

<<液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器>>

图书基本信息

书名：<<液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器技术>>

13位ISBN编号：9787118082029

10位ISBN编号：7118082023

出版时间：2012-6

出版时间：国防工业出版社

作者：蔡国飙 等著

页数：336

字数：419000

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>

<<液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器>>

内容概要

气气燃烧过程作为液体火箭发动机中一种新的燃烧模式，首先需要认识其燃烧过程机理、整个混合燃烧过程的物理化学描述和解释、与喷雾燃烧过程的本质区别；其次数值模拟技术和试验测量技术等都需要重新开发，获得一种具有指导意义的研究方法；再次需要获得适用于工程的气气喷注器的设计方法。

但在气气燃烧技术带来这些难点的同时，是否也带来了研究和设计上机遇，是需要深入研究的。

《液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器技术(精)》对以上各方面进行了系统全面的论述。

《液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器技术(精)》的作者是蔡国飙、汪小卫、李茂、高玉闪。

书籍目录

第1章 概述

- 1.1 液体火箭发动机气气燃烧的应用背景
- 1.2 液体火箭发动机气气燃烧的物理化学过程
- 1.3 液体火箭发动机气气燃烧历史、发展和现状
 - 1.3.1 液体火箭发动机气气燃烧过程机理
 - 1.3.2 液体火箭发动机气气燃烧研究方法
 - 1.3.3 液体火箭发动机气气喷注器设计

参考文献

第2章 气气喷注器试验技术

第3章 气气燃烧的数值模拟技术

第4章 气气燃烧过程机理

第5章 气气燃烧流场相似性

第6章 气气喷注器推力室性能与传热缩尺

第7章 气氢 / 气氧喷注器设计

第8章 富氢 / 富氧燃气喷注器设计参数的影响分析

第9章 富氢 / 富氧燃气喷注器优化设计

第10章 气氛 / 甲烷喷注器设计

第11章 气氢 / 气氧燃烧与气氢 / 液氧燃烧对比研究

参考文献

<<液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器>>

章节摘录

版权页：插图：9.6.2 同轴剪切式多喷嘴气气喷注器设计参数对燃烧长度的影响 图9—25给出了不考虑喷嘴交互作用下喷嘴设计参数对燃烧长度的影响。

从图中可以看到，速度比和氧喷嘴出口壁厚增加，燃烧长度减小，燃烧性能提升；氧压降比增加，燃烧长度增加，燃烧性能下降；并且，速度比影响最为明显。

对于同轴剪切喷嘴，掺混燃烧主要依靠燃料与氧化剂之间的剪切作用，速度比越大，剪切作用越强，掺混燃烧越好，燃烧长度越小。

氧压降比增加，氧喷注速度和喷注动量增加，不利于喷嘴中心的氧化剂与周围燃料的掺混，燃烧距离加长。

氧喷嘴出口端面壁厚增加，稍微增加了氧化剂和燃料的接触面积，燃烧长度略有缩小。

分析结果表明，对于同轴剪切喷注单元，喷嘴设计参数变化对多喷嘴燃烧室的影响规律与对单喷嘴燃烧室的影响规律相似，并且可以看出，喷嘴之间相互作用不明显。

在同轴剪切喷注单元中，每个喷注单元的中心均为氧化剂，外围均为燃料，喷注单元与喷注单元之间均为燃料接触，氧化剂始终在喷注单元中心，喷嘴之间相互作用不明显。

图9—26为氧压降比和燃氧速度比的交互作用对燃烧长度的影响，从图示结果可以看出，燃氧比较低时，氧压降比变化对燃烧长度影响显著，而燃氧速度比较高时，氧压降比变化对燃烧长度影响较小，氧压降比和燃氧速度比交互作用对燃烧长度影响显著。

表9—22所列数据为各个设计参数及设计参数之间交互作用对燃烧长度影响。

从方差结果可以看到， $D_p \times W$ 和 $R_v \times W$ 的方差值小于误差的方差值，说明对燃烧长度的影响非常小，将其归为误差，新误差的方差由原误差方差和 $D_p \times W$ 、 $R_v \times W$ 的方差值之和，新误差的自由度为它们之和。

从方差分析结果可知，氧压降比、燃氧速度比，氧喷嘴出口端面壁厚、氧压降比和燃氧速度比交互作用的F值均大于 $F_{0.01}$ ，对燃烧长度均有显著性影响。

在同轴剪切喷注单元的多喷嘴燃烧室中，氧压降比和燃氧速度比交互作用对燃烧性能的影响在优化设计中必须考虑。

9.6.3 同轴剪切式多喷嘴气气喷注器设计参数对燃烧室壁面燃气温度的影响 图9—27所示为不考虑交互作用下各设计参数对燃烧室壁面平均燃气温度的影响。

随氧压降比，燃氧速度比，氧喷嘴出口端面壁厚增加，燃烧室壁面平均燃气温度均呈上升趋势，其中燃氧速度比影响最为显著。

燃氧速度比对燃烧性能影响明显，燃氧速度比越大，燃烧长度越短，在燃烧室长度一定的条件下，暴露在高温燃气中的燃烧室壁面面积越大，燃烧室壁面的平均燃气温度增加。

对于氧压降比，虽然燃烧性能随氧压降比增加而下降，但是氧压降比增加，富氧燃气喷注速度增加，在速度比一定的条件下，富氢燃气喷注速度增加，喷嘴之间的回流加强，回流使燃烧室前段的燃气温度增加，燃烧室壁面平均燃气温度增加。

氧喷嘴厚度增加燃烧性能略有提升，燃烧室壁面平均燃气温度略有提升，但变化幅度很小。

图9—28所示为氧压降比和燃氧速度比交互作用对燃烧室壁面平均燃气温度的影响，从图示结果可以看出，燃氧速度比较低时，氧压降比增加，燃烧长度减小，而燃氧速度比较高时，氧压降比增加燃烧长度增加，该结果说明氧压降比和燃氧速度比的交互作用对燃烧室壁面平均燃气温度的影响显著。

<<液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器>>

编辑推荐

《液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器技术》讲述了液体火箭发动机是航天运输最主要的动力来源，而全流量补燃循环发动机是具有高性能、高可靠性的液体火箭发动机，是未来航天运输动力系统的重要发展方向之一，特别是对未来可重复使用的运载器动力系统，其关键技术之一——气气燃烧技术——是以往液体火箭发动机中未曾遇到过的一项新技术。

从传统的喷雾燃烧技术到气气燃烧技术和相应的气气喷注器技术，是液体火箭发动机面向未来发展的一大跨越。

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>