

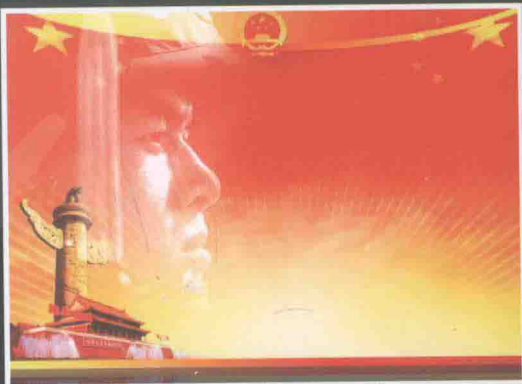


陕西出版资金精品项目



西北工业大学现代国防科技学术文库

AVIATION
TECHNICAL BASES
SCIENCE



固体火箭发动机燃烧不稳定及控制技术

刘佩进 何国强 著

西北工业大学出版社



陕西出版资金精品项目

西北工业大学现代国防科技学术文库

固体火箭发动机燃烧 不稳定及控制技术

刘佩进 何国强 著

西北工业大学出版社

【内容简介】 燃烧不稳定是个传统的问题,目前仍然是对学术界和工业界的挑战。燃烧不稳定涉及非稳态气体动力学、燃烧学和气动声学等学科,具有很强的学科交叉特征。本书分为8章,内容包括绪论,固体火箭发动机燃烧不稳定机理,燃烧不稳定的理论预示方法,固体推进剂的燃烧响应,涡脱落与声涡耦合,发动机内部流动稳定性分析,固体火箭发动机燃烧不稳定的大涡模拟,燃烧不稳定主被动控制方法等。燃烧不稳定的研究近年来进展较大,本书着重介绍与燃烧不稳定相关的基本概念和近期发展的问题处理方法,为燃烧不稳定的研究者和发动机设计者提供参考。

图书在版编目(CIP)数据

固体火箭发动机燃烧不稳定及控制技术/刘佩进,何国强著. —西安:西北工业大学出版社,2014.11

ISBN 978-7-5612-4193-6

I. ①固… II. ①刘… ②何… III. ①固体推进剂火箭发动机—燃烧分析 ②固体推进剂火箭发动机—燃烧控制 IV. ①V435

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 272882 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:www.nwpup.com

印 刷 者:兴平市博闻印务有限公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:12.625

字 数:304 千字

版 次:2015 年 10 月第 1 版 2015 年 10 月第 1 次印刷

定 价:39.00 元

前 言

燃烧不稳定是一个传统的问题,目前仍然是对学术界和工业界的挑战。燃烧不稳定涉及非稳态气体动力学、燃烧学和气动声学等学科。近年来,计算流体力学成为燃烧不稳定分析的重要工具,深入细致的理论分析对计算数学也有很高的要求。在实验技术方面,随着研究的深入,光学、光谱学和电磁学等方法和技术也被广泛使用。

对固体火箭发动机燃烧不稳定的许多认识来自于高昂的代价,解决发动机的燃烧不稳定问题大多需要反复的实验,有时甚至是飞行试验。目前的理论和实验水平还不足以准确预示发动机中可能出现的燃烧不稳定,理论发展还不完备,研究工作任重而道远。

燃烧不稳定研究的目的是在设计阶段消除燃烧不稳定,传统方法是采用被动方式,对于固体火箭发动机通常是特意改变发动机设计,或者改变推进剂配方。想做到在设计阶段消除燃烧不稳定,需要对燃烧不稳定的产生机理与影响因素、理论预示与数值模拟方法,以及不稳定燃烧抑制技术的原理和手段等有尽可能深入、系统的认识。因此,本书主要针对固体火箭发动机燃烧不稳定涉及的上述内容开展介绍,注重对前人研究成果的继承,并尽量引入最新的研究成果。

本书着重介绍与燃烧不稳定相关的基本概念和近期发展的问题处理方法,为燃烧不稳定的研究者和发动机设计者提供参考。全书共8章,第1章介绍燃烧不稳定的概念和分类,包括线性和非线性燃烧不稳定的特征,以及从涡脱落、压强耦合响应、热声耦合、结构影响、燃烧不稳定预示和抑制等方面介绍燃烧不稳定的历史和研究现状。第2章介绍燃烧不稳定的形成机理,对燃烧不稳定概念作了基本解释,重点阐述固体推进剂压强耦合响应的计算方法,简要说明速度耦合响应、涡脱落、分布式燃烧等增益因素以及各种阻尼因素。第3章介绍固体火箭发动机线性和非线性燃烧不稳定预估方法,详细论述了各种增益与阻尼因素的模化与计算方法。第4章介绍固体推进剂的燃烧响应,重点阐述压强耦合响应的实验测量方法。第5章介绍涡脱落和声涡耦合,指出了发动机中容易出现的各种涡脱落现象,论述了涡的产生机理,涡与结构声之间的耦合关系,以及涡脱落的冷流实验工作。第6章介绍发动机的流动稳定性分析方法,基于Taylor-Culick流,介绍稳定性分析方程及用以离散稳定性方程的谱方法,对不可压流和可压流两种情况开展了流动稳定性分析,分析了关键参数对流动稳定性的影响。第7章介绍大涡模拟技术,包括大涡模拟的基本方程和数值计算方法,结合几种发动机开展大涡模拟和燃烧流动分析。第8章介绍燃烧不稳定主被动控制方法,结合液体冲压发动机

