

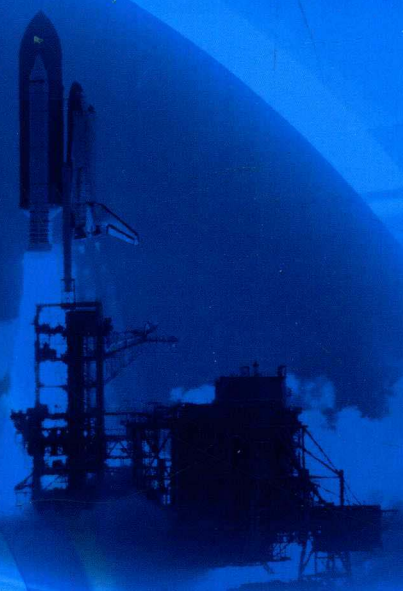


工业和信息化部“十二五”规划教材

# 火箭发动机 热防护技术

Huojian Fadongji Refanghu Jishu

孙 冰 张建伟 编著



北京航空航天大学出版社  
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



工业和信息化部 1—11 规划教材

# 火箭发动机热防护技术

孙 冰 张建伟 编著

北京航空航天大学出版社

## 内 容 简 介

本书从火箭发动机热防护技术的基本概念和基本理论出发,详细、系统地介绍了不同的火箭发动机热防护方式以及相应的计算模型和计算方法。全书共分为5章,包括:绪论、再生冷却、膜冷却、发汗冷却和烧蚀热防护,并通过典型的计算算例分析,理论结合实际,反映了当前火箭发动机热防护领域的新技术和新成就。

本书可作为高等院校航天推进专业的教材,也可供从事火箭发动机热防护研究和设计的工程技术人员参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

火箭发动机热防护技术 / 孙冰, 张建伟编著. -- 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.9

ISBN 978-7-5124-2233-9

I. ①火… II. ①孙… ②张… III. ①火箭发动机—  
防热 IV. ①V43

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 205781 号

版权所有,侵权必究。

## 火箭发动机热防护技术

孙 冰 张建伟 编著

责任编辑 刘晓明

\*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱: [goodtextbook@126.com](mailto:goodtextbook@126.com) 邮购电话:(010)82316936

北京兴华昌盛印刷有限公司印装 各地书店经销

\*

开本:787×1 092 1/16 印张:16.75 字数:429 千字

2016 年 10 月第 1 版 2016 年 10 月第 1 次印刷 印数:2 000 册

ISBN 978-7-5124-2233-9 定价:46.00 元

---

若本书有倒页、脱页、缺页等印装质量问题,请与本社发行部联系调换。联系电话:(010)82317024

# 前 言

火箭发动机传热和热防护是发动机设计中的一个突出问题。由于火箭发动机燃烧室内的燃气具有高温、高压以及高速的特点,燃气将产生巨大的对流和辐射热流并传向壁面,若不采取有效的冷却措施,壁温将高到现有工程材料无法承受的程度,而使燃烧室壁发生过热、氧化和腐蚀甚至烧毁的现象,导致灾难性的后果。因此,掌握火箭发动机热防护计算和设计方法对于提高火箭发动机的性能十分必要。

作为工业和信息化部“十二五”规划教材,本书是在原有教材和讲义的基础上,参考火箭发动机热防护方面的译著和教材及国内外发表的有关文献,结合笔者近年来的教学工作和相关科研成果编著而成的,旨在给学生和读者介绍火箭发动机热防护的一般性理论和方法,并反映当前火箭发动机热防护设计与研究方面的新技术与新成就。

本书共分为5章。第1章绪论,主要针对火箭发动机热环境及特点,以及常用的火箭发动机热防护的方式进行概述。第2章再生冷却,主要介绍了再生冷却的原理、结构以及计算模型和计算方法等。第3章膜冷却,主要介绍了火箭发动机膜冷却技术的基本理论及相关计算模型和方法。第4章发汗冷却,主要介绍了发汗冷却技术的原理、发展历程、机理、基本理论和计算模型及简单计算过程。第5章烧蚀热防护,主要介绍了烧蚀热防护的原理、烧蚀材料和机理以及烧蚀热防护的计算模型和计算方法。

参加本书编写的有孙冰教授(第2、3、4章)、郑力铭(第5章)、张建伟(第1章),全书由孙冰教授统稿。本书融合了多年来研究生张杰、张涛、康玉东、杨薇、张佳、王建、林杨、邓智亮、黄春桃、纪嘉龙等的研究成果;另外,研究生唐亚丽、沙逢源、吴静君、王太平、宋佳文、刘迪、向纪鑫、徐华等也参与了部分内容的编写和文字校对工作。

本书在编写过程中得到了北京航空航天大学宇航学院蔡国飙教授、徐旭教授、朱定强副教授、袁军娅高级工程师的全力支持和帮助;作为主审人,北京航空航天大学宇航学院张振鹏教授仔细审阅了书稿,提出了许多宝贵的意见,在此深表谢意。感谢工业和信息化部批准本书作为教材立项项目,感谢北京航空航天大学教务处、出版社对本书出版工作的大力支持。

