

组合型火箭发动机

国防工业出版社

组合型火箭发动机

〔苏〕 E. Б. 伏尔科夫、
Г. Ю. 马金格、Ю. Н. 希什金 编
任汉芬、杨培松 译

国防工业出版社

内 容 简 介

本书探讨了固液型推进剂火箭发动机和分开装药型固体推进剂火箭发动机的理论问题。

书中引进了各种发动机系统方案，描述了这些发动机的工作原理，给出了推进剂的各种性能数据。

重点介绍了燃烧室主要参数选择、热交换和推进剂燃烧等方面的问题。

论述了组合型发动机的静特性及调节特性。

本书供从事火箭发动机研制和生产的工程技术人员参考，对高等院校有关专业师生也有所裨益。

Ракетные Двигатели на
Комбинированном Топливе
Е. Б. Волков, Г. Ю. Мазинг, Ю. Н. Шишкин
«Машиностроение»
1973

组合型火箭发动机

任汉芬、杨培松 译

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

787×1092 1/32 印张 7 147 千字

1976年10月第一版 1976年10月第一次印刷 印数：0,001—3,000册

统一书号：15034·1450 定价：0.74元

前 言

· 最近几年,国外的科学期刊发表了一系列关于用固体-液体推进剂的火箭发动机(固液火箭发动机)的研究资料。

本书试图将作者所知的、已发表的关于固液火箭发动机理论方面的零散资料有系统地综合归纳一下。书中对固液火箭发动机燃烧室内的各种过程给予很大的注意。由于具有两种不同装药组份的固体火箭发动机在这些过程特点方面与固液火箭发动机有很多共同之处,故在书中也探讨了这类固体火箭发动机的某些理论问题。

本书的主要目的是阐述发动机的理论基础,在相应的地方插入了一些计算问题,主要是为了说明发动机理论在实践中的应用。

在表达发动机及推进剂特性的一些公式和数据中,采用了国际计量单位,给出的参数和发动机系统示意图都取自国外发表的资料。

目 录

前言	3
绪论	7
第一章 组合型火箭发动机概论	13
1.1 组合型火箭发动机的工作过程	13
1.2 组合型火箭发动机的分类	21
1.3 组合型火箭发动机的推进剂	26
1.4 固液火箭发动机燃烧室结构及液体组元输送系统的 特点	38
1.5 国外研制固液火箭发动机的概况	48
第二章 组合型火箭发动机燃烧室内的热交换	58
2.1 流动为均质燃气流时在等截面装药通道内的对流传热	59
2.2 在分段装药通道内的对流传热	62
2.3 不渗透通道内两相流动的对流放热系数计算	65
第三章 组合型火箭发动机中的多相燃烧	75
3.1 在气相中进行的各种过程。燃烧前沿的状态	77
3.2 固体组元气化速度的计算	87
3.3 燃烧时在固体组元表层内进行的各种过程	93
3.4 在固体组元气化表面上进行的各种过程	99
3.5 固体组元气化速度与各种影响因素的关系	108
3.6 固体组元在点火期间的加热	115
第四章 组合型火箭发动机燃烧室主要参数的选择	120
4.1 沿药柱长度的平均气化速度及固体组元耗量	121
4.2 组合型火箭发动机燃烧室工作压力、计算压力与	

装填参数的关系	124
4.3 组合型火箭发动机中几种主要的装药形状及其扩展特点	129
4.4 固液火箭发动机燃烧室尺寸及装填参数的选择	134
第五章 组合型火箭发动机的静特性	148
5.1 概述	148
5.2 固液火箭发动机组件方程	149
5.3 固液火箭发动机工作的精确性	157
5.4 固液火箭发动机的调整	170
5.5 分开装药固体火箭发动机的静特性	174
第六章 组合型火箭发动机的调节	186
6.1 组合型火箭发动机的调节参数和调节系统示意图	186
6.2 固液火箭发动机的调节特点	194
6.3 固液火箭发动机燃烧室的动力学方程	209
6.4 分开装药固体火箭发动机的调节特点	214
参考资料	221

