



# 固体火箭发动机 使用工程

邢耀国 董可海 编著  
沈 伟 刘海峰



国防工业出版社  
National Defense Industry Press

# 固体火箭发动机使用工程

邢耀国 董可海 编著  
沈伟 刘海峰

国防工业出版社

· 北京 ·

## 内 容 简 介

本书系统地论述了固体火箭发动机使用中的基本理论和相关的技术问题。全书共九章,前两章主要阐述了固体火箭发动机和固体推进剂的基础理论和知识;后七章包括发动机装药全寿命载荷历程分析、发动机寿命评估、发动机安全特性、装药缺陷及其危险性分析、发动机无损检测、发动机实验、发动机维护和修理等内容,基本上反映了进入 21 世纪以来国内外该领域的研究水平。

本书数学处理与物理概念并重、基础与专题并重、立足于发动机使用实践、便于自学,可作为固体火箭发动机专业研究生的教材或参考书,亦可供相关专业研究人员和高年级本科生参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机使用工程 / 邢耀国等编著. —北京:  
国防工业出版社, 2010. 4  
ISBN 978-7-118-06534-3

I. ①固... II. ①邢... III. ①固体推进剂火箭发动机  
IV. ①V435

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2010)第 013435 号

※

国防工业出版社出版发行  
(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

腾飞印务有限公司印刷

新华书店经售

\*

开本 787 × 1092 1/16 印张 15½ 字数 352 千字

2010 年 4 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—3000 册 定价 39.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

# 前 言

固体火箭发动机具有结构简单、体积小、发射准备工作量少等一系列优点,因此广泛应用于各类导弹的推进装置。

对于一台设计完善、制造合格的固体火箭发动机,随着存储时间的增加,其装药由于老化作用,化学性能和力学性能会有所变化;在发动机运输、存储和勤务处理过程中,药柱可能会产生裂纹,各粘接界面可能出现脱粘等各类缺陷;另外,随着高能、高燃速推进剂的发展和使用,发动机危险性事故有所增加。这些问题的存在,可能导致导弹存储和发射时发生下述事故:

(1) 由于化学性能变化,使装药燃速发生变化;如果燃速太慢,会导致发动机推力不足,使导弹发射失败;如果燃速太快,会使燃烧室燃气压强太高,导致发动机爆炸。

(2) 装药力学性能下降和各类缺陷的存在,可能导致发动机点火时装药结构的破坏,其后果是燃面面积大幅度增加,燃烧室燃气压强急剧升高,引起燃烧室爆炸。

(3) 在运输过程和勤务处理时,受外界环境的影响作用,发动机意外点火或者爆炸。

为解决发动机使用过程中存在的问题,避免上述恶性事故,固体火箭领域的技术人员进行了大量的研究工作,形成了固体火箭发动机无损检测、缺陷危险性分析、发动机服役寿命预估、发动机安全特性、发动机维护和修理等一系列全新的研究方向。但至今为止,尚未有全面、系统地阐述发动机使用工程的专门著作问世。

为深入开展固体火箭发动机适用性、可靠性、安全性、耐久性和经济性的研究工作,提高我国固体火箭发动机的使用水平,依托我们近十几年的研究成果,并参考了大量的国内外文献,编著了本书。书中第1章、第6章由邢耀国编著,第2章、第3章、第4章由董可海编著,第5章、第9章由沈伟编著,第7章、第8章由刘海峰编著。全书由邢耀国最后审定。