限于作者水平,书中若有欠妥及错误之处,敬请读者批评指正。

作 者

2016年6月

# 目 录

|                        |    |
|------------------------|----|
| 第1章 绪 论                | 1  |
| 1.1 火箭发动机热环境及特点        | 1  |
| 1.2 火箭发动机常用的热防护方法      | 3  |
| 1.2.1 再生冷却             | 4  |
| 1.2.2 膜冷却              | 6  |
| 1.2.3 发汗冷却             | 7  |
| 1.2.4 烧蚀冷却             | 7  |
| 1.2.5 辐射冷却             | 8  |
| 1.2.6 热沉冷却             | 9  |
| 1.2.7 排放冷却             | 9  |
| 第2章 再生冷却               | 11 |
| 2.1 概 述                | 11 |
| 2.1.1 再生冷却的原理          | 11 |
| 2.1.2 再生冷却的优缺点         | 13 |
| 2.1.3 再生冷却的发展历程        | 13 |
| 2.1.4 再生冷却的应用          | 14 |
| 2.2 再生冷却的结构及设计         | 15 |
| 2.2.1 再生冷却的结构形式        | 15 |
| 2.2.2 再生冷却的结构设计准则及设计方法 | 16 |
| 2.2.3 再生冷却的结构优化设计      | 19 |
| 2.3 冷却剂参数的计算           | 23 |
| 2.3.1 密度的计算            | 24 |
| 2.3.2 比定压热容的计算         | 25 |
| 2.3.3 导热系数的计算          | 25 |
| 2.3.4 粘度的计算            | 26 |
| 2.4 冷却剂流动模型            | 28 |
| 2.4.1 模型概述             | 28 |
| 2.4.2 LVEL 模型          | 29 |
| 2.4.3 Baldwin-Lomax 模型 | 30 |
| 2.4.4 $k-\epsilon$ 模型  | 31 |
| 2.4.5 冷却通道中的压降         | 33 |
| 2.5 再生冷却传热的计算          | 33 |
| 2.5.1 燃气侧对流换热的计算       | 34 |



|       |             |     |
|-------|-------------|-----|
| 2.5.2 | 燃气侧辐射换热的计算  | 38  |
| 2.5.3 | 冷却通道对流换热的计算 | 42  |
| 2.5.4 | 壁面温度场的计算    | 45  |
| 2.6   | 再生冷却多场耦合的计算 | 45  |
| 2.6.1 | 一维耦合传热的计算   | 46  |
| 2.6.2 | 二维耦合传热的计算   | 46  |
| 2.6.3 | 三维耦合传热的计算   | 48  |
| 2.6.4 | 计算实例        | 54  |
| 2.6.5 | 再生冷却的影响因素   | 55  |
| 2.7   | 室壁强度分析及寿命预估 | 66  |
| 2.7.1 | 结构非线性分析     | 68  |
| 2.7.2 | 寿命预估        | 75  |
| 2.8   | 本章小结        | 79  |
|       | 参考文献        | 79  |
| 第3章   | 膜冷却         | 84  |
| 3.1   | 概述          | 84  |
| 3.1.1 | 膜冷却的原理      | 84  |
| 3.1.2 | 膜冷却的分类      | 85  |
| 3.1.3 | 膜冷却的优缺点     | 87  |
| 3.1.4 | 膜冷却的发展历程    | 88  |
| 3.1.5 | 膜冷却的应用      | 90  |
| 3.2   | 膜冷却的结构      | 94  |
| 3.2.1 | 冷却剂的喷入结构形式  | 94  |
| 3.2.2 | 冷却剂的射流结构    | 95  |
| 3.2.3 | 液膜冷却的环带设计   | 96  |
| 3.3   | 气膜冷却理论      | 99  |
| 3.3.1 | 气膜冷却的效果     | 100 |
| 3.3.2 | 气膜冷却的影响因素   | 101 |
| 3.3.3 | 超声速气膜冷却     | 104 |
| 3.4   | 气膜冷却模型及计算方法 | 107 |
| 3.4.1 | 计算模型        | 107 |
| 3.4.2 | 传热过程        | 108 |
| 3.4.3 | 气膜冷却经验公式    | 110 |
| 3.4.4 | 一维计算方法      | 112 |
| 3.5   | 液膜冷却理论      | 113 |
| 3.5.1 | 液膜冷却的影响因素   | 114 |
| 3.5.2 | 液膜冷却的传质传热过程 | 116 |
| 3.5.3 | 液膜长度的计算     | 120 |





|                                 |            |
|---------------------------------|------------|
| 3.5.4 近壁燃气混合比的计算 .....          | 123        |
| 3.5.5 超临界液膜冷却 .....             | 126        |
| 3.6 液膜冷却的数值计算 .....             | 131        |
| 3.6.1 模型及网格划分 .....             | 132        |
| 3.6.2 控制方程 .....                | 132        |
| 3.6.3 边界条件及假设 .....             | 133        |
| 3.6.4 计算实例 .....                | 134        |
| 3.7 液膜-再生复合冷却技术 .....           | 136        |
| 3.7.1 液膜-再生复合冷却概述 .....         | 136        |
| 3.7.2 液膜-再生复合冷却传热过程 .....       | 137        |
| 3.7.3 液膜-再生复合冷却数值计算方法 .....     | 138        |
| 3.8 本章小结 .....                  | 143        |
| 参考文献 .....                      | 143        |
| <b>第4章 发汗冷却</b> .....           | <b>147</b> |
| 4.1 概 述 .....                   | 147        |
| 4.1.1 发汗冷却的原理 .....             | 147        |
| 4.1.2 发汗冷却和膜冷却的区别 .....         | 150        |
| 4.1.3 发汗冷却的优缺点 .....            | 150        |
| 4.1.4 发汗冷却的发展历程 .....           | 152        |
| 4.1.5 发汗冷却的应用 .....             | 154        |
| 4.2 发汗冷却材料 .....                | 158        |
| 4.2.1 自发汗冷却材料 .....             | 158        |
| 4.2.2 强迫发汗冷却材料 .....            | 161        |
| 4.3 发汗冷却的结构形式及特点 .....          | 164        |
| 4.3.1 层板发汗冷却的结构 .....           | 164        |
| 4.3.2 多孔发汗冷却的结构 .....           | 167        |
| 4.4 层板发汗冷却的理论和模型 .....          | 168        |
| 4.4.1 层板发汗冷却的机理 .....           | 169        |
| 4.4.2 层板发汗冷却的模型 .....           | 170        |
| 4.4.3 离散方法 .....                | 175        |
| 4.4.4 经验公式 .....                | 177        |
| 4.5 多孔发汗冷却的理论和模型 .....          | 180        |
| 4.5.1 多孔发汗冷却的机理 .....           | 180        |
| 4.5.2 多孔发汗冷却的模型 .....           | 182        |
| 4.5.3 经验公式 .....                | 187        |
| 4.6 发汗冷却的计算 .....               | 189        |
| 4.6.1 冷却通道内流动换热特性的研究 .....      | 189        |
| 4.6.2 层板发汗推力室燃气流动与壁温特性的研究 ..... | 192        |