绪 论

最近数十年中在火箭专业方面的所有主要进展，都与改善军用火箭和宇宙火箭的发动机特性方面的重大进步有关。火箭或宇宙航行器的主要性能和指标，在很大程度上取决于其选用的发动机的完善程度。因此可以理解，为什么在所有生产火箭的国家里都那么注意火箭发动机的发展与改进工作。

目前，在所有的（除了极少的个别情况）军用火箭、宇宙火箭以及宇宙航行器中，实际上都采用液体推进剂的或固体推进剂的火箭发动机。

采用现代化的液体火箭发动机和固体火箭发动机，可以制成极为完善的火箭，并能解决一系列复杂的技术课题。然而，火箭专业在继续发展，并将继续发展下去。因此，和以前一样，关于发动机的改进工作，仍是一个重要的和有待解决的课题。

进一步改进火箭发动机性能的方向，取决于对其一些主要性能要求的分析，这些要求一般通过火箭理论公式来表达，相应这些要求就是必须使：

1. 发动机具有尽可能高的比冲；
2. 在推力或推进剂贮量已定的条件下，发动机的自身质量应尽可能的小；
3. 在所有可能的工作条件下，发动机应在给定的工况范围内保证推力、工作时间、参数的调节以及必要的启动和

关机次数等等；

4. 应满足对发动机可靠性的要求；
5. 要求发动机操作简便和使用安全；
6. 发动机的造价应尽可能的低。

根据火箭（飞行器）类型的不同，上述的某种或另一种要求的相对重要性当然会有所变化。例如，火箭飞行的航程越远，则提高比冲和降低质量比的要求就越重要（因此这对于宇宙火箭最重要）；对于宇宙火箭而言，在操作简便和造价低廉这些方面的要求，和大量使用的火箭比起来就不太重要了。

此外，对某一类型的发动机还有一些特殊的要求。例如，仅仅对于军用火箭的发动机，才照例要提出这样的要求，即发动机在准备发射状态能长期（数年）贮存，并且能很快地（数秒）启动；对于宇宙航行器上用的发动机，则出现其自身的特殊要求，如要求能在失重和真空条件下启动等等。

发动机的大多数特性，以及满足对发动机相应要求的可能性，都和发动机所使用的推进剂的类型及质量有关。因此，对推进剂的选择问题就具有极为重要的意义。我们可举一些例子来说明这个情况。

在火箭发动机燃烧室内，燃烧产物的温度和成份主要由推进剂的性质来确定。因而，这些性质也就决定了发动机的比冲，因为比冲和 $\sqrt{RT_{\kappa}}$ 成正比，此处 R 和 T_{κ} 分别为燃烧产物的气体常数和温度。

十分明显，液体推进剂贮箱的质量、把推进剂输往燃烧室的机构的质量、固体火箭发动机燃烧室的质量以及其它一系列发动机元件的质量，都与推进剂的性能（例如与其密度）

有关。推进剂的密度越大，所需的贮箱和燃烧室的容积就越小，因而整个火箭的质量也越小。

发动机推力的调节、关机及重复启动，主要靠改变燃烧室推进剂流量的方法来实现。因为对不同的推进剂类型而言，进行流量改变时所遇到困难的程度大不一样，因此，推进剂的类型对发动机调节和多次启动的可能性有极为重要的影响。

