

<<单组元液体火箭发动机设计与研究>>

图书基本信息

书名：<<单组元液体火箭发动机设计与研究>>

13位ISBN编号：9787802185449

10位ISBN编号：7802185440

出版时间：2009-8

出版时间：周汉申 中国宇航出版社 (2009-08出版)

作者：周汉申

页数：322

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>

<<单组元液体火箭发动机设计与研究>>

前言

在我国，单组元液体火箭发动机的研制起步于20世纪60年代末。

30余年来，在全体科技人员的努力下，从无到有，从低级到高级，从单一品种到系列化，开创出一条适合于我国国情的发展道路。

1980年5月，我国研制的姿态控制发动机首次参与了运载火箭的全程飞行试验，它驾驭着运载火箭这个庞然大物，穿云破雾，飞越万里长空，直奔太平洋，准确地溅落在预定海域，激起万顷波涛，震撼了全世界。

单组元液体火箭发动机的研制成功，为火箭发动机系列增添了一个新的分支。

而《单组元液体火箭发动机设计与研究》一书的出版，又为火箭发动机全书填补了一页空白。

由于作者长期工作在科研一线，以一个既是科研者又是实践者的双重立场来构思本书，因而使本书具有鲜明的特色。

第一，理论基于实践。

在单组元液体火箭发动机的研制过程中，为探讨研究对象的内在关系，对诸如喷注器过热、催化剂装填、催化剂破损、发动机寿命、冷热启动差别、毛细管流量系数、汽蚀流动、小推力测量及落压系统等问题，进行了数以千计的试验，获得了大量珍贵的实验数据，解决了设计中许多技术问题。

正由于有了充分的实验数据作基础，使本书内容扎实全面，结论准确可信，因而也就更具现实意义与参考价值。

第二，理论公式与工程实际计算方法之间往往还存在一条很宽的沟壑，忽略了这条沟壑，公式便成了摆设。

本书通过各种努力，在它们之间搭起了一座桥梁。

<<单组元液体火箭发动机设计与研究>>

内容概要

《单组元液体火箭发动机设计与研究》介绍了单组元液体火箭发动机的发展概况，并详细阐述了单组元液体火箭发动机的设计与研究成果，包括混合气体在催化剂床及喷管中的流动、热力计算、喷注器设计与研究、催化剂床设计与研究、喷管设计与研究、系统设计与研究、试验分析与处理、推进剂性能与使用等。

《单组元液体火箭发动机设计与研究》是作者数十年科研工作的总结：它的出版，不仅为科技人员提供了一部专业参考书.而且为年轻的科技工作者筑造了一个平台，让他们在此平台上更建一层楼。

