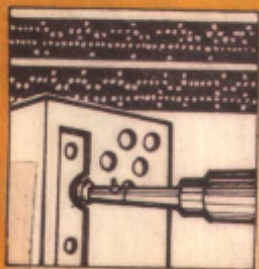


高等学校试用教材



燃气轮机燃烧室

清华大学焦树建 编



机械工业出版社

3134
TK473
1

高等学校试用教材

燃气轮机燃烧室

清华大学 焦树建 编

机械工业出版社

燃气轮机燃烧室

清华大学 焦树建 编

*

机械工业出版社出版(北京阜成门外百万庄南街一号)

(北京市书刊出版业营业许可证出字第117号)

机械工业出版社印刷厂印刷

新华书店北京发行所发行·新华书店经售

*

开本 $787 \times 1092 \frac{1}{16}$ ·印张 $21 \frac{1}{4}$ ·字数 521 千字

1981年6月北京第一版·1981年6月北京第一次印刷

印数 0,001—3,000·定价 2.20 元

*

统一书号: 15033·4895

前 言

本书是根据1978年高等学校一机部对口专业座谈会的精神以及《蒸汽轮机与燃气轮机》专业教材会议制订的教学大纲编写的。

全书共十二章。编者在综合了我国有关燃气轮机燃烧室的设计与调试等方面的实践经验，并吸收了国内外有关航空涡轮喷气发动机主燃烧室的试验研究经验的基础上，着重论述了工业用燃气轮机燃烧室的工作原理、结构特点、设计计算和试验调整方法，还扼要地介绍了燃烧理论的某些基本原理。

本书可以作为蒸汽轮机与燃气轮机专业学生的教材，也可供有关工程技术人员参考。

在编写过程中，编者参阅了我国有关工厂、研究所和高等学校的研究报告，特别是在编写第十一、十二章时，参考了西北工业大学燃烧进修班的讲义，特此致谢。

编者对西安交通大学陈丹之老师为本书详细地审稿，并提供许多宝贵意见，谨致谢意。

由于编者的理论水平和实践经验有限，因此，在书中难免有许多缺点和错误，恳请读者批评指正。

目 录

前言

第一章 绪论 1

§ 1-1 概述 1

§ 1-2 燃烧室工作过程的特点 及其要求 1

§ 1-3 燃烧室的技术特性指标 5

一、熄火极限 二、燃烧效率 η 三、燃烧热强度
四、流阻损失参数 五、燃气出口温度场指标 六、火焰
管壁面温度的指标 七、点火特性 八、排气污染指标
九、使用寿命

第二章 燃烧理论简介 16

§ 2-1 概述 16

§ 2-2 燃烧现象的本质与分类 16

§ 2-3 化学反应速度 17

§ 2-4 活化分子与活化能 20

§ 2-5 链锁反应的概念 21

§ 2-6 均相预混可燃气体的自燃 22

§ 2-7 均相预混可燃气体的火焰传播 27

一、层流火焰的传播速度 二、紊流火焰的传播速
度

§ 2-8 均相预混可燃气体的 火焰稳定性问题 37

§ 2-9 气体燃料的扩散燃烧 40

§ 2-10 液体燃料的燃烧 43

一、液体燃料燃烧现象的实质 二、单颗油珠的燃烧
规律 三、气流中雾化滴群的燃烧现象 四、碳氢燃料燃
烧时的化学特性

第三章 燃烧室的工作过程 49

§ 3-1 概述 49

§ 3-2 燃烧区中气流流动过程的组织 及其对燃烧特性的影响 49

§ 3-3 燃烧区中燃料浓度场的组织 及其特点 57

§ 3-4 燃烧区中可燃混合物的形成、 着火与燃烧 59

§ 3-5 混合区中二次掺冷空气与 高温燃气掺混过程的组织 62

§ 3-6 火焰管壁冷却过程的组织 67

第四章 液体燃料的雾化与喷油嘴 76

§ 4-1 概述 76

§ 4-2 液体燃料的雾化机理 76

§ 4-3 液体燃料雾化的质量标准 82

一、喷雾锥角 二、喷雾射程 三、燃料的分布特性
四、雾化颗粒细度 五、雾化颗粒的均匀度 六、雾化
颗粒尺寸分布特性

§ 4-4 单油路离心式喷油嘴的 工作原理与设计 90

§ 4-5 影响喷油嘴喷雾特性的 各种因素 106

一、喷油嘴结构的影响 二、喷油压降的影响 三、
液体燃料物理性质的影响 四、喷雾空间中气体介质物理
性质的影响

§ 4-6 燃气轮机燃烧室中常用的喷油嘴的 结构型式及其工作特性 114

一、机械式喷油嘴 二、空气喷油嘴与机械-空气喷
油嘴

第五章 燃烧室的结构分析 127

§ 5-1 概述 127

§ 5-2 一次空气的配气机构 128

§ 5-3 燃气的混合机构 137

一、径向楔斗型或喷管型的混合机构 二、射流孔式
的混合机构

§ 5-4 火焰管壁的冷却机构 138

一、斑孔形冷却气膜方案 二、波纹形的冷却环套方
案 三、鱼鳞孔式的冷却方案 四、内部冷却导流环式
的气膜冷却方案 五、挂片式的气膜冷却方案 六、双层壁
多孔式的气膜冷却方案