发射火箭的费用（推进剂本身的费用，发动机材料的费用以及总体组件的费用等）在很大程度上也和推进剂的类型有关。

至于推进剂特性对发动机的勤务特点，对在准备发射状态下长期贮存的可能性等等方面的影响，就用不着特别解释了。

根据上面的讨论，可知用液体推进剂的和用固体推进剂的发动机之间，有着显著的差别。每一种发动机都具有本身独特的优点和缺点。

液体火箭发动机的优点是：

1. 有获得高比冲的可能性。

液体火箭发动机的这个优点，是和这种发动机的推进剂组元可以分开贮存的情况有关。因此，可以采用通过混合燃烧能给出非常高的出口能量的一些物质作为推进剂；

2. 发动机本身的质量比较小，特别是对于大推力长时间工作的发动机而言；

3. 有多次启动、关机及调节推力的可能性。这可通过相对简单的、对进入燃烧室的各液体组元的供给量加以控制的办法来达到；

4. 发动机的工作时间可以比较长。

实际上液体火箭发动机的工作时间仅受推进剂贮备量的限制。在工作时间内，燃烧室的热稳定性可用液体组元冷却结构的方法来解决；

5. 推进剂本身的造价比较低，特别是采用在工业生产上已经掌握了而且有广泛原料基础的物质作为推进剂组元的时候更是如此。

液体火箭发动机的主要缺点，首先就是在火箭弹体内必须有分开的推进剂贮箱和将推进剂输入燃烧室的输送系统，这就使得火箭的结构、生产以及使用等方面都很复杂，而且还降低了已加注推进剂的火箭之长期贮存的可能性，可靠性也降低了。在这些缺点中，有许多不仅反映在单个火箭本身上，而且对火箭总体也有影响。此外，由于液体火箭发动机系统和工作过程的独特性能，对这类发动机的研制，特别是对高性能大推力发动机的研制存在一些困难，而且可能需要消费大量的物资和时间。

最后，液体火箭发动机的缺点之一，是用于这类发动机的推进剂的密度比较小，特别是用液氢作燃料的时候。推进剂的密度小，就导致火箭外廓尺寸的增大。

固体火箭发动机的主要优点是：

1. 结构和使用简单，有可能简化（和液体火箭比较）火箭的总体结构；
2. 推进剂的密度大；
3. 有可能在准备发射状态下长期贮存发动机，以及迅速启动发动机。

此外，根据国外固体火箭发动机的进展成果，可认为这

种发动机还有一个优点，就是用一个单机装药浇注件就能获得很大的推力。

除上述的优点以外，固体火箭发动机也具有明显的缺点，其中有：

1. 比冲比较低；

固体火箭发动机的这个缺点可解释如下，即本来有一些推进剂组元能给出高比冲，但组合成一个固体物质时其相容性很差；

2. 固体火箭发动机推力大小的调节很难实现，也很难对发动机进行多次的关机 and 启动。要完成上述任务，就会使发动机的结构变得极为复杂，以致在绝大多数情况下，都认为考虑推力调节和多次启动问题是不适宜的；

3. 许多固体推进剂的造价相当高；

4. 运输带装药的大推力发动机相当困难，而在发射阵地安置装药时，就必然使火箭的总体和操作使用复杂化；

5. 固体火箭发动机对外界条件的敏感性比较大，装药的缺陷（裂纹）可能导致事故的发生及破坏火箭的发射工作，而这些缺陷又难以发现。

就这样，不论是液体火箭发动机还是固体火箭发动机，在具有优点的同时，又存在一定的缺点。对这两种发动机正在不断地改进，其中某些性能有可能改善。然而，由于在发动机中单独使用液体推进剂或单独使用固体推进剂的原因，上述的许多缺点不可能完全消除。

与此相联，就可以明白为什么在最近几年中对用一些不同聚集态（液体和固体）推进剂的发动机产生了兴趣。这种发动机称之为固液火箭发动机。

与液体火箭发动机和固体火箭发动机相比，对固液火箭发动机还研究得很不够。然而，从对这类发动机的系统及其特点的分析来看，可以有很大的把握来推断：

1. 固液火箭发动机有给出相当高的比冲的可能性。其数值比在固体火箭发动机中得到的数值要高，而接近于较好的液体火箭发动机的比冲值。同时，固液推进剂的密度则可大大地超过仅由液体组元组成的推进剂的密度，而且固液推进剂的造价可能很低；

2. 由于在固液发动机的推进剂中有液体组元，与固体火箭发动机相比，就有大得多的可能性来解决发动机推力的调节、多次启动和关机问题，以及燃烧室的冷却问题；

3. 当作了相应的研制工作之后，固液火箭发动机的质量特性将不次于液体火箭发动机和固体火箭发动机的质量特性；

4. 用固液发动机的火箭或其它飞行器的使用性能，虽然比用固体发动机的使用性能较差，但比仅用液体推进剂的火箭或飞行器的使用性能要好一些。

所有这些特性，使得固液火箭发动机有可能广泛用于各种范围和用途的火箭和飞行器中，其中包括军用火箭和宇宙火箭。

除了固液发动机以外，作为用化学能源的新型火箭发动机，还可能采用分开两种装药的固体推进剂发动机。这两种装药的其中之一含有富余氧化剂，而另一个装药则含有富余燃料。这种发动机称之为分开装药固体火箭发动机，或分开推进剂组元的固体火箭发动机。

