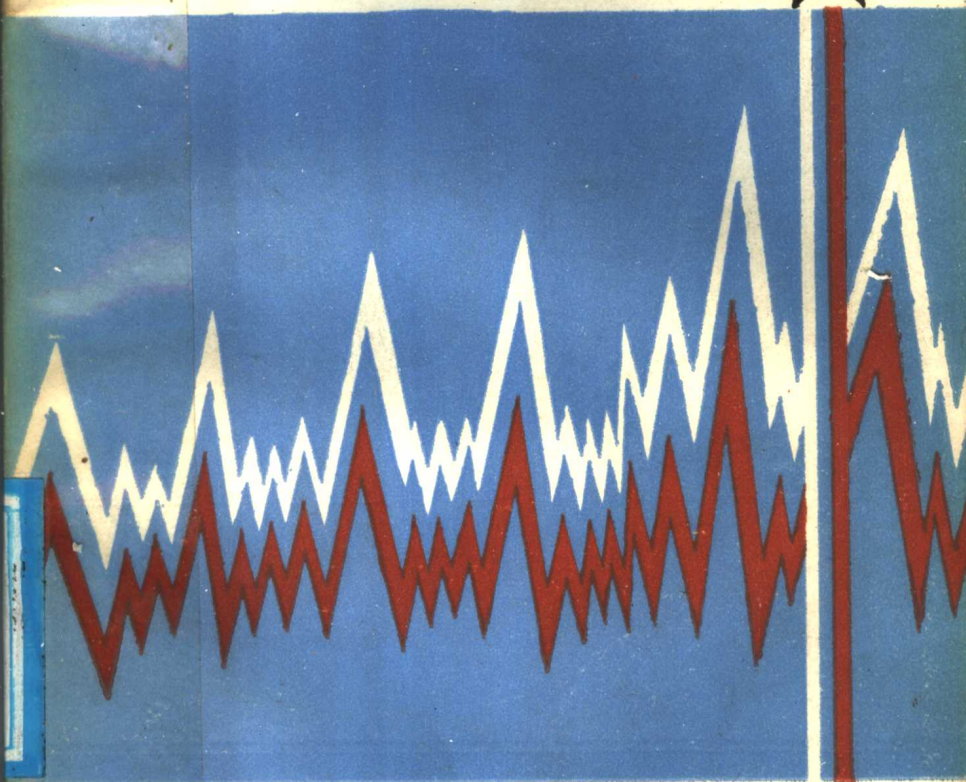


固体火箭发动机

不稳定燃烧



● 孙维申 著 ● 北京工业学院出版社

固体火箭发动机 不稳定燃烧

孙维申 著

北京工业学院出版社

内容简介

全书内容有五部分,即固体火箭发动机不稳定燃烧概论(第一章);燃面的声能增益机理和实验研究(第二章);发动机的阻尼机理和实验研究(第三、四章);线性和非线性声不稳定燃烧理论和预估技术(第五、六章);最后是与工程设计有关的问题(第七、八章),如抑制振荡燃烧的方法、设计参数对燃烧稳定性的影响、冷试、数据分析、以及实验仪器的选择原则等。

本书特点是注重物理概念、理论基础和实验研究方法。从内容的结构布局上,照顾到研究生、高年级大学生和工程技术人员不同需要。每章都注意到由浅入深,从具体到抽象,以及需要研究的课题。

本书是一本较全面的固体火箭发动机不稳定燃烧专著,反映了作者近几年的最新研究成果。可作为研究生、大学生(选修课)教材,也是固体火箭发动机与推进剂工作者的重要参考书。

