

# 液体火箭发动机燃烧不稳定性 试验研究简述

张蒙正

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 简要回顾了液体火箭发动机燃烧不稳定性研究的进展, 主要论述了燃烧不稳定性模拟试验的原理及作用。指出燃烧不稳定性研究与液体火箭发动机研制是相互依存, 相互促进的; 燃烧不稳定性研究需要重视基础理论研究, 重视模拟实验技术的开发及应用。

**关键词:** 液体火箭发动机; 燃烧不稳定性; 模拟试验

**中图分类号:** V434.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2005)06-0012-07

## Review of combustion instability testing research on liquid propellant rocket engine

Zhang Mengzheng

(Shaanxi Power Machine Design and Research Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The research of combustion instability in liquid propellant rocket engines is reviewed and the theory and application of scaling and simulation techniques for combustion stability testing is discussed. The research of combustion instability closely relates to the development of liquid rocket engine. The research of basic theory and development of numerical analysis and simulation testing techniques are very important for combustion instability research.

**Key words:** liquid propellant rocket engine; combustion instability; simulation testing

### 1 引言

从 20 世纪初液体、固体火箭发动机及涡轮喷气发动机相继出现燃烧不稳定性问题至今, 燃烧

不稳定性问题一直作为工程攻关项目、学术探索领域及理论研究课题受到各方面极大关注。几十年来, 通过世界各国学者及技术人员的研究和实践, 燃烧不稳定性研究取得了很大的成绩, 陆续出版了多部关于燃烧不稳定性以及相关研究的专

收稿日期: 2005-07-01; 修回日期: 2005-08-16。

作者简介: 张蒙正 (1964—), 男, 研究员, 研究领域为喷雾燃烧。

著或编著<sup>[1-5]</sup>,各种会议、杂志及期刊也发表了大量关于燃烧不稳定性研究的论文及报告。本文简要回顾了燃烧不稳定性研究的进展,介绍了模拟实验及发动机实验等燃烧不稳定性研究技术的原理及作用,提出了今后需要考虑的问题。

## 2 燃烧不稳定性研究简要回顾

燃烧不稳定性研究涉及到喷注器的雾化、蒸发及混合、化学动力学过程研究、雾化及混合过程对燃烧不稳定性的影响、喷注器和燃烧室声学特性研究及供应系统脉动对燃烧不稳定性影响等诸多方面。抑制燃烧不稳定性的措施包括隔板、声腔、使用节流装置改变发动机供应系统特性、使用可以改变燃烧室声学特性的可燃肋片等。研究方法包括数值仿真、模拟和缩比实验研究和发动机试车考核或检验等。

在燃烧不稳定性研究中,喷注器特性研究始终是研究的重点之一。喷注器的射流流动特性、雾化特性、混合及分布特性、喷雾燃烧过程、喷注器的动力学特性是燃烧稳定性机理研究的主要内容之一。改变喷注器的几何形式和结构尺寸,改进喷注器在燃烧室头部的排列方式是发动机抑制或消除高频燃烧不稳定性的主要措施之一。在F-1发动机<sup>[5]</sup>、RD-0110发动机<sup>[5]</sup>等发动机燃烧不稳定性研究中,喷注器研究均占了大量的份额,而液氧/液氢发动机的燃烧不稳定性研究主要是喷注器结构形式与工作参数研究<sup>[5]</sup>。文献[5]、[6]相关章节对20世纪90年代撞击式喷嘴雾化特性、同轴喷注器射流动力学及雾化特性、喷雾湍流混合、雾化在燃烧不稳定性中的作用等理论及实验方面的研究成果进行了比较详细的总结。近年来,又陆续发表了同轴喷注器雾化、喷嘴动态特性、喷嘴火焰以及喷雾特性对燃烧稳定性影响等方面的研究文献<sup>[7-11]</sup>。

高频燃烧不稳定性的特征是燃烧过程与燃烧室内声学运动相互耦合。高频燃烧不稳定性研究关注的一个主要问题是喷注器和燃烧室的声学特性以及相关的抑制燃烧不稳定性的措施。喷注器和燃烧室声学特性的理论及实验问题在文献[2]、[3]、[5]相关章节有比较完善的论述。隔板、声腔