§ 5-5 扩压器机构 141

§ 5-6 燃气收集器 142

§ 5-7 圆筒型燃烧室的典型结构 143

§ 5-8 分管型燃烧室的典型结构 146

§ 5-9 环管型燃烧室的典型结构 149

§ 5-10 带环腔火焰管的环管型燃烧室的 典型结构 157

§ 5-11 环形燃烧室的典型结构 160

§ 5-12 燃烧室结构型式的新发展 162

一、短环形燃烧室的结构特点与发展情况 二、控制
燃烧室排气中污染排出物限量的技术措施

第六章 渣油和原油的燃烧 170

§ 6-1 概述 170

§ 6-2 燃气轮机燃用渣油时产生的

问题	170	的计算	244
一、燃烧上的问题 二、结垢问题 三、腐蚀问题		一、空气经壁面射流孔进入火焰管后, 与管内主气流混合时所产生的混合损失 二、火焰管内的主气流由于燃烧加热而引起热阻损失 三、火焰管的通流面积改变时, 气流参数的变化规律 四、在变截面的火焰管中, 当有射流混合和燃烧加热时, 主气流参数的变化计算	
§ 6-3 燃用渣油时在燃烧技术上应采取的措施	174	§ 10-6 火焰管壁上射流孔的流量系数	253
§ 6-4 防止结垢和腐蚀的措施	176	§ 10-7 射流串入火焰管内主气流时的穿透深度	261
§ 6-5 燃烧室试烧原油时的调整试验实例	181	§ 10-8 燃烧室的流阻损失与空气流量分配规律的核算	262
§ 6-6 渣油燃烧室的调试实例	184	第十一章 燃烧室的设计	274
第七章 气体燃料的燃烧	191	§ 11-1 概述	274
§ 7-1 概述	191	§ 11-2 设计燃烧室时应该集中考虑的几个问题	274
§ 7-2 天然气的燃烧与燃烧室	192	一、为保证燃烧稳定性应采取的措施 二、为保证燃烧经济性应采取的措施 三、为保证燃烧室的工作可靠性应采取的措施	
§ 7-3 天然气燃烧室的供气系统	196	§ 11-3 某些对燃烧室设计有参考价值的统计数据	277
§ 7-4 煤的气化与低热值气体燃料的燃烧问题	201	一、航空型燃烧室的统计数据 二、分管型机车燃气轮机燃烧室的统计数据 三、某些圆筒型燃烧室的统计数据 四、某些工业用燃气轮机燃烧室的发展途径	
一、煤的气化与净化 二、燃气轮机燃烧室的改造问题		§ 11-4 环管型燃烧室的近似设计方法	280
第八章 点火设备	211	一、热力计算部分 二、气动计算部分 三、燃烧室入口扩压器的设计	
§ 8-1 概述	211	§ 11-5 燃烧室的材料	292
§ 8-2 电火花点火的基本原理与设备	212	第十二章 燃烧室的试验与调整	296
§ 8-3 半导体点火器的基本原理与设备	216	§ 12-1 概述	296
§ 8-4 改善燃烧室的点火和传焰性能的若干措施	218	§ 12-2 燃烧室试验的目的与方案	296
第九章 燃烧过程的物质平衡与热平衡计算	221	§ 12-3 燃烧室的试验设备与各项技术特性指标的测定	298
§ 9-1 概述	221	§ 12-4 燃烧室的模化原理与模化工况的选择	301
§ 9-2 燃料完全燃烧的理论空气量与过量空气系数	221	一、相似理论的基本概念 二、燃烧室的工作过程中相似条件的分析 三、燃烧室的近似模化方法 四、模化试验结果的数据整理问题	
§ 9-3 燃料完全燃烧后, 燃烧产物的组成成分	224	§ 12-5 燃烧室调整试验的若干措施	318
一、固体和液体燃料完全燃烧后, 燃烧产物的组成成分计算 二、气体燃料完全燃烧后, 燃烧产物的组成成分计算		附录	321
§ 9-4 燃烧过程的热平衡计算	227	一、国际单位制 (SI) 及其换算关系	321
一、燃料的发热量 (或热值) 的问题 二、燃烧过程热平衡的计算方法		二、 Γ 函数表	324
第十章 燃烧室的流阻损失与空气流量分配规律的计算	236	三、概率积分表	325
§ 10-1 概述	236	四、国内外某些液体燃料的技术数据	329
§ 10-2 扩压器的流阻损失计算	236	参考书目	332
§ 10-3 二次环形流道中气流参数的计算	238		
§ 10-4 旋流器的流动阻力计算	241		
§ 10-5 火焰管内气流流动阻力损失			