|                                |            |
|--------------------------------|------------|
| 4.6.3 二维发汗冷却流场的计算 .....        | 194        |
| 4.7 本章小结 .....                 | 198        |
| 参考文献 .....                     | 199        |
| <b>第5章 烧蚀热防护</b> .....         | <b>203</b> |
| 5.1 概述 .....                   | 203        |
| 5.1.1 烧蚀热防护的原理 .....           | 203        |
| 5.1.2 烧蚀热防护的发展史 .....          | 203        |
| 5.1.3 烧蚀热防护的优缺点 .....          | 204        |
| 5.1.4 烧蚀热防护的应用 .....           | 204        |
| 5.2 烧蚀材料 .....                 | 205        |
| 5.2.1 熔化型烧蚀材料 .....            | 206        |
| 5.2.2 升华型烧蚀材料 .....            | 207        |
| 5.2.3 碳化复合材料 .....             | 209        |
| 5.2.4 新型烧蚀材料 .....             | 211        |
| 5.3 烧蚀机理 .....                 | 217        |
| 5.3.1 硅基复合材料的烧蚀机理 .....        | 217        |
| 5.3.2 C/C 复合材料的烧蚀机理 .....      | 218        |
| 5.3.3 C/SiC 复合材料的氧化过程及机理 ..... | 218        |
| 5.3.4 碳化复合材料的烧蚀机理 .....        | 224        |
| 5.3.5 机械剥蚀的机理 .....            | 226        |
| 5.4 烧蚀热防护的计算 .....             | 227        |
| 5.4.1 C/C 材料烧蚀过程的计算 .....      | 227        |
| 5.4.2 C/SiC 复合材料烧蚀的计算 .....    | 231        |
| 5.4.3 碳化材料烧蚀过程的计算 .....        | 239        |
| 5.4.4 烧蚀边界与动网格处理 .....         | 257        |
| 5.5 本章小结 .....                 | 258        |
| 参考文献 .....                     | 258        |



# 第 1 章 绪 论

火箭发动机的燃烧室具有很高的热强度(指燃烧室单位体积、单位时间内释放出的热量),它可达  $10^9 \text{ kW/m}^3$ 。相比较而言,汽车发动机的热强度在  $10^5 \text{ kW/m}^3$  的量级。在如此大的热强度之下,火箭发动机的结构热防护就变得尤为重要。

美国航空航天局曾对航天飞机主发动机(SSME)进行过维修原因统计,从图 1.1 中可以看出,由热的原因引发的维修就占据了总维修原因的 71 %。此统计数据说明,在火箭发动机的研制和使用过程中,结构的热防护问题是非常重要的。

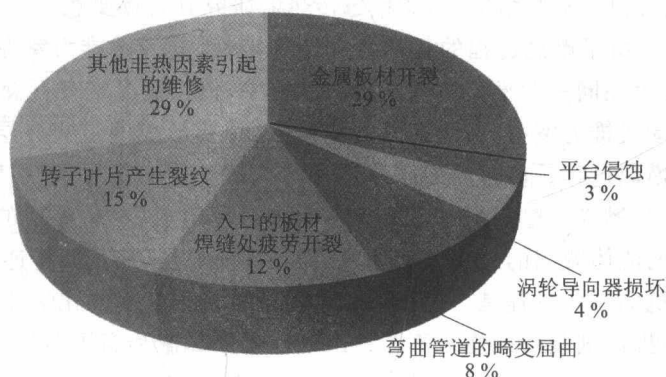


图 1.1 美国航天飞机主发动机(SSME)的维修原因统计图

## 1.1 火箭发动机热环境及特点

图 1.2 是液体火箭发动机结构示意图。一般火箭发动机燃烧室内的燃气温度高达  $3500 \text{ K}$  以上,发动机的喷管部分,特别是喉部燃气热流密度最大,因此由燃气传向壁面的热量最多,壁温也最高。喷管的扩张段部分,随着燃气流量强度的降低,壁温也逐渐下降。

液体火箭发动机推力室内的燃气具有高温、高压以及高速等特点,现代高性能液体火箭发动机喷管出口马赫数可达 6 以上,推力室内的燃气压力可达  $20 \text{ MPa}$  以上,燃气温度可达  $3500 \text{ K}$  以上,在喉部附近热流密度最大可达  $160 \text{ MW/m}^2$ 。这样的燃气流将与壁面发生剧烈的对流和辐射换热。在这种情况下,若不采取有效的冷却措施,壁温将高到现有工程材料无法承受的程度,而使得推力室壁过热、氧