简单说明了主动控制方法的基本原理,并结合固体火箭发动机介绍常用的被动抑制技术。

著者所在的课题组从 2005 年开始对燃烧不稳定开展深入研究,课题组的许多副教授、博士和硕士研究生对本书的内容和编写工作做出了贡献。参加本书编写的有刘佩进(第 1 章至第 3 章、第 6 章、第 7 章)、何国强(第 5 章、第 8 章)、金秉宁(第 2 章、第 4 章),全书由刘佩进统编定稿。李强副教授对发动机大涡模拟方法的研究,秦飞副教授对主、被动控制方法的研究、陈晓龙博士和张翔宇博士对涡脱落和声涡耦合的研究、杨尚荣博士对流动稳定性分析方法的研究、胡大宁博士对实际发动机燃烧不稳定抑制技术的研究都是本书的重要内容。刘鑫博士研究生参与了固体推进剂燃烧响应部分的书稿录入,魏少娟博士研究生参与了稳定性理论预示方法的书稿录入,孙迪硕士研究生参与了燃烧不稳定机理的书稿录入。除上述研究生之外,关显硕士研究生和王牧昕硕士研究生为本书的审稿、图表绘制与公式的修订做出了重要贡献,在此对他们表示衷心感谢。

本书涉及的内容大多尚处于研究之中,书中的个人见解未必准确,书中的错误和不妥之处,恳切希望读者提出批评指正。

著 者

2014 年 8 月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 燃烧不稳定的概念和分类	2
1.3 燃烧不稳定的物理性质	4
1.4 线性和非线性不稳定	7
1.5 燃烧不稳定的研究历史和现状	11
1.6 本书概览	23
第 2 章 固体火箭发动机燃烧不稳定机理	24
2.1 燃烧不稳定的基本解释	24
2.2 固体推进剂的燃烧响应	26
2.3 QSHOD 分析模型	28
2.4 Zel'dovich-Novozhilov(Z-N)模型	40
2.5 基于 BDP 燃烧模型的分析	41
2.6 速度耦合	49
2.7 涡脱落	49
2.8 分布式燃烧	51
2.9 阻尼	54
2.10 本章小结	54
第 3 章 燃烧不稳定的理论预示方法	55
3.1 发动机声不稳定的线性理论	55
3.2 线性稳定性求解	57
3.3 线性稳定性分析算例	76
3.4 发动机声不稳定的非线性理论	77
3.5 声不稳定的非线性分析	81
3.6 非线性微分方程组构建	88
3.7 非线性燃烧不稳定的分析算例	90
3.8 本章小结	92
第 4 章 固体推进剂的燃烧响应	93
4.1 压强耦合响应	93
4.2 速度耦合响应	107

4.3 本章小结	108
第 5 章 涡脱落与声涡耦合	109
5.1 固体发动机中的涡脱落现象	109
5.2 旋涡的产生与演化过程	114
5.3 涡声理论	116
5.4 声涡耦合机理	118
5.5 冷流实验	119
5.6 本章小结	124
第 6 章 发动机内部流动稳定性分析	125
6.1 概述	125
6.2 流动稳定性理论	127
6.3 空间离散方法	128
6.4 不可压 Taylor-Culick 流稳定性分析	132
6.5 可压 Taylor-Culick 流稳定性分析	142
6.6 本章小结	153
第 7 章 固体发动机燃烧不稳定的大涡模拟	154
7.1 非稳态燃烧流动控制方程	154
7.2 LES 计算方法	158
7.3 燃烧不稳定大涡模拟算例	164
7.4 本章小结	176
第 8 章 燃烧不稳定主被动控制方法	177
8.1 概述	177
8.2 燃烧不稳定的主动控制方法	178
8.3 燃烧不稳定的被动控制方法	181
8.4 本章小结	188
参考文献	189

第 1 章 绪 论

1.1 引 言

燃烧不稳定问题广泛存在于固体火箭发动机、液体火箭发动机、冲压发动机和燃气轮机等燃烧装置中。燃烧不稳定问题尽管是一个传统的问题,但是目前仍然是这些动力系统设计的严重挑战。火箭发动机是燃烧动力装置的一种,它将储存于分子键中的化学能转化为飞行器的动能。能量转换的第一阶段是氧化剂和燃料在燃烧室中的燃烧,化学能转换为热能;第二阶段的能量转换在喷管中实现,通过喷管膨胀加速,将燃烧释放出的热能转换为飞行器的动能。燃烧不稳定现象发生在第一阶段。

火箭发动机通常通过增加单位体积的能量释放速率,以获得高的性能。以固体火箭发动机为例,其能量密度的数值大约为 $2.5(r/D)$ 亿瓦特/立方米(r 为固体推进剂的线燃速, D 为圆柱空腔直径),能量密度一般在几十兆瓦特/立方米,能量密度非常大。如此大的能量密度可能伴随着相对小的波动,这些小波动的振幅可能仅仅是小扰动,也有可能表现为不能接受的大振幅扰动,即强烈的压强振荡。压强振荡是发动机声振和内部非稳态燃烧、流动过程共同作用的结果,通常称为燃烧不稳定。

早期的固体火箭发动机使用双基推进剂,燃烧不稳定是困扰发动机设计者的主要问题之一,在 20 世纪 60 年代受到世界各国研究者的广泛关注。随着含铝复合推进剂的使用,凝相燃烧产物产生的抑制作用使得大多数固体火箭发动机不再出现燃烧不稳定,国内对固体火箭发动机中不稳定燃烧问题的关注程度也逐渐下降。

近年来,为满足导弹总体对固体火箭发动机高性能的需求,在发动机研制时通常采用三种技术:一是复合推进剂中添加部分高能氧化剂以增加能量,如黑索金(RDX)和奥克托金(HMX);二是采用高能推进剂;三是增大发动机装填比。战术导弹用固体火箭发动机屡次出现明显的燃烧不稳定。这些燃烧不稳定现象大体上可以分为两类:一类是发动机在工作过程的某些时刻表现出强烈的压强振荡,但是燃烧室平均压强没有发生明显变化;二是在发动机工作末期,在某种因素的作用下,燃烧室出现强烈的压强振荡,并伴随平均压强的上升。