抑制高频燃烧不稳定性的原理及应用在文献[2]、[3]、[5]有关部分得到比较清晰的论述。文献[12]采用计算流体力学的方法论证阻尼装置可以改变燃烧室的声学特性,从而起到抑制不稳定燃烧的作用。文献[13]研究认为同轴气液喷嘴的啸叫区间与喷嘴的结构尺寸有密切的关系,较大的喷嘴缩进比对啸叫有明显的抑制作用,啸叫的主要成分是高噪声,啸叫有可能成为诱发发动机高频不稳定燃烧的主要因素。文献[14]阐述了隔板抑制燃烧不稳定性的声学原理。文献[15]从非线性燃烧不稳定入手,建立数学模型,预测液体火箭发动机的高频燃烧不稳定。模型包括了一些燃烧不稳定中的非线性特性,如瞬时压力振荡、声学振荡对液滴雾化的影响和设计参数的选择。研究认为隔板的长度对不稳定有很大的影响,隔板可以抑制压力振荡。文献[16]通过一维二阶精度的数值模拟研究了燃烧不稳定仿真的边界条件和燃烧室的非线性声学特性,指出密度和温度的波动传播与压力和速度波动的传播不同。比较了两种声腔对燃烧不稳定的阻尼作用,认为应该关注声腔对燃烧室声学特性的影响而不是声腔对声学能量的耗散。在燃烧不稳定性机理研究中,研究者还对燃烧不稳定性的主动控制理论、技术进行了探索研究<sup>[17,18]</sup>。近年,研究者又陆续推出了基于化学动力学和推进剂温度影响的燃烧不稳定性的分析模型<sup>[19,20]</sup>。

燃烧不稳定性研究的一个主要方面是研究方法的研究。文献[5]有关章节介绍了数值仿真、缩比实验研究技术在20世纪90年代的发展状况,而对缩比实验详细的理论描述可以参看文献[6]的相关章节。文献[2]比较系统的介绍了稳定性实验和发动机稳定性评估实验的方法及测量技术。文献[21]介绍了两种简单实用的模拟燃烧不稳定的试验装置,用径向喷注和轴向喷注试验分别模拟燃烧不稳定时的压力和速度耦合,研究了燃料的喷注对燃烧室纵向声学不稳定的敏感性。该实验装置对液体火箭发动机有参考价值。

尽管喷注器的雾化特性研究已经持续了近百年来,研究确实取得了大量的成果,但至今射流的喷射、破碎和雾化与燃烧不稳定性问题的关系仍

不十分清晰,甚至没有比较理想的雾化模型。这不仅限制了整个发动机数值模拟的进展,也导致燃烧不稳定性数值仿真基础的不可靠。而绝大部分实验是在大气环境或模拟个别参数环境下进行的,环境的差异导致获得的参数很难用于发动机的实际条件,这无疑从根本上制约了燃烧不稳定性研究的进展和水平。撞击波是否诱发和可能维持燃烧不稳定性,如何诱发、怎样维持燃烧不稳定性,蒸发、混合和化学动力学在不同推进剂、不同循环方式发动机燃烧不稳定性中所起的作用,喷注器自振引起的流量和混合比的变化与燃烧不稳定性的关系等大量问题需要进一步验证。依据相似理论,缩比和模拟实验技术得到了较快的发展,但缩比和模拟实验的使用范围并不宽广。目前研究的喷注单元低压高频燃烧不稳定性模拟技术仅对混合过程起控制作用的高频燃烧不稳定性有效,对雾化和蒸发起控制作用的高频燃烧不稳定性尚缺乏有效的模拟方法;尽管包括隔板、声腔在内的许多工程措施有效地拟制了液体火箭发动机不稳定燃烧,但理论上并没有很好地解决。液体火箭发动机燃烧稳定性仍然有大量的问题需要深入研究。

### 3 模拟试验研究及作用

燃烧不稳定性实验研究包括发动机主要部件性能的冷试实验研究、燃烧不稳定性机理的实验研究、稳定性缩比和模拟实验及真实发动机燃烧不稳定性实验。

#### 3.1 冷试研究

冷试实验涉及到喷注器的雾化和混合实验,喷注器的声学特性实验、发生器及燃烧室的声学特性实验<sup>[2-5]</sup>等。喷注器的雾化实验可以提供雾化的破碎长度、液滴尺寸及分布等参数;可以研究喷嘴的流量脉动与供应系统脉动的关系,进而提供分析低频不稳定性分析的一些信息;可以结合隔板高度分析一些燃烧不稳定性相关的信息;研究撞击波的产生及传播<sup>[6]</sup>等。气/液喷注器的冷试<sup>[6]</sup>可以帮助确定液体核心区的长度,帮助了解喷注器火焰的可能的分布状况,进而可以预估燃烧时

滞等关键参数。喷注器的声学特性实验可以提供在模拟燃烧室条件下喷注器各阶固有频率及振型,进行喷注器通道长度、节流圈尺寸对固有频率的影响研究,进行特定条件下喷注器的方案筛选;发生器和燃烧室的声学特性实验<sup>[5]</sup>提供了发生器和燃烧室各阶固有频率及振型,研究隔板、声腔等抑制高频燃烧不稳定性措施的效果。无可否认,至今对燃烧不稳定性研究的诸多成果均与冷试实验相关,冷试实验在帮助了解现象的深刻物理本质方面有独特的作用。

早在上世纪 70 年代,俄罗斯就开展了这方面的研究工作,研究包括喷嘴的静态特性(喷雾扩散角、破碎长度、液滴的尺寸及分布等)和动态特性(喷嘴流量、喷雾扩散角、破碎长度随时间和供应系统脉动)对燃烧不稳定性的影响,压力调节器、流量调节器和泵的动态特性对燃烧不稳定性的影响等。俄罗斯还将喷嘴的冷试研究列入了燃烧不稳定性研究的程序之中。德国和法国在冷试研究方面也做了大量的工作,陆续发表了大量的研究成果,这些成果为深刻了解燃烧室工作过程和优化设计提供了帮助。

#### 3.2 热试研究

模拟实验包括缩比实验、气/液喷注单元低压热模拟实验、喷注器的声学特性实验及全尺寸燃烧室高频燃烧不稳定性模拟实验等。模拟实验可以帮助获得与实际燃烧室燃烧不稳定性有关的大量信息,有助于研究和发展稳定性分析技术,减轻实际燃烧室不稳定性燃烧带来的风险,降低发动机研制费用。文献[6]相关章节介绍了美国开发的缩比技术,介绍了俄罗斯开发的模拟实验技术。美国研究的稳定性缩比技术采用多喷注单元实验件,喷注单元和工作条件与实际相同,模拟实验保证了燃烧室中相同的流动过程。燃烧室是按特定的声学频率设计的。依此原理,先后研制了脉冲燃烧室等多种缩尺实验燃烧室。经过大量的试验,取得了几种由缩比燃烧室稳定性数据和燃烧数据来进行全尺寸稳定性评估的方法<sup>[6]</sup>。俄罗斯则在低压环境下进行模拟试验,喷注单元或喷注器是实际尺寸的,模拟燃烧室是根据相似理论设计的模拟件,燃烧室压力可以低至一个大气压。

下面介绍几种俄罗斯开发的模拟实验技术的作用。

### 3.2.1 喷注单元低压、热模拟试验

根据第三相似定理, 保证两个对象(现象、过程、系统等)相似的充分必要条件是保证实物与模型的几何相似, 保障单值性条件相似参数的比例关系并保障实物和模型的决定性准则相等。对于燃烧室高频燃烧不稳定性, 单值性条件为燃烧室区域的几何特性, 物理过程的数值, 初始和边界条件。

通常, 液体发动机燃烧室的压力和温度都很高, 高于常用的液氧、液氢、煤油、偏二甲肼等的临界压力和温度。高压补燃循环液体火箭发动机燃烧室工作的特点在于: 燃烧室压力和温度远高于使用的液氧、液氢和煤油的临界压力和温度; 燃烧室使用气/液同轴喷注器, 高温气体以较高的速度从气喷嘴喷出, 燃料经冷却燃烧室后以较高的温度(接近  $170^{\circ}\text{C}$ ) 从液喷嘴喷出, 在喷注器的缩进室与高温气体相互作用, 而液膜厚度小于  $1\text{mm}$ 。燃烧室中存在的这一系列因素, 促使雾化、蒸发和化学动力过程强烈进行, 燃料液滴很少存在, 或者是以超临界气团方式存在, 燃烧过程近似于气/气湍流扩散燃烧, 影响燃烧过程的主要因素是氧化剂和燃料的湍流混合。因此, 燃烧室内部过程中对声学振荡起到决定性作用的是混合过程。已有的研究表明, 火焰的初始段释放出绝大部分的能量, 并且高频燃烧不稳定最容易发生在喷注器面附近, 因此产生不稳定的激励过程主要产生于火焰的初始段; 燃烧室中气/液同轴喷注器在很大程度上是独立工作的, 真实条件下燃烧区是由喷注器出口各个相同火焰组成的整体, 相邻火焰相互影响较弱。基于上述原因, 按照相似理论, 可以确定高压补燃循环发动机使用的气/液同轴喷注器高频燃烧不稳定性低压热模拟实验的相似准则, 包括几何相似、边界及初始条件相似、燃烧室声学环境相似及自激振荡激励条件相似。

由于气/液喷注器结构的复杂性, 为保证喷注器的真实稳态特性和阻抗特性, 实验采用实际尺寸喷注器。从模拟现象与真实现象本质相同角度

考虑, 采用与实际燃烧室固有频率相等来计算模拟燃烧室的几何尺寸。对于两端为声学闭端的模拟燃烧室, 纵向振荡固有频率与真实燃烧室一致。当一端为声学开端时, 为保证模拟燃烧室纵向振荡固有频率与真实值相同, 其长度应为两端为声学闭端的模拟燃烧室的 1.5 倍。初始及边界条件的相似包括燃烧室入口氧化剂和燃料流初始分布相似、速度场相似、质量交换过程一致性等, 由此可以确定模拟实验的喷嘴工作参数。燃烧室声场环境以及化学反应速度的自动模拟性, 由此可以确定模拟实验的工作介质及参数。模拟燃烧室和真实燃烧室稳定边界工况参数的量化比较是在保证了选出的主要确定准则下, 在被确定的稳定性参数准则相同基础上进行的。表示稳定性边界状态时, 纵坐标轴可以表示为被确定的稳定性准则, 横坐标表示为稳定性的确定准则。确定不同喷注器方案工作过程的稳定性裕量时, 其稳定性边界位置常常用总流量/混合比或者燃烧室压力/混合比的关系表示。喷注单元低压热模拟实验系统在文献[6]中有介绍, 喷注单元热模拟试验是在大气环境下, 通过改变混合比进行的。依据发生高频燃烧不稳定性的工作点, 实验时通常依据出现一阶切向频率耦合点确定发生燃烧不稳定性的工况。实验结果可以依据相似准则换算到实际工况, 确定出被试喷注单元工作边界及稳定性裕度。

低压热模拟实验可以用于研究燃烧情况及相互之间的影响; 研究火焰长度、火焰的初始段、噪音、燃烧速度、喷注器几何尺寸及工况参数、喷注器燃气通道长度、隔板高度等对高频燃烧稳定性的影响; 研究喷嘴燃气通道内自激声学振荡的效应; 研究燃料射流在氧化剂中传播的周期性撞击引起的声学不稳定性机理; 研究喷注器边缘火焰稳定条件不一致引起的声学不稳定性机理; 研究供给系统引起的燃烧室压力谐振的影响; 研究噪声趋于稳定性边界时衰减率和振幅的变化关系等。俄罗斯喷注单元高频燃烧不稳定性低压热模拟实验研究已经持续了 30 多年, 并仍在继续。这种技术已经在俄罗斯的发动机研制中得到应用和验证。

