

固体火箭发动机设计 的理论基础

〔苏〕B. T. 叶罗辛 著

张中钦 冯文澜 译

国防工业出版社

V435
1011

固体火箭发动机设计的 理论基础

苏联 B. T. 叶罗辛 著
张中钦 冯文澜 译



30265844

国防工业出版社

633399

内 容 简 介

本书系统地反映了国外近十多年来在固体火箭发动机设计方面的成就。书中内容包括：固体火箭发动机的优化设计和优化数学方法简介；燃烧室内稳态和非稳态过程的物理-数学模型及其解法；推力向量控制系统方案比较及计算方法；固体火箭发动机性能预测方法以及计算各元件质量的方法等。

本书对于从事固体火箭发动机设计及制造的科研、工程技术人员，是一本较好的综合性参考书，也可作为高等院校有关专业学生及研究生的教学参考书。

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РДТТ

Б. Т. Ерохин

Москва « машиностроение » 1982

*

固体火箭发动机设计的理论基础

[苏] Б. Т. 叶罗辛 著

张中钦 冯文澜 译

责任编辑 林国方

*

国防工业出版社出版

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

*

787×1092¹/₃₂ 印张8⁵/₈ 184千字

1987年8月第一版 1987年8月第一次印刷 印数：001—520册

统一书号：15034·3199 定价：1.80元

003880

译者的话

这是一本介绍国外有关固体火箭发动机设计方面的参考书。随着电子计算机以及计算数学、计算流体力学和传热学的迅速发展，火箭发动机的设计工作和计算工作已经发生了深刻的变化。过去主要依靠经验和大量试验进行设计的方法已经不能满足要求。现在人们借助于电子计算机的帮助，并在逐步积累的丰富实验资料基础上，可以采用更接近实际情况而更为复杂的数学模型进行计算，可以采用更为精确的计算方法和设计方法进行设计，以达到提高设计质量、缩短研制周期和降低研制成本的目的。

本书从固体火箭发动机优化设计出发，讨论了优化设计准则以及发动机的数学模型，重点介绍了燃烧室内工作过程的数学模型和固体火箭发动机的质量特性，并简要地介绍了优化计算的各种方法。在推力和能量特性方面，讨论了燃烧室和喷管内比冲损失的物理本质和计算方法，以达到预测固体火箭发动机性能的目的。这些问题都是重要的设计计算问题，可供国内有关人员参考。

本书不足之处在于：某些计算方法的叙述过于简略，并且基本上没有涉及固体火箭发动机部件的传热学计算方面以及气动设计和结构设计方面的问题。

原书中有一些错误，译者尽力作了订正。由于译者水平有限，在译文中可能存在错误和不妥之处，敬请读者批评指正。

的置芽味德系德效，土善宗如立整的整对学整的置整麻德安
(请可育成)庭忠善由，的关麻时请整五带内室滋整麻量知时
。神速五麻的固大固空

前 言

各立整内固整的整严请(以五图)和计本整德五香中
籍谷11麻出鼻整回整整量固引六的整整。整整学整的整系神

发动机设计理论方法的完善性在很大程度上决定了工作过程参数与能量质量几何特性预测结果的精确性，以及所设计的发动机的可靠性。由此可见，在一般的发动机制造领域中，尤其是对于固体火箭发动机，经常不断地发展和采用科学方法，使设计工作更加完善和系统化是十分必要和迫切。大家知道，由于火箭质量和容积的主要部分是由发动机组成的，因此，装有固体火箭发动机的火箭，其完善性首先决定于发动机的能量质量特性和几何特性。

发动机设计理论是一门综合性的学科，建立于普通力学的很多部门之上。从这个意义上来说，这种理论的发展首先决定于诸如气体力学、热物理学、传热传质学和强度等这样一些学科的发展水平。在最近十年期间，已经出版了一系列书籍，来解决燃烧室内部过程、燃烧理论、内弹道学和可靠性理论等问题。在这期间，在利用电子计算机(机器设计)来阐明和解决现阶段设计理论发展中的一些原则问题方面，不论在国内或者国外的文献中仍然存在着空白。