第一章 组合型火箭发动机概论

1.1 组合型火箭发动机的工作过程

1.1.1 固液火箭发动机的工作过程

图 1.1 为固液火箭发动机的一种系统简图。发动机包括燃烧室 1，燃烧室内有固体药柱 2 和喷注器头部 3，此外还有液体推进剂贮箱 5，压缩气体气瓶 8，活门 4 和 7 及减压器 6。元件 4~8 构成液体组元的贮存系统和输送系统。

选择固体和液体推进剂组元时，要使其中之一含有富余的燃烧物质（碳、氢等等），而另一种推进剂则含有富余的氧化物质（氧、氟、氯），这些组元分别称之为燃料和氧化剂。

固体组元的装药可能有各种不同的形状。图 1.1 中所示的装药为单通道的药柱。

启动发动机时，打开活门 7，压缩气体通过减压器 6 在一定的压力下进入贮箱。在打开活门 4 之后，贮箱内的气体挤压液体组元，使它流入燃烧室的喷注器头部。在喷注器的

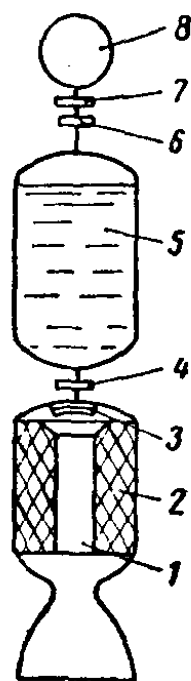


图1.1 固液火箭发动机系统示意图

1—燃烧室； 2—固体药柱； 3—喷注器头部； 4、7—活门； 5—液体组元贮箱； 6—减压器； 8—高压气瓶。

作用下, 液体组元碎裂为射流和液滴, 并流进固体药柱的通道。于是固体组元点燃, 在药柱表面形成的气体与在通道内的液体组元互相混合, 燃料和氧化剂之混合物燃烧, 燃烧产物流经喷管后向外喷出。在稳态工况下, 推进剂的耗量 G_{Σ} (即液体组元流量 $G_{\text{ж}}$ 和固体组元耗量 $G_{\text{т}}$ 之和) 等于通过喷管的燃气流量, 而燃烧室内则保持一定的压力 $p_{\text{к}}$ 。

从对固液火箭发动机工作原理的描述中可以看到, 这类发动机的工作过程和系统方案既和液体火箭发动机的、也和固体火箭发动机的工作过程和系统方案具有某些共同之处。和液体火箭发动机的相同之处, 是固液火箭发动机也有液体推进剂输送系统(包括喷注器); 和固体火箭发动机相同之处, 则是固液发动机采用了含有固体装药的燃烧室。

和其它类型用化学能源的火箭发动机一样, 固液火箭发动机的比冲主要取决于推进剂的成分(推进剂所包含的能量), 同时也取决于燃烧室工作过程的一些参数。

固液火箭发动机推进剂的成分, 由本身各种组元的成分及其在发动机工作中的耗量比值来确定。因此, 在给定推进剂组元、给定燃烧室几何尺寸(喷口尺寸)以及外界压力不变的条件下, 发动机的比冲

$$I = I \left(K = \frac{G_{\text{ж}}}{G_{\text{т}}}, p_{\text{к}} \right),$$

燃烧室压力和发动机推力取决于推进剂的耗量 G_{Σ} :

$$p_{\text{к}} \sim G_{\Sigma}; \quad P = I G_{\Sigma}.$$

这样一来, 固液火箭发动机在工作中的主要特性取决于推进剂组元的耗量。改变对燃烧室液体组元的供应量(例如, 改变在燃烧室和贮箱之间管道上的限流圈之截面), 可以影响

发动机的所有性能参数。利用这个关系就可以对固液火箭发动机进行调节。停止液体组元的供应（关闭管路通道），可以终止工作过程，亦即关闭发动机。必要时可以使发动机不止一次地启动和关机。