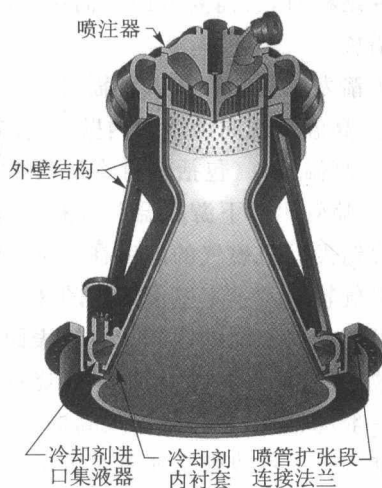


图 1.2 液体火箭发动机结构示意图



化、腐蚀甚至烧毁。因此,热分析在液体火箭发动机设计中尤为重要。为了延长发动机寿命,需要高效的冷却系统。如果发动机冷却不充分,将导致灾难性的后果;而如果发动机过度冷却,则将导致发动机性能损失。

液体火箭发动机推力室传热具有如下特点:

- ① 热流密度大。
- ② 沿燃气流动方向热流密度变化大,最大值与最小值之比可达几十至上百。
- ③ 沿圆周方向热流密度分布不均匀。越靠近喷注面越不均匀,最大值可达最小值的5倍;随着燃烧过程的进行,到远离喷注面处将逐渐均匀。但是,由近壁层推进剂混合比不均匀所引起的热流密度不均匀,将沿整个推力室轴向持续存在。有时可在内壁面上清晰地看到周向分布并平行于母线的高温变色条纹。
- ④ 温度场变化较快。某些情况下,非稳态传热的研究具有重要意义。
- ⑤ 再现性较差。由于燃烧过程的复杂性和不稳定性,同一种推力室在同样参数、不同台推力室的试验中,甚至在同一台推力室的不同次试验中,传热情况常有不少差别。

在液体火箭发动机推力室中,由于燃气的流速大,总要形成湍流边界层,所以推力室中的对流换热属于湍流换热过程。但运动的湍流性并不扩散到全部边界层,在紧贴壁面处总存在一个层流底层。显然,燃气与壁面的对流换热由两个过程组成:在边界层的湍流部分,热量基本上是靠带有热能的流体微团的对流来传递的;而在层流底层,热量的传递只靠热传导。

固体火箭发动机的工作过程是一个典型的由固体推进剂装药的化学能转变为固体火箭飞行动能的过程,固体推进剂装药燃烧后不断地产生大量的高温和高压燃气,并连续排出。发动机的各主要部件,或与燃气接触,或处于燃气的包围之中,所以,发动机中的传热现象是多种形式的。燃气除了将热量传给装药以维持连续燃烧外,还同时把热量传给燃烧室壁、喷管及挡药板。这些部件在高温燃气的作用下,温度急剧上升,材料强度将有明显下降的趋势。当发动机工作时间较长时,这种强度下降的趋势就更为显著。特别是在喷管喉部,通道面积最小,燃气密度最大,来自热燃气的热流密度达到最大,工作条件最为恶劣。这样,在设计火箭发动机各个部件结构时,就需要考虑它们在受热状态下的实际强度,或者要考虑在各部件上分别采取热防护措施。

火箭发动机中存在以下辐射:

- ① 高温燃气向燃烧室内壁、固体推进剂药柱、固液混合推进剂药柱和喷管的辐射;
- ② 高温部件(包括辐射冷却燃烧室、喷管或电推进的电极)外表面向环境或空间的辐射;
- ③ 喷管出口下游高温羽流的辐射。

火箭发动机燃气的温度在3500 K左右,视反应气体的组分、燃烧室尺寸和形状及温度而定。燃气辐射占了室壁传热量的3%~40%,它可能占总热量的很大部分。室壁对辐射的吸收遵循与发射相同的定律。金属表面和型管反射了大部分的辐射能,而烧蚀材料和固体推进剂吸收了大部分的入射辐射。燃烧室内壁的强反射表面可降低吸收辐射热量,减少壁面温升。

一般的钢材,包括耐温较高的不锈钢,不到1300 K就丧失或接近丧失火箭发动机的安全承受能力。一些难熔金属及其合金,如钨、钼、钽、铌的熔点分别为3380℃、3030℃、2620℃和2468℃。但是,因其昂贵的价格和较高的材料密度,除在某些小推力的发动机中用作结构材料之外,在较大的发动机上一般不采用。这样,火箭发动机的设计人员就不可避免地面临发动机的热防护这一关键课题。火箭发动机热防护的目的是使推力室在整个工作期间室壁不被



烧穿或烧蚀,同时还要具有安全地承载内压和外载的能力。因此,传热和热防护技术在火箭发动机的设计中相当重要,是火箭发动机研制过程中的关键技术之一。

火箭发动机的热环境是火箭发动机冷却和热防护研究的基础。在推力室冷却系统的研究和设计中,分析由燃气向壁面的传热是非常必要的。

## 1.2 火箭发动机常用的热防护方法

火箭发动机常用的热防护方法是冷却法,用作冷却剂的有液体或气体,有些热防护方法不采用冷却剂。图 1.3 是发动机的主要热防护方法分类。

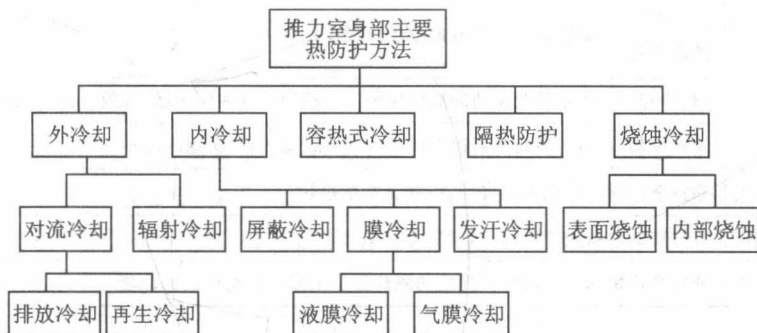
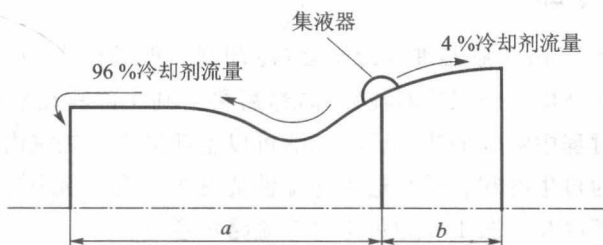