由于使用了 БЭСМ-6 和 ЭВМ-EC 型的高速电子计算机，我们就能采用按照综合准则建立起来的更为复杂的数学模型，而且也可以将大部分方案的拟定和比较工作转移给电子计算机去完成，使得寻找所需求解的过程自动化。

本著作用来探讨和概括按照综合准则设计火箭发动机的理论方法。同时把主要注意力放在各个系统、分系统和整体

发动机装置的数学模型的建立或完善上，这些系统和装置的构成是和燃烧室内过程密切相关的，也考虑到(如有可能)它们之间的相互影响。

作者在编著本书时，力图在尽可能严格的范围内建立各种系统的数学模型。叙述的次序则是根据问题提出和任务解决的方法特点来决定的。

本书基本上是根据作者的著作材料写成的。个别材料摘自国内外研究者的出版物。

本书基本上是根据作者的著作材料写成的。个别材料摘自国内外研究者的出版物。

本书基本上是根据作者的著作材料写成的。个别材料摘自国内外研究者的出版物。

本书基本上是根据作者的著作材料写成的。个别材料摘自国内外研究者的出版物。

本书基本上是根据作者的著作材料写成的。个别材料摘自国内外研究者的出版物。

本书基本上是根据作者的著作材料写成的。个别材料摘自国内外研究者的出版物。

又而引商... 序 言

现代固体火箭发动机的设计过程依次经过下列几个阶段：

- 1. 方案预设计；
- 2. 方案设计；
- 3. 技术设计。

在方案预设计阶段中，要完成技术建议书的制定。为此，就应在战术-技术要求或技术任务书的范围内拟定出发动机形状及其基本设计参数和特性。在这个阶段中，尤其要选定固体推进剂的牌号、壳体和喷管的结构材料以及热防护和抗烧蚀材料；确定燃烧室中和喷管出口截面处的最佳压强和其它工作过程参数。在这个阶段中也要确定各部件和发动机元件的方案和构造。

在方案设计阶段，用计算的方法将上一阶段中拟定的发动机各系统或分系统以及整个固体火箭发动机的参数和特性加以精确化（尤其是如直径、相对长度等）；计算发动机的内弹道特性、推力能量特性、质量特性和其它特性，也要精确算定固体推进剂装药特性、燃烧室特性、喷管组件特性、推力向量控制系统和整体火箭发动机的特性。方案设计阶段完成后要交出方案设计。

技术设计阶段结束时应交出发动机零件部件的工作图，拟定出发动机的及其试车和使用的技术文件。

设计的前两个阶段通过共同的初始和结果输出参数而相

互联系起来。此外，由于第二阶段中若干参数的精确化而又迫使返回到第一阶段。这样就使互相联系着的过程继续下去，直到达成固体火箭发动机参数和特性的平衡，而这些参数和特性是由方案预设计和方案设计的结果所确定的。

可以预料，随着计算发动机系统与分系统参数和特性的数学模型进一步精确化，以及计算技术的完善，前面两个阶段将能合二为一。

在设计过程中必须力图使每一个新的发动机装置比以前的产品更为完善，而且在发动机参数和特性方面超过它。

固体火箭发动机能量质量和几何特性的进一步完善可通过下列途径：

采用先进的发动机系统、分系统和整个发动机的方案抉择；

提高固体推进剂的能量特性；

增大固体推进剂的密度；

减少在燃烧室和喷管组件中的比冲损失；

提高燃烧室中的压强；

增大喷管的扩张比；

采用具有较高比强度和抗热烧蚀性（对喷管燃气通道而言）的结构材料和热防护材料；

提高燃烧室的装填容积密度。

按照综合准则（也即考虑到能量质量特性、可靠性特性和成本特性）或者按照局部准则来确定发动机最佳参数时，并非必要将上述措施全部付诸实现或者无止境地加以提高（改善）。在每一种具体情况下，这种特性只能由计算-设计的分析结果来确定。例如燃烧室中的压强水平、喷管扩张比、推力向量控制系统的类型和特性、固体推进剂装药形状等等