第一章 绪 论

§ 1-1 概 述

燃气轮机燃烧室是一个用耐热合金材料制成的部件，在整台机组中，它位于压气机与燃气透平之间。概括地说，燃烧室的作用在于：使燃料与由压气机送来的高压空气在其中进行很好的燃烧和混合，以求最有效地把蕴藏在燃料中的化学能释放出来，转化成为高温燃气的热能，借以提高燃气透平前工质的作功能力。这个问题可以从机组的简单理想循环的压容图和温熵图上看清。由图 1-1 中可以看到：当燃烧室出口的燃气温度 T_3^* 越高时，单位质量工质的作功能力 l_s 就越大。由此可见，燃烧室也是燃气轮机中的一个重要部件。

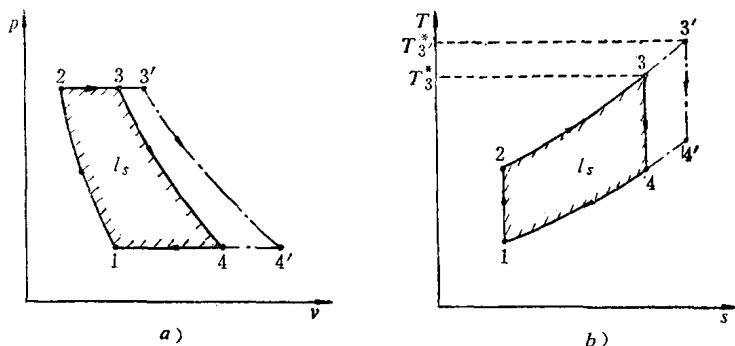


图1-1 燃气轮机的简单理想循环的压容图与温熵图

a) 压容图 b) 温熵图

1—压气机进口的状态 2—压气机出口（即燃烧室入口）的状态
3、3'—燃烧室出口的状态 4、4'—燃气透平出口的状态

在全面地讨论燃烧室的工作原理和设计方法之前，我们将在本章中首先研究一下：燃烧室工作过程的特点与要求，以及某些技术特性指标表示方法。

§ 1-2 燃烧室工作过程的特点及其要求

图 1-2 中给出了在某台机组上采用的一个分管型燃烧室的简图。

由图可知，燃烧室是由外壳 1 和火焰管 2 等零件组成的。由压气机送来的高压空气在逆流进入外壳与火焰管之间的环腔 13 时，因受火焰管结构形状的制约，将分流成为几大部分。其中一部分称为“一次空气”，它分别流经旋流器 3、端部配气盖板 4、过渡锥顶 5 上的鱼鳞孔，以及开在火焰管前段的两排一次射流孔 6，进到燃烧区 7 中去的。在那儿，它与由燃料喷嘴 8 喷射出来的燃料进行混合和燃烧，转变成为 $1800\sim 2000^{\circ}\text{C}$ 的高温燃气。因而，所谓“一次空气”就是指：为了保证燃料完全燃烧所必须供应到燃烧区中去的那部分燃烧用空气。另一部分空气称为“冷却空气”，它是穿过开启在火焰管壁面上的许多排冷却鱼鳞孔 9，逐渐进入火焰管中，并力求沿着火焰管内壁流动的。这股空气能在火焰管内壁附近形成一个温度较低的冷却空气膜，它具有冷却高温管壁，使其免遭火焰烧坏的作用。此外，剩余下来的另一部分空气则称为“二次空气”或“混合空气”，它是由开在火焰管后段的混合射流孔 10，射到由燃烧区流来的 $1800\sim 2000^{\circ}\text{C}$ 的高温燃气中去的，它具有掺冷高温燃气，使其温度比较均

匀地降低到透平前燃气温度设计值 T^* 的作用。

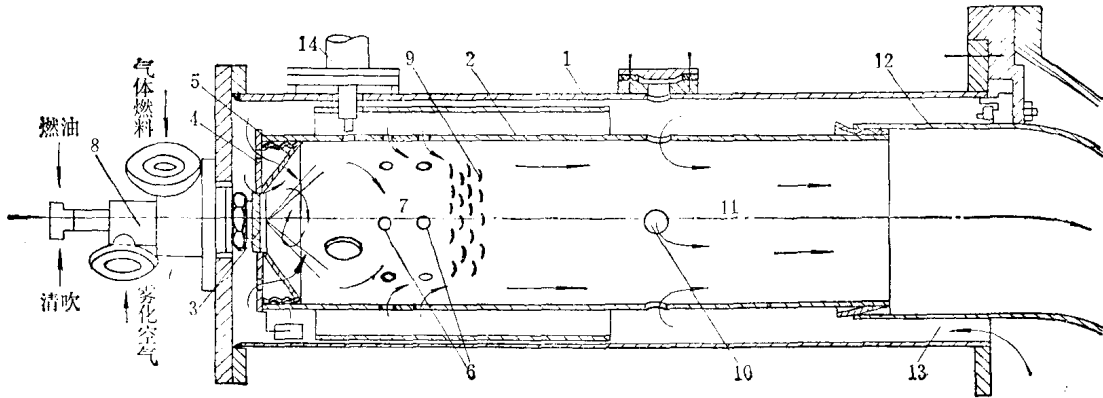


图1-2 分管型燃烧室的简图

1—外壳 2—火焰管 3—旋流器 4—配气盖板 5—过渡锥顶 6—一次射流孔 7—燃烧区 8—燃料喷嘴
9—冷却鱼鳞孔 10—混合射流孔 11—混合区 12—燃气导管 13—环腔 14—点火器