感谢作者指导的研究生杨永忠、李高春、熊华、王立波、谭晓明、李亚飞、薛鲁强、金广文、谢方宽、戢治洪、丁彪等同志,作者从他们的学位论文中引用了很多有用的资料。

感谢袁书生教授对本书全部内容进行了审阅。

限于作者的水平和经验,书中一定有缺点和错误,欢迎读者批评指正。

邢耀国 董可海

沈 伟 刘海峰

2010年3月

# 目 录

|                        |    |
|------------------------|----|
| 第1章 固体火箭发动机概论          | 1  |
| 1.1 喷气式推进装置的分类         | 1  |
| 1.1.1 吸气式喷气发动机         | 1  |
| 1.1.2 火箭发动机            | 2  |
| 1.1.3 组合发动机            | 5  |
| 1.2 固体火箭发动机的基本结构与工作过程  | 6  |
| 1.2.1 固体火箭发动机的基本构造     | 6  |
| 1.2.2 固体火箭发动机的工作过程     | 11 |
| 1.3 固体火箭发动机的特点         | 11 |
| 1.3.1 固体火箭发动机的主要优点     | 11 |
| 1.3.2 固体火箭发动机的主要缺点     | 12 |
| 1.3.3 固体火箭发动机的改进和发展    | 12 |
| 1.4 固体火箭发动机的主要参数和内弹道方程 | 13 |
| 1.4.1 推力               | 13 |
| 1.4.2 喷气速度             | 14 |
| 1.4.3 流率、流率系数和特征速度     | 15 |
| 1.4.4 推力系数             | 17 |
| 1.4.5 总冲和比冲            | 17 |
| 1.4.6 内弹道的基本方程         | 18 |
| 1.5 固体火箭发动机的应用         | 22 |
| 1.5.1 运载火箭             | 22 |
| 1.5.2 航天器              | 23 |
| 1.5.3 导弹及其他应用          | 24 |
| 参考文献                   | 29 |
| 第2章 固体推进剂              | 30 |
| 2.1 推进剂的分类与组分          | 31 |
| 2.1.1 推进剂的分类           | 31 |

|       |                      |    |
|-------|----------------------|----|
| 2.1.2 | 双基推进剂的组分             | 31 |
| 2.1.3 | 复合推进剂的组分             | 34 |
| 2.2   | 固体推进剂的性能             | 38 |
| 2.2.1 | 固体推进剂的能量特性           | 38 |
| 2.2.2 | 固体推进剂的力学性能           | 39 |
| 2.2.3 | 固体推进剂的热性能            | 44 |
| 2.3   | 固体推进剂的老化特性           | 46 |
| 2.3.1 | 双基和改性双基推进剂的老化        | 46 |
| 2.3.2 | 复合推进剂的老化             | 49 |
| 2.4   | 固体推进剂的粘弹特性           | 53 |
| 2.4.1 | 固体推进剂粘弹现象            | 53 |
| 2.4.2 | 固体推进剂的本构方程           | 55 |
| 2.4.3 | 固体推进剂粘弹特性的时间温度效应     | 56 |
| 2.5   | 固体推进剂的累积损伤理论和实验研究    | 57 |
| 2.5.1 | 推进剂累积损伤的基本理论         | 57 |
| 2.5.2 | 基于应力的推进剂累积损伤理论和实验研究  | 57 |
| 2.5.3 | 基于耗散能的推进剂累积损伤理论和实验研究 | 59 |
|       | 参考文献                 | 64 |

### 第3章 固体火箭发动机装药全寿命载荷历程分析 66

|       |                |    |
|-------|----------------|----|
| 3.1   | 固化降温过程的载荷      | 67 |
| 3.1.1 | 固化降温过程的载荷分析    | 67 |
| 3.1.2 | 热应力应变计算的有限元方程  | 67 |
| 3.1.3 | 计算模型和初始条件、边界条件 | 69 |
| 3.1.4 | 计算结果           | 70 |
| 3.2   | 公路运输中的载荷       | 70 |
| 3.2.1 | 振动模型的建立        | 70 |
| 3.2.2 | 等级路面的非平稳激励     | 74 |
| 3.2.3 | 计算结果实例         | 75 |
| 3.3   | 铁路运输过程中的载荷     | 75 |
| 3.3.1 | 载荷分析           | 75 |
| 3.3.2 | 铁路运输模型         | 76 |
| 3.3.3 | 计算结果实例         | 77 |
| 3.4   | 贮存过程中的载荷       | 78 |
| 3.4.1 | 载荷分析           | 78 |

|            |                       |            |
|------------|-----------------------|------------|
| 3.4.2      | 不同贮存地区的温度载荷研究         | 78         |
| 3.4.3      | 贮存过程中的应力情况            | 79         |
| 3.5        | 发动机工作过程中的载荷           | 80         |
| 3.5.1      | 燃气压强载荷                | 80         |
| 3.5.2      | 工作过程中的应力应变分析          | 82         |
|            | 参考文献                  | 83         |
| <b>第4章</b> | <b>固体火箭发动机寿命评估</b>    | <b>85</b>  |
| 4.1        | 引言                    | 85         |
| 4.2        | 固体火箭发动机的失效模式          | 86         |
| 4.2.1      | 推进剂力学性能下降导致的发动机失效     | 86         |
| 4.2.2      | 推进剂化学性能变化导致的发动机失效     | 87         |
| 4.3        | 发动机设计阶段的寿命评估方法——加速老化法 | 87         |
| 4.3.1      | 高温加速老化法               | 87         |
| 4.3.2      | 交变温度加速老化法             | 88         |
| 4.4        | 发动机服役过程中寿命评估的方法       | 92         |
| 4.4.1      | 老化监测和长期使用寿命分析         | 92         |
| 4.4.2      | 综合试验法                 | 94         |
| 4.4.3      | 单台发动机剩余寿命的评估          | 99         |
|            | 参考文献                  | 102        |
| <b>第5章</b> | <b>固体火箭发动机的安全特性</b>   | <b>103</b> |
| 5.1        | 概述                    | 103        |
| 5.2        | 固体火箭发动机危险性表征和主要激励     | 103        |
| 5.2.1      | 固体推进剂的反应形式            | 103        |
| 5.2.2      | 固体火箭发动机的危险性表征         | 105        |
| 5.2.3      | 主要激励                  | 105        |
| 5.3        | 固体推进剂的引爆理论和感度         | 105        |
| 5.3.1      | 热爆炸理论和热感度             | 106        |
| 5.3.2      | 冲击起爆机理和机械感度           | 109        |
| 5.3.3      | 冲击波起爆机理和冲击波感度         | 113        |
| 5.3.4      | 静电火花感度                | 114        |
| 5.4        | 破坏效应                  | 115        |
| 5.4.1      | 冲击波破坏效应               | 116        |
| 5.4.2      | 爆炸破片破坏效应              | 117        |

