种型式的发动机，正如混合火箭发动机一样，分类是按着组元被引入燃烧室的地方来介绍的。

和任何其他型式的火箭发动机一样，组合火箭发动机要受到外部条件的影响（例如：周围的温度），因此在不同的应用情况下，它们的特性可能要改变。当采用调整时，在规定的限度内，在任何可能的使用条件下，可能保证发动机的特性不变。对于混合火箭发动机说来，可通过调节按装在液体组元供应管路上的节流阀的办法来实现调整，对于分开推进剂组元的固体火箭发动机说来，则可通过调节连接气体发生器和推力燃烧室的管道上的节流阀的办法来实现调整，组合火箭发动机的调整可能做不到，因此，组合发动机分为可调整的和不可调整的。

混合火箭发动机的推进剂可以包含不仅两种组元，也可以有三种组元。[●]因此，例如在混合火箭发动机中，除液体氧化剂和固体燃烧剂之外还使用氢，这种混合火箭发动机设计就被认为是一种可能的设计。为了降低流经喷管的气体分子量（为了增大比冲），同时使气体冷却从而使喷管的工作条件改善，假定氢以液体状态被输送到燃烧室的喷管前部分。在具有分开组元的固体火箭发动机中用第三种组元没有意义，因此，仅仅对用固—液推进剂工作的发动机才按照推进剂组元的数目来分类。

按照液体组元输送系统的特点，混合火箭发动机也可以有大的区别。在上面混合火箭发动机的分类中区分的液体组元供应系统的两种基本类型（挤压式和泵压式），又由于若干标准而有所区别。组元供应系统图将在后面作更详细的研究。

显然，组合火箭发动机按着可能起动的次数来分类不需要加以说明。

我们只是研究了与其设计和工作条件的特点有关的那些组合火箭发动机分类的标准。此外，当然，组合火箭发动机也可按照其他对所有火箭发动机都通用的一些标准来分类，例如按照推力大小（低推力，高推力等等），按照用途（运载火箭的组合火箭发动机，空间飞行器的组合火箭发动机等等）等等。

1.3 组合火箭发动机的推进剂

1.3.1 推进剂的分类

组合火箭发动机的推进剂按组元的数目分为：

- 1) 双元的
- 2) 三元的

按组元的形式分为：

- 1) 含有液体氧化剂和固体燃烧剂的推进剂（正设计的混合火箭发动机的推进剂）；
- 2) 由固体氧化剂和液体燃烧剂组成的推进剂（逆设计的混合火箭发动机的推进剂）；

● 使用混合推进剂包含有三种组元的发动机有时被叫做三组元发动机。