从结构上看，燃烧室似乎比较简单。事实上，要设计一个工作可靠、经济、使用维护方便的燃烧室，却不那么容易。这是由于燃气轮机燃烧室的工作条件与一般燃烧设备不同，它需要满足一系列特殊要求，并具有某些特点的缘故。

一、对燃烧室提出的要求

(一) 工作可靠性方面的要求

1. 确保燃烧室在任何运行工况下都能稳定地进行燃烧，不致发生强烈的火焰脉动或熄火现象。
2. 燃料必须在燃烧室内燃烧完毕，力求燃烧火焰最短，严防火焰伸入透平，烧毁叶片。
3. 保证燃烧室出口的燃气温度场比较均匀，以防透平叶片局部过热或发生较大的热应力。
4. 必须使燃烧室的高温元件冷却良好，严防发生严重的积焦与积炭现象，以保证燃烧室具有足够的使用寿命。
5. 保证燃烧室在可能最坏的条件下，都能快速而可靠地点火起燃。
6. 燃烧室必须具有足够的刚度、强度和气密性，能承受振动负荷，不致变形或开裂。

(二) 工作经济性方面的要求

1. 使燃料在燃烧室内能最大限度地燃烧完全，即尽可能地提高燃烧效率，并力求排气完全透明。
2. 尽可能地减小气流流经燃烧室时的流阻损失。
3. 尽可能地提高燃烧热强度，以减小燃烧室的尺寸和重量，使结构简化，又便于制造，以适应整台燃气轮机结构紧凑性的要求。

(三) 使用维护方面的要求

1. 在结构上力求便于检查、检修、拆装和更换零件，使它能够及时发现隐患，以防发生严重事故。
2. 为了保证运行和维护的安全与方便，还应设置必要的附加设备，如泄油阀、观察窗、

熄火保护装置等。

二、燃烧室的工作特点

(一) 它是一个在连续的、高速气流中进行的燃烧过程。例如：在某些航空类型的燃气轮机中，燃烧室进出口处的气流速度可以达到 $120\sim 170$ 米/秒；燃烧区内高温燃气的平均速度可能高达 $20\sim 25$ 米/秒左右。在这样高速流动的气流中，燃烧火焰很容易被吹灭，即出现所谓的燃烧火焰不易稳定的现象；同时还会由于燃料质点在燃烧室中的逗留时间较短，而容易出现燃料燃烧不够完全的现象。因而，在设计这种燃烧室时，必须采取特殊的措施，以确保燃烧过程能够既稳定而又经济地进行。

(二) 它是一个在近似等压的、燃料与空气的供应关系比较稀释的条件下组织的燃烧过程。通常，由于透平前燃气初温 t_3^* 的限制，反映燃料与空气供应关系的总过量空气系数 α_2 ，一般为 $4\sim 5$ 左右。这就是说，假如使燃料与流经燃烧室的全部空气流量直接混合而燃烧，那么，可能达到的燃烧区的平均温度是比较低的——也就是透平前的燃气初温 t_3^* ，它不能为我们组织稳定而经济的燃烧过程提供条件。因而，在设计这种燃烧室时，必须针对 α_2 过大的特点，采取与一般燃烧设备有所不同的特殊措施，为有效地组织燃烧过程创造必要的条件。

(三) 它是一个在高温的、用金属材料制造的、尺寸有限的燃烧空间中进行的燃烧过程。这就是说，这种燃烧室的燃烧热强度很高，它能够在单位时间内和单位容积的燃烧空间中，燃烧完比一般燃烧设备多数十倍的燃料量。因而，在设计这种燃烧室时，必须采取特殊的措施，以便提高燃烧速度、缩短燃烧火焰、加强掺冷混合，严防燃烧火焰伸及透平，力求燃气的出口温度场趋于均匀。同时，还应加强高温元件的有效冷却，以确保燃烧室具有较长的工作寿命。

(四) 它是一个在工质的运行参数变化范围相当宽的条件下进行的燃烧过程。图 1-3、1-4 和 1-5 中分别给出了单轴恒速燃气轮机、单轴变速燃气轮机和航空涡轮喷气发动机燃烧室中运行参数变化情况的示例。例如：对于恒速燃气轮机来说，总的过量空气系数 α_2 可以在