固体火箭发动机不稳定燃烧

孙维申 著

北京工业学院出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

北京通县向阳印刷厂印刷

787×1092毫米 32开本 14.125印张 309千字

1988年6月第一版 1988年6月第一次印刷

ISBN 7-81013-010-2/TJ·1

印数:1-2,100册 定价:2.30元

前 言

不稳定燃烧是固体火箭发动机研制过程中经常遇到的棘手问题之一。近几十年以来,国外对固体火箭发动机不稳定燃烧作了广泛的理论研究和实验研究,特别是试验研究方面成果更为显著。如已成功地预估了某些发动机的稳定性。这就标志着用不稳定燃烧理论指导发动机设计业已开始。国内这方面的研究工作虽然开展不多,但也积累了不少经验和数据,本书尽量反映了这方面的成果。特别是作者和科研组同志近几年来取得的成果作了详细的介绍,如压力可控燃烧器;测定响应函数的倍燃面二次衰减法;声场边界附面层中波动方程的建立及应用等,从而为固体火箭发动机稳定性预估提供了更完善的试验装置和合理的理论依据。

本书是为固体火箭发动机专业研究生和本科大学生(选修)撰写的教材,同时也照顾到有关工程技术人员的学习和参考。

鉴于当前本科大学生和固体火箭发动机方面的工程技术人员,对这个学科的知识 and 技能掌握甚少,故本书在内容安排上采用先一般性的综合介绍(第一章),然后再逐章(第二、三、四、五、六章)深入讲述;对于其中不常见的某些物理概念和数学描述方法,尽量多作些介绍和推导,以便于初学者掌握。考虑到不稳定燃烧研究工作的迅速发展,在讲解每一问题的专门理论时,同时介绍了该问题的各种实验研究方法,以及数据处理和仪器的选择等(第八章)。

欲深入掌握固体火箭发动机不稳定燃烧理论，必须先修声学理论和工程数学。若只想做一般性了解，只学本书的第一章和第七章就可以了。

本书的编写是在教研室的关怀和支持下完成的。胡竟岩、睦英、方继明、张训文以及邹俊伟等同志给予许多帮助和支持。出版前承蒙顾余全高级工程师和康顺章同志审阅，在此一并表示感谢。

作者水平有限，错误之处在所难免，敬请读者批评指正。

著者 孙维申

1986年5月

主要符号表

a ——音速，波的传播速度，燃速公式 $r = a p^n$ 中的燃速系数；

a_T ——导温系数， $a_T = \frac{k_s}{\rho_s c_s}$ ；

A_b ——燃面声导纳函数；

A_N ——喷管声导纳函数；

C_i ——浓度；

C_p ——气体定压比热；

C^* ——特征速度；

C_v ——气体定容比热；

D ——扩散系数；

e ——内能；

E ——活化能；

f ——圆频率；

h ——热焓；

k_s 、 k_g ——在第二章中代表热传导系数；

k ——波数 $k = \frac{\omega}{a}$ ；

k_1 ——经典声腔第 l 阶谐波波数；

L ——轴向长度；

n ——燃速压力指数；

N ——氧化剂颗粒数；

p' ——声压；

$\hat{p}$ ——声压幅值 $\hat{p} = p_0 \cos kx$ ，第一章中用 $p(x) = p_0 \cos kx$ ；

p_0 ——声压零峰幅值；

p ——压力(压强)；

q ——周界长度；
 Q ——能量流率；热能流率；
 Q_g ——气相化学反应热能释放率；
 Q_s ——固相化学反应热能释放率；
 r ——推进剂燃速；
 r ——微粒半径；
 R ——发动机结构半径，气体常数；
 R_0 ——通用气体常数；
 s ——熵；
 S_c ——燃气通道的横截面；
 S_b ——燃烧表面；
 S_e ——燃烧室末端横截面；
 S_N ——喷管入口横截面；
 S_w ——惰性表面；
 t ——时间；
 T_s ——微粒温度；
 T_c ——燃气流场温度；
 T_f ——火焰温度；
 T_1 ——环境温度；
 T ——周期；
 u ——声压振动速度，即声振速度；
 u_e ——燃烧室末端气流速度；
 u_N ——喷管入口气流速度；
 U ——速度；
 v ——体积，容积；
 v_c ——燃烧室容积；
 $\dot{W}$ ——固相气相之间的转化速率；
 Y_b ——燃烧表面的声导纳；
 Y_1 ——密度分量 $Y_1 = \rho_1 / \rho$ ；
 Y_N ——喷管声导纳；

