

<<液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算>>

图书基本信息

书名：<<液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算>>

13位ISBN编号：9787118074628

10位ISBN编号：7118074624

出版时间：2011-4

出版时间：国防工业出版社

作者：聂万胜，丰松江 著

页数：202

字数：300000

版权说明：本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问：<http://www.tushu007.com>

## <<液体火箭发动机燃烧动力学模型与数>>

### 内容概要

液体火箭发动机燃烧动力学研究是液体火箭发动机研制与设计过程中的一项重要内容,《液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算》系统地介绍了液体火箭发动机燃烧动力学模型和数值计算方法,论述了数值计算在自燃推进剂、低温推进剂和三组元推进剂液体火箭发动机燃烧动力学过程研究中的应用,重点分析了燃烧不稳定性激励机理、影响因素、被动控制和主动控制机理等最新的研究成果;还对液体火箭发动机内外燃烧一体化流场及其辐射特性数值计算、液体火箭发动机系统响应动态特性建模与仿真进行了研究。

书中模型和算法可应用于多种类型液体火箭发动机燃烧过程与稳定性研究,很多的数据、图表和分析是作者及课题组多年来从事发动机燃烧动力学的研究成果,思想新颖,内容实用。

本书可作为高等院校相关专业的教师、研究生和高年级本科生的教材、参考书,亦可供从事液体火箭发动机研究、设计的工程技术人员参考。

书籍目录

第1章液体火箭发动机基础

- 1.1概述
- 1.2液体火箭发动机推力室
  - 1.2.1推力产生过程
  - 1.2.2推力室基本部件
  - 1.2.3推力室工作过程
  - 1.2.4推力室燃烧过程组织
- 1.3液体火箭发动机工作过程
  - 1.3.1启动
  - 1.3.2关机
  - 1.3.3点火
  - 1.3.4吹除与预冷
- 1.4液体火箭发动机主要性能参数
  - 1.4.1推力
  - 1.4.2总冲量与比冲量
  - 1.4.3特征速度与推力系数
  - 1.4.4推进剂质量混合比与混合比偏差
  - 1.4.5推进系统参数对火箭性能的影响

参考文献

第2章液体火箭发动机燃烧不稳定性

- 2.1概述
- 2.2燃烧不稳定性基本概念
  - 2.2.1燃烧不稳定性激发的基本原理
  - 2.2.2燃烧不稳定性的分类
  - 2.2.3燃烧不稳定性研究评述
- 2.3燃烧不稳定性控制方法
  - 2.3.1被动控制
  - 2.3.2主动控制
- 2.4燃烧稳定性的评定
  - 2.4.1稳定性评定目的
  - 2.4.2稳定性评定方法
- 2.5燃烧不稳定性分析模型
  - 2.5.1高频燃烧不稳定性分析模型
  - 2.5.2低频和中频燃烧不稳定性分析模型
  - 2.5.3燃烧不稳定性分析模型评述
- 2.6燃烧不稳定性数值计算基本步骤
  - 2.6.1建立基本守恒方程组
  - 2.6.2确定边界条件
  - 2.6.3建立物理模型封闭守恒方程
  - 2.6.4制定求解算法
  - 2.6.5编制、调试程序
  - 2.6.6模拟结果的试验验证
  - 2.6.7改进模型及算法