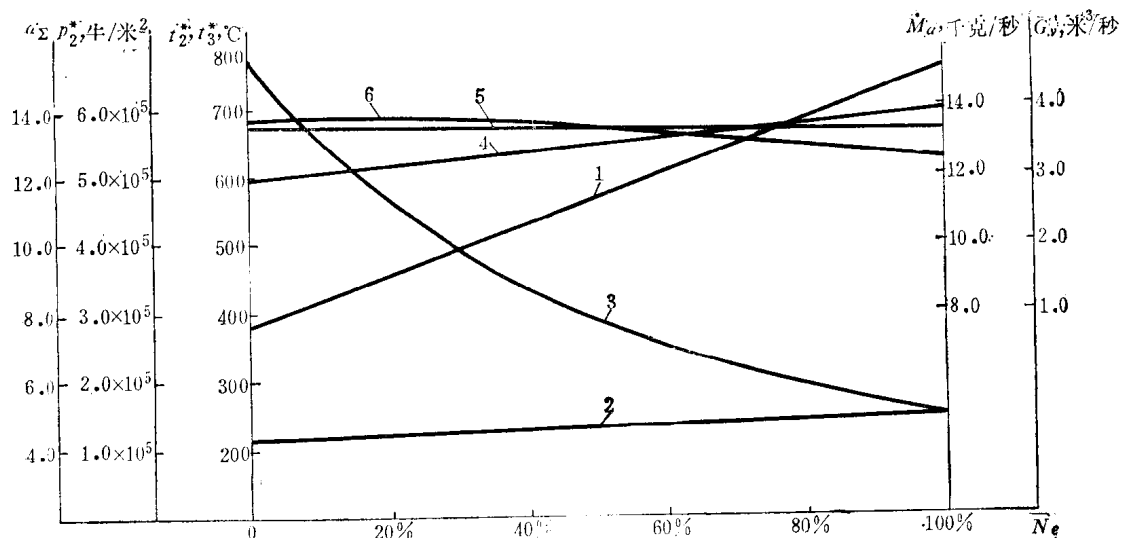


图1-3 单轴恒速燃气轮机燃烧室中运行参数的变化情况

1—透平前温 t_3^* 2—燃烧室入口温度 t_2^* 3—总过量空气系数 α_2 4—燃烧室入口压力 p_2^*
5—空气的质量流量 M_a 6—空气的容积流量 G_v

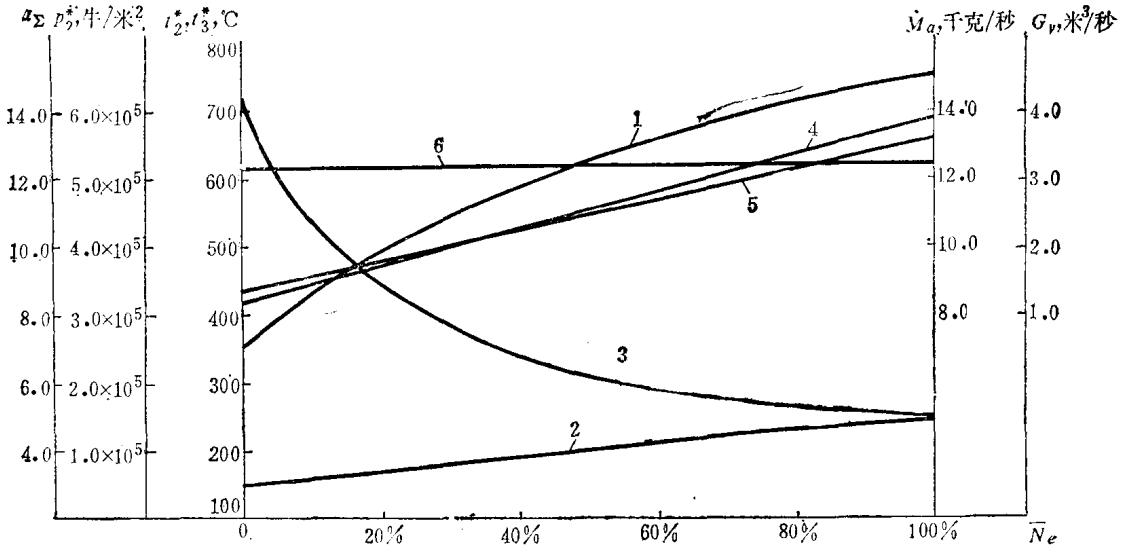


图1-4 单轴变速燃气轮机燃烧室中运行参数的变化情况

1—透平前温 t_2^* 2—燃烧室入口温度 t_2 3—总过量空气系数 α_z 4—燃烧室入口压力 p_2^*
5—空气的质量流量 M_a 6—空气的容积流量 G_v

4.94~15.5 范围内变化。在航空型燃烧室中，空气流量的变化范围可以高达 30 倍以上。这些变化都会对燃烧火焰的稳定性和燃烧效率有所影响，致使燃烧室的性能指标发生波动。因而，在设计这种燃烧室时，必须采取特殊措施，以确保在可能遇到的运行条件下，燃烧过程都能稳定而经济地进行，而且性能指标比较平稳。