α ——增益或阻尼系数；

γ ——比热比 $\gamma = c_p/c_v$ ；

δ ——两个物理量的差；

η ——容积粘度系数；

λ ——波长，特征方程的根，热传导系数(第二章除外)；

μ ——分子量，动力粘度；

ν ——反应级数；

$\dot{\xi}$ ——化学反应速率；

ρ ——密度；

ψ_i ——振型的特征函数 $\psi = \frac{\hat{p}}{p_0} = \cos k_i x$ ；

ω ——角频率。

上标

"—"——代表稳态量；

"~"——代表复数；

"'"——代表小扰动量。

下标

"g"——代表气相；

"s"——代表固相。

()——代表一个振荡周期的时间平均。

目 录

主要符号表

第一章 不稳定燃烧概论

§1.1 引言	1
§1.2 不稳定燃烧现象的观测与分析	6
1.2.1 纵向振荡不稳定燃烧	6
1.2.2 横向振型不稳定燃烧	17
1.2.3 整体振型不稳定燃烧	25
§1.3 线性稳定性分析	27
1.3.1 引言	27
1.3.2 声能增益因素	30
1.3.3 声能损失因素	34
§1.4 非线性稳定性	39
§1.5 设计参数对发动机燃烧稳定性的影响	40
1.5.1 设计阶段燃烧稳定性的处理方法	42
1.5.2 发动机稳定性概略估算	51
参考文献	55

第二章 声能放大机理与实验研究

§2.1 声能放大机理	58
2.1.1 声能	58
2.1.2 声能变化率与声导纳的关系	61
§2.2 压力耦合响应函数	67
2.2.1 燃烧响应控制方程	70
2.2.2 压力响应函数的两参数表达式	101
2.2.3 复合推进剂响应函数	110
§2.3 速度耦合响应函数	119
§2.4 响应函数的实验研究	128

2.4.1 T形发动机或T形燃烧器法	129
2.4.2 压力可控燃烧器法	147
2.4.3 脉冲法	151
2.4.4 双亥姆霍兹燃烧器法	152
2.4.5 旋转阀发动机法	161
2.4.6 阻抗管法	170
2.4.7 直接法	175
参考文献	177

第三章 边界阻尼机理与实验研究

§3.1 喷管阻尼	181
3.1.1 喷管阻尼机理	181
3.1.2 喷管声导纳的准一维线性理论	185
3.1.3 喷管声导纳的非一维线性理论	192
3.1.4 喷管声导纳的测量方法	198
3.1.5 喷管阻尼系数的计算	202
3.1.6 设计参数与喷管阻尼的关系	205
§3.2 壁面阻尼	206
3.2.1 壁面声能损失机理	206
3.2.2 壁面声导纳	206
3.2.3 壁面阻尼系数	210
§3.3 结构阻尼	221
参考文献	227

第四章 气相中的阻尼机理

§4.1 均质阻尼机理	229
§4.2 微粒阻尼	238
4.2.1 引言	238
4.2.2 微粒阻尼的一维理论	239
4.2.3 推进剂燃烧产生的微粒的阻尼	246
4.2.4 微粒阻尼的三维理论	252
§4.3 微粒阻尼的实验研究	254
参考文献	257