图 1.3 发动机主要热防护方法分类

图 1.4 是氢氧发动机推力室对流外冷却示意图。在对流外冷却中,再生冷却是最常用的方式,这种方式是齐奥尔科夫斯基首先提出的。其从能量上看是合理的,因为从壁面吸收的热量并未损失掉,而是同推进剂组元一起又回到燃烧室。



$a$ —氢再生冷却段; $b$ —氢排放冷却段(通过喷管排出)

图 1.4 氢氧发动机推力室对流外冷却示意图

对流外冷却的另一种方案是排放冷却,即推进剂组元吸热后不回到燃烧室,而是从专门的喷管排出以产生推力。显然,只有采用摩尔质量小的组元(例如氢)作冷却剂时才较为合理。这种冷却方案用于喷管的部分冷却。

膜冷却和发汗冷却所用的冷却剂,通常采用推进剂中的一种组元(一般用燃料,因为燃料可形成还原性介质环境)或燃气发生器的低温燃气。

容热式冷却和烧蚀冷却多用于固体火箭发动机。

任何一种热防护方法或其组合(复合热防护方法)都应在给定的时间内保证室壁满足耐热性和强度的要求。表 1.1 对各种主要热防护方法作了简要介绍。



表 1.1 主要热防护方法简介

| 名 称   | 定 义                          |                                   |                     |
|-------|------------------------------|-----------------------------------|---------------------|
| 外冷却   | 热量由室壁传给冷却剂或周围空间              |                                   |                     |
|       | 对流冷却                         | 靠流经壁槽的冷却剂进行外冷却                    |                     |
|       | 排放冷却                         | 一种对流冷却,但导出的热量不传给推进剂组元             |                     |
|       |                              | 再生冷却                              | 一种对流冷却,导出的热量传给推进剂组元 |
|       | 辐射冷却                         | 热量向周围空间辐射,以实现外冷却                  |                     |
| 内冷却   | 在室壁表面建立液体或气体保护层,以减少传给室壁的热量   |                                   |                     |
|       | 头部组织的内冷却                     | 靠头部建立低温近壁层以减少热量                   |                     |
|       | 膜冷却                          | 建立顺壁流动的液体保护层(液膜)或气体保护层(气膜),以实现内冷却 |                     |
|       | 发汗冷却                         | 通过多孔壁向边界层吹入气体或蒸气,以实现内冷却           |                     |
| 容热式冷却 | 靠室壁的材料吸热但无烧蚀,以防止室壁过热         |                                   |                     |
| 烧蚀冷却  | 靠室壁的材料烧蚀而吸热,以防止室壁过热          |                                   |                     |
| 隔热防护  | 利用高热阻和高表面容许温度的隔热涂层来减少传给壁面的热量 |                                   |                     |

从热防护的观点看,液体火箭发动机可以利用液体推进剂组元之一——燃料或氧化剂作为冷却剂去冷却燃烧室和喷管,因此可以采用再生冷却、排放冷却、液膜冷却和发汗冷却等方法。在某些情况下,烧蚀冷却、辐射冷却和热沉冷却等不采用液体推进剂的冷却方法也得到了应用。

### 1.2.1 再生冷却

再生冷却的冷却剂经由集液器进入冷却套(冷却套一般是由内、外两层壁组成的环形通道),对推力室的室壁从外侧实施强迫对流冷却,然后再流到头部喷注器喷入燃烧室内。因为冷却剂在冷却室壁的过程中吸收的热量经喷注器可以重新进入燃烧室内,能量得以“再生”,因此这种冷却技术被称为再生冷却。通常选用冷却性能好的一种组元作为冷却剂,将这种组元的部分或全部流量用于冷却。图 1.5 为再生冷却流路示意图。

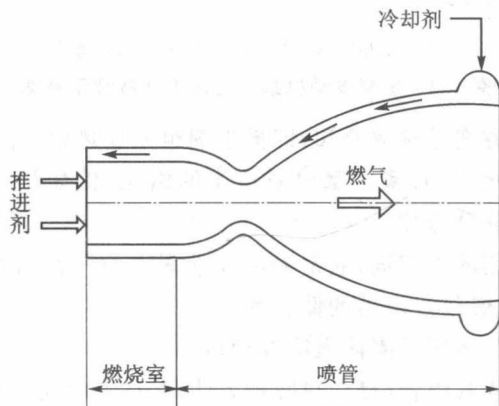


图 1.5 再生冷却流路示意图



燃料和氧化剂都可作为对流外冷却的冷却剂,通常采用燃料作为冷却剂,因为大部分燃料不是腐蚀性介质。但是多数情况下燃料的流量比氧化剂的流量小,另外有些燃料(例如肼类燃料)容易受热分解,可能在某些情况下不能满足再生冷却的可靠性条件,而需要采用氧化剂作为冷却剂。多数情况下是单独采用氧化剂或燃料作为冷却剂,也有的发动机同时采用两种组元作为冷却剂,例如苏联的氢氧发动机D-57(11D57)就同时采用两种组元作为冷却剂,其主要目的是为了能够更稳定地对发动机进行推力调节。