|            |                                 |            |
|------------|---------------------------------|------------|
| 5.4.3      | 热辐射效应 .....                     | 119        |
| 5.5        | 发动机危险等级和评定 .....                | 120        |
| 5.5.1      | 发动机危险等级的分类标准 .....              | 120        |
| 5.5.2      | 发动机危险等级的评定方法 .....              | 123        |
| 5.5.3      | 发动机易损性考核 .....                  | 124        |
| 5.6        | 提高固体火箭发动机使用安全性能的途径 .....        | 124        |
| 5.6.1      | 发动机安全性设计 .....                  | 125        |
| 5.6.2      | 发动机的安全使用 .....                  | 125        |
|            | 参考文献 .....                      | 127        |
| <b>第6章</b> | <b>装药缺陷及其危害性分析 .....</b>        | <b>129</b> |
| 6.1        | 装药常见缺陷及其在发动机工作过程中的理化现象 .....    | 129        |
| 6.1.1      | 固体火箭发动机装药中的常见缺陷 .....           | 129        |
| 6.1.2      | 裂纹在发动机工作中可能历经的相关过程 .....        | 130        |
| 6.2        | 装药裂纹腔中火焰的传播和燃烧过程 .....          | 131        |
| 6.2.1      | 火焰传入裂纹腔条件的确定 .....              | 131        |
| 6.2.2      | 裂纹腔内火焰传播和燃烧过程的试验研究 .....        | 132        |
| 6.2.3      | 固体火箭发动机裂纹腔内火焰传播和燃烧过程的理论研究 ..... | 134        |
| 6.2.4      | 固体火箭发动机裂纹腔内火焰传播和燃烧过程的数值仿真 ..... | 137        |
| 6.2.5      | 仿真结果与试验结果的比较和裂纹危害性分析 .....      | 139        |
| 6.3        | 燃烧条件下裂纹扩展的过程 .....              | 141        |
| 6.3.1      | 裂纹扩展的试验研究 .....                 | 141        |
| 6.3.2      | 裂纹扩展过程的理论研究 .....               | 149        |
| 6.3.3      | 三维裂纹的扩展判据 .....                 | 155        |
| 6.4        | 装药缺陷危险性判定的程序 .....              | 157        |
| 6.5        | 复合推进剂缺陷形成和发展的细观机理 .....         | 159        |
| 6.5.1      | 概述 .....                        | 159        |
| 6.5.2      | 单元细观机理模型 .....                  | 161        |
| 6.5.3      | 细观损伤机理 .....                    | 162        |
|            | 参考文献 .....                      | 163        |
| <b>第7章</b> | <b>固体火箭发动机的无损检测 .....</b>       | <b>165</b> |
| 7.1        | 无损检测设备 .....                    | 165        |
| 7.1.1      | 工业内窥镜 .....                     | 165        |
| 7.1.2      | 声学检测设备 .....                    | 167        |