(五) 它是一个兼备燃用多种燃料能力的燃烧过程。在同一个燃烧室中希望能够兼备燃烧轻质或重质馏出油、原油或剩余油、甚至气体燃料的要求，是目前燃气轮机燃烧室的发展方向之一。因而，在设计这种燃烧室时，必须采取特殊措施，以保证在燃烧室的结构变动不大、而燃烧性能又比较平稳的前提下，来实现这个要求。

总之，燃气轮机燃烧室的工作过程具有：1. 高温、2. 高速、3. 高燃烧热强度、4. 高过量空气系数、5. 运行参数变化剧烈、6. 要求燃用多种燃料等一系列特点。这些特点都影响着燃烧室工作的稳定性、经济性和可靠性，同

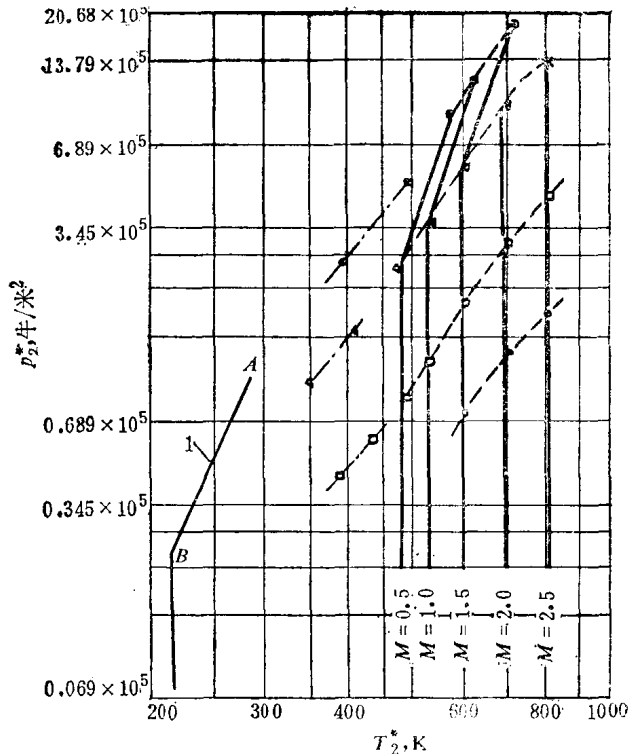


图1-5 某台航空涡轮喷气发动机中燃烧室入口的温度 T_2^* 与压力 p_2 与各种飞行情况的变化关系

---怠速惰转工况；- - - -发动机全转速工况；•—零米状态 □—10973米状态 ○—24384米状态
1—外界空气温度和压力与飞行高度的关系 A—零米时的外界空气状态 B—10973米时的外界空气状态

时也关系到在多大程度上能够满足对燃烧室提出的一系列要求的问题，因而，燃烧室的设计和燃烧过程的组织都必须环绕这些特点和要求来进行。

至今，人们对燃烧理论的掌握还远远落后于燃烧技术发展的需要，它基本上还是一门以试验为主体的实验科学。目前，燃气轮机燃烧室主要是通过大量试验调整而最后定型的，它还不能较多地依靠理论计算方法进行设计。这个现实正需要我们进一步加强对燃烧室工作过程的研究。

§ 1-3 燃烧室的技术特性指标

前一节中，我们已经全面地综述了对燃烧室提出的一系列要求。通常，可以把这些要求概括为几个参数，即所谓的“燃烧室技术特性指标”，来作为衡量各种燃烧室工作性能好坏的技术标准，它们是：熄火极限、燃烧效率、燃烧热强度、流阻损失参数、燃气出口温度场指标、壁面温度指标、点火特性、排气污染特性指标和使用寿命等。现就这些指标分述如下：