都是这样确定的。此外,所得结果的可靠性首先决定于系统、分系统及整个发动机的数学模型的精度,也决定于所选定的解问题的方法。数学模型的精度一方面决定于这种或那种过程(现象)的认识水平及相应的数学描述的严格性,另一方面又决定于计算技术的发展水平。事实上,这里存在着直接的联系即:电子计算机的性能(存贮、快速性)愈好,就愈能利用复杂的附加信息而使所建立的数学模型更为精确。

在本书所列的模型中,内弹道过程、发动机部件和元件的推力能量特性和质量特性的数学模型具有很高的精度。其它数学模型是近似的,只能用于拟定技术建议书阶段。

目 录

第一章 准则的选择。优化的数学方法	1
1.1 概况。对发动机装置的基本要求	1
1.2 优化准则	3
1.2.1 能量质量准则	3
1.2.2 可靠性准则	8
1.2.3 成本准则	12
1.3 发动机装置优化的数学方法	13
1.4 电子计算机在设计过程中的应用	22
1.5 发动机数学模型的结构	24
第二章 固体推进剂、固体推进剂装药。结构材料和热防护材料的选择	27
2.1 固体推进剂	27
2.1.1 对固体推进剂的基本要求	27
2.1.2 固体推进剂的化学成分和能量特性	28
2.1.3 固体推进剂的燃速	37
2.2 固体推进剂的装药	45
2.2.1 对固体推进剂的技术要求	45
2.2.2 固体推进剂装药的选择	46
2.2.3 固体推进剂装药的类型	48
2.2.4 从喷管前容积内热流为最小的观点出发来选择装药形状	52
2.2.5 固体推进剂装药的燃烧表面、几何特性及质量的计算	53
2.3 壳体和喷管组件的结构材料、热防护材料和抗烧材料	56
2.3.1 结构材料	57
2.3.2 热防护层	61
2.3.3 喷管组件的材料	63

第三章 燃烧室内准稳态过程的数学模型。固体火箭 发动机设计过程中产生的约束	65
3.1 问题的提出	65
3.2 关于固体推进剂装药通道中流体动力学参数沿着横 截面的非均一性	66
3.2.1 工作过程的流体动力学参数的计算方法	66
3.3 单相燃烧产物在室内的二维流动	70
3.3.1 用基本解的方法将微分方程转换为积分方程	77
3.3.2 在轴对称固体推进剂装药通道中确定作为初次近似的 轴向和径向分速度的速度型	84
3.3.3 固体推进剂装药通道中工质流动问题的解法	93
3.4 考虑通道截面上速度分布不均匀性的系数。单相燃 烧产物的流体动力学方程	98
3.5 固体推进剂装药产生湍流燃烧的数学模型	101
3.6 发动机燃烧室的装填极限条件	113
3.6.1 固体火箭发动机喷管前容积内流体动力学损失的确定	114
3.6.2 最大相对压强的确定	116
3.6.3 固体推进剂装药强度对装填密度的影响	120
第四章 室内非稳态过程的数学模型	122
4.1 问题的提出。点火过程的物理前提。点火药的种类	122
4.2 点火过程和发动机进入稳态工况的计算方法	124
4.2.1 发动机进入稳态工况的一维非稳态模型	124
4.2.2 发动机进入稳态工况的零维非稳态模型	127
4.2.3 燃烧产物补燃情况下发动机进入稳态工况的 零维非稳态模型	131
4.2.4 确定发动机时间特性的近似方法	135
4.3 固体推进剂压强下降阶段工作过程参数的计算方法	138
4.3.1 靠打开附加孔使发动机工作终止	138
4.3.2 喷入冷却剂时燃烧室中压强和温度变化的近似计算。 熄火必需冷却剂量的估算	143
第五章 推力向量控制系统	148