|              |                                |            |
|--------------|--------------------------------|------------|
| 7.1.3        | 机动式射线照相检测设备 .....              | 169        |
| 7.1.4        | 工业 CT 检测系统 .....               | 171        |
| 7.2          | 无损检测方法 .....                   | 177        |
| 7.2.1        | 概述 .....                       | 177        |
| 7.2.2        | 脱粘面检测 .....                    | 178        |
| 7.2.3        | 裂纹和气孔检测 .....                  | 180        |
| 7.2.4        | 缺陷测量与质量评定 .....                | 181        |
| 7.2.5        | 安全与防护 .....                    | 183        |
| 7.3          | 健康监测技术与应用 .....                | 184        |
| 7.3.1        | 固体火箭发动机健康监测技术的发展和现状 .....      | 185        |
| 7.3.2        | 固体火箭发动机健康监测技术发展面临的问题 .....     | 186        |
| 7.3.3        | 固体火箭发动机健康监测系统 .....            | 186        |
|              | 参考文献 .....                     | 188        |
| <b>第 8 章</b> | <b>固体火箭发动机试验 .....</b>         | <b>190</b> |
| 8.1          | 概述 .....                       | 190        |
| 8.2          | 贮存过程中的发动机状态试验 .....            | 190        |
| 8.2.1        | 零部件功能试验 .....                  | 190        |
| 8.2.2        | 发动机解剖试验 .....                  | 192        |
| 8.3          | 地面点火试验 .....                   | 197        |
| 8.3.1        | 试验目的和要求 .....                  | 197        |
| 8.3.2        | 试验基础平台和试车架 .....               | 197        |
| 8.3.3        | 测试系统 .....                     | 206        |
| 8.3.4        | 试验数据的处理 .....                  | 209        |
| 8.3.5        | 试验安全技术 .....                   | 212        |
| 8.4          | 飞行试验 .....                     | 213        |
| 8.4.1        | 飞行前发动机检查和状态认定 .....            | 213        |
| 8.4.2        | 飞行中发动机参数的测量 .....              | 214        |
|              | 参考文献 .....                     | 216        |
| <b>第 9 章</b> | <b>固体火箭发动机维护和修理 .....</b>      | <b>217</b> |
| 9.1          | 概述 .....                       | 217        |
| 9.1.1        | 固体火箭发动机维护和修理的意义 .....          | 217        |
| 9.1.2        | 固体火箭发动机设计和生产过程中对维修性的一般要求 ..... | 217        |
| 9.1.3        | 固体火箭发动机使用过程中对维修性的一般要求 .....    | 218        |

|       |                           |     |
|-------|---------------------------|-----|
| 9.1.4 | 固体火箭发动机维修级别划分和任务的分配 ..... | 220 |
| 9.2   | 固体火箭发动机的维护 .....          | 220 |
| 9.2.1 | 固体火箭发动机的一般维护 .....        | 220 |
| 9.2.2 | 典型固体火箭发动机的维护 .....        | 222 |
| 9.3   | 固体火箭发动机装药缺陷的修理 .....      | 225 |
| 9.3.1 | 固体火箭发动机装药缺陷的修理程序 .....    | 225 |
| 9.3.2 | 固体火箭发动机装药裂纹的修理 .....      | 226 |
| 9.3.3 | 固体火箭发动机装药脱粘的修理 .....      | 232 |
| 9.3.4 | 固体火箭发动机装药修复的性能评定 .....    | 234 |
|       | 参考文献 .....                | 237 |

# 第1章 固体火箭发动机概论

## 1.1 喷气式推进装置的分类

推进在广义上是改变物体运动状态的动作。推进装置则能提供作用力使原来静止的物体运动,改变速度;当物体在介质中运动时,提供作用力克服其遇到的阻力。

喷气推进装置依靠自身喷出的高速气流,直接产生反作用推力推动飞行器飞行。这类推进装置的出现,大大改善了飞行器的性能,比由发动机带动螺旋桨产生的推力大得多,很适应高速飞行的需要。

按照喷气推进装置的推进原理,可以将其分为下述三类:

- (1) 吸气式喷气发动机;
- (2) 火箭发动机;
- (3) 组合发动机。

### 1.1.1 吸气式喷气发动机

这类发动机利用大气层空气中的氧与自身携带的燃料产生高温燃气。再经过喷管加速为高速喷射流,从而获得反作用推力。由于不需要自身携带氧化剂,因此其比冲值要比火箭发动机高得多。在低飞行高度的远距离飞行器中,吸气式喷气发动机的竞争力是不言而喻的。涡轮喷气发动机、冲压发动机和脉冲喷气发动机都属于吸气式发动机。

