第一图书网, tushu007.com

<<超燃冲压发动机>>

图书基本信息

书名：<<超燃冲压发动机>>

13位ISBN编号：9787802439542

10位ISBN编号：780243954X

出版时间：2012-4

出版时间：中航出版传媒有限责任公司

作者：科林·西格尔

页数：190

字数：307000

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

<<超燃冲压发动机>>

内容概要

《超燃冲压发动机--过程和特性》编著者科林·西格尔。

《超燃冲压发动机--过程和特性》由权威研究人员编写的这本书以统一的方式描述了超燃冲压发动机的工作过程与特性，对理论和试验研究进行了回顾。
重点叙述了在超燃冲压发动机中遇到的各种气动热力过程，包括部件分析与流路设计，与带化学反应和不平衡效应的内部流动高温气体动力学和高超声速效应相关的基础理论。
接着进行了循环和部件分析，之后对流路进行了检验。
最后，回顾了目前的试验与理论能力，并介绍了迄今为止用于非定常高温气体动力学研究的地面试验设备和计算流体力学方法。

第一图书网, tushu007.com

作者简介

作者：（美国）科林·西格尔（Corin Segal） 译者：张新国

<<超燃冲压发动机>>

书籍目录

第一章 引言
1.1 冲压发动机和超声速燃烧冲压发动机(Scramjet)循环
1.2 历史回顾
1.3 小结
参考文献
第二章 理论背景
2.1 可压缩流的场方程和本构关系式
2.1.1 流体运动的场方程
2.1.1.1 质量守恒方程
2.1.1.2 动量守恒方程
2.1.1.3 能量守恒方程
2.1.1.4 组分守恒方程
2.1.2 本构方程
2.1.2.1 状态方程
2.1.2.2 热传导的傅里叶定律
2.1.2.3 剪切应力张量
2.2 一维定常流动和兰金一雨贡纽(Rankine—Hugoniot)关系式
2.2.1 一维定常流动
2.2.2 兰金一雨贡纽关系式
2.2.3 等截面管中的滞止条件和热壅塞
2.3 化学反应与化学平衡
2.3.1 热力学关系与吉布斯函数
2.3.2 化学平衡
2.3.3 质量作用定律和反应速率常数
2.3.4 空气平衡组分
2.4 关于非平衡的考虑
参考文献
第三章 高温气体动力学和高超声速的影响
3.1 引言
3.2 真实气体的状态方程
3.3 动力学理论基础
3.3.1 压力、能量和状态方程
3.3.2 平均自由程
3.3.3 Maxwellian分布——速度分布函数
3.3 4 输运系数
3.4 统计热力学基础
3.4.1 气体的微观描述
3.4.1.1 能量的模态
3.4.I.2 量子能级和简并
3.4.1.3 微观状态枚举和宏观状态
3.4.2 给定宏观态中的微观态数目的确定
3.4.3 最可几状态
3.4.4 玻耳兹曼分布函数
3.4.5 以配分函数表述的热力学特性
3.4.6 配分函数的评估

3.4.7 热力学特性的确定
3.5 高超声速流动
参考文献
第四章 循环分析和能量管理
4.1 引言
4.2 理想的超燃冲压发动机循环
4.3 弹道和载荷
4.4 性能分析
4.5 组合循环
4.5.1 涡轮基组合循环(TBCC)
4.5.2 火箭基组合循环(RBCCC)
4.5.2.1 RBCC系统的工作模式
4.5.2.2 组合循环推进的技术问题
4.5.2.3 RBCC各种工作模式特有的技术问题
参考文献
第五章 进气道和尾喷管
5.1 进气道
5.1.1 引言
5.1.2 压缩效率和能量平衡
5.1.2.1 总压恢复和动能效率
5.1.2.2 压力系数Kw
5.1.2.3 进气道性能——压缩和收缩比的影响
5.1.3 流动相互作用和进气道设计考虑
5.1.3.1 进气道起动
5.1.3.2 黏性作用
5.1.3.3 激波边界层相互干扰
5.1.4 进气道流动控制的新概念
5.1.4.1 吸入气体的能量分配
5.1.4.2 通过磁场使流动减速
5.1.4.3 使用燃料喷射的流动控制
5.1.5 小结
5.2 尾喷管
参考文献
第六章 超声速燃烧过程
6.1 引言
6.2 时间尺度
6.3 燃料一空气掺混
6.3.1 平行的无约束的可压缩流动
6.3.1.1 对流马赫数的定义
6.3.1.2 二维剪切层的发展和速度、密度之间的依赖关系
6.3.1.3 可压缩性对剪切层发展的影响
6.3.1.4 热释放对剪切层的影响
6.3.1.5剪切层中的掺混
6.3.2 倾斜或横向流动掺混
6.3.3 掺混度和掺混效率
6.3.4 掺混增强
6.4 化学动力学——反应机理