另外,随着民用航天技术的发展,通常采用大推力的助推器以增加大型运载器的运载能力。固体火箭发动机容易实现单台发动机 5MN 甚至 1000MN 级别的推力,两台大推力的发动机避免了多台液体火箭发动机同时点火可能存在的同步性等问题。为了解决大型固体发动机的生产和运输问题,发动机多采用分段设计方法。欧洲的运载火箭 Ariane5 助推火箭 P230 采用三分段设计,最大推力可达 7MN;美国航天飞机的固体助推器 RSRM 采用四分段设计,推力达到 11.3MN。分段式固体火箭发动机的段与段之间存在绝热(限燃)环,其引起的流动分离导致涡旋的产生,与燃烧室声场产生耦合共振,形成强烈的压强振荡。即使不存在绝热

环,大长径比通道流动的本质不稳定也可能与发动机固有声模态耦合,产生压强振荡,给航天飞机和 Ariane5 运载器带来了安全隐患。

本章介绍燃烧不稳定的基本概念和物理性质,以较大的篇幅介绍国内外在燃烧不稳定方面开展的理论和实验研究工作,使读者对燃烧不稳定的影响因素和研究现状有一个总体的了解,同时也简单介绍燃烧不稳定的抑制方法及其研究进展。

1.2 燃烧不稳定的概念和分类

为了便于对后文的理解,这里首先简单介绍固体火箭发动机燃烧不稳定所涉及的概念和分类。

固体火箭发动机中的不稳定燃烧现象的主要特征为燃烧室内周期性的压强振荡,同时伴有发动机的强烈振动、平均压强和推力曲线的不规则变化,甚至燃烧中断(即大振幅压力振荡可能引起的降压熄火)或发动机的意外旋转等现象,压强振荡严重时发动机将因为超压导致失效或爆炸。战术武器用固体火箭发动机中的压强振荡是非稳态燃烧、流动和发动机声特性共同作用的结果,称为燃烧不稳定较为合适。在分段发动机的压强振荡中,流动不稳定起主导作用,固体推进剂的燃烧对压强振荡的贡献相对较小,称为压强振荡更为合适。多数情况下,发动机燃烧室内出现的压强振荡统称为燃烧不稳定。

按照产生机理的不同,燃烧不稳定可以分为声不稳定和非声不稳定。声不稳定是推进剂燃烧过程(或燃烧室内的流动过程)与发动机燃烧室声振模式相互作用的结果,此时压强振荡的频率与燃烧室声腔的一阶或多阶固有频率相近,使发动机成为一个自激的声振系统。而非声不稳定则与燃烧室的声振过程无关,压强振荡频率不同于内腔声振的固有频率。

燃烧室的声振通常由振荡频率、振荡幅值大小及振型来表征。按振荡频率范围的不同,不稳定燃烧可以分为高频、中频和低频三个范围。高频一般指的是 1000Hz 及以上,中频一般指的是 100Hz 到 1000Hz 之间,而 100Hz 以下则属于低频。通常高频和中频不稳定都是声不稳定,而低频不稳定则有可能是声不稳定,也有可能是非声不稳定。声振的振型包括波阵面的几何特性、波的传播方向等,即声振参数在声腔中的分布和传播的形式。它取决于声腔的几何形状和尺寸、介质的特性和声腔的边界条件,对于固体火箭发动机来说,取决于燃烧室的内腔结构、推进剂类型和燃烧产物的特性。一般来说,声振的振型可以分为纵向(轴向)、横向(径向)和切向三种形式(见图 1-1)。

(1)纵向振型是沿燃烧室纵轴方向上发生的振荡,波阵面是垂直于纵轴的水平面,振荡的传播方向为轴向。由于发动机内腔的纵向长度一般较大,因而纵向振型的频率相对较低。

(2)横向振型是沿燃烧室半径方向发生的振荡。波阵面是一系列同心圆柱面。振荡传播的方向为径向,其频率也相对较高。

(3)切向振型是沿燃烧室切线方向发生的振荡。波阵面呈圆弧形,振荡传播的方向为切向,其频率相对较高。

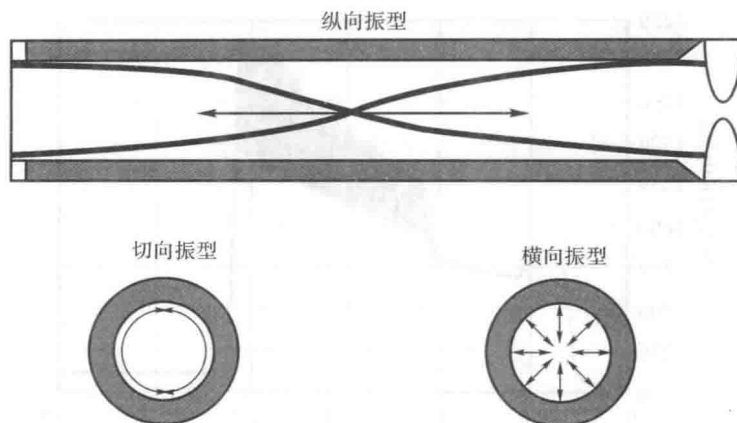


图 1-1 固体火箭发动机中的振型(声模态类型)