涡轮喷气发动机是最常见的吸气式喷气发动机,其构造和主要部件如图1-1所示。

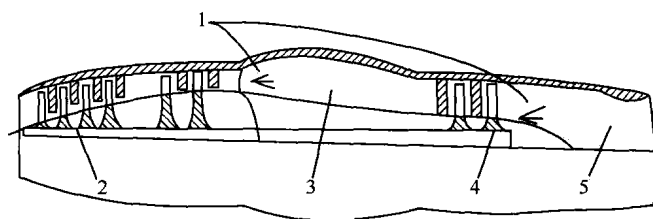


图1-1 涡轮喷气发动机

1—燃油喷射器; 2—空气压缩机; 3—燃烧室; 4—涡轮; 5—加力燃烧室和喷管。

当超声速飞行器的速度达到 $2Ma$ 时,冲压发动机在大气层的飞行中开始显示其诱惑力。像涡轮喷气发动机一样,其推力是依靠气流通过其自身的动量增加产生的,但却不需要压气机和涡轮。图1-2展示了冲压发动机的基本组成。采用亚声速燃烧和烃燃料的冲压发动机之飞行速度的上限为 $5Ma$ 。如果采用超声速燃烧和氢燃料时,则可使其飞行速度达到 $16Ma$ 。冲压发动机的缺点是不能自行起动,必须依靠火箭发动机助推到工作速

度或从高速运动的飞机上发射。目前,该类发动机广泛应用于反舰导弹和防空导弹中。

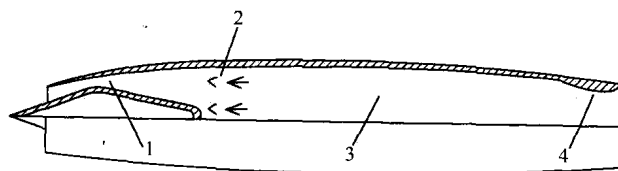


图 1-2 冲压发动机

1—进气道; 2—燃烧剂喷射器; 3—燃烧室; 4—喷管。

### 1.1.2 火箭发动机

火箭发动机自身携带包含燃烧剂和氧化剂在内的全部能源物质和高速喷射的工质。其主要特点是不需依靠外界空气,可在大气层以外的宇宙空间中工作,产生推进动力。因此,它是人类在大气层以外飞行和宇宙航行的唯一可用的推进装置。

火箭发动机按其能源的类别可分为下述四类:

- (1) 化学能火箭发动机;
- (2) 电能火箭发动机;
- (3) 核能火箭发动机;
- (4) 太阳能火箭发动机。

目前,最成熟并获得广泛应用的是化学能火箭发动机,其他能源的火箭发动机正处于理论和技术上的探索阶段,尚未应用于工程实践。

在化学能火箭发动机中,推进剂燃烧反应产生的能量将反应产生的燃气加热到很高的温度( $2500^{\circ}\text{C} \sim 4100^{\circ}\text{C}$ );高温高压燃气在喷管中膨胀,加速到非常高的速度( $1800\text{m/s} \sim 4300\text{m/s}$ );高速气流从喷管喷出,从而产生推力。

根据推进剂的物理状态,化学能火箭发动机可以分为下述几种:

- (1) 液体火箭发动机;
- (2) 固体火箭发动机;
- (3) 固—液混合发动机。

#### 1.1.2.1 液体火箭发动机

液体火箭发动机使用液体推进剂。推进剂在增压装置的作用下由贮箱进入燃烧室后进行化学反应产生高温燃气,其在超声速喷管被加速,在高速条件下从喷管喷出,形成对飞行器的推力。

按采用推进剂的类型分类,液体火箭发动机可分为单组元推进剂发动机和双组元推进剂发动机。按推进剂输送系统的类型分类,液体火箭发动机可分为挤压式发动机和泵压式发动机。

单组元推进剂是一种含有氧化剂和燃烧剂的液体,在受热或催化剂作用下分解成高温气体,通过喷管加速产生推力。由于其能量水平较低,一般只用于像姿态控制发动机这类小推力发动机中。

双组元推进剂由液体氧化剂和液体燃烧剂组成。氧化剂和燃烧剂通过单独的输送系统进入燃烧室后混合燃烧,产生的高温燃气经喷管加速后产生推力。一般双组元推进剂能量水平比单组元推进剂高得多。

图 1-3 展示了挤压式液体火箭发动机系统的原理图。该系统由单组元燃料箱、燃气发生器、换热器、氧化剂柔性贮存袋、燃烧剂柔性贮存袋、充压贮箱、各类阀门和管路组成。在发动机起动时,打开相关阀门,氧化剂和燃烧剂在燃气发生器产生的高压气体的作用下输送到燃烧室进行燃烧,产生的气体经喷管加速后产生推力。