5.1	必需的操纵力	148
5.2	推力向量控制系统的类型。铰链力矩	155
5.2.1	摆动式可操纵喷管	159
5.2.2	分段式可操纵喷管	163
5.2.3	燃气舵	165
5.2.4	带有球形喷流致偏环的喷管	166
5.2.5	带有可操纵导流板(调节片)的喷管	167
5.2.6	在喷管超临界段吹入工质	170
5.2.7	在喷管扩张段喷出操纵液体	175
第六章 固体火箭发动机的推力特性和能量特性		177
6.1	固体火箭发动机的推力特性	177
6.2	热力学特性	178
6.3	确定比冲、比推力和推力的关系式	184
6.3.1	比冲和比推力	184
6.3.2	确定发动机参数和特性的气体动力学关系式	185
6.3.3	利用气体动力学函数确定固体火箭发动机的推力- 能量特性	187
6.3.4	考虑到损失的推力-能量特性关系式	190
6.4	燃烧室内和喷管组件内的推力比冲损失	193
6.4.1	概述	192
6.4.2	燃烧室内损失的物理本质	196
6.4.3	燃烧室内由于过程非绝热性所引起的损失	206
6.5	喷管组件中的比冲损失	208
6.5.1	气体动力学损失	209
6.5.2	两相流损失	222
6.5.3	凝结颗粒不结晶化所引起的损失	227
6.5.4	喷管中燃烧产物由于化学不平衡膨胀所引起的损失	235
6.5.5	凝结物冲积在喷管壁内表面上所引起的损失	237
6.5.6	与使用热防护层以及喷管临界截面烧蚀有关的损失	237
第七章 固体火箭发动机的质量特性		239
7.1	概述	239
7.2	壳体	241

7.3	内壁热防护层 1.3	248
7.4	固体推进剂装药的包覆层 3.2	253
7.5	喷管组件 3.2	255
参考文献	 3.2	254
101	1.3.2	
102	2.2.2	
103	2.2.2	
104	7.3.2	
105	1.3	
106	2.3	
107	2.3	
108	1.3.2	
109	2.2.2	
110	2.2.2	
111	2.2.2	
112	2.2.2	
113	2.2.2	
114	2.2.2	
115	2.2.2	
116	2.2.2	
117	2.2.2	
118	2.2.2	
119	2.2.2	
120	2.2.2	
121	2.2.2	
122	2.2.2	
123	2.2.2	
124	2.2.2	
125	2.2.2	
126	2.2.2	
127	2.2.2	
128	2.2.2	
129	2.2.2	
130	2.2.2	
131	2.2.2	
132	2.2.2	
133	2.2.2	
134	2.2.2	
135	2.2.2	
136	2.2.2	
137	2.2.2	
138	2.2.2	
139	2.2.2	
140	2.2.2	
141	2.2.2	
142	2.2.2	
143	2.2.2	
144	2.2.2	
145	2.2.2	

第一章 准则的选择。

优化的数学方法

1.1 概况。对发动机装置的基本要求

固体火箭发动机工作过程的特点是：压强较高，燃烧产物的温度、气流的速度和其它参数都具有较高的数值；在非稳态工况下，这些参数变化极快。这就使发动机各零部件产生特殊的载荷条件，这些条件在设计和加工固体火箭发动机时是必须加以考虑的。发动机的构造应适应发动机的任务，并且首先在下列基本参数方面必须满足战术-技术要求：

- 发动机装置的构造质量和固体推进剂质量；
- 地面和真空中的推力比冲；
- 固体推进剂每秒总消耗量的积分平均值；
- 进入稳态工况的时间；
- 推力向量控制机构所产生的操纵力和力矩的数值。

此外，在发动机的使用过程中，上述参数相对于额定值的偏离量不能超过战术-技术要求所规定的范围。

发动机及其部件（元件）的构造必须简单，工艺性好而又可靠的；必须最大限度地利用现行标准和规范；在制造过程中必须便于质量检验。

固体火箭发动机构造的完善性及其工作的可靠性在很大程度上决定于各部件和元件（特别是固体推进剂装药、喷管和控制机构等）和整个发动机构造上解决方法的正确，也决

定于固体推进剂类型（牌号）选择的正确，以及发动机装置各元件的构造材料、热防护和抗烧蚀材料选择的正确。

但是必须指出，提高发动机装置的可靠性又关系到提高各元件在使用条件下的构造强度和刚度安全裕量的要求。为了要制造能满足这些更高要求的构造，自然要消耗更多的时间和资金。此外，强度安全裕量的增加会导致发动机装置构造质量的增加。在为发动机装置的设计编制战术-技术要求时，只有对上述因素进行综合分析后，才能在各种具体情况下确定出构造的最佳可靠性水平。

发动机装置的设计-弹道参数和特性只能靠计算来确定。发动机装置的参数和特性计算在方法上可以分为两个阶段：第一阶段包括近似选定各级发动机装置的基本设计-弹道参数；第二阶段则对各构造的元件（部件）和整体发动机装置进行精确化设计。选择发动机装置参数时必须将飞行器和发动机装置一起进行考虑，也即必须和飞行器的其它发动机以及飞行弹道互相联系起来。研制的发动机装置在其基本特性方面，必须满足能反映固体推进剂基本条件的技术任务书要求。

在选择发动机装置基本参数和特性时，规定的发动机装置研制期限和作为某一具体飞行器组成部分的使用条件具有很大意义。

在一般情况下，发动机装置参数的合理数值决定于：飞行器的构造和气动方案，固体推进剂的能量特性，物理-化学特性和机械特性，所采用的构造材料、热防护材料和抗烧蚀材料，以及经济-生产因素和使用因素（构造的工艺性、制造过程自动化的可能性、国内是否有原料及工业基地等）等。设计时必须力图取得上述参数的最佳值。

原则上，发动机装置的设计-弹道参数的优化必须遵循综合质量准则，即同时考虑到发动机装置的能量质量特性、可靠性特性、使用和时间特性及其目的任务。在有些情况下，发动机装置的尺寸特性具有决定性的意义；在另一些情况下，时间特性等等却是决定性的。这就是说，根据飞行器任务的不同，其中某些特性（准则）是主要的，另外一些却是辅助的。

1.2 优化准则

在选择发动机装置参数和特性时的主要准则是：能量质量准则，可靠性准则和成本准则。第一个准则表征了发动机装置的能量质量完善性；第二个准则表征了可靠性水平；第三个准则表征了成本水平。

随着发动机装置所应完成的目的功用不一样，这些准则的意义也可能不同。例如，假定发动机的质量特性和尺寸特性是决定性的，那末，能量质量准则就成为主要的准则。相反，如果对能量质量特性和尺寸特性没有提出严格的要求，那末，成本准则就成为主要的准则了。而可靠性准则往往是给定的。

在考虑到能量质量准则、可靠性准则和成本准则以后，发动机装置的设计任务可这样制定：

为了保证装有固体火箭发动机的多级飞行器以给定的概率将必需的有效载荷质量送达所要求的射程，应确定各级发动机装置的最佳设计-弹道参数，以符合飞行器的最小起飞质量，并满足所提出的可靠性和成本方面的限制。

1.2.1. 能量质量准则

用来表征发动机装置完善程度的局部准则是：

质量完善性系数 α ，它等于发动机装置的结构质量和固体推进剂装药质量之比；

发动机的推力比冲 I_p 。

然而，在一般情况下，质量完善性系数和推力比冲均不能单独地表征发动机的完善性。

根据能量质量准则，发动机装置的完善性可以作为飞行器的组成部分或在技术任务书要求的范围内最可靠地加以确定。而且，作为飞行器的组成部分，发动机装置的完善性可以在固定起飞质量 $M_{\text{起}}$ 值和有效载荷质量 $M_{\text{有}}$ 值的情况下，根据飞行器射程（速度） L 的极值来确定；或者在固定 L 值和 $M_{\text{有}}$ 值的情况下，根据起飞质量的极值来确定；或者在固定 L 值和 $M_{\text{起}}$ 值的情况下，根据有效载荷质量 $M_{\text{有}}$ 的极值来确定。

在技术任务书要求的范围内，例如，当发动机推力 R 、工作时间 t 和外部尺寸（发动机直径和总长度）给定时，发动机装置的最佳参数和特性必须相应于固体火箭发动机的最小质量。

在一般情况下，按能量质量准则优化的发动机装置最佳参数可以根据发动机装置随同某一具体飞行器（某一级）一起工作的弹道分析结果来确定。

为了确定发动机装置最佳设计-弹道特性，要选定的各级原始独立参数可以是：

固体推进剂装药的外径；

固体推进剂装药圆柱段的相对长度；

燃烧室中的压强；

喷管扩张比；

固体推进剂的单位燃烧速度。