目前固体火箭发动机出现的燃烧不稳定大多数属于纵向声不稳定。声不稳定可以是线性或是非线性的。在燃烧不稳定形成的初始阶段,由燃烧室内固有的或外加的微弱扰动诱发的压强振荡振幅按指数方式发展,振荡波形是简谐正弦波,称为线性发展阶段(见图 1-2)。由于推进剂燃烧(或其他增益因素)对压强振荡的响应,持续有能量向系统注入,压强振荡的振幅不断以指数方式增加。若按照此规律发展,发动机压强将迅速上升直至产生破坏。在实际发展过程中,由于各种阻尼因素的存在,系统的振荡能量将被耗散,压强振幅增长率逐渐减小;有时伴随着能量由低阶频率向高阶频率的转移,波形产生畸变,出现有限振幅(极限环)现象,并伴随平均压强的升高,这是非线性不稳定机制作用的结果。实际上,达到有限振幅的燃烧不稳定在本质上都是非线性的。为了表述问题的方便,将图 1-3 所示的没有平均压强上升的燃烧不稳定含糊地称为燃烧不稳定,将图 1-4 所示的带有平均压强上升特征的不稳定现象称为典型的非线性燃烧不稳定。

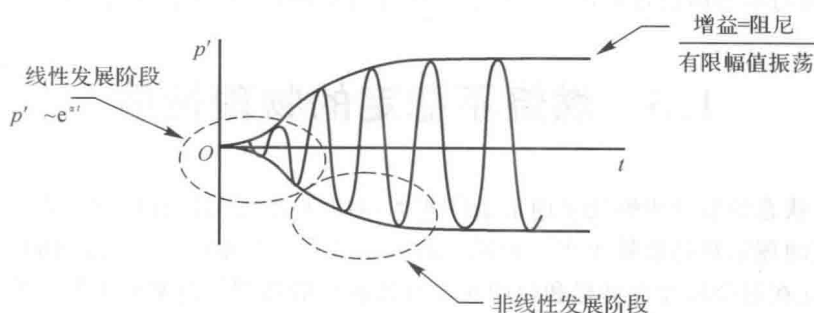


图 1-2 压强振荡的发展过程

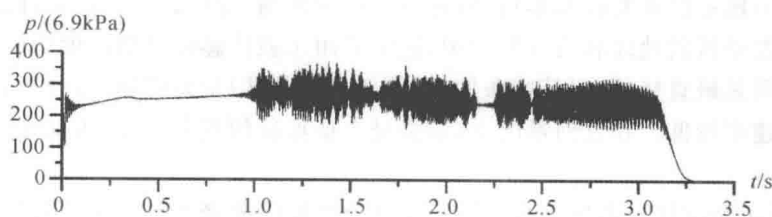


图 1-3 没有平均压强上升的燃烧不稳定

1psi=6.9kPa

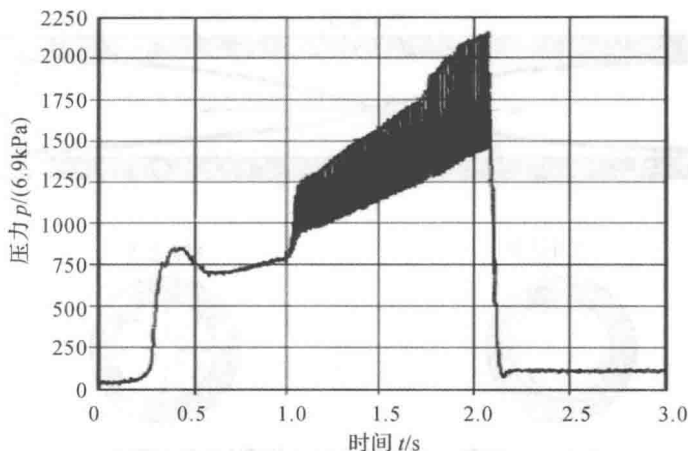


图 1-4 典型的非线性燃烧不稳定

除了与空间分布相关的压强振荡之外，还有一种“整体”模式的压强振荡，其压强在空间上几乎一致，而只随时间波动，振荡的频率较低。由于任一处压力梯度都较小，速度波动也近乎为零。这种模式相当于亥姆霍兹共振腔中的振荡，最简单的例子是向一端开口的瓶子吹气产生的声振现象；超声速冲压发动机在助推阶段进气道与燃烧室隔离形成声腔，在来流的作用下也会产生亥姆霍兹共振，并在进气道打开的瞬间影响到整个燃烧室。燃烧室中燃烧不稳定的产生可能是燃烧过程本身造成的，也可能是与反应物生成的波动相关，从而导致压强的变化。

火箭发动机中通常用术语 L^* 不稳定表述上述燃烧不稳定，因为这种模式的不稳定主要由发动机特征几何长度 L^* （燃烧室自由容积和喷管喉部面积之比）和平均压强主导。该不稳定性与燃速波动与喷管处质量流量波动之间的时滞相关，该时滞与滞留时间成正比，从而与 L^* 相关。 L^* 不稳定发生在空间飞行器的发动机中，因为这种不稳定通常发生在较低的工作压强下，其机理与本书所论述的燃烧不稳定机理有所不同，在本书中不给予专门的论述。

1.3 燃烧不稳定的物理性质

实际工作状态的发动机燃烧室内部条件恶劣，对非稳态流场的直接测量存在很大的困难，对燃烧不稳定的理解都是依赖于实验和理论的紧密结合。从本质上讲，目前的理论工作是半经验的，是建立在对全尺寸发动机和模拟实验装置获得的数据分析基础上的。然而，理论和分析框架在设计实验方案和分析实验结果中占据重要的位置。本节的主要目的就是简要总结所观测到的燃烧不稳定最重要的基本特性，并且介绍由观测、分析到建立相关理论框架的方法。

在全尺寸发动机的地面和飞行实验中，通常采用压强传感器和加速度传感器来获得数据。压强的测量结果是最直接的，但某些条件下（例如飞行条件）受到限制，对分析造成最主要影响的是数据采样速率较低。在任何情况下，压强是表征振荡的基本参量，因此在这里将其作为讨论的重点。

图 1-5 所示是固体火箭发动机燃烧室中充分发展的燃烧不稳定例子，图中峰值清楚地反映了不同振荡频率的波，大的振幅发生在几个低频处，这种频谱分布是非线性燃烧不稳定的典