1.1.2 固液火箭发动机推进剂燃烧的特点

固液火箭发动机推进剂的燃烧规律对该类发动机许多特性的确定十分重要。在评价和计算这类发动机的特性时，和对固体发动机的特性一样，必须了解确定固体推进剂组元线性燃速的函数关系。这些函数关系与一般用以计算固体发动机推进剂燃速的关系不一样，因为在组织燃烧过程方面以及在这些推进剂的成分方面都有所区别。大家知道，固体火箭发动机用的推进剂在自身的组分中既含有燃料，也含有氧化剂，因而燃料和氧化剂的互相作用早在固相状态就开始了，而且这个反应在直接贴近推进剂表面的气体层内就结束了。在固液火箭发动机内，推进剂之固体部分往往只由燃料或只由氧化剂组成，因此对这类发动机的推进剂而言，固相反应不具有代表性。

燃烧区放出之热使固体组元加温。在固体组元表面达到一定的温度时，固体就开始气化。根据固体组元成分的不同，气化过程可能不一样。可以这样设想，这个过程是熔化后液相逐渐气化、升华（物质由固态过渡到气态而不经液态的中间转变过程）或热分解（产生气态物质的化学分解）。气化产物进入药柱通道，并在该处与另一推进剂组元互相混合，在此混合物中产生氧化放热反应。

如果把推进剂的燃烧过程理解为（如同在液体火箭发动机中一般所理解的一样）是在燃烧室内形成自喷口流出的气

态物质的各个过程之总和的话，那么必须首先指出，在固液火箭发动机内的燃烧过程是极为复杂的。

为了编绘固液火箭发动机的燃烧过程示意图，还必须作一个补充设想，即液体组元进入氧化过程时也是气化状态，即在蒸发气化之后。图 1.2 为在固液火箭发动机中固-液推进剂的燃烧过程示意图。

由于氧化反应本身是在相当高温的气相中进行的，故这些反应进行得极快。因此，对燃烧过程的时间起决定性作用的，乃是燃烧混合物的准备过程。这种燃烧称之为扩散燃烧。

和在液体火箭发动机中一样，在固液火箭发动机中，推进剂燃烧所产生的热量和推进剂的能量利用效率都与燃烧时的组元耗量比（液固比）有关。因此，实现在给定的液固比条件下进行燃烧的问题就极端重要。为满足这一要求，主要的条件就是要保证在燃烧室内有良好的混气形成，这可用相应的液体组元喷射结构和影响药柱通道内混气运动特性的结构来实现。液体组元的喷雾越细，液体组元和固体组元的气

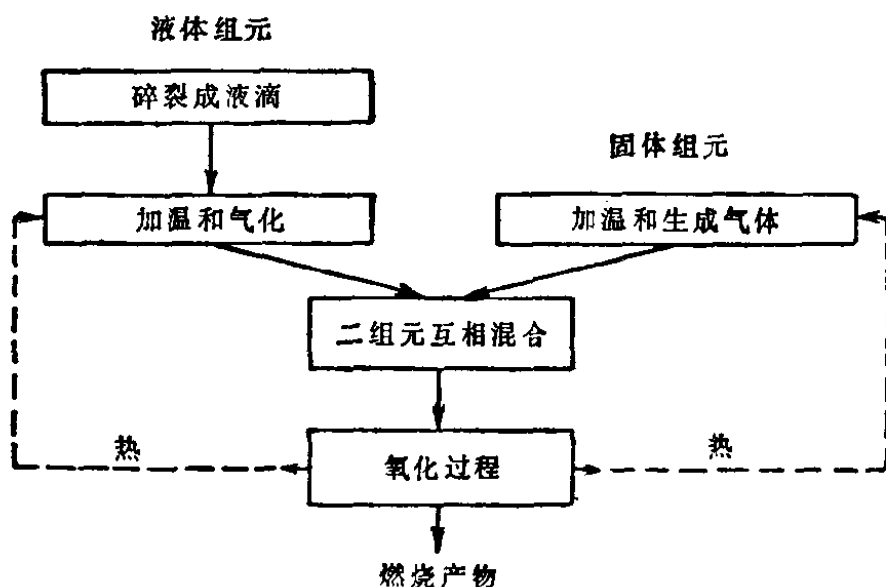


图1.2 固-液推进剂燃烧过程示意图