一、熄火极限

熄火极限是一个表示燃烧室燃烧稳定性范围的安全指标。

所谓“燃烧稳定性范围”就是指：当燃烧室在这个运行参数范围内工作时，将不会发生强烈的火焰脉动或熄火现象。

通常，在燃气轮机的运行过程中，燃烧室的工作条件是经常变化的。例如：供入燃烧室的空气压力、温度和速度，特别是空气流量 \dot{M}_a 与燃料流量 \dot{M}_f 的比例关系，都会随着负荷工况的改变而变化。一般，人们习惯于用总过量空气系数 $\alpha_2 = \dot{M}_a / \dot{M}_f L_0$ 或燃料-空气比 $f = \dot{M}_f / \dot{M}_a$ ，来表示空气流量与燃料流量的比例关系。其中 L_0 是单位质量的燃料在完全燃烧时所需要消耗的理论燃烧空气量。显然，当燃烧室在贫油工况下工作时， α_2 大而 f 值小。反之，当 α_2 小而 f 大时，燃烧室就处于富油的工作状态。假如一个燃烧室能够在燃料与空气的混合比，也就是 α_2 或 f 的变化范围相当宽的情况下，维持稳定燃烧而不发生强烈的火焰脉动或熄火，那么，我们称此燃烧室的燃烧稳定性好；反之，则叫做燃烧稳定性差。试验表明，通常可能发生两种熄火情况：一种是当 α_2 小到一定程度（也即 f 大到一定程度）后发生的熄火现象。那时，燃料过浓，空气供应不足，燃气出口温度显高。这种熄火现象称为“富油熄火”。当时所对应的过量空气系数或燃料-空气比，称为“富油熄火极限” $\alpha_{2, \min}$ 或 f_{\max} 。另一种是当 α_2 大到（也即 f 小到）一定程度后发生的熄火现象。那时，燃料过稀，空气供应过多，而燃气出口温度显低。这种熄火现象称为“贫油熄火”。它所对应的过量空气系数或燃料-空气比，称为“贫油熄火极限” $\alpha_{2, \max}$ 或 f_{\min} 。显然，富油熄火极限与贫油熄火极限之间的差值越大，燃烧室的燃烧稳定性也就越好。

目前，有两种常用的表示燃烧稳定性的方法：

（一）直接以燃气轮机运行过程中可能发生熄火现象的最危险工况下的参数为基准，实测燃烧室的“贫油熄火极限” $\alpha_{2, \max}$ 和“富油熄火极限” $\alpha_{2, \min}$ ，来表示燃烧稳定性。例如：分轴燃气轮机在全转速满负荷工况下发生突抛负荷时，由于燃料流量突然减少，空气流量相应地有所增加，而最有可能发生贫油熄火；相应地，在怠速空负荷工况下，假如突然把满负荷工况下的燃料量喷入，则最有可能发生富油熄火。因而，在试验中可以以这两个工况的参数为基础，在适当增大或减小一些空气流量后，实测燃烧室可能达到的 $\alpha_{2, \max}$ 和 $\alpha_{2, \min}$ ，作为标志燃

烧稳定性的指标。一般希望 $\alpha_{\max} \geq 30$; $\alpha_{\min} = 2 \sim 2.5$, 才有可能保证燃气轮机正常运行的需要。

(二) 以燃烧室在某一恒定的进气压力 p_2 和温度 t_2 情况下, 熄火极限 α_{\max} 和 α_{\min} (或 f_{\min} 和 f_{\max}) 与燃烧室入口处的气流速度 w_2 之间的关系曲线 (如图 1-6 所示) 来表示燃烧稳定性。显然, 在同一个流速 w_2 情况下, α_{\max} 与 α_{\min} 之间的差值越大, 燃烧稳定性就越好。

除了空气的压力、温度和流速对燃烧稳定性有所影响外, 燃烧室的结构型式将是一个关键性的影响因素。这个问题将在以后的讨论中看到。

试验表明: 降低 w_2 或提高 t_2 , 对于改善燃烧稳定性都有利。当 $p_2 > 0.981 \times 10^5 \text{ 牛/米}^2$ (即 1 公斤力/厘米²) 时, 随着压力的增高, 熄火极限略有改善, 但其影响程度并不十分明显。可是, 当 $p_2 < 0.981 \times 10^5 \text{ 牛/米}^2$ 后, 压力的降低将严重地恶化燃烧的稳定性。

在涡轮喷气发动机的燃烧室中, 假如我们能够测定出一系列不同压力和温度下图 1-6 那样的熄火极限曲线, 就能进一步绘制出发动机的飞行高度与飞行马赫数之间的稳定运行关系曲线。当飞机在这个运行范围内飞行时, 燃烧室就不会发生熄火或强烈的火焰脉动故障。

二、燃烧效率 η_r

燃烧效率是一个表示燃料在燃烧室中燃烧时, 化学能释放程度和热能利用程度的经济性指标。

燃料在燃烧室中燃烧时可能发生的能量损失主要是由燃料的化学未完全燃烧损失 Q_c 、物理未完全燃烧损失 Q_m , 以及燃烧室对外界的散热损失 Q_k 这三部分组成的, 即

$$\Sigma Q = Q_c + Q_m + Q_k, \text{ 焦/千克} \cdot \text{燃料} \quad (1-1)$$

这些能量损失的总效果将表现为燃料的发热量 H_u 未能完全被利用来加热燃气, 也就是说, 当时, 在燃烧室出口处燃气的实际温度 (或总焐值), 总要比燃料完全燃烧而且没有对外散热损失时来得低。因而, 燃烧效率可以用单位质量的燃料中发热量的有效利用程度来表示, 即

$$\eta_r = \frac{H_u - \Sigma Q}{H_u} = 1 - \frac{\Sigma Q}{H_u} \quad (1-2)$$

燃料的化学未完全燃烧损失 Q_c 是指: 在燃烧室的排气中残存有一部分尚未燃烧的 CO 、 H_2 、 CH_4 等可燃气体, 从而带走了一部分未能释放出来的化学能所致的能量损失。通常, 化学未完全燃烧损失是在燃料与空气配合不当、燃烧区内空气供应过多或不足、燃烧温度过低或过高时发生的。在设计工况下, 这种损失有可能控制在 0.5~2% 左右。