型特征,很多发动机的压强测量结果都表现出类似的特征。

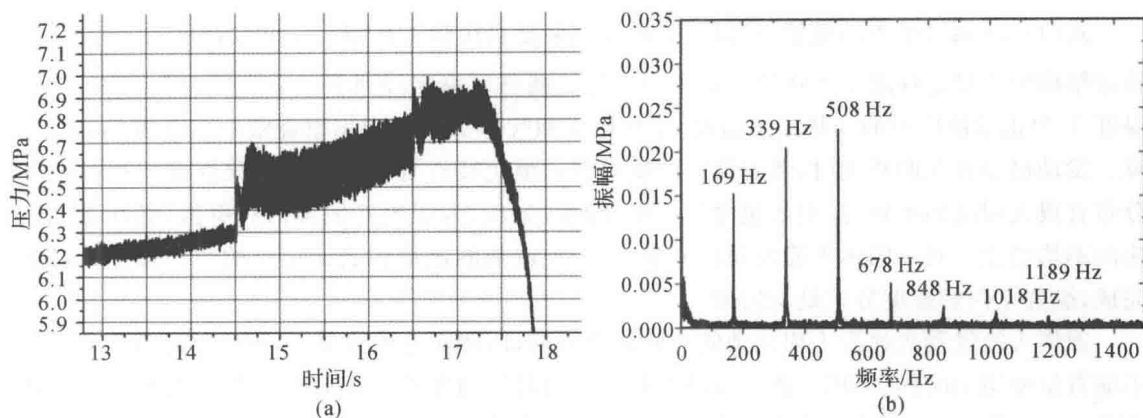


图 1-5 固体火箭发动机燃烧室中燃烧不稳定的波形和频谱

在燃烧不稳定行为的起源方面,经典声学理论为理解燃烧不稳定性提供了基本依据,许多声学基本结论直接被应用在燃烧不稳定问题中,并且取得明显的成功。尽管实际发动机中的介质与共振声腔经典声学假设中的理想、均一和静态的气体假设有很大的不同,但是按照简单的经典声学公式估算出的振荡频率与实际出现的燃烧不稳定频率通常会非常一致。

燃烧室中的流动是不均匀的,有气相和凝相的成分参与化学反应,排出的燃气在喷管喉部形成壅塞。而且,流动通常处于湍流状态,并且还可能存在流动分离区域(涡的产生)。如果选择合适的声速,在含有静态均一气体的封闭燃烧室中,采用声学方程来估计振荡频率,通常与观察到的燃烧不稳定频率差别在 10%~15%,或者更少。

经典声学理论对燃烧室中波的传播可以很好一级近似的主要原因有三个:①平均流的流动马赫数通常很小,所以对流和折射效应非常小;②当喷管壅塞时,入射波被有效反射,出口平面可以认为是固壁(刚性平面);③在小振幅扰动的条件下,可压缩流的非稳态运动可以分解成三种独立传播形式,声波是其中之一。其他两种传播形式是涡旋扰动,主导分量是涡波(湍流)和熵波(或温度波)。因此,即使在燃烧室中经常出现高湍流度的非均匀流动,一级近似的简单经典规律仍然可以很好地描述声波。这个结论使得无论针对全尺寸发动机还是实验器,对燃烧不稳定的定性认识都得到了很大程度的简化。总的来说,燃烧不稳定是燃烧室中介质的振荡运动,从一级近似的角度来看,它可能是一个或多个经典声模态的综合。

因此,燃烧不稳定可以看作是一个经典的扰动问题:封闭腔中的驻波。燃烧不稳定的许多物理特性可以通过振动与波方面的基础知识得到较好的描述和理解。实验观测到频率与经典方程的计算结果一致性很好,为燃烧不稳定与经典的声学共振相关提供了最明显的证据。一般来说,波的频率 f 等于传播速度 a 除以波长 λ :

$$f = \frac{a}{\lambda} \quad (1-1)$$

在一维情况下,共振的波长或者燃烧室的固有振荡模态与长度成比例。纵向振型的波长与长度 L 成比例,圆柱形燃烧室的横向振型与内径 D 成比例。因此式(1-1)包含

$$f \sim \frac{a}{L} \quad \text{纵向振型} \quad (1-2a)$$

$$f \sim \frac{a}{D} \quad \text{横向振型} \quad (1-2b)$$

式(1-2)乘以适当的系数,可以很好地预测发动机压强振荡频率。可以看出,几何构型对特定结构的不稳定性起主导作用。式中声音的传播速度采用经典公式 $a = \sqrt{\gamma RT}$ 计算,其中温度 T 为化学反应中的绝热火焰温度,比热比 γ 和气体常数 R 根据燃烧室中混合物的组分计算。发动机中存在两相流时,考虑凝相的质量平均值更接近真实情况。如果燃烧室中的温度分布有很大程度的不均匀,例如包含有火焰锋面的流动,为了更好地预估频率值,必须考虑声速的不均匀性。对于固体火箭发动机来说,由于推进剂的燃烧在表面很小的空间尺度内已经完成,燃烧室内的温度分布是均匀的。

固体火箭发动机通常采用复杂的几何装药构型,即使在这种情况下,当简单的方程(1-2)不能直接使用的时候,采用经典声波动方程的数值计算通常可以很好地给出固有频率和压强分布的近似值。因此,可以认为燃烧不稳定首先是由声波运动与燃烧过程的相互作用而激发和维持的。经典理论能很好地估计不稳定的频率和非稳态运动特征值的分布,但是经典的声波动方程不能获得振荡的幅值,对火箭发动机的燃烧不稳定来说,需要发展专门的理论,来预示燃烧不稳定压强振荡的频率和幅值。