再生冷却受多种因素的影响,在不同的条件下,再生冷却效果不同。

#### (1) 室内壁材料与厚度的影响

结构材料在保证强度的条件下选用导热性好的材料,可以降低室壁温度,减小室壁的热应力,从而延长发动机的寿命。减小壁面厚度可以降低壁面温度,提高再生冷却的能力,但会使室壁内部的温度梯度增大,从而增大内部的热应力,缩短发动机的寿命。故在选择室壁厚度时,应综合考虑材料的最高许用温度和机械性能。

#### (2) 内壁涂层的影响

为减小热流密度、降低壁面温度,可在发动机内壁面喷涂适当厚度的耐高温绝热涂层,如 $\text{Al}_2\text{O}_3$ 、 $\text{ZrO}_2$ 等。影响涂层绝热效果的因素有:燃气温度、涂层材料的最高许用温度、涂层内外面的最大容许温差、气壁和液壁的对流换热系数以及金属的热阻。

#### (3) 人为粗糙度的影响

人为粗糙度可以增大换热面积、降低室壁温度。人为粗糙度结构如图1.6所示。

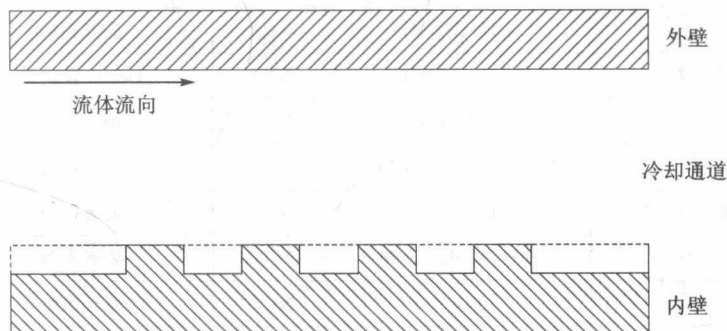


图 1.6 人为粗糙度结构示意图

#### (4) 通道高宽比的影响

保持通道数目不变,通过改变通道高度来增加通道高宽比,可对推力室壁面起到强化传热的作用,但同时也增大了冷却通道的进出口压差。这是由于冷却工质流速的增大,提高了推力室传热系数。随着高宽比的不断增加,推力室再生冷却效果趋于饱和,而冷却工质进出口压降则不断上升。

#### (5) 边区影响

为保证发动机稳定工作,需要的冷却剂流量较大,可以通过改变推进剂的混合比、组织边区冷却来降低室壁附近的燃气温度,从而将燃料充分利用起来,这样可以降低冷却剂的需求量。



### 1.2.2 膜冷却

推进剂的组元之一从头部边区或从燃烧室室壁的某个部位喷入燃烧室内,并在燃气气动剪切力的作用下形成贴壁的液膜,如图 1.7 所示。在液膜保护下,室壁温度将不高于燃烧室压力下的液膜沸点温度。而在紧接液膜的气膜段,室壁受到温度较低的气膜保护,因此室壁温度低于最高许用温度。

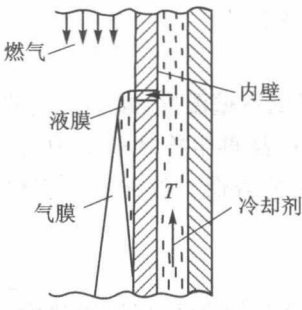


图 1.7 膜冷却示意图

对大多数液体火箭发动机,单靠燃烧室冷却通道的再生冷却是不够的,还必须有内冷却的配合。因此,有的发动机的内冷却便采用液膜冷却,同时,液膜冷却也是空间小推力发动机(用于执行飞行姿态控制、轨道修正以及对接、分离和制动)最常采用的一种有效的主动式热防护方法。如德法的通信卫星“交响乐”远地点发动机,其推力为 400 N,推进剂为  $N_2O_4$ /混肼 50,其燃烧室的前段单独使用液膜冷却,喉部区域使用再生冷却,喷管的延伸段采用辐射冷却。其他具体例子见表 1.2。

表 1.2 美国空间发动机液膜冷却与辐射冷却技术组合使用的例子

| 发动机牌号  | 燃 料                 | 氧化剂      | 发动机用途      |
|--------|---------------------|----------|------------|
| R-4D-1 | MMH                 | $N_2O_4$ | 姿态控制       |
| R-4D-2 | $N_2H_4$ 、UDMH      | $N_2O_4$ | 姿态控制       |
| R-4D-3 | $N_2H_4$ 、UDMH      | $N_2O_4$ | Deltav 发动机 |
| R-4D-4 | MMH                 | $N_2O_4$ | 姿态控制       |
| R-4D-5 | MMH、 $N_2H_4$ 、UDMH | $N_2O_4$ | 姿态控制       |
| R-4D-6 | $N_2H_4$ 、UDMH      | $N_2O_4$ | 姿态控制       |
| R-4D-7 | MMH、 $N_2H_4$ 、UDMH | $N_2O_4$ | 姿态控制       |
| R-1E   | MMH                 | $N_2O_4$ | 姿态控制       |
| R-23B  | MMH、 $N_2H_4$       | $N_2O_4$ | 姿态控制、速度修正  |

注:发动机推力均为 444.8 N(100 lbf)。

冷却膜可用以下几种方法产生:

- ① 推进剂组元沿燃烧室由喷注器单独喷入;
- ② 液体燃料或氧化剂由喉部上游燃烧室壁上的缝或孔喷入;
- ③ 合理设计喷注器以形成沿室壁的富燃区。

液膜冷却对室壁提供以下几种有效保护:

- ① 减小边界层温差,从而降低对流热流密度;
- ② 降低辐射热流密度(液膜是热辐射的良好隔热体);
- ③ 在室壁附近形成还原性介质或中性介质环境;
- ④ 保护室壁不受燃气流的腐蚀;
- ⑤ 形成液膜隔热带,控制喉部至头部的热流返浸,从而控制头部温度。





液膜冷却的设计是个复杂问题,关键是如何保证在室壁表面上存在连续的稳定薄膜。液膜冷却的优点是可以少量的冷却剂大幅度地降低燃气对室壁的传热,如在氢氧发动机中,使用氢流量的百分之几作膜冷却剂,可以减少一半左右的热流。而液膜冷却是以降低推进剂部分比冲为代价的,如氢氧发动机若用氢流量的3%作为膜冷却剂,则比冲要损失1%。因此,液膜冷却主要关心以下两个问题:

- ① 在推力室尺寸一定时,液膜的冷却效果与流量的关系;
- ② 液膜冷却带来的性能损失与流量的关系。

组织液膜冷却时,要综合考虑各种因素,如结构安排、设计、系统调整等,在保证冷却效果的情况下使性能损失最少。

### 1.2.3 发汗冷却

发汗冷却方式实际上是膜冷却的一种极限形式,发汗介质以微小的量均匀地在受热壁面流出而形成隔热屏障,如图1.8所示。

发汗冷却技术作为一种仿生技术,是仿照生物为了适应所处环境进行自身调节而发展出来的一种热防护技术。发汗冷却是在高温工作环境下,用某种多孔烧结材料作室壁或喉部的内衬,冷却剂通过这种材料的多孔结构渗向室壁表面,并在高温燃气的加热下蒸发,形成一层均匀的低温气体保护膜,就像通过自身“出汗”以降低材料本身的温度,进而达到热防护的目的。

按发汗冷却的自发性分类,有自发汗冷却和强迫发汗冷却。

与膜冷却相比,发汗冷却所需冷却剂很少,冷却剂注入壁面的速度很小,所以对主流的扰动较小,由此产生的性能损失不大,具有较大的优势。与再生冷却相比,一方面它可以产生比再生冷却更好的冷却效果;另一方面,由于冷却剂流速小,产生的压降也相对较小,这可以大大提高燃烧室的室压,提高燃烧效率和整个发动机的性能。

发汗冷却也有其自身的缺点。以层板发汗冷却为例,其加工工艺复杂、造价较高,且由于层板一般垂直于推力室轴线安置,使得推力室质量较大。另外,发汗冷却虽是膜冷却的极限形式,耗费的冷却剂远少于膜冷却,但和膜冷却一样,由于近壁层燃气温度低于主流温度,造成发动机排气速度降低,推力损失增大,故发动机比冲略小于传统再生冷却。

### 1.2.4 烧蚀冷却

烧蚀冷却是靠室壁的表面材料自身受热升温、熔化、蒸发(升华)、热解等过程吸收热量,同时产生热解气体密布壁面,阻隔燃气对室壁的加热。

烧蚀冷却一般应用于固体火箭发动机,通常在喷管的内壁上衬以某种复合材料。

图1.9是固体火箭发动机结构示意图,在喷管喉衬采用了烧蚀材料。

当内衬受热时,热解温度低的树脂吸热后先行分解并形成温度较低的热解气体保护膜。内衬受热越强,树脂分解就越快,热解气体生成量也就越多,气膜的保护作用就越有效,这也是

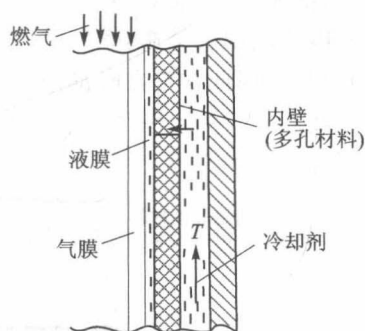


图1.8 发汗冷却示意图

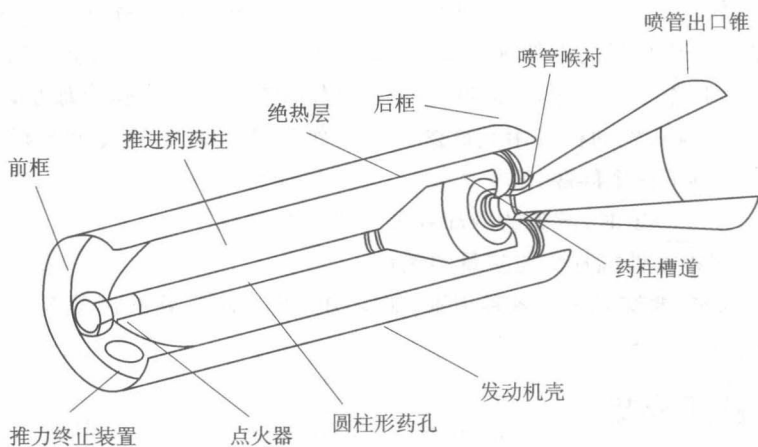


图 1.9 固体火箭发动机结构示意图

一种“自动调节”机制。通常认为树脂材料全部热解后,内衬的热防护性能即基本丧失。由于推力室喉部的温度最高,燃气的冲刷力也最大,而设计上又要求喉部尺寸在整个发动机工作期间变化很小,因此常常在喉部嵌上耐高温、耐冲刷的石墨喉衬。图 1.10 为烧蚀冷却的机理。