6.4.1 氢气一空气反应机理
6.4.2 碳氢燃料反应机理
6.4.3 小结
6.5火焰稳定性
6.5.1 回流区流场
6.5.2 回流区温度
6.5.3 局部当量比分析
6.5.4 回流区成分分析
6.5.5 稳定性参数公式
6.5.6 小结
6.6 燃烧室设计和热释放效率
6.6.1 隔离段,
6.6.2 燃烧室设计和性能
6.6.2.1 一般燃烧室设计参数
6.6.2.2 压力上升和燃烧效率
6.7 缩放因子,
6.8 燃料管理
6.8.1 燃料作为飞行器和发动机部件的冷却剂
6.8.2 热裂解与催化裂解
6.8.3 燃料管理
参考文献
第七章 试验方法及风洞
7.1 引言
7.2 高超声速飞行范围
7.3 暂冲式风洞
7.3.1 燃烧加热风洞
7.3.2 电加热风洞
7.3.3 电弧加热风洞
7.4 短时间运行的脉冲式风洞
7.4.1 激波风洞
7.4.2 自由活塞式激波风洞
7.4.3 膨胀管风洞
7.5 小结
参考文献
第八章 计算流体动力学方法和求解高速反应流
8.1 引言
8.2 守恒方程和方程捕捉到的流动物理现象
8.2.1 流场和本构方程
8.2.2 组分与热量的分子输运
8.3 湍流反应流——长度尺度.
8.4 湍流化学反应流的计算方法
8.4.1 直接数值模拟.
8.4.2 雷诺平均的NS方程
8.4.3 湍流模型
8.4.4 大涡模拟(LES)

章节摘录

版权页： 插图： 总的来说，经验关系式和试验结果吻合得较好，特别是在射流下游中间处位置。
在靠近喷射点位置，这里曲线斜率要大一些，或在射流下游远处（距离大于30倍喷射口直径），两者相差1～2倍喷口直径。
对改进的式（6—20）进行测试，其考虑了来流马赫数的影响。
与预想的一样，结果表明穿透深度随着动压比、下游距离和边界层厚度与喷口直径比的增大而增大。
而且穿透深度还随着来流马赫数的增大而增加，仅凭直觉是无法得到这样的结论的。
来流马赫数的增大使弓形激波强度增加，这样会使得穿透深度增加。
随着马赫数的增大，激波后气流动压会增加几个百分点，所以实际射流与主流动压比要比射流与超声速自由来流动压比小很多。
例如，Ma4的自由来流通过一道正激波后动压降低78%。
然而直接运用正激波关系式来预测动压比是不够精确的，因为弓形激波只有一小部分接近于正激波。
在低马赫数而且边界层较厚的情况下，尽管从壁面算起的射流穿透深度增大，但离开边界层进入主流区后的穿透深度却因边界层较厚而变小。
这时接近于正激波的弓形激波将不复存在，超声速来流与射流互相干扰形成较弱的斜激波。
由于射流对于主流的堵塞作用减弱，其生成的旋涡对于加强掺混的效果也将削弱。
这样使得射流不再是横向而是更加贴近壁面而接近于切向方向。
但超声速来流马赫数很高时，弓形激波强度增加，激波后动压大幅降低，所以射流与主流动压比增大使得穿透深度变大，这就解释了为什么随着来流马赫数的增大，边界层厚度对于穿透深度的影响将减小。
横向液体喷射 气体射流中关于穿透深度以及与空气掺混等问题的结论同样适用于超燃冲压发动机中所用的液体燃料。
液体燃料在技术、经济性以及可操作性等方面较气体燃料具有明显的优势，特别是对于飞行马赫数不超过8的小型高超声速飞行器来说，使用液态碳氢燃料是非常合适的，关于这些具体的优点已在本书第四章进行了介绍。
液态碳氢燃料的掺混和燃烧是多步物理一化学过程，这要求掺混过程快速，因为高速空气在超燃冲压发动机中驻留时间比较短。
如果选用的液体燃料适用于所有超临界工况，这将赢得大量的时间用于液体燃料的破碎和蒸发。
此外，如果上述转化过程伴随着化学裂解，那么氢键的形成或者其他活性自由基将增加混合物的化学反应性，这样可以减小燃烧室的长度。

<<超燃冲压发动机>>

编辑推荐

《超燃冲压发动机:过程和特性》旨在为从事航空发动机设计生产和管理的相关人员提供参考，为航空发动机基础理论研究，关键技术攻关和型号研制工作提供借鉴，为我国自主研发具有世界先进水平的航空发动机，振兴航空发动机产业提供支持。

第一图书网, tushu007.com

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