### 3.2.2 声学模拟试验

推进剂的燃烧过程是一个膨胀过程, 燃烧过程中燃气的密度减小, 流速增大, 静压减小, 燃烧区的压力降低。如果燃烧区之前的推进剂流动不稳定、流场不均匀, 则混合气的形成、燃烧区的混合比以及燃烧完全性都会出现周期性的振荡, 变混合比的混合气燃烧会导致燃气生成量的变化和压力的变化。当推进剂在喷注过程中产生流量脉动时, 经过燃烧区这一传递环节, 燃烧产物也会产生压力脉动, 如果燃烧区前的推进剂流场的扰动传输时间和燃烧室固有振型的周期相耦合就有可能产生自激振荡。

喷注器的声学模拟试验是在大气环境下, 用实际尺寸的喷注器进行的。为获得燃烧室声学边界的一致性, 配套的模拟燃烧室与真实燃烧室的谐振频率应相等, 热模拟试验的模拟燃烧室设计准则依然有效, 只是喷注器声学实验时需要考虑温度不同引起的燃烧室内声速的变化, 须对声学模拟燃烧频率进行修正计算。模拟燃烧室中可用扰流器代替燃烧区, 扰流器放置在被试喷嘴出口距离一定位置处, 此处模拟燃烧室混合区初始段的长度。模拟实验的声学激励可以采用麦克风也可以采用吹风方式。麦克风进行单频激励, 而用空气吹风的声学模拟试验可以产生宽带噪声激励。声学实验可以得到喷注器在特定模拟燃烧室条件下的声学谐振的频率、振型及振荡衰减率; 研究燃气通道长度、节流圈等对喷注器声学特性的影响; 研究隔板效果及参数。这些研究结果可以为喷注器热模拟实验提供依据。

发生器和燃烧室的声学实验与喷注器实验作用相似, 也可以得到发生器及燃烧室的各阶频率及振型等参数。实验方法在文献[5]相关章节有介绍。

### 3.2.3 全尺寸燃烧室高频燃烧不稳定性低压模拟试验的原理及作用

全尺寸燃烧室高频燃烧不稳定性低压模拟实验原理与喷注单元高频燃烧不稳定性低压热模拟原理相同, 实验方法也基本相似。不同之处在于实验件用的是真实燃烧室, 研究的是头部的排列方式、头部与燃烧室匹配设计及抑制高频燃烧不稳定性措施(如隔板)的效果等问题。由于实际

燃烧室和抑制措施已经保持了几何相似, 相似准则选取及工作参数确定相对喷注单元实验要容易一些。模拟介质采用热空气和气态酒精, 化学反应自动模拟做了进一步的简化。依据化学反应自动模拟可以预算参加反应的燃料及氧化剂的组分含量及温度; 从保证头部流场及混合分布相似可以确定燃料及氧化剂的喷注速度, 进而确定流量。

全尺寸燃烧室模拟实验的作用在于评估不同混合方案头部的相对稳定性; 确定抗脉动装置的实用效果, 并优化选择抗脉动装置的参数; 确定燃烧室启动阶段工作特性; 也为工作过程的数学计算模型提供数据。同样, 此模拟实验技术也仅适用于混合过程起控制作用的高频燃烧不稳定性。

全尺寸燃烧室模拟实验在俄罗斯也持续近 30 年, 工作也在继续。该技术已经在俄罗斯研制的能源号运载火箭一级发动机上得到应用和验证<sup>[6]</sup>。

## 4 发动机试车考核或验证

### 4.1 稳定性鉴定试验

燃烧稳定性研究的另一个问题是研究燃烧室稳定性裕度。通常的方法是在实际燃烧室中产生人为扰动, 根据扰动衰减情况, 对稳定性进行评估。稳定性指标可以表示成多种形式(衰减率与流量关系、衰减率与混合比关系等), 常用的评估指标是功率谱密度衰减率、燃烧室噪声振幅及脉冲的衰减率。稳定性指标的确定是依据大量的实验结果, 通常要求燃烧室压力振幅小于规定值, 衰减率大于规定值, 衰减时间小于规定值。产生燃烧室人为扰动的方法有很多<sup>[2]</sup>。俄罗斯已经将上述方法用于发动机研制中。