书籍目录

引论 单组元液体火箭发动机发展概况第1章 混合气体在催化剂床及喷管中的流动1.1 推进剂的催化分解及氨的解离1.1.1 推进剂的催化分解1.1.2 催化分解式的建立1.2 混合气体在催化剂床中的等焓流动1.3 混合气体在喷管中的等熵流动1.3.1 熵值计算式的导出1.3.2 由等熵导出的有关算式1.4 发动机的几个主要性能参数1.5 平衡流与冻结流1.5.1 平衡常数方程的导出1.5.2 平衡流计算法与冻结流计算法的讨论分析1.6 氮气计算式的导出参考文献第2章 热力计算2.1 已知 P_c 和 P_c 的热力计算2.2 已知 P_c 和 e_n 的热力计算2.3 e_n 已知 P_e 未知的热力计算2.4 平衡流热力计算第3章 喷注器设计与研究3.1 喷注器设计的基本要求3.1.1 对热不敏感3.1.2 合理的喷注器压降3.1.3 均匀的推进剂分布3.1.4 小的集液腔容积和合理的毛细管装配3.1.5 防止推进剂互相撞击3.1.6 相容性好的材料3.2 几种喷注器3.2.1 莲蓬式喷注器3.2.2 多孔材料喷注器3.2.3 穿入式喷注器3.3 喷孔流量系数3.3.1 流量系数公式3.3.2 汽蚀对喷孔流量系数的影响3.3.3 压降对喷孔流量系数的影响3.3.4 反压对喷孔流量系数的影响3.3.5 长径比对喷孔流量系数的影响3.3.6 进口倒角对喷孔流量系数的影响3.3.7 倾角对喷孔流量系数的影响3.3.8 表面张力对喷孔流量系数的影响3.3.9 流体在薄壁孔中的流动3.3.10 流体在短孔中流动3.3.11 流体在毛细管中流动参考文献第4章 催化剂床设计与研究4.1 催化剂床孔隙率4.2 催化剂床比表面积4.3 床载荷4.4 床流阻4.5 推进剂在催化剂床中的分解4.6 催化剂床壳体4.7 隔板4.8 催化剂4.8.1 催化剂的性质4.8.2 对液体火箭发动机用催化剂的要求4.8.3 催化剂破损4.8.4 催化剂吸湿4.8.5 催化剂氧化4.8.6 催化剂床空穴及烧结4.8.7 几种催化剂简介4.9 几种催化剂床结构4.9.1 单层催化剂床4.9.2 双层催化剂床4.9.3 单元式催化剂床4.9.4 夹层催化剂床参考文献第5章 喷管设计与研究5.1 概述5.2 锥形喷管5.3 双圆弧喷管5.3.1 双圆弧喷管造型方法5.3.2 双圆弧喷管造型计算实例5.4 特型喷管5.4.1 概述5.4.2 喉部上下游曲率半径的选择5.4.3 喷管长度的选择5.4.4 已知 dt , d_e 和 n 的抛物线坐标法喷管造型5.4.5 抛物线作图法造型5.5 三种喷管比较5.6 喷管出口压力的选择5.7 喷管喉部流量系数参考文献第6章 系统设计与研究6.1 概述6.2 工作原理6.3 基本系统方案6.4 系统基本组成6.4.1 挤压气体6.4.2 气瓶6.4.3 贮箱6.4.4 减压阀6.4.5 电磁阀6.4.6 膜片阀6.4.7 文氏管6.4.8 限流圈6.5 推进剂贮箱容积计算6.6 气瓶容积计算6.7 落压系统特性计算6.8 系统充填时间计算6.9 性能参数偏差6.10 有关因素对发动机稳定性的影响6.11 启动加速性及关闭减速性6.12 计算实例6.13 发动机总体第7章 试验分析与处理7.1 液流试验7.2 方案性试验7.3 高空模拟试验7.3.1 试验设备.....第8章 推进剂性能与使用附录A 落压系统参数计算附录B 原式一览表附录C 混合气体焓—熵—比热(胙)附录D 混合气体焓—熵—比热(单推-3)附录E 分气体焓—熵—比热

<<单组元液体火箭发动机设计与研究>>

章节摘录

插图：单组元液体火箭发动机多为微、小型液体火箭发动机，是液体火箭发动机的一个分支，用于给飞机、卫星、探测器、飞船、航天飞机、导弹弹头、运载火箭上面级等飞行器提供冲量及执行姿态控制。

早期的飞行器是没有姿态控制的。

这是由于当时姿态控制技术还不成熟，而且当时的飞行器执行的任务也比较简单。

1961年加加林乘坐的苏联第一代飞船东方1号及1963年发射的东方5号、东方6号飞船，也仅采用了自旋稳定的被动姿态控制。

随着航天事业的蓬勃发展，人造飞行器执行的任务越来越多，同时对人造飞行器的要求也越来越高，姿态控制便成为飞行器的一项十分重要、必不可少的组成部分。

早期的单纯采用自旋稳定、重力梯度对地定向及地磁控制等被动式姿态控制已远远不能满足对飞行器姿态控制的要求了，于是出现了以喷气控制——微、小型液体火箭发动机——为主体的主动式姿态控制。

与被动姿态控制相比，这种控制具有机动灵活、调整范围大且精度高的优点，因此，在飞行器的姿态控制及冲量提供中获得广泛应用。

世界各国在微、小型液体火箭发动机的研制和发展方面有着各自的特点和途径。

1957年，以过氧化氢（ H_2O_2 ）为推进剂的单组元催化分解发动机，在美国X-1B飞机上进行了首次飞行试验。

1959年，过氧化氢发动机第一次用于美国侦察卫星的运载火箭上面级，执行姿态控制及末速修正。

这种发动机用经硝酸钯进行过活性处理的银作催化剂，1960年进行了首次飞行试验。

从此，过氧化氢发动机便进入了宇宙飞行时代。

<<单组元液体火箭发动机设计与研究>>

编辑推荐

《单组元液体火箭发动机设计与研究》由航天科技图书出版基金资助出版。

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>