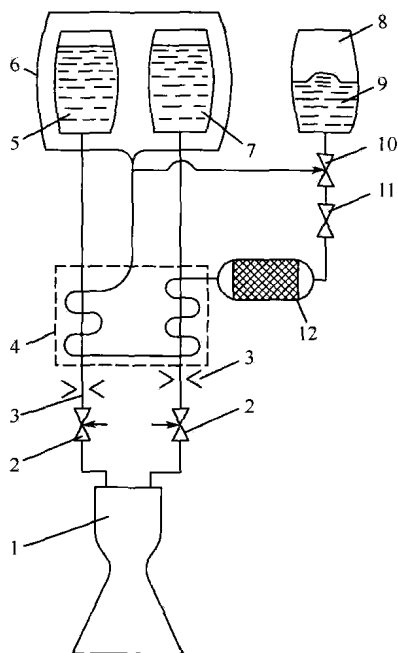


图 1-3 挤压供燃式发动机原理图

1—燃烧室; 2—调节阀; 3—节流孔板; 4—换热器; 5—燃烧剂; 6—充压贮箱; 7—氧化剂; 8—高压气体;  
9—单组元推进剂; 10—燃气发生器调节器; 11—燃气发生器阀门; 12—燃气发生器。

在发动机总冲比较小、燃烧室压力较低的情况下,挤压式液体火箭发动机有较强的优越性。图 1-4 展示了泵压式液体火箭发动机系统的原理图。该系统由高压气瓶、贮箱、燃气发生器、火药起动器、涡轮、泵、减压器、调节器和各类阀门组成。发动机起动信号发出后,火药起动器点燃的同时,电磁阀 2 和 6 开启,导致气动阀门 13、14、20、21 被打开。高压气体经减压器减压后,冲破膜片进入氧化剂和燃烧剂贮箱,将氧化剂和燃烧剂分别挤压至氧化剂泵腔和燃烧剂泵腔。火药起动器产生的燃气驱动涡轮带动氧化剂泵和燃烧剂泵转动,增压后的氧化剂和燃烧剂大部分被送入燃烧室燃烧,产生推力;小部分被送入燃气发生器,产生的燃气继续驱动涡轮转动,为泵压式输送系统提供动力。

由于泵压式输送系统功率较大,因此这类发动机广泛应用于大推力、大推进剂流量的空间发射运载器中。

液体火箭发动机允许多次运行,可以按着需要开机和关机;如果燃烧室有适宜的冷却能力和足够的推进剂供给,其累积运行时间可以超过 1h。但由于其输送系统需要精密的

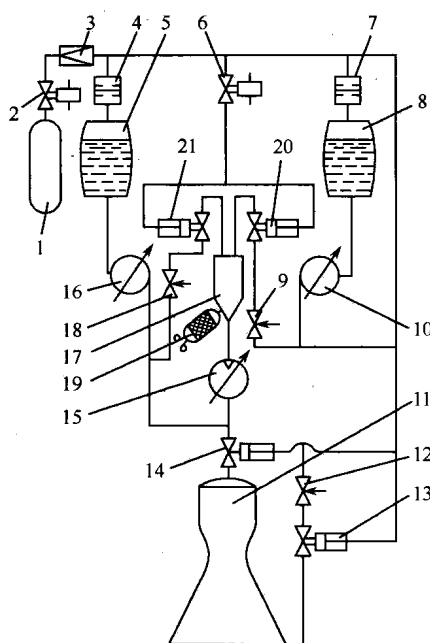


图 1-4 泵压供燃式发动机原理图

1—高压气瓶；2,6—电磁阀；3—减压器；4,7—膜片；5—氧化剂贮箱；8—燃烧剂贮箱；  
9,12,18—调节器；10—燃烧剂泵；11—燃烧室；13,14,20,21—气动阀门；15—涡轮；  
16—氧化剂泵；17—燃气发生器；19—火药起动器。

控制阀门和复杂的输送机构,使其造价较高。

### 1.1.2.2 固体火箭发动机

固体火箭发动机所用的氧化剂和燃烧剂均呈固态,并预先均匀混合,制成一定形状和尺寸的药柱,直接安装于燃烧室中。它由壳体、喷管、推进剂药柱、点火装置、绝热层和衬层组成(图 1-5)。点火装置点火后,推进剂药柱表面首先点燃。随着推进剂的燃烧和消耗,药柱内腔的容积不断增大。一旦点燃,发动机的燃烧过程按预定规律进行,一直到推进剂烧完。

由于没有推进剂输送系统,固体火箭发动机结构简单,发射前的准备工作少,有利于保持战备状态。缺点是固体推进剂比冲较低;发动机燃烧可控性较差;由于缺少可靠的冷却措施,其工作时间比较短。

### 1.1.2.3 固—液混合发动机

该类发动机一般采用液体氧化剂和固体燃烧剂。如图 1-6 所示,液体氧化剂在压缩气体的作用下,经喷嘴喷入装填固体燃料的燃烧室内;经化学反应后产生高温燃气,通过喷管加速产生推力。

通过对其工作原理的分析,可以看出,固—液混合发动机有下述优点:

(1)在生产、贮存和工作过程中相对安全,没有意外点燃和爆炸的危险;