### 4.2 发动机检测试验

发动机稳定性检测是通过测量燃烧室、燃气发生器喷前脉动压力、机械振动信号进行发动机燃烧不稳定性分析<sup>[5]</sup>。常用的方法是对喷注器上游的液路波动和燃烧室壳体振动进行频谱分析, 不直接测量燃烧室和燃气发生器内的压力变动。用这些测量的频谱分析结果研究高频燃烧不稳定性的方法有多种<sup>[2,5]</sup>。频谱分析的主要内容是: 待分

析的测量参数数目；待分析的带宽；单一的幅频谱参数；所求解的特征；简化结果与正规分析比较的可能性。数据处理的时间段取决于发动机工作过程各段的测量状况，即启动工况、额定工况和过渡工况测量到的信息。稳定性判据的试验值是通过大量热试数据统计分析得到的，在稳定段和起动段，极限值并不一样。按照判据，将每次试验结果与极限值比较，即将峰值、频率等与极限值比较，以决定生产的发动机是否满足要求。当振幅、频率等参数高于极限值时则不能使用。

## 5 燃烧不稳定性研究的思考

燃烧不稳定性与发动机循环方式、使用的推进剂、供应系统流动特性、涡轮泵、阀门、管路及喷注器设计等均有密切关系，也与发动机的工作环境、生产工艺等诸多参数相关。燃烧不稳定性研究涉及到众多学科，涉及到发动机研制的各个阶段。燃烧不稳定性研究是非常复杂的工作，开展此项工作也会带动相关学科的发展。

(1) 燃烧不稳定性研究与发动机研制相互依存

燃烧不稳定性研究与发动机的研制是相互依存、相互促进的，发动机研制为燃烧不稳定性的研究提供了客观需求，也是燃烧不稳定性研究不懈的驱动力，而燃烧不稳定性研究的成果极大的促进了发动机研制水平的提高。F-1发动机的研制导致了至今为止历时最久、耗资最大、最细致的燃烧不稳定性研究项目<sup>[2]</sup>的实施，而燃烧不稳定性研究也因此取得了很大的进步，认识到了隔板对燃烧不稳定性的作用，认识到了切向振型比其他振型更为重要，认识到液膜对燃烧稳定性的影响。也正是燃烧不稳定性研究的成果，RD-0110发动机<sup>[5]</sup>的研制过程才能采取比较科学的规划，包括选择高性能的喷注器，使用隔板等。燃烧稳定性研究的进展主要是在20世纪70年代以前取得的，这与当时的环境是密不可分的。燃烧不稳定性研究伴随发动机各个研制阶段，在不同阶段有不同的目的。发动机设计初期，对抑制不稳定性措施的认知和运用可以提高推力室及燃气发生器的稳

定性裕度。研制阶段，数值仿真及模拟实验可以帮助确定结构的相对优劣，预选稳定性好的结构，研究喷注器、发生器或发动机的稳定工作边界；同时，新问题的出现也给燃烧不稳定性研究提供了课题目标、资金及人力方面难得的机遇。在研制后期，通过施加人为扰动，在燃烧室激励出不稳定燃烧，用振荡衰减的幅度、喷前脉动压力和振动参数的综合评估，可以确定研制的发动机的性能和工作范围。也正是发动机在不同研制阶段的不同需求，导致了在燃烧室设置阻燃肋条<sup>[5]</sup>，系统中增加节流圈<sup>[2]</sup>等抑制不稳定性措施和成果的产生。

(2) 重视仿真及模拟试验技术的开发

燃烧不稳定性研究将伴随着动力装置持续发展而不断深入。实际发动机热试车考核、验证或者研究导致的安全、成本等问题限制了可能研究的规模和力度，也约束发现问题及解决问题的时间。仿真和模拟实验研究在提高发动机性能、研究稳定性分析技术、发展分析方法、成本、安全及速度方面的优势必然促使仿真及模拟实验技术得到进一步发展，而仿真及模拟实验技术研究是火箭发动机包括燃烧不稳定性技术积累的重要途径，也是新型动力系统研发的技术基础之一。