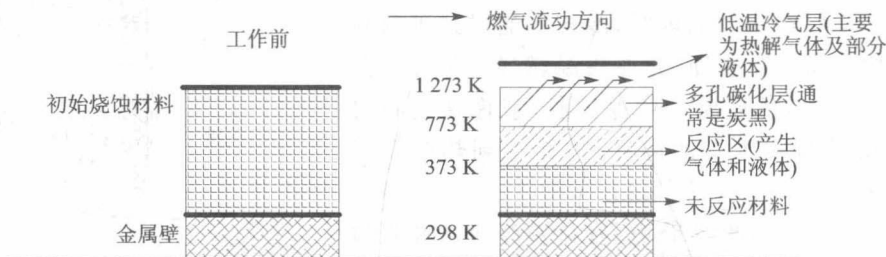


图 1.10 烧蚀冷却机理

树脂材料热解形成的多孔碳化层能承受 3 500 K 的高温,故能使被保护壁面的几何完整性不被破坏(但带有粗糙的表面纹理)。但是,碳化层的强度较差,有一部分可能会被燃气流冲刷或剥蚀掉。

### 1.2.5 辐射冷却

辐射冷却是指利用辐射原理,使热量从物体外壁面辐射出去的一种冷却方法。

大扩张比的喷管延伸段的热流密度较小,为减轻结构的质量,省去冷却套,常采用单层薄壁的耐高温金属喷管,在高温下工作的喷管壁通过向空间辐射散热以达到热平衡。对于空间小发动机,由于推力室多为脉冲工作,工作时间短,温度、压力较低,故整个推力室都可采用辐射冷却。

近二三十年来,空间小推力姿/轨控发动机常选用耐高温的钎合金材料制成单壁结构的发动机推力室。这种合金在涂以高温抗氧化层后可具有 1 800 K 甚至更高的工作温度。对于这种单壁推力室,由外壁面辐射到太空的热量足以平衡由高温燃气传向内壁的热量,因此可使推力室的壁面温度长时间保持在最高许用温度以下(只要防金属氧化的高温抗氧化涂层未全部“蒸发”掉)。另一种用碳/碳材料制成的推力室,即以编织成型的碳纤维为骨架,并渗以或沉积



以碳作为充填剂的单壁推力室,也属于这种冷却机制。因为碳的许用工作温度高达 2 300 K 以上,编织成型的碳纤维在实施渗碳工艺后,将具有很高的强度和抗热震性。

辐射冷却的优点:辐射冷却工作可靠;在冷却过程中航天器外形不变;需要的设备材料质量轻;不需要额外工质的消耗;辐射不需要介质,所以适用于空间发动机。

辐射冷却的缺点:由于材料的原因,辐射冷却应用的场合对温度有限制;如果作为战斗部的载体,火箭用辐射冷却容易产生比较明显的红外信号。

### 1.2.6 热沉冷却

热沉冷却是靠室壁材料本身具有的热容量,使发动机推力室的室壁温度在短时间内被控制在许用温度内的一种冷却方式。热沉冷却机制像贮水池的注水过程,经过一段时间,水量达到一定程度后,水位升至某一高度。热沉冷却常应用于工作时间极短或以脉冲方式工作的发动机。

热沉冷却燃烧室的工作状态为非稳态,其室壁温度及径向温度梯度随时间是瞬态变化的。在设计热沉冷却时应考虑以下因素:

- ① 工作时间应较短,以便尽量减少室壁吸收的热量。
- ② 室壁材料比热容和热导率应尽量高,以增强热吸收能力,减少温度梯度。
- ③ 应该考虑在室壁和燃气之间采用内衬(陶瓷、难熔金属、隔热涂层或烧蚀材料),以减少热流。

在高热流时,薄的陶瓷涂层可为室壁提供实质性的保护;在低热流时,厚的涂层会显著减小室壁的热流。限制涂层厚度有下面三个原因:

- ① 过厚的涂层会导致温度过高和涂层表面熔化;
  - ② 过厚的涂层会导致较大的热梯度和热应力,威胁涂层的完整性;
  - ③ 涂层和室壁之间不合适的粘接或者涂层界面处不同的热膨胀系数都会引起涂层剥落。
- 采用分层涂层、协调膨胀系数可缓解此问题。

### 1.2.7 排放冷却

排放冷却是对流冷却的一种,过程机理与再生冷却相同,只是冷却剂吸热后不再回流至燃烧室,而是转化成气体后直接排放到发动机外。

冷却剂从喷管末端排放出去,可产生一定的推力,但其未经燃烧就被排放会带走部分化学能,从而降低发动机的性能。因此,排放冷却的使用范围受到很大的限制,只适用于以氢为冷却剂的大扩张比的喷管后段。该段喷管内压力很低,允许壁温较高,且热流密度较小,易于冷却。氢的比热容和热导率很高,吸热能力和散热能力很强,只用少量的氢作为排放冷却剂(一般为氢流量的 6%)即可,发动机比冲损失较小。另外,由于壁面许用温度较高,氢的出口温度可高达 1 000 K 以上。当小摩尔质量的氢以高温排放时,可达到较高的流速,从而比冲损失不大。氢的排放口常做成许多小拉瓦尔喷管(沿喷管出口壁排成一圈),以增大排放速度。

选择排放冷却推力室的冷却通道结构形式时,应保证发动机系统的总性能最高。图 1.11 为典型排放冷却结构形式。

- ① 轴向流动,采用双层壁或管束式设计的单路纵向通道。
- ② 周向流动,采用螺旋形双层壁冷却通道结构。