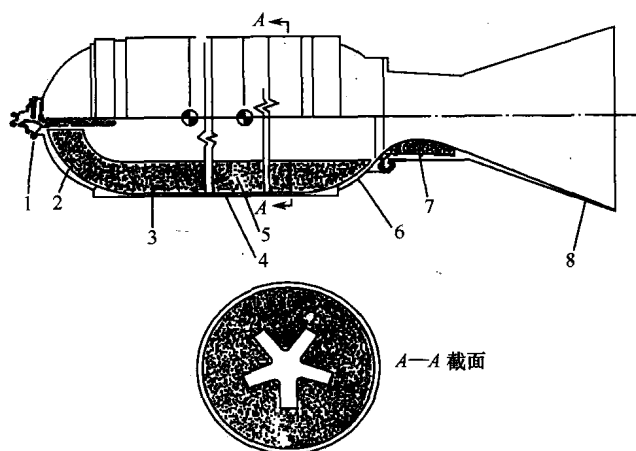


图 1-5 固体火箭发动机构造图

1—点火装置；2—前绝热层；3—壳体；4—衬层；5—推进剂；6—后绝热层；7—石墨喉衬；8—喷管。

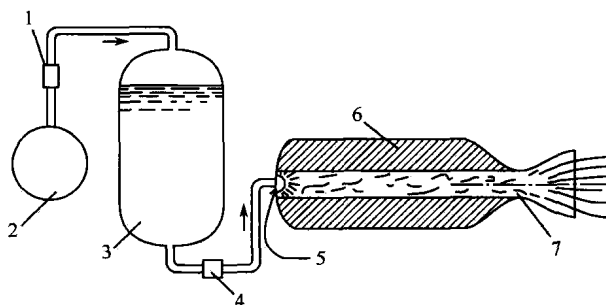


图 1-6 固—液混合发动机原理图

1—调节器；2—压缩气体；3—液体氧化剂；4—阀门；5—氧化剂喷嘴；6—固体燃烧剂；7—喷管。

- (2) 可以实现多次起动和停止工作；
- (3) 造价相对较低；
- (4) 比冲值比固体火箭发动机高，而密度比冲值比液体火箭发动机高；
- (5) 推力值可以在大范围内变化。

但该发动机也存在下述一些缺点：

- (1) 在工作过程中，混合比和比冲值有些变化；
- (2) 密度比冲值低于固体火箭发动机；
- (3) 在固体燃烧剂点燃后，其残渣必须固定，这将降低其装填系数。

### 1.1.3 组合发动机

图 1-7 所示的组合发动机是把固体火箭发动机和冲压发动机串联起来共用一个燃烧室的推进系统。在飞行器发射时，首先点燃固体发动机内的推进剂，产生推力。当固体推进剂烧完后，飞行器的飞行速度已接近冲压发动机的工作范围。此时，大气层中的空气冲破可爆进气口的膜片，进入燃烧室与挤入燃烧室的燃油燃烧。由于燃气流量较大，故需将火箭发动机的喷管抛掉，使燃气通过扩大后的喷管排出，产生推力。

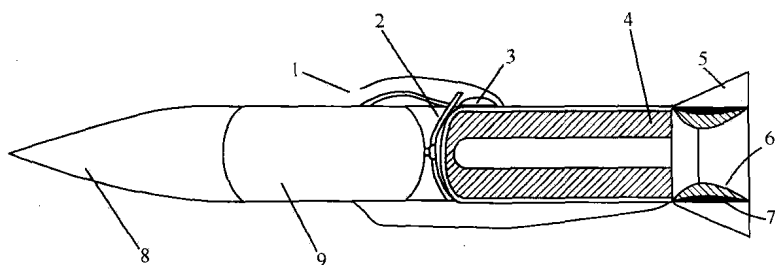


图 1-7 组合发动机原理图

1—空气进气道；2—燃油集合腔；3—可爆进气口；4—固体推进剂；5—尾翼；6—可抛火箭发动机喷管；  
7—冲压发动机喷管；8—有效载荷和导引系统；9—冲压发动机燃油箱。