瞬态特性和非线性行为对经典声学不太重要,但对理解燃烧不稳定是非常重要的。这两个方面都与燃烧不稳定的形成和发展有很大的联系。燃烧室是一个自激振荡系统,推进剂燃烧过程是能量的来源,最终表现为流动过程中的热能和机械能。如果某一过程中波动能耗散的趋势弱于能量的加入,那么初始扰动是不稳定的。

不管是任何系统,大部分的燃烧不稳定包含了声模态的激发,而任何燃烧室都有无限的声模态值,频率值的大小主要决定于几何形状和声速。某一声模态是否稳定,取决于激励机制产生的增益与耗散机制耗损能量之间的平衡。某些能量的损耗强烈依赖于频率,例如,黏性效应导致的声阻尼与频率的二次方根成正比;也有一些能量损耗方式是振荡和平均流相互作用的结果,与频率的关系较弱,例如由于波反射导致的喷管阻尼。能量的增益与频率之间的关系通常更为复杂,固体推进剂的燃烧响应也与频率相关,但是目前还难以通过理论分析准确获得其相互关系。

燃烧不稳定的能量源是不稳定存在的根本机制,应该主要关注燃烧和不稳定运动之间能量交换的定量特征。对于固体火箭发动机来说,能量注入的大小来自于声波和固体推进剂燃烧过程之间的耦合作用。固体推进剂的燃烧响应和振荡频率之间的特殊关系,在低频阶段响应较小,然后逐渐增加,经过一段宽峰后呈下降趋势,在高频率处幅值趋近于零,如图 1-6(a)所示的增益特性。在图 1-6 中,在 $f_1 < f < f_2$ 频率范围内增益大于损失,在此频率范围的声模式将是线性不稳定的。

增益与损失数值的获取难度很大,并且有很大的不确定因素,在两者之间差异较小时这种不确定因素变得更加重要。由于能量转换所占燃烧能量释放的比例很小,且关键参数存在不确定因素,工程实践中对燃烧不稳定分析主要在于预示其产生的趋势,而不是燃烧不稳定特征参数的准确计算。

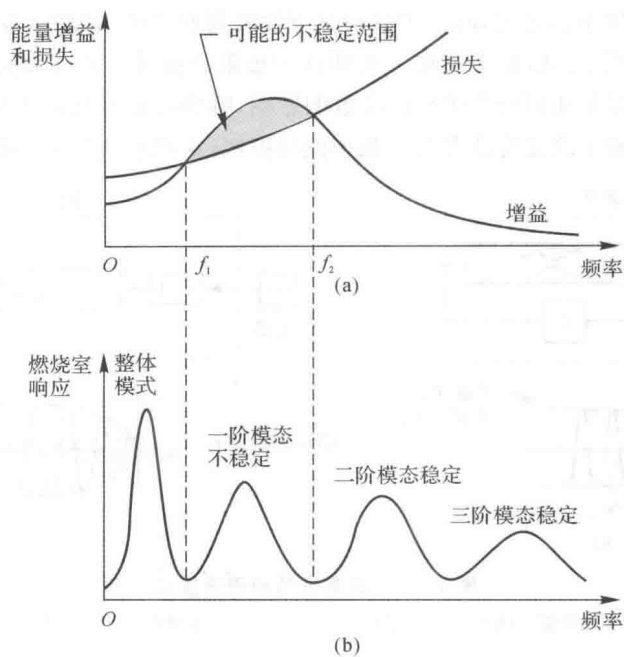


图 1-6 燃烧不稳定的定性分析

(a) 能量增益和损失; (b) 燃烧室的频率响应

1.4 线性和非线性不稳定

1.4.1 自激振荡

当扰动幅值较小时,能量的增益率和耗损率通常与声能本身成正比,且与扰动振幅的二次方成正比,由于流动变量的控制微分方程组是线性的,相应的过程称为线性过程。不稳定扰动随时间按指数方式增长,如果过程保持线性,则不稳定的增长不受限制。指数型增长的形式为 $A_0 e^{\alpha t}$,其中 A_0 是初始小扰动的振幅,指数型增长是自激振荡系统不稳定行为初始阶段的特征,如图 1-7(a) 所示。与之形成对比的是受不变的外部驱动(受迫振动)的线性系统,其初始阶段瞬变过程按 $1 - e^{-\beta t}$ 形式增长,如图 1-7(b) 所示。在线性初始阶段,自激振荡曲线 $e^{\alpha t}$ 以下凹形轮廓发展,当物理系统中存在非线性作用时,将逐渐演变成振幅不变的有限值。然而, $1 - e^{-\beta t}$ 曲线以上凸形轮廓发展,在线性系统中由于外部驱动因素的有限动力,最终也会维持在一个有限幅值上。在小振幅扰动的初始条件下,自激和受迫振荡都可能趋向于有限振幅振荡,但形成有限振幅的机理明显不同。

火箭发动机燃烧室内的不稳定行为是自激产生的,具有如图 1-7(a) 所示的特征,其物理根源是系统中能量增益和损失的相关因素导致的。

燃烧不稳定是自激动态系统的运动,这是基本而且极其重要的结论。其最重要的意义是用于全面理解所观察到的不稳定现象,以及怎样去影响并控制它,因此必须弄清非线性系统中

的行为。当燃烧室产生不稳定时,除了少数情况下发展到发动机损毁外,振幅一般会停留在一个有限值,系统将变为受限运动,通常表现为周期性的极限环振荡。对于实际应用来说,非常希望了解有限振幅的大小以及如何受系统特征参数的影响,哪些特征参数是主导因素,不稳定对哪些参数更敏感。这将有助于改变特征参数来减小振荡振幅,在理想情况下将振幅降低为零。

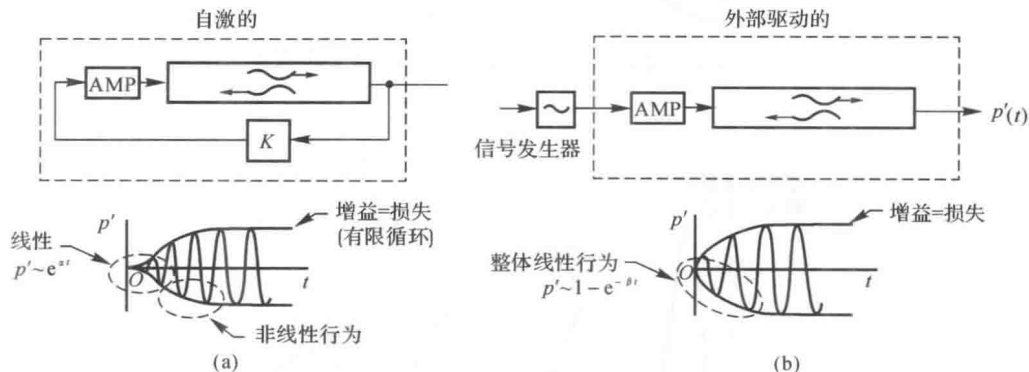


图 1-7 自激振荡和受迫振动

(a) 自激振荡线性不稳定现象; (b) 外界强迫振动的不稳定行为现象

1.4.2 线性不稳定

对于一个线性不稳定的系统而言,一个初始的小扰动的振荡振幅会随时间呈指数形式增长:

$$p' \sim e^{\alpha_g t} \quad (1-3)$$

这里 $\alpha_g > 0$ 是增益常数。如果是线性稳定的,那么振荡幅值随时间的衰减也是呈指数形式的,与 $e^{-\alpha_d t}$ 成比例, $\alpha_d > 0$ 是阻尼常数。式(1-3)的定义表明,对于运动中变量,例如压强,在一个线性振荡周期中有一个初始最大幅值 $\hat{p}_0$ 时,压强随时间变化的关系如下:

$$p'(t) = \hat{p}_0 e^{\alpha_g (t-t_0)} \quad (1-4)$$

$\hat{p}_0$ 是在 $t = t_0$ 时刻的幅值。如果 p'_1, p'_2 是 t_1, t_2 时刻的幅值,则有

$$\frac{\hat{p}_2}{\hat{p}_1} = \frac{p'(t=t_2)}{p'(t=t_1)} = \frac{e^{\alpha_g (t_2-t_0)}}{e^{\alpha_g (t_1-t_0)}} = e^{\alpha_g (t_2-t_1)} \quad (1-5)$$

式(1-5)求对数

$$\ln \frac{\hat{p}_2}{\hat{p}_1} = \alpha_g (t_2 - t_1) \quad (1-6)$$

$t_2 - t_1$ 等于周期 τ , 是相邻最大值(或最小值)之间的时间间隔。 $\ln \frac{\hat{p}_2}{\hat{p}_1}$ 对时间作图将会是直线,斜率是 α_g 。

不论是什么系统,对线性稳定性的分析方法本质上是相同的。仅仅需要解决一个问题:找到增益和阻尼常数以及声模式的频率。确定实际的振型只是问题的一方面,在实际发动机中比较容易实现。对于燃烧室中的小振幅运动来说,经典方法计算的频率和振型与实验结果高度一致。这里的“经典方法”是基于现有的经典声学方程,并且考虑大的温度梯度(影响声速),在计算时燃烧过程和平均流动没有考虑,但为了得到一个更为满意的结果,特别是在平均

马赫数较小的时候,设置合理的喷管出口边界条件是有必要的。

线性稳定性问题主要考虑经典声振模式增益和阻尼常数的计算。原则上讲,可以采用任意小扰动的方法获得振荡结果,但是实际中很少应用。无论对于理论和实验,增益或阻尼常数都是最重要的参数。在燃烧室中,导致扰动增益和阻尼的过程同时发生。因此,不稳定扰动由净增益常数表征,定义为 $\alpha = \alpha_g - \alpha_d$ 。由于问题是线性的,增益常数可以表示为所有影响因素之和,例如:

$$\alpha = \alpha_g - \alpha_d = (\alpha)_{\text{燃烧}} + (\alpha)_{\text{喷管}} + (\alpha)_{\text{平均流}} + (\alpha)_{\text{凝相}} + (\alpha)_{\text{结构}} + \dots \quad (1-7)$$

下标表示了和声场相关的因素,有燃烧响应、喷管阻尼、平均流动效应、凝相成分和结构阻尼等。结构与声的相互作用除了液体发动机中 POGO(纵向耦合振动,且与燃料供应系统相关)问题之外,还包括其他机械运动。例如,在大型固体火箭发动机中,通过内部耗散作用,黏弹性药柱起到很明显的阻尼作用。

稳定性边界(稳定和不稳定振荡的边界点)定义为 $\alpha = 0$ 。其物理意义为在一个循环中能量的增益和损失相等,即

$$\alpha_g = \alpha_d \quad (1-8)$$

通常主要的增益是燃烧响应,因此式(1-7)变为

$$(\alpha)_{\text{燃烧}} = -(\alpha)_{\text{喷管}} - (\alpha)_{\text{平均流}} - (\alpha)_{\text{凝相}} - (\alpha)_{\text{结构}} \quad (1-9)$$

有些情况下声和平均流的相互作用也可能产生能量增益,即能量由平均流传递给非稳态压强振荡,目前暂时不考虑这一点,在理论预示方法一章中将给予更为深入的描述。

式(1-7)定义了 α ,其特殊形式式(1-8)定义了稳定性边界,这些形式的简单方程对于理解燃烧不稳定是基础且非常重要的。实际应用中的困难在于不能完全考虑所有的重要过程,或者是没有足够的信息准确计算每种因素的增益或阻尼常数。

为了能够在发动机点火之前预测全尺寸发动机的稳定性,式(1-7)中所提到的参数都必须获得。由于目前推进剂燃烧理论不够完善,有些信息只有从一些辅助性的实验中得到,特别是描述推进剂燃烧和声场耦合的特征参数(压强耦合和速度耦合响应函数)。

通过进一步的推导可以对增益常数做更明确的解释。两倍 α 是经典声场中时均能量的相对变化率,这个解释对线性稳定性的所有问题都至关重要,这里先做简单介绍,便于对国内外研究现状进行深刻的理解。通过定义 α ,压强和速度的脉动都与时间和空间分布相关:

$$p' \sim e^{\alpha t} \cos(\omega t), \quad u' \sim e^{\alpha t} \sin(\omega t) \quad (1-10)$$

按照经典的能量定义,声能量密度是当地动能(正比于 u'^2)和势能(正比于 p'^2)之和:

$$\text{动能 K. E.} \sim e^{2\alpha t} \cos^2(\omega t); \text{势能 P. E.} \sim e^{2\alpha t} \sin^2(\omega t)$$

如果假设振荡周期 $\tau = 2\pi/\omega$ 比衰减率 $1/\alpha$ 小得多,那么动能和势能在一个周期的平均值与 $e^{2\alpha t}$ 成比例。声能密度就与 $e^{2\alpha t}$ 成比例。对整个燃烧室体积积分,发现声场中总平均能量 $\langle \epsilon \rangle$ 形式如下:

$$\langle \epsilon \rangle = \langle \epsilon_0 \rangle e^{2\alpha t} \quad (1-11)$$

$\langle \epsilon_0 \rangle$ 是一个与平均流动和几何构型有关的常数。从式(1-11)可以直接求出:

$$2\alpha = \frac{1}{\langle \epsilon \rangle} \frac{d\langle \epsilon \rangle}{dt} \quad (1-12)$$

另一个值得注意的特性是, $\frac{1}{\alpha}$ 是幅值从设定初值衰减到其 $\frac{1}{e}$ 所需要的时间。同样,在一

个振荡周期中($t_2 - t_1 = \tau = 2\pi/\omega$),压强峰值的微小变化为

$$|p'_2| - |p'_1| = \delta |p'|_m \sim e^{\alpha_1} - e^{\alpha_2} = e^{\alpha_2} [e^{\alpha(t_1 - t_2)} - 1]$$

这里下标 m 表示峰值的量值。假设一个周期的时间变化率很小,所以

$$e^{\alpha(t_1 - t_2)} \approx 1 + \alpha(t_1 - t_2) = 1 + \alpha\tau$$

幅值约与 e^{α_2} 或 e^{α_1} 成正比,把变化率写为如下形式

$$\frac{\delta |p'|_m}{|p'|_m} \approx \alpha\tau = \frac{\alpha}{f} \quad (1-13)$$

f 是频率, $f=1/\tau$ 。无量纲比值 f/α 可以很方便地表示振荡的增长或衰减。根据上面对 $\frac{1}{\alpha}$

的解释, $(1/\alpha)/\tau = f/\alpha$ 是从最大振幅衰减至 $\frac{1}{e}$ 或从初值增加至 e 倍所需要的循环数。

在这里,比值 α/f 必须是一个小量,上述分析才是正确的。直观上, α 必须与经典声学问题的扰动振幅成正比。我们将会发现最重要的参数是马赫数 $\bar{M}$, 表征平均流动,对于许多重要的过程, α/f 等于 $\bar{M}$ 乘上一个量级在 1 左右的常数。 α/f 的数值从另一个侧面表明线性不稳定可被认为是经典声学的小扰动问题。

1.4.3 非线性不稳定

燃烧不稳定是一种自激振荡行为,本质上是非线性的,这是一个基础而又极其重要的结论。其最重要的含义是:为了充分理解观测到的现象,并发现其影响因素和控制措施,必须最终理解非线性系统的行为。当燃烧室中的运动处于不稳定时,除了不受限制的发展直至产生破坏这种不常见的情况之外,压强振幅通常会停留在一个有限值,系统的运动处于周期性的有限振幅。在实际应用中,很希望知道极限环状态与系统特征参数之间的关系。这种关键的信息可以作为改变系统特性的基础,以降低系统振幅,终极目标是降至零。在任何情况下,对特性的深入理解便于分析诸多影响因素对不稳定的影响程度,以确定哪些因素是主导因素,燃烧不稳定对哪些参数最为敏感。

典型的非线性不稳定有三个主要特征:①有限振幅振荡极限环状态,此时波动会在峰值幅值附近持续一段时间;②燃烧室平均压强升高(DC shift);③触发振荡,在某种强烈的外部触发条件下表现出前两个特征。很多实际发动机的地面和飞行试验数据完全吻合以上特征,但是目前的理论还不能完全解释清楚。

基于式(1-7)的不稳定预示方法,按照线性理论获得一组增长率,通常情况分析者根据不同燃烧时间,获得每个声模态的净增长率。如果这些数据全部是负的,那么就认为系统是线性稳定的。假如这些数据一个或多个是正的,那么设计者就认为这个系统可能会出现不稳定问题,即发动机有产生压强振荡的趋势。至于系统振荡会发展到什么样的幅值,或者系统能否承受脉冲触发(随机的或者人工的)而产生不稳定,从传统的线性理论分析中无法获悉,需要开展非线性不稳定分析。

有限幅值振荡的振幅是个重要的量值,因为它反映了不稳定所产生的振荡程度,决定了发动机推力的变化程度。为了理解这种有限振幅的振荡行为,可以通过非线性修正的方法扩展线性不稳定理论。这些工作在解释某些重要的物理现象方面很有用,例如导致初始低幅扰动转变为类激波结构的自然陡峭机制。类激波的自然陡峭机制在非线性纵向燃烧不稳定中的重