参考文献

第3章液体火箭发动机燃烧动力学模型

## <<液体火箭发动机燃烧动力学模型与数>>

### 3.1概述

### 3.2气相流动控制方程

#### 3.2.1直角坐标系

#### 3.2.2圆柱坐标系

#### 3.2.3任意曲线坐标系

### 3.3雾化过程模型

#### 3.3.1离心式喷嘴

#### 3.3.2直流自击式喷嘴

#### 3.3.3直流互击式喷嘴

#### 3.3.4同轴直流喷嘴

### 3.4液滴蒸发模型

#### 3.4.1自燃推进剂分解模型

#### 3.4.2自燃推进剂蒸发 / 分解燃烧模型

#### 3.4.3液氧液滴高压蒸发模型

#### 3.4.4烃类燃料液滴高压蒸发模型

### 3.5湍流流动模型

#### 3.5.1代数模型

#### 3.5.2 单方程模型

#### 3.5.3 k- 双方程模型

### 3.6两相流动模型

#### 3.6.1颗粒轨道模型

#### 3.6.2颗粒相在流场中的流动特性

#### 3.6.3颗粒在流场中运动轨迹的求解

#### 3.6.4液雾湍流扩散方程

#### 3.6.5液滴对气相的源项

### 3.7湍流燃烧模型

#### 3.7.1阿累尼乌斯定律

#### 3.7.2e.b.u.模型

#### 3.7.3其他燃烧模型

#### 参考文献

## 第4章液体火箭发动机燃烧动力学数值计算方法

### 4.1概述

### 4.2数值计算方法概述

#### 4.2.1数值网格生成

#### 4.2.2微分方程离散

#### 4.2.3代数方程求解

### 4.3piso算法-

#### 4.3.1通用方程的离散

#### 4.3.2二阶迎风格式

#### 4.3.3算子分裂方法

#### 4.3.4非交错网格下压力——速度耦合方程

#### 4.3.5差分方程组求解

### 4.4macconnack算法

### 4.5边界条件

#### 4.5.1入口边界条件

#### 4.5.2出口边界条件

#### 4.5.3对称轴处的边界条件

## <<液体火箭发动机燃烧动力学模型与数>>

4.5.4壁面边界条件

4.6计算网格的生成

参考文献

### 第5章自燃推进剂火箭发动机燃烧动力学

5.1概述

5.2自燃推进剂蒸发燃烧特性

5.2.1 mmh蒸发特性

5.2.2nto蒸发特性

5.2.3喷雾燃烧稳态流场

5.3燃烧不稳定数值评定

5.3.1不稳定燃烧模型

5.3.2燃烧稳定性评定方法

5.4燃烧稳定性影响因素

5.4.1雾化液滴平均直径

5.4.2推进剂初始温度

5.4.3燃烧室压力

5.4.4混合比

5.5声腔抑制燃烧不稳定性

5.5.1声腔理论模型

5.5.2非线性分析

5.5.3算例分析

参考文献

### 第6章低温推进剂火箭发动机燃烧动力学

6.1概述

6.2同轴直流喷嘴喷雾燃烧过程动力学

6.2.1物理模型与方法

6.2.2氢氧燃烧动力学

6.2.3氢氧燃烧过程火焰稳定机理

6.2.4氢氧超临界喷雾燃烧过程演化机理

6.3氢氧火箭发动机燃烧稳定性影响规律

6.3.1混合比

6.3.2燃烧室压力

6.3.3喷射速度比

6.3.4氢喷射温度

6.4轮毂 / 径向喷嘴隔板抑制氢氧发动机燃烧振荡的效果与机理

6.4.1隔板燃烧室三维稳态燃烧流场

6.4.2燃烧室压力振荡特征的重现

6.4.3对切向模式燃烧不稳定的控制效果

6.4.4对径向模式燃烧不稳定的控制效果

6.4.5隔板抑制燃烧振荡的机理

6.5液氧/甲烷火箭发动机燃烧不稳定性评估

6.5.1 三维燃烧流场

6.5.2燃烧不稳定性评估

6.5.3与氢氧火箭发动机燃烧特性的比较

6.5.4轮毂 / 径向喷嘴隔板抑制液氧 / 甲烷发动机低频燃烧振荡的效果

6.5.5低频燃烧振荡发生机理

参考文献

第7章三组元液体火箭发动机燃烧动力学

- 7.1概述
- 7.2不稳定燃烧的非线性分析
  - 7.2.1非线性动力学基本概念
  - 7.2.2非线性场振子模型
  - 7.2.3发动机燃烧过程中的混沌现象
- 7.3燃烧不稳定性影响因素分析
  - 7.3.1氢含量
  - 7.3.2活化能
  - 7.3.3煤油液滴喷射速度
  - 7.3.4煤油液滴尺寸分布特性
- 7.4亥姆霍兹谐振腔抑制燃烧不稳定性
  - 7.4.1激发不稳定燃烧
  - 7.4.2亥姆霍兹谐振腔对振荡的抑制作用
- 7.5燃烧不稳定性主动控制
  - 7.5.1主动控制原理
  - 7.5.2主动控制仿真结果
- 参考文献

第8章液体火箭发动机内外燃烧流场一体化计算

- 8.1概述
- 8.2火箭发动机内外燃烧流场特征
  - 8.2.1基本概念
  - 8.2.2尾流效应
  - 8.2.3关键技术
- 8.3火箭发动机内外燃烧流场数值计算结果
  - 8.3.1物理模型与算法
  - 8.3.2计算结果
- 8.4火箭导弹尾流辐射特性
  - 8.4.1辐射传输方程
  - 8.4.2 辐射几何学
  - 8.4.3计算结果
- 参考文献

第9章液体火箭发动机系统响应动力学

- 9.1概述
- 9.2推进剂供应系统动态响应特性分析模型
  - 9.2.1管路动力学方程
  - 9.2.2贮箱增压气体状态方程
  - 9.2.3沿程损失和局部损失
  - 9.2.4水击压差估算
- 9.3推力室动态响应特性分析模型
  - 9.3.1电磁阀的流量及损失模型
  - 9.3.2喷注器的准稳态方程
  - 9.3.3推力室动态过程分析模型
- 9.4系统动力学方程的求解方法
  - 9.4.1特征线方法
  - 9.4.2特征方程差分形式
  - 9.4.3特征线方法的稳定性条件

9.5推进系统系统响应动力学特性

9.5.1管路瞬变特性

9.5.2启动与关机过程动态特性

9.5.3推进系统脉冲工作特性

参考文献

附录

章节摘录

版权页：插图：推进系统，又称“动力系统”或“动力装置”，是利用反作用原理为飞行器提供推力的整套装置，是飞行器的重要组成部分。

对运载火箭而言，推进系统是一个独立的分系统。

火箭推进系统按其使用的能源和工质不同可分为化学火箭推进系统和特种火箭推进系统。

化学火箭推进系统使用化学火箭发动机。

化学火箭发动机使用自身携带的推进剂在燃烧室中燃烧或分解释放化学能，燃烧产物经喷管高速喷射转变成动能，产生反作用力。

推进剂既是能源又是工质，即能源与工质是一体的。

目前，化学火箭推进系统广泛用作运载火箭与导弹的动力装置，按使用的火箭发动机不同，可分为液体火箭推进系统、固体火箭推进系统等。

液体火箭推进系统使用液体火箭推进剂，一般包括液体火箭发动机、推进剂贮箱、贮箱增压系统、推力矢量控制系统、管路和阀门组件等。

对于大型液体火箭推进系统，推进剂贮箱是火箭结构的一部分。

液体火箭发动机是液体推进剂火箭发动机的简称，适应性强，技术相对成熟，是液体弹道导弹、运载火箭、航天器、航天飞机等的主要动力装置，也可为弹（箭）及航天器的姿态控制、轨道转移、空间对接等提供动力，在惯性飞行期间，还可为推进剂管理（推进剂沉底及液面保持）提供动力等。

液体火箭发动机的性能很大程度上决定了上述运载火箭与航天飞行系统的先进与否，航天事业的飞速发展和巨大成就，都与液体火箭发动机的发展和应用密切相关。



编辑推荐

《液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算》由国防工业出版社出版。

版权说明

本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问:<http://www.tushu007.com>