该发动机的优点是比冲值大大高于固体火箭发动机；和冲压发动机相比较，又不需要专门的助推器。

## 1.2 固体火箭发动机的基本结构与工作过程

### 1.2.1 固体火箭发动机的基本构造

图 1-8 展示了固体火箭发动机的基本结构，该类发动机通常由燃烧室壳体、推进剂药柱、衬层、绝热层、限燃层、喷管和点火器组成。

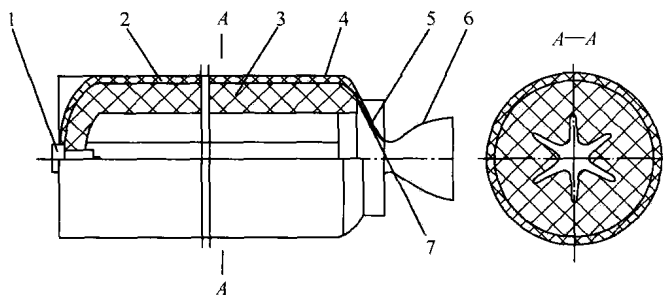


图 1-8 固体火箭发动机示意图

1—点火器；2—燃烧室壳体；3—推进剂药柱；4—衬层；5—绝热层；6—喷管；7—限燃层。

#### 1.2.1.1 燃烧室壳体

燃烧室壳体一般由圆柱形筒体和两个底（前底和带喷管组合后底）组成。它是发动机的主要承力部件，同时也是飞行器的一部分承力结构。它用来安装推进剂药柱，并把发动机产生的推力传递给整个飞行器。此外，它还需要承受燃气的压强和外部载荷；当飞行器在大气层中飞行时，壳体还要承受气动加热。

壳体内部的空间为燃烧室。在燃烧室中安装固体推进剂，推进剂在其中进行燃烧并形成最初的燃气流。

为减少发动机的消极质量，使推进剂的装填系数  $\alpha$ （推进剂质量与发动机总质量之比）尽可能大一些。现代固体火箭发动机壳体均采用比强度值  $\sigma_{sp} = \sigma/\rho$  很高的材料。表

1-1 列出了部分可用于壳体材料的性能参数。

表 1-1 部分壳体材料的性能参数

| 材料名称      | 极限强度/MPa | 密度/(kg/m <sup>3</sup> ) | 比强度/(Nm/kg)        |
|-----------|----------|-------------------------|--------------------|
| 优质碳素钢     | 706      | 7800                    | $9.05 \times 10^4$ |
| 优质合金钢     | 1079     | 7800                    | $1.38 \times 10^5$ |
| 超高强度钢     | 1851     | 7800                    | $2.37 \times 10^5$ |
| 铝合金       | 530      | 2850                    | $1.86 \times 10^5$ |
| 钛合金       | 1207     | 4500                    | $2.68 \times 10^5$ |
| 玻璃纤维/环氧   | 1898     | 1990                    | $9.54 \times 10^5$ |
| Kevlar/环氧 | 2410     | 1360                    | $1.77 \times 10^6$ |

### 1.2.1.2 推进剂药柱

药柱是安装在火箭发动机燃烧室内呈一定形状的推进剂。其材料成分和几何形状决定着发动机的性能。一旦点燃,它将在暴露表面燃烧,产生燃气。燃气通过喷管高速喷出,产生推力。

按药柱在燃烧室内固定的方法,药柱可以分为两类:自由装填药柱和壳体粘接药柱。

自由装填药柱一般用于小型战术导弹。其优点是检查和更换容易、造价较低。由于在燃烧室内需设置药柱固定架、壳体的绝热要求高,其装填系数较低。

壳体粘接药柱的质量装填系数和体积装填系数都比较高。但在固化和贮存过程中需承受温度应力,制造比较困难、造价较高。目前,所有的大型发动机和很多战术导弹发动机都采用壳体粘接药柱。

按照燃烧表面相对于发动机中心轴的位置,推进剂药柱可以分为下述三种类型(图 1-9):

- (1)燃面垂直于发动机中心轴的端面燃烧型药柱;
- (2)燃面平行于发动机中心轴的侧面燃烧型药柱;
- (3)复合型燃面药柱。

端面燃烧型药柱的优点是燃面只沿发动机轴向推移,燃面面积保持恒定值,故其推力比较稳定;由于药柱内无燃气通道,其装填系数较大。其缺点如下:一是燃面面积较小,其推力值偏小,只能用于战术导弹的续航发动机中;二是随着燃面的不断推移,炽热的燃气直接作用于燃烧室内壁,对壳体绝热层要求较高。

侧面燃烧型药柱又分为内孔燃烧型、外孔燃烧型和内外孔燃烧型药柱。为避免燃气直接作用于燃烧室内壁,现代固体火箭发动机大部分采用壳体粘接的内孔燃烧药柱。为解决燃面面积随工作时间推移而增大的问题,药柱内孔基本采用星型结构。

复合型燃面药柱有平行于发动机中心轴的燃面,又有不平行该轴的燃面。这种型式的药柱既具有上述两种药柱的优点,也程度不同的存在着他们的缺点。

制成药柱的推进剂按组分可以分为下述三类: