

高等学校教材

# 固体火箭发动机设计

王光林 蔡 峨 等编



西北工业大学出版社

高等学校教材

# 固体火箭发动机设计

|    |     |     |     |
|----|-----|-----|-----|
| 主编 | 王光林 | 副主编 | 蔡 峨 |
| 编者 | 王光林 | 蔡 峨 | 王 铮 |
|    | 孙菊芳 | 方国尧 | 李逢春 |

西北工业大学出版社

1994年4月 西安

(陕)新登字 009 号

【内容简介】本书重点讲述固体火箭发动机总体及主要零部件的设计原理和设计方法。在原有教材的基础上、去粗取精,更加着重于理论联系实际,力求反映当代固体火箭发动机设计方面的新方法和新成就。全书包括固体火箭发动机总体设计、药柱设计、燃烧室设计、喷管设计及推力向量控制、点火装置和可靠性设计等各章,并附有适量的思考题。

本书可作为高等院校固体火箭发动机专业的教材,也可供从事固体火箭研制方面的工程技术人员参考。

高等学校教材  
固体火箭发动机设计

主 编 王光林  
副 主 编 蔡 峨  
责任编辑 刘国春  
责任校对 樊 力

\*

© 1994 西北工业大学出版社出版  
(西安市友谊西路 127 号 邮编 710072)  
陕西省新华书店发行  
西北工业大学出版社印刷厂印装  
ISBN 7-5612-0613-5/TK·1(课)

\*

开本 787×1092 毫米 1/16 13.125 印张 1 插页 323 千字  
1994 年 4 月第 1 版 1994 年 4 月第 1 次印刷  
印数:1—1 500 册 定价:8.35 元

# 前 言

我国现代的固体火箭发动机技术主要是依靠自己的力量,经过 30 多年的艰苦创业已经取得了重大的成就。由于固体火箭发动机结构简单、工作可靠,而且能够经常地处于待命状态,便于使用,因而已广泛应用于导弹与航天技术领域,现在已为我国国防多种导弹武器、运载火箭以及卫星的加速变轨和返回着陆提供了所需的动力装置。今后,随着科学技术的进步,新材料、新工艺的不断问世和大型航天飞行器所需的固体助推火箭的应用,预计固体火箭推进技术还会有更大的发展,这必然对固体火箭发动机专业教材提出新的更高的要求,以便适应当前技术发展的需要。

本书是在原有内部教材的基础上,在参考有关固体推进技术方面的专著、兄弟院校的教材以及近年来国内外发表的有关文献的基础上重新修订正式出版的。新编写的这本教科书,除论述发动机设计的一般性问题外,对现代固体火箭发动机的新材料、新结构的讨论及其工程计算方法给予更多的注意,力求反映当代固体火箭发动机设计与研究方面的新技术和新成就。全书包括总体设计、药柱设计、燃烧室设计、喷管与推力向量控制、点火装置与固体火箭发动机可靠性设计等各章,每章还新添一定数量的思考题。

在学习本教材之前,认为读者已学过“固体火箭发动机原理”等有关课程。因此,在讲述设计基础时直接引用有关理论和计算公式,不再推导。全书除个别因引用文献外,均采用我国法定计量单位。

原航空航天部部级专家、研究员张鸿涛和研究员项建杏在评审本书时提出了许多宝贵的意见。编者向他们表示诚挚的谢意。

在编写和出版过程中,还得到各方面同志的热情支持与帮助,在此、谨向曾经为本书提供过素材、内容校对、插图绘制和编辑出版付出辛勤劳动的同志们表示衷心感谢!

本书的绪论和第一章由北京航空航天大学蔡峨、孙菊芳、方国尧和航空航天部四院 41 所王铮编写;第二章由蔡峨、方国尧和王铮编写;第三、四章由王铮和西北工业大学王光林编写;第五章由西北工业大学李逢春编写;第六章由方国尧编写。本书主编为王光林,副主编为蔡峨。全书最后由王光林、蔡峨和王铮统稿。

鉴于编者水平所限和时间仓促,书中错误和不妥之处在所难免,敬请读者批评指正。

编 者

1993 年 6 月

# 目 录

|                       |     |
|-----------------------|-----|
| 绪 论                   | 1   |
| 第一章 总体设计              | 7   |
| § 1-1 总体设计任务          | 7   |
| § 1-2 发动机结构形式及其选择     | 8   |
| § 1-3 发动机主要设计参数选择     | 14  |
| § 1-4 壳体材料及其选择        | 23  |
| § 1-5 固体推进剂的选择        | 28  |
| § 1-6 药柱形式及其选择        | 31  |
| § 1-7 发动机总体优化设计       | 37  |
| 思考题                   | 44  |
| 第二章 药柱设计              | 45  |
| § 2-1 概述              | 45  |
| § 2-2 二维药柱设计          | 49  |
| § 2-3 三维药柱设计          | 62  |
| § 2-4 几种小型发动机用的药柱     | 64  |
| § 2-5 药柱的结构完整性分析      | 79  |
| § 2-6 药柱的制造与验收技术要求    | 83  |
| 思考题                   | 85  |
| 第三章 燃烧室设计             | 86  |
| § 3-1 概述              | 86  |
| § 3-2 燃烧室壳体结构         | 87  |
| § 3-3 金属壳体应力分析和强度计算   | 92  |
| § 3-4 金属壳体的爆破压强       | 102 |
| § 3-5 高强钢的低应力爆破       | 105 |
| § 3-6 纤维增强复合材料壳体设计    | 110 |
| § 3-7 燃烧室壳体的受热与内绝热层设计 | 114 |
| § 3-8 燃烧室壳体制造和验收技术条件  | 119 |
| 思考题                   | 120 |
| 第四章 喷管和推力控制装置设计       | 121 |
| § 4-1 概述              | 121 |

|                      |                |     |
|----------------------|----------------|-----|
| § 4-2                | 喷管的气动设计        | 122 |
| § 4-3                | 喷管的热防护设计       | 126 |
| § 4-4                | 喷管的结构设计        | 131 |
| § 4-5                | 推力向量控制装置的要求和类型 | 134 |
| § 4-6                | 摆动喷管           | 137 |
| § 4-7                | 流体二次喷射装置       | 146 |
| § 4-8                | 推力终止装置设计       | 148 |
|                      | 思考题            | 153 |
| <b>第五章 点火与点火装置设计</b> |                | 154 |
| § 5-1                | 固体火箭发动机的点火     | 154 |
| § 5-2                | 点火装置分类与典型结构举例  | 158 |
| § 5-3                | 电发火管及其选择       | 160 |
| § 5-4                | 点火装置设计         | 163 |
| § 5-5                | 点火发动机          | 172 |
|                      | 思考题            | 175 |
| <b>第六章 可靠性设计</b>     |                | 177 |
| § 6-1                | 基本概念           | 177 |
| § 6-2                | 系统可靠性设计        | 181 |
| § 6-3                | 结构零件的可靠性设计     | 189 |
| § 6-4                | 发动机性能可靠性评定     | 198 |
|                      | 思考题            | 202 |
| <b>参考文献</b>          |                | 204 |

# 绪 论

## 一、课程性质

本课程是固体火箭发动机专业的一门专业课,主要介绍如何运用基础理论去分析、解决专业产品设计中的实际问题。所涉及的知识面比较广。因此,作为本课程的先修课,除必要的基础课及技术基础课外,还包括固体火箭发动机原理及固体推进剂等专业课。本课程一般应安排在专业课程学习的后期进行。

## 二、固体火箭发动机设计的任务及一般步骤

固体火箭发动机设计的任务是根据使用部门的要求及导弹总体设计对发动机提出的限制性条件,设计出合用的发动机(包括发动机各个部件的详细分析及设计工作),并应力求满足最佳化指标。

由于导弹类型不同、使用部门的要求不同以及各设计机构掌握资料的情况及设计手段的差别,发动机的设计过程是不一样的。目前较先进的设计已经趋于程序化。对于不同的设计参数,如燃烧室压强、喷管扩张比等等,输入程序以后,通过计算机的迭代计算、自动检验及选择,最后得到满足某些特定技术要求情况下的最佳设计。

设计过程自动化当然是提高发动机设计水平的重要环节,但是,应该看到,作为设计自动化的基础,乃是理论及实验研究工作的深入发展。从下述发动机设计过程的实例可以看出,其中每一步骤都必须有相应的理论基础及实验验证作为编制计算机程序的依据。

### (一) 预设计(初步设计)

发动机预设计主要是估算发动机一系列可变参数,如燃烧室压强、喷管扩张比、流量系数、壳体及喷管材料以及壳体尺寸等等对发动机性能的影响。当然也还可以包含推进剂的选择。初步设计开始时,总体设计部门给予发动机设计部门一系列对发动机性能的要求与限制性条件、即原始数据:如总冲、推力——时间方案;发动机质量、直径、有无外形限制;发动机使用条件、贮存条件以及其它一些特殊要求等等。作为初步设计的结果则是选定推进剂,而且找到了发动机内一些可变参量的最佳值。这一工作,目前完全可以用计算机完成。由计算机给出数据并绘制曲线,通过这些曲线定出满足原始要求条件的各参数的最佳值。而且可以检验系统对于这些变量及原始约束条件的敏感性。图 0—1 给出的两组曲线,选自国外资料 AGARD-CP-259,可供参考。

图 0—1(a) 曲线表示,在固定的总冲、推力和燃烧室直径的条件下,发动机长度与重量随燃烧室压强和喷管扩张比的变化关系。如果限定发动机的长度(例如图中表示为 1.95m),则由曲线即可以找出对应最小重量的燃烧室压强和喷管扩张比(如图上标出的设计点),相当于压强  $\bar{P}=5.17 \text{ MPa}$ , 扩张比  $\epsilon \approx 15$ 。

图 0—1(b) 曲线表示,在固定发动机长度,不同燃烧室压强及喷管扩张比情况下,总冲和发动机重量之间关系。目的在于满足一定总冲要求的情况下(例如此处取  $102\ 309 \text{ N}\cdot\text{s}$ )求得最

小重量,并且确定出相应的压强及扩张比(图中设计点对应的压强 $\bar{P}=7.58\text{ MPa}$ ,扩张比 $\epsilon=5$ )。

很明显,编制预设计阶段计算机程序,不仅需要全面的发动机设计的基础知识,而且要有丰富的设计经验。初步选定的发动机构形及拟定的数学模型应该与最终设计结果很接近。否则,所选定的最佳值就无意义。

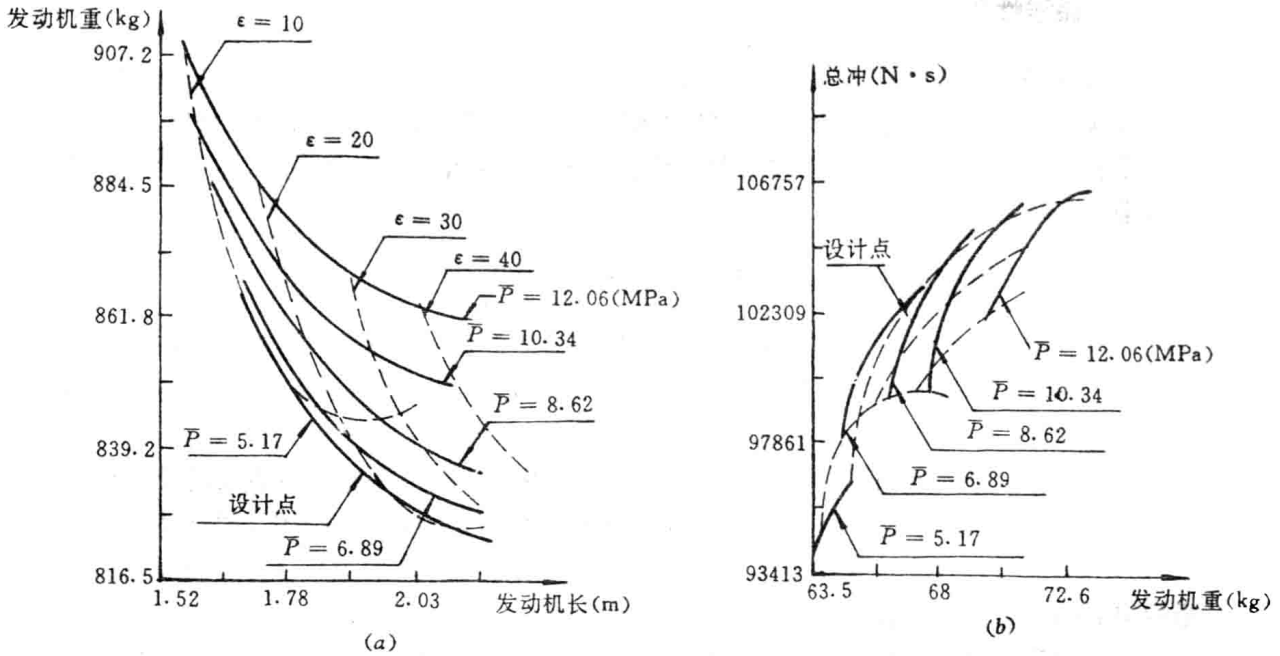


图 0-1 预设计中的两种方案

## (二) 详细设计

初步最佳设计完成以后,才能开始发动机的详细设计。详细设计涉及装药、内弹道、燃烧机理以及壳体受热、应力分析等等一系列设计、分析、计算过程。整个计算过程包含着一系列的重叠和反复。如图 0-2。

初步最佳设计中,得到了装药设计所要求输入的内弹道性能参数,并且提供了燃烧机理设计和其它有关分析所要求输入的壳体参数和最大压强等。

整个详细设计的精度与其中每个单独程序的精度密切相关。分述如下:

(1) 推进剂热化学性质计算:其目的是求得推进剂的热力学性质,如比冲、燃烧温度、比热比、燃气平均分子量等,为发动机性能预估中内弹道计算提供原始参数。另外,有时还要求给出排出燃气的组成,作为考虑排气烟雾的依据。目前国外普遍建立二维、两相流动,考虑燃烧效率、动力学特性、喷管烧蚀、边界层影响及喷管潜入损失等一系列实际因素的计算程序,能较精确地估算理论与实际发动机的误差值,使性能预估的精度达到 $\pm 0.5\%$ 。无疑,上述一系列课题的理论及实验研究成果,是构成编制计算机程序的基础要素。

(2) 药柱设计:一般包含三个基本部分,几何形状设计、内弹道性能计算和结构完整性分析。

几何形状设计,主要是进行构形和燃面变化计算。目前已经发展了三维药柱的通用计算机



程序,用各种标准的立体图形如截锥、圆球、圆柱、三角形、菱形等等组合,可以足够精确地确定任意形式药柱的计算。最近美国航空与宇航学会(AIAA)的文献又报导了新的、不依赖于维数的简化计算程序,可以大大节省计算工作量。但是,药柱的基本构形设计以及如何用数学描绘这些基本构形的主要几何参数的变化关系,都要依靠装药设计理论为指导。

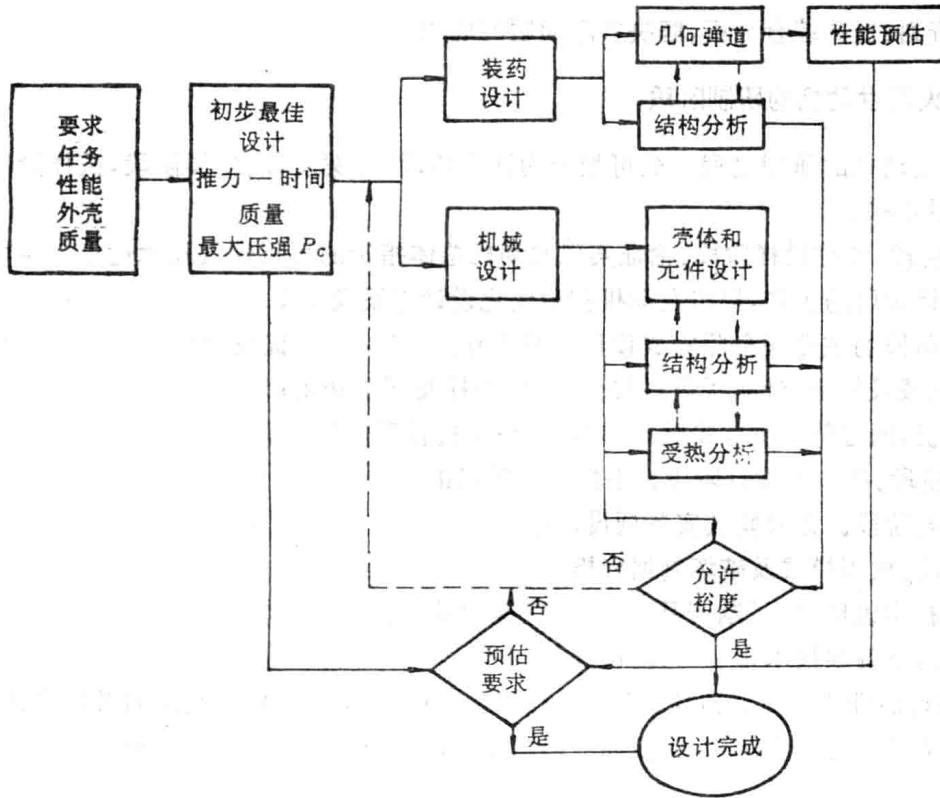


图 0-2 典型发动机设计步骤

内弹道性能计算,对于确定构形的药柱,计算推力(或燃烧室压强)随时间的变化关系。较完善的程序应考虑沿通道流动中压强的变化及质量的加入以及可能产生的侵蚀燃烧;也要考虑喷管烧蚀,即要求给出喷管喉径及其面积比随时间的变化关系作为输入参数。

药柱结构完整性分析,大型数字计算机及有限元方法是分析药柱结构完整性的必要工具。作为编制此项程序的依据,不仅要靠粘弹性力学理论,而且还必须掌握大量实验取得的粘弹性材料的各项力学性能数据以及结构的失效模式及破坏准则。

通常,将药柱、衬层和绝热层结合为一整体、统称装药。而药柱是指具有特定形状和尺寸的固体推进剂。

(3) 燃烧稳定性验算:基于对不稳定燃烧机理的研究,配合先进的计算方法,目前对发动机内的燃烧稳定性可以进行预估性验算。国外已经有不少程序。

(4) 发动机结构设计、受热及强度分析:包括燃烧室、喷管及点火器结构设计和发动机各部分的密封设计;而壳体和喷管设计则必然伴随着受热、选材、烧蚀及强度方面的考虑。受热问题可以用二维轴对称平面有限元或有限差分法求解热应力;结构强度问题可以用有限元,也可以用弹性力学经典方法解决,但对于某些高强度合金钢还需要用断裂力学理论分析。

从上述发动机研制过程及设计的一般步骤可以看出,发动机设计工作牵涉到的学科是很广泛的。其中除推进剂热力性质计算、发动机性能预估的基础知识及燃烧机理分析属于固体火箭发动机原理及燃烧方面的内容外,其它方面皆属于发动机设计,而其中每一个问题的深入研究都有大量的论文及专著。本课程目的在于讲清楚有关设计的原则、思路,介绍基本的设计方法;更重要的是启发学生正确认识设计及研制任务的复杂性,引导学生深入到发动机设计的现实领域,查阅资料,提高综合分析、解决实际问题的能力。

### 三、固体火箭发动机的研制阶段

固体火箭发动机的研制过程一般可划分为四个阶段;方案阶段、初样阶段,试样阶段和定型阶段,参看图 0-3。

(1) 方案阶段,或称模样阶段:论证实实现发动机总体指标的可行性及技术途径。主要是完成发动机预设计阶段的工作,提出发动机初步优化设计方案及草图。

作为这个阶段的主要任务除完成设计计算工作外,还必须论证发动机各主要部件的工艺性,考虑工艺路线及检测、计量手段,提出可靠性指标及研制费用;设计、制造厚壁试验发动机或全尺寸发动机,通过静止试验检验内弹道性能;考核各部件及整机结构;修改设计。

(2) 初样阶段:即技术设计阶段。根据模样阶段的结果进行发动机的详细设计,是设计及研制过程的主要阶段。为检验核实各项设计指标,还必须有一系列的单项试验及测试工作,如结构及材料性能、故障模式及破坏判据分析等等。这个阶段还要完成发动机设计图样,包括全部零件图样及技术说明书;试制产品发动机,完成发动机各项地面综合试验及点火试车,全面检验发动机结构及各项技术指标,修改设计等。

(3) 试样阶段:即飞行试验阶段。提供飞行试验的样机;通过飞行试验全面考核设计方案;进行各项环境实验及可靠性评估、服役期限(寿命)预估。通过这个阶段的试验及全面评审,最后达到技术冻结。

(4) 定型阶段,即鉴定验收阶段:全面评定发动机的战术技术指标;整理各项技术文件及全套图样,编制产品设计说明书及制造验收技术条件;鉴定全部工艺装备,进行工艺定型;最后报请国家鉴定。

### 四、固体火箭发动机的基本要求

#### 1. 技术要求

技术要求即指工作性能及使用性能等方面对发动机提出的基本要求。主要包括:

(1) 应具有规定的工作性能。主要指发动机的总冲、推力范围及工作时间范围应满足原始数据的规定。有时还应满足最大压强的要求。

(2) 应具有尽量高的质量指标。比冲  $I_s$  是衡量发动机性能的重要指标,但它主要取决于推进剂。尽管发动机的实际比冲包含着一些结构因素的影响,诸如喷管型面、扩张比及一些影响燃烧效率及热损失的因素,但它毕竟不能全面反映发动机结构设计质量的水平,因而提出一新的质量指标、叫冲量质量比。

冲量质量比  $\lambda_m$  定义为:

$$\lambda_m = \frac{I}{m_i}$$

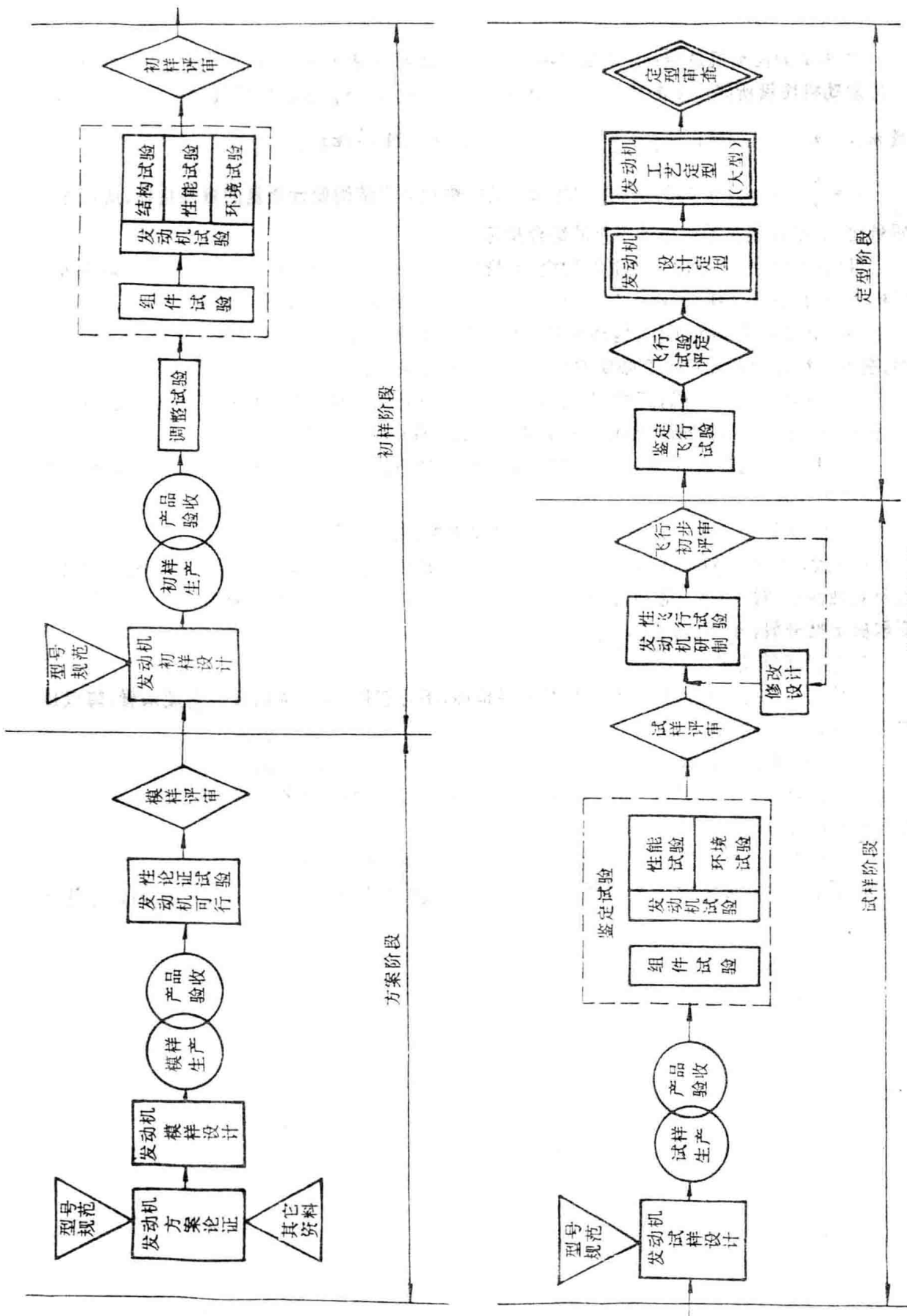


图 0-3 发动机研制阶段

式中  $I$  为发动机总冲;  $m_i$  为发动机初始质量。因而冲量质量比(也称质量比冲)的含义是单位发动机质量所能产生的冲量。由于总冲  $I = I_i \cdot m_{gr}$ ,  $m_{gr}$  为药柱质量。(亦可用推进剂质量  $m_p$ ,  $m_p = m_{gr}$ 。所以  $\lambda_{m_i} = \frac{I}{m_i} = I_i \frac{m_{gr}}{m_i} = I_i \lambda$  (N·s/kg)。

$\lambda = \frac{m_{gr}}{m_i} = m_p/m_i$  称为发动机质量比,是反映发动机结构设计质量的重要指标。所以冲量质量比  $\lambda_{m_i}$  是衡量发动机设计质量的综合指标。

目前较先进的大型固体火箭发动机,质量比  $\lambda$  可达 0.95 以上。据报导,70 年代比较先进的指标是美国空-空导弹“不死鸟” $\lambda = 0.82$ ,而目前能达到这个水平的发动机已相当多。

(3) 正常而可靠地工作。包括从起动点火开始直至工作结束整个过程中各个环节的可靠性。在发动机设计阶段应该有必要的理论分析及实验保证。

(4) 良好的贮存性能。药柱与其接触的其它元件应无化学反应、无腐蚀。药柱本身应无老化、变形、脱粘、裂纹等弊病。装配好的发动机一般应保证良好的气密性。

(5) 良好的运输适应性。在规定的运输颠簸条件下,发动机内部零件应无松脱、药柱无脱粘、裂纹等现象。

(6) 使用安全。无意外点火或其它不正常发火事故。

(7) 发动机工作对环境影响小。这一要求对于战略及战术导弹都很重要。例如要求燃气毒性及腐蚀性小,对于空-空导弹,从制导及载机方面对排气有更加严格的要求。然而这些要求主要取决于推进剂。

## 2. 生产经济要求

产品成本是衡量设计和生产水平的重要指标,不容忽视。从发动机设计角度来看,降低成本主要有如下途径:

(1) 降低原材料成本。选材应立足于国内、立足于大量生产的产品。

(2) 合理设计。应保证产品工艺性好,既减少工时又降低原材料消耗;还要考虑发动机的装配性及检修方便。

上述技术及生产经济两大方面的要求,是贯穿在整个发动机设计过程中的主线。在发动机设计的各个环节都要紧密联系这些基本要求考虑问题。而任何成功的设计都必须满足这些基本要求。

# 第一章 总体设计

## § 1-1 总体设计任务

固体火箭发动机总体设计任务是依据导弹总体提出的技术要求,选择并确定发动机总体设计方案,计算发动机性能,确定发动机主要设计参数、结构形式和主要结构材料,固体推进剂类别和药柱形式等。在此基础上提出发动机各部件的具体设计要求。

此外,在整个发动机研制过程中负责协调各部件结构和设计参数等有关技术问题;根据研制工作进展情况,及时与导弹总体协调发动机的性能、精度、可靠性、连接部位的结构和尺寸等技术问题,提供其所需理论、实验数据和图纸。

导弹总体对发动机提出的技术要求包括工作性能要求、质量和结构尺寸、环境以及经济性等。这些要求都反映在设计任务书中,它是发动机设计的主要依据。一般包括以下内容:

### (一) 发动机用途

发动机的用途主要指所用导弹的类型(地-地、地-空等)和级别(助推器、主发动机第几级)。

### (二) 性能指标

(1) 发动机总冲及其偏差。

(2) 发动机比冲及其偏差。

(3) 推力方案。

(4) 发动机工作时间。

(5) 推力控制。

(6) 可靠性。

### (三) 约束条件

为保证导弹总体布局和主要技术指标的实施而向发动机提出的直径、长径比、总质量、质量比、质心位置、级间分离等约束条件。

### (四) 环境条件

#### (1) 贮存环境

库房和阵地的温度、湿度、盐雾和油雾浓度、霉菌等,以及发动机贮存状态和年限。

#### (2) 运输环境

运输方式、运输距离和运行速度等。

#### (3) 使用环境

发射方式,发射时的天候和飞行区间的天候,发动机点火程序和高度。

#### (4) 飞行环境

飞行高度、速度、加速度、振动和冲击等。

(五) 勤务处理及经济方面的要求

包括贮存和阵地的维护和保养,以及发动机研制成本和造价等。

## § 1-2 发动机结构形式及其选择

发动机的结构形式既取决于导弹的总体布局,又直接影响它们的性能。所以,确定发动机结构形式应与导弹总体设计相配合。

### 一、发动机结构形式

发动机的结构主要指燃烧室、喷管及其连接结构,它们的形式主要取决于发动机的用途、弹体布局和装药形式等因素。

#### (一) 发动机结构与用途和弹体布局的关系

发动机的结构形式在很大程度上取决于发动机在导弹上的部位,即弹体布局。弹体布局是指战斗部、发动机、控制系统、稳定系统等部位安排,以及外形和气动特性等。而这些又取决于导弹的用途和性能要求。由于发动机在弹体中的布局位置不同,对其推力特性和结构就有不同的要求。

#### 1. 弹道导弹发动机

弹道导弹主要用来攻击敌后方具有战略意义的固定目标,一般射程较远,要求发动机的推力较大、工作时间较长。通常,弹道导弹采用多级发动机方案。根据齐奥尔可夫斯基(Циолковский)公式

$$v_m = I_s \ln \left( 1 + \frac{m_p}{m_m + m_L} \right) \quad (1-1)$$

式中  $v_m$  为导弹理想飞行速度,  $I_s$  为发动机比冲,  $m_p$  为药柱质量,  $m_m$  为发动机结构质量,  $m_L$  为导弹载荷量(除发动机以外的一切质量)。

由上式可知,要达到最大飞行速度  $v_m$ ,其途径无非是提高  $I_s$  或  $m_p/(m_m + m_L)$ 。前者主要取决于推进剂种类,是有一定限制的;而提高  $m_p/(m_m + m_L)$  的比值也是有限度的,过分增加  $m_p$ ,会增加发动机的结构质量,从而产生得不偿失的结果。采用多级方案,可将工作完毕的发动机依次抛掉,减少导弹的无用结构质量。但分级不宜太多,一般以 2 ~ 4 级为宜。如民兵导弹(图 1-1)即为三级串联结构。

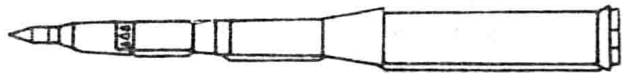


图 1-1 民兵 IA 导弹

弹道导弹发动机结构通常具有以下特点:

(1) 一般采用贴壁浇铸的内孔燃烧药柱,这样既可以实现大推力、长工作时间,达到射程远的目的;又解决了大尺寸药柱的制造、支撑及室壁隔热问题。

(2) 燃烧室壳体一般采用中间为圆筒段,两端为半椭球封头的结构。燃烧室头部装有点火装置。为传递推力和与弹体连接,在前、后封头处均设计有连接裙。

(3) 喷管一般都采用潜入式的,这样可以缩短发动机的轴向尺寸。现代导弹多采用单喷管,早期有采用多喷管(一般为 4 个)的。

图 1-2 为民兵 IA 导弹第一级发动机,采用 4 个单轴摆动喷管。图 1-3 为先进的 MX 导弹的第三级发动机。

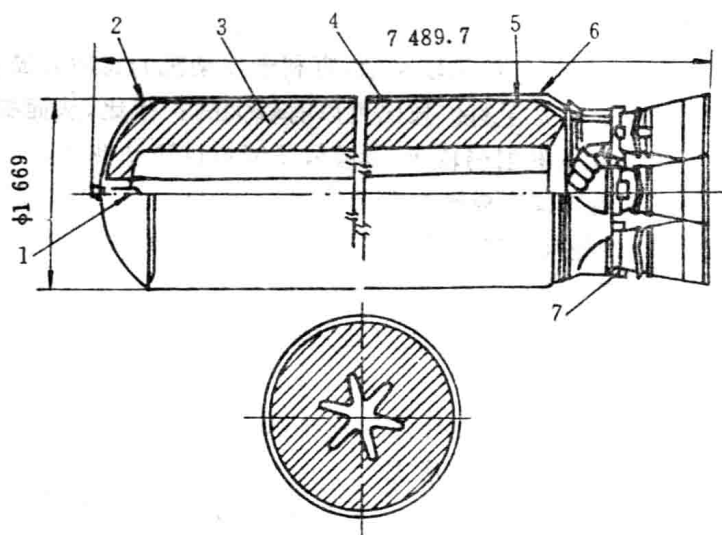


图 1-2 民兵导弹第一级发动机

- 1—点火装置 2—应力松弛套 3—药柱 4—壳体  
5—内绝热层 6—外绝热层 7—单轴摆动喷管

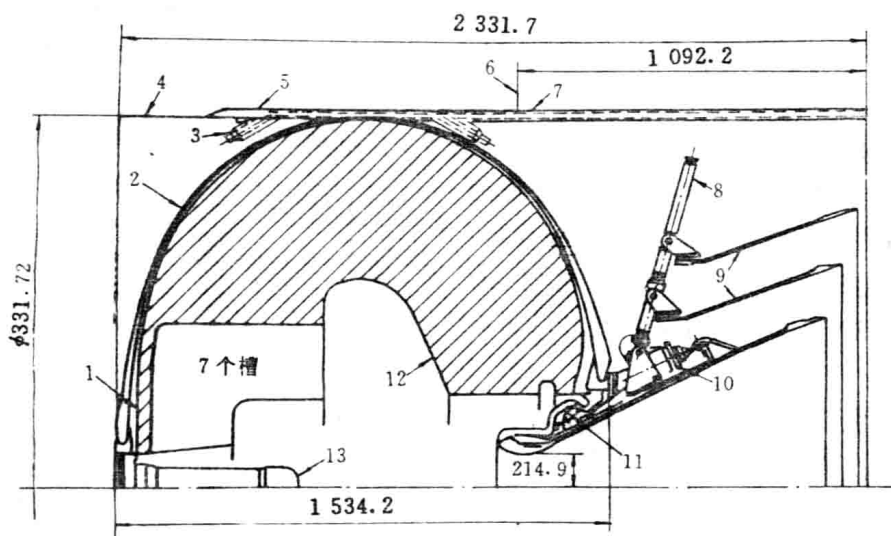


图 1-3 MX 导弹第三级发动机

- 1—内绝热层 2—凯芙拉壳体 3—电缆支架 4—外绝热层 5—电缆罩  
6—级间分离面 7—级间分离连接段 8—气压作动筒 9—可延伸出口锥  
10—液压作动筒 11—柔性接头 12—NEPE 药柱 13—火箭式点火器



四喷管结构的最大优点是除可提供俯仰和偏航控制外,还可以提供滚转控制。其缺点是:一方面因燃气必须经过急剧转弯才能从分布在四周的4个喷管流出,这样会因燃气流动不畅而引起热损失,从而降低发动机比冲;同时因受热严重而产生烧蚀问题。另一方面,由于弹体直径的限制,限制了喷管的扩张比。

与多喷管相比,单喷管中的燃气流动较畅通,有利于发动机的比冲和质量比的提高。另外在同一发动机直径的限制下,单喷管的扩张比可以有较大的扩张比,从而提高了发动机的比冲。后封头只需开一个孔,对强度的削弱较小。单喷管不能提供滚动控制。

(4) 采用喷管摆动或其他方式完成推力向量控制。对于单喷管,可以采用全轴摆动的柔性喷管、液浮喷管、珠承喷管,以及液体二次喷射系流。如MX导弹的三级发动机全采用全轴摆动柔性喷管;民兵 III 的第二、第三级发动机均采用单个固定潜入喷管加液体二次喷射系流。

几种弹道导弹及其发动机的结构和性能数据见表 1-1。

## 2. 地-空战术导弹发动机

地-空战术导弹用于拦截飞机、空-地导弹和战术弹道导弹等,因此要求其尽快达到追击速度,多采用助推和续航两级发动机的结构形式。

地-空导弹助推器的工作特点是推力大、工作时间短。发动机装药一般选用多根管状或速燃星形药柱。为保证在使用温度范围内推力变化控制在允许范围内,常采用可更换喷管或可调喷管结构。

地-空导弹发动机多采用大肉厚内孔燃烧药柱或高燃速端面燃烧药柱。燃烧室结构与其他小推力固体火箭发动机大体相同。

采用两级发动机的地-空导弹,有可分离和不可分离两种,一般高空地-空导弹多采用可分离结构,低空和超低空地-空导弹常采用不可分离结构(即双推力发动机)。

在海湾战争中大显身手的美国爱国者地-空导弹采用的是单级发动机,壳体采用 D6AC 钢挤压而成,药柱为端羟基聚丁二烯(HTPB)制成的开槽管状药柱,性能数据见表 1-1。

## 3. 空-空战术导弹发动机

空-空导弹是由飞机发射的用以攻击并摧毁空中目标的武器。二次世界大战后,空-空导弹得到迅速发展,成为当今世界各国的主要空战武器。目前世界上已研制出 60 多种空-空导弹,按其射程可分为近、中、远三类,射程在 20 km 以下的为近程,20~50 km 的为中程,50 km 以上的为远程。

空-空导弹发动机有单推力和双推力两种。目前采用较多的是双推力方案,因其有较好的飞行性能,其原理如图 1-4 所示。图中  $v_H$  为载机速度, $v_k$  为导弹末速度。

由图中曲线可见,在相同时间内,如果射程相同(两曲线下的面积相等),则在该时间上双推力发动机的末速度  $v_{k2}$  大于单推力发动机的末速度  $v_{k1}$ ,这表明双推力发动机的性能优于单推力发动机。另外,双推力发动机在整个飞行期间,速度变化较平稳,有利于控制飞行。

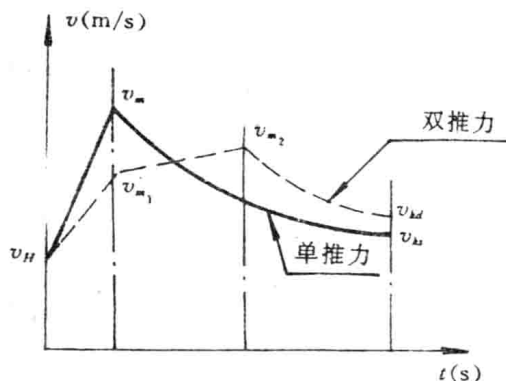


图 1-4 单推力与双推力方案比较



空-空导弹通常采用无助推器分离的助推和续航双推力发动机。按燃烧室数目可分为单室双推力和双室双推力发动机两类(图 1-5 和 1-6)。图 1-7 所示为麻雀 3 空-空导弹发动机。

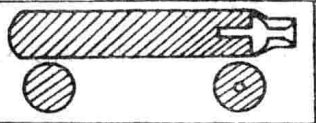
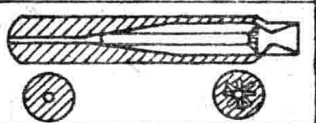
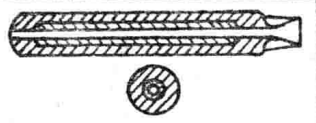
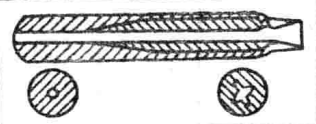
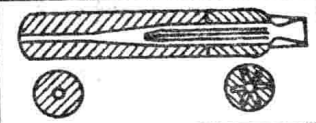
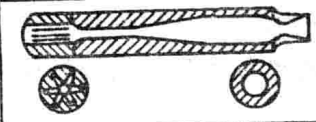
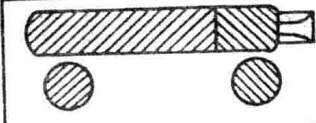
|   |                                    |
|---|------------------------------------|
|    | 助推:内燃管形<br>续航:端燃药柱                 |
|    | 助推:星形<br>续航:内燃管形                   |
| (a)   |                                    |
|    | 助推:内燃管形(速燃)<br>续航:内燃管形(缓燃)<br>全长同心 |
|    | 助推:星形(速燃)<br>续航:内燃管形(缓燃)<br>后部同心   |
|    | 助推:星形(速燃)<br>续航:内燃管形(缓燃)<br>后串联    |
|   | 助推:星形(速燃)<br>续航:变截面内燃管形<br>前串联(速燃) |
|  | 助推:端燃药柱(速燃)<br>续航:端燃药形(缓燃)<br>后串联  |
| (b)   |                                    |

图 1-5 单室双推力发动机

(a) 单推进剂 (b) 双推进剂

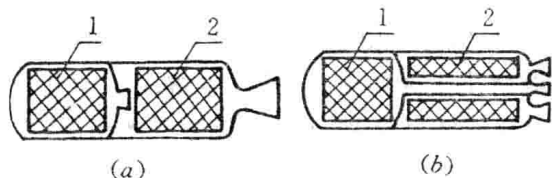


图 1-6 双室双推力发动机

1—续航药柱 2—助推药柱

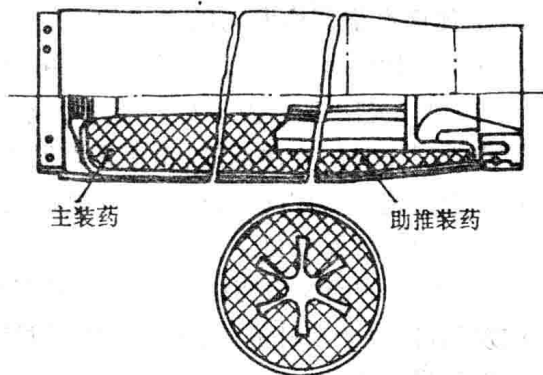


图 1-7 麻雀 3 单室双推力发动机(AIM-7F)