第五章 声不稳定燃烧的线性理论和预估

§5.1 引言	259
§5.2 三维线性声不稳定性分析	259
§5.3 一维线性声不稳定性分析	273
§5.4 一维线性稳定性预估	284
5.4.1 燃面增益和喷管阻尼	285
5.4.2 平均流与声场的相互作用	291
5.4.3 微粒阻尼	292
5.4.4 惰性壁面处的线性粘性损失	296
5.4.5 剩余燃烧的影响	299
5.4.6 线性稳定性计算	299
§5.5 低频不稳定燃烧的分析	304
5.5.1 L^* 不稳定燃烧的声振分析方法	305
5.5.2 L^* 不稳定燃烧的整体振型分析方法	312
§5.6 T形燃烧器的理论分析	314
参考文献	325

第六章 声不稳定燃烧的非线性理论

§6.1 非线性声振的特征	327
6.1.1 非线性流体力学方程及其解	328
6.1.2 波形的非线性畸变	331
§6.2 非线性一维波动方程	335
§6.3 非线性因素对燃烧稳定性的影响	338
6.3.1 非线性燃烧响应	338
6.3.2 非线性阻尼	341
§6.4 固体火箭发动机声不稳定燃烧的一维非线性分析	348
6.4.1 控制方程	348
6.4.2 二阶非线性波动方程	348
6.4.3 伽辽金(Galerkin)法	354
6.4.4 平均法	362
参考文献	370

第七章 不稳定燃烧的现象、辨释与抑制方法

§7.1 燃烧室压力曲线异常的分析与解释	373
§7.2 抑振装置	380
7.2.1 谐振棒、隔板和叶片	380
7.2.2 谐振器和吸声器	384
§7.3 推进剂组分和添加剂对燃烧稳定性的影响	387
7.3.1 推进剂组分的影响	387
7.3.2 添加物	388
§7.4 发动机设计参数、结构对不稳定燃烧的影响	388
7.4.1 装药药形	389
7.4.2 燃烧室几何结构	391
7.4.3 燃烧室压力	391
§7.5 处理不稳定燃烧的方法	392
参考文献	394

第八章 发动机试验、测试仪器和数据处理

§8.1 引言	395
§8.2 测试仪器的选择与安装	396
8.2.1 压力传感器	396
8.2.2 加速度计	400
8.2.3 应变计	402
§8.3 信号变换与记录	403
8.3.1 信号变换系统	403
8.3.2 动态数据的记录	406
§8.4 数据的显示与处理	406
8.4.1 模拟再现	406
8.4.2 数据的频谱分析	409
§8.5 实验室实验	423
8.5.1 冷流试验	423
8.5.2 脉冲试验	424
8.5.3 缩比试验	425
参考文献	426

第一章 不稳定燃烧概论

§1.1 引言

固体火箭发动机不稳定燃烧，有时也叫固体火箭发动机燃烧稳定性。前者泛指燃烧室压力偏离设计者预先确定的规律，并构成压力瞬态变化；后者指的是不稳定燃烧现象或是发动机发生不稳定燃烧现象的倾向。

发动机研制者经常会遇到发动机非稳定工作状态，概略地说有两类：一类是燃烧室压力的瞬态变化没有周期性，如点火、熄火、裂缝燃烧、燃烧转爆轰等。这类非稳定状态称之为不规则燃烧。另一类是燃烧室压力、推进剂装药的燃速等参数随时间作周期性或近似周期性的变化。这种非稳定状态称之为不稳定燃烧。

燃烧室压力和装药燃速随时间作周期性变化的规律是：两者频率相同，但振幅不等；两者之间保持一定的相位差。它们的特性完全符合物理学中振动的定义，故有时把不稳定燃烧也称为振荡燃烧。不稳定燃烧的压力振荡，有的在燃烧室平均压力附近振荡，有的使平均压力漂移，其典型的压力振荡曲线如图1-1所示。压力振荡通常总是当发动机工作到某一时刻发生，并以燃烧室固有频率自发地进行。在振荡过程中，平均压力的增加直到振幅开始衰减为止，尔后随振幅的减小而降低。平均压力的升高必然引起平均燃速的增加，并伴有推力的增加、燃烧时间的缩短和热传导的增加。由于

壳体和其它构件受到与振动有关的不利作用，使飞行器的可靠性降低、发动机使用范围缩小，甚致使研制工作失败。

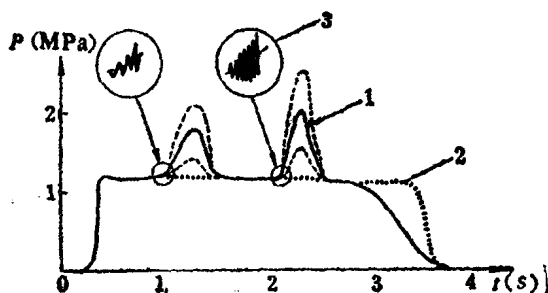


图1-1 不稳定燃烧的压力-时间曲线
1-瞬时压力；2-平均压力；3-振荡压力。

发动机燃烧室内的压力振荡行为大都是由燃烧室内流场与燃烧过程、室腔的反射等相互作用引起的。这种作用机理相当复杂，人们对这种机理的认识有一个曲折的过程^[1]。早期的、能量低的固体火箭发动机性能是稳定的，工作是可靠的，后来出现了不可预测的平均压力偏移和发动机爆炸等事故。当时只能是利用修改结构以求控制发动机的反常特性。直到1948年，高频响的测试仪器使用以后，才了解到燃烧室内有压力振荡现象，故称之为振荡燃烧，并出现了“共振理论”。该理论认为在燃烧室固有频率下，燃烧过程对气体压力振荡行为的动力响应是产生振荡燃烧的根源。后来大量的常规试验证明上述理论不妥，因为不稳定燃烧的主要表现有：准稳态压力的偏移；不同振型的振荡；推进剂类型与不稳定燃烧密切相关。1950年以后又发现作为能量组分的添加剂——铝粉，能有效地抑制高频振荡燃烧。随着更高频响测

测试仪器的使用^[2]，进一步证明，振荡的频率范围很宽，并与常规试验的平均压力偏移密切相关，如图 1-2 所示。现已证明，燃烧室振荡压力可以燃烧室固有频率振荡，如图 1-1，1-2 所示；也可以低于燃烧室固有频率振荡，即整体振型振荡，如图 1-3 所示，其频率范围约为 $10 \sim 200 \text{ kHz}$ 。

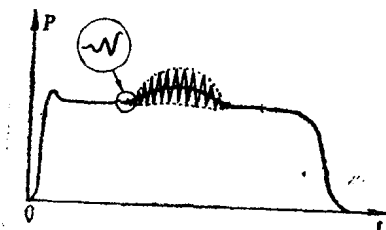


图 1-2 平均压力偏移和压力振荡曲线

——常规试验测得的曲线；
用高频响应器测得的曲线。

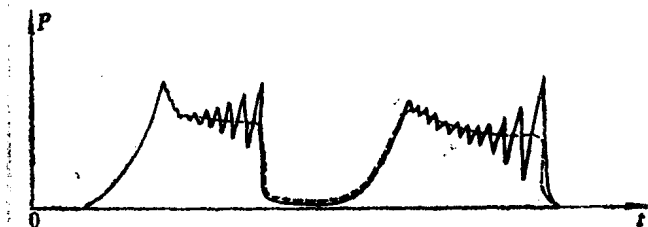


图 1-3 整体振型不稳定燃烧的压力-时间曲线

——低频不稳定燃烧；
间歇性不稳定燃烧。

如何解决不稳定燃烧这个难题，早已受到人们的重视，早期以试凑为基础，反复修正，但经济性不好。随着大型固体火箭发动机制造和试验成本的提高，飞行器仪表舱的日益

复杂，要求发动机的振荡行为完全消失，至少全尺寸发动机试验时振幅要减至最低限度。这就要求不稳定燃烧的研究工作应以建立和完善稳定性预估为主。这方面的研究工作，不论是理论分析，还是实验研究，在国外已有明显的成果，尤其是实验研究成果更为显著。

固体火箭发动机稳定性预估的理论研究以燃烧室腔内的波动方程为基础；实验研究中以压力为测量对象。压力不仅与发动机内发生的诸现象有紧密的联系，而且又是一个最容易测量的参数。

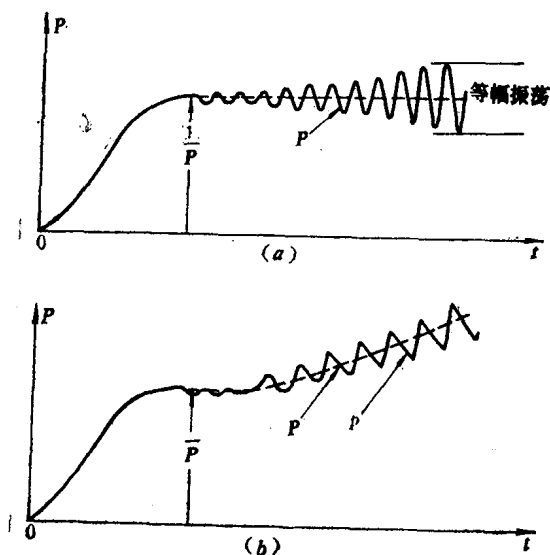


图1-4 理想的不稳定燃烧的特性曲线

(a) 正弦波；(b) 前沿陡峭波。

图1-4是两条理想的燃烧室压力振荡曲线。这样的曲线只能说明常规试验观测到的一些特性，不能说明所有特性，

更不能反映不稳定燃烧的各种现象，但它可以说说明振荡发生过程的实质。

图1-4(a)是燃烧室中不稳定燃烧压力波的瞬时增长特性。这类特性通常可用“自激振荡器”说明。其特点是不稳定性的所有起因和能源都是体系内固有的；能够自动激励和放大，并维持稳定的等振幅自由振荡；小振幅随时间按指数规律增长或衰减。燃烧室内任何地方的压力可表示为

$$\begin{aligned} P &= \bar{P} + p' = \bar{P} + p_0 e^{\pm \alpha t} e^{i(\omega t + kX)} \\ &= \bar{P} + \hat{p} e^{\pm i\omega t} = \bar{P} + p'(x) e^{\pm \alpha t} e^{i\omega t} \end{aligned} \quad (1-1)$$

式中 $\bar{P}$ 为燃烧室平均压力； p' 为声压； p_0 为声压的零-峰幅值； $\hat{p} = p_0 e^{ikX} = p'(x) e^{\pm \alpha t}$ 为声压的复振幅； ω 为振荡角频率； k 为复波数； t 为时间； X 为波的传播方向的距离； α 为增长 ($\alpha > 0$) 或衰减常数。

燃烧室压力振荡虽然并不总是像(1-1)式那么典型，但用它来描述燃烧室小振幅压力振荡特性是可信的，即可用线性声振理论分析发动机的燃烧稳定性。

图1-4(b)表示的是扰动波发展成为前沿陡峭形波，这种波往往是在燃烧室受到脉冲激发后才出现，振幅较大，而且燃烧室平均压力有漂移。这种波是由频率范围很宽的不同成分组成的复杂波。分析它需要用非线性振动理论，这是现在仍未解决的一个重要课题。

实际上，经常遇到的固体火箭发动机不稳定燃烧较上述情况要复杂得多，但就其实质归纳起来可以分类如下：

$$\text{不稳定燃烧} \begin{cases} \text{声振} & \begin{cases} \text{线性} \\ \text{非线性} \end{cases} \\ \text{非声振} & \begin{cases} \text{线性} \\ \text{非线性} \end{cases} \end{cases}$$