(3) 燃烧不稳定性研究依赖于基础理论研究的成果

各国研究者对燃烧不稳定性问题进行了大量的研究，但燃烧不稳定性的引发机理仍不十分清楚；包括隔板、声腔在内的许多工程措施有效的抑制了液体火箭发动机不稳定燃烧，理论问题有待进一步解决，新发动机研制时仍不能依靠理论计算来确定相关参数。数值仿真的深入发展必须依赖于对燃烧不稳定性过程的深入认识，没有对雾化、混合、燃烧、射流动力学、声学理论的深入研究，无法建立准确的燃烧不稳定性数学模型；没有相似理论体系的支撑，没有湍流扩散、射流动力学、燃烧学的理论研究成果，不可能开发出喷注单元高频燃烧不稳定性低压热模拟实验等模拟实验技术。燃烧不稳定性研究需要相关学科的丰厚的理论基础及成果支撑。

## 参考文献:

- [1] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的原理、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [2] 哈杰 D T, 里尔登 F H. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧[M]. 朱宁昌, 张宝炯译. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [3] Натанов М С. Неустойчивость Горения[M]. Москва: Издательство Машиностроения, 1986.
- [4] 安德列耶夫 А В. 气液喷嘴动力学[M]. 任汉芬等译. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [5] Yang Vigor, Anderson E William. Liquid rocket engine combustion instability[M]. The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- [6] Habiballah M, Popp M, Yang V. Liquid rocket combustion devices, aspects of model analysis and design[A]. Proceedings of the second international symposium on liquid rocket propulsion[C]. 1995.
- [7] 王珏, 程圣清等. 气液同轴直流式喷嘴冷流实验及燃烧实验研究[A]. 中国宇航学会第四届液体火箭推进专业委员会学术研讨论文集[C]. 2000, 南京.
- [8] 张蒙正, 李整. 气/液同轴离心式喷嘴流量及雾化特性实验[J]. 推进技术, 2004 (1).
- [9] Vladimlr G Brzarov. Influence of propellant injector stationary and dynamic parameters on high frequency combustion instability[R]. AIAA1996-3119.
- [10] Lee J Y, Lubarsky E, Zinn B T. The dependence of combustion instability upon liquid fuel spray properties[R]. AIAA2002-4176.
- [11] 聂万胜, 庄逢辰. 喷雾特性对液体火箭发动机燃烧稳定性的影响[J]. 推进技术, 2001 (3).
- [12] 洪鑫, 程惠尔. 液体火箭发动机燃烧室波动过程数值分析[J]. 推进技术, 1999 (2).
- [13] 周进, 胡小平. 液体火箭发动机气液同轴式喷嘴声学特性的实验研究[J]. 推进技术, 1996 (4).
- [14] Lebedinsky E V. Research on acoustic mechanism of anti-pulse baffles effect[A]. Sino-Russian-Ukrainian Workshop on Space Propulsion. Xian, China, 2002.
- [15] Kim Y M, Chen C P, Ziebarth J P. Prediction of high frequency combustion instability in liquid propellant rocket engines[R]. AIAA92-3763.
- [16] Zhou Jin, Huang Yuhui, Wang Zhenguo. The characteristics of acoustic waves and acoustic cavities to combustion instability[R]. AIAA99-2916.
- [17] Yang V, Sinha A, Fung Y T. Linear theory of active control of pressure oscillations in combustion chambers[R]. AIAA88-2944.
- [18] Hong Boeshong, Ray Asok, Yang Vigor. Wide-range robust control of combustion instability[D]. Department of mechanical engineering, The Pennsylvania State University PA 16802, USA, 2001.
- [19] Huang Yuhui, Zhao Wentao, Wang Zhenguo, Zhou Jin. Global model of liquid rocket engine combustion instability based on chemistry dynamics[R]. AIAA 2002-3992.
- [20] 聂万胜, 庄逢辰. 推进剂初始温度影响液体火箭发动机燃烧稳定性的数值模型[J]. 导弹与航天运载技术, 2000 (4).
- [21] Lecourt R, Foucaud R. Experiment on stability of liquid propellant rocket motors[R]. AIAA87-1772.

(编辑: 陈红霞)