燃料的物理未完全燃烧损失 Q_m 也是指: 有一部分燃料在燃烧室中因未能完全燃烧释出能量所造成的能量损失。但是, 这些未燃物质却是以液滴、碳粒或积焦的形态出现, 而被燃气带走、或是积存在燃烧室的管壁上。这种损失一般是在机组负荷降低时, 由于燃烧区温度过低、而燃料的雾化质量又严重恶化时发生的。假如在燃烧室的局部地区空气严重供应不

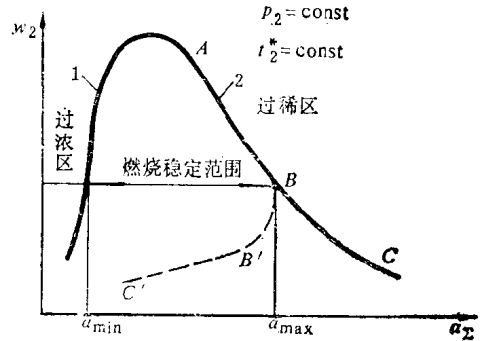


图1-6 熄火极限曲线

1—富油熄火极限曲线 2—贫油熄火极限曲线
(ABC—蒸发式供油 AB'C'—喷雾式供油)

足, 则可能发生排气冒黑烟现象。目前, 在设计良好的燃烧室中, 有可能使怠速工况下的这种损失不超过 0.5~1%; 在满负荷工况下则趋近于零。

燃烧室的散热损失 Q_s 则是由于燃烧室外壳温度比外界环境温度高, 致使对外界有对流和辐射热损失存在而造成的。一般敷设有绝热材料的燃烧室, 其外壁温度不会超过 60°C, 因而, 这种热损失有可能控制在 0.5% 左右。

根据燃烧过程的能量守恒原理不难推论: 燃烧效率还能表示为:

$$\eta_r = \frac{(\dot{M}_o + \dot{M}_f) i_g^{T_g^*} - \dot{M}_o i_a^{T_a^*} - \dot{M}_f i_f^{T_f^*}}{\dot{M}_f H_u^{T_1}} = \frac{\dot{M}_f (1 + L_o) i_{pg}^{T_g^*} + (\dot{M}_o - \dot{M}_f L_o) i_a^{T_g^*} - \dot{M}_o i_a^{T_a^*} - \dot{M}_f i_f^{T_f^*}}{\dot{M}_f H_u^{T_1}} \quad (1-3)$$

式中 $H_u^{T_1}$ ——在温度为 T_1 时测定的燃料的低发热量, 焦/千克;

L_o ——1 千克质量的燃料所需消耗的理论燃烧空气量, 千克·空气/千克·燃料;

\dot{M}_o ——单位时间内流进燃烧室的空气质量, 千克/秒;

\dot{M}_f ——单位时间内供给燃烧室的燃料质量, 千克/秒;

$i_g^{T_g^*}$ ——1 千克燃气在燃烧室出口平均总温为 T_g^* 时的热焐值, 焦/千克;

$i_{pg}^{T_g^*}$ ——1 千克纯燃气在温度为 T_g^* 时的热焐值, 焦/千克;

$i_a^{T_a^*}$ ——1 千克空气在燃烧室进口平均总温为 T_a^* 时的热焐值, 焦/千克;

$i_a^{T_g^*}$ ——1 千克空气在温度为 T_g^* 时的热焐值, 焦/千克;

$i_f^{T_f^*}$ ——1 千克燃料在温度为 T_f^* 时的物理焐, 焦/千克。

第九章中给出了计算燃烧效率的、更为准确的关系式 (9-59), 可供使用。

现有燃气轮机燃烧室的 $\eta_r = 90 \sim 99\%$, 它与燃烧室和喷燃设备的结构型式、燃料种类, 以及负荷的变化范围等因素有密切关系。

三、燃烧热强度

燃烧热强度的涵义是: 在单位时间内、在单位容积的燃烧空间中 (或在单位面积的燃烧截面上), 能够释放出来的热量 (或燃烧完的燃料量)。以单位容积计算的燃烧热强度简称为“容积热强度” Q_v ; 以单位面积计算的燃烧热强度则称为“面积热强度” Q_f 。即

$$Q_v = \frac{\dot{M}_f H_u \eta_r}{V_{ft}}, \text{瓦/米}^3 \text{或焦/米}^3 \cdot \text{秒} \quad (1-4)$$

$$Q_f = \frac{\dot{M}_f H_u \eta_r}{F_{ft}}, \text{瓦/米}^2 \text{或焦/米}^2 \cdot \text{秒} \quad (1-5)$$

式中 V_{ft} ——火焰管的容积, 米³;

F_{ft} ——火焰管的横断面积, 米²。

显然, 燃烧热强度是一个反映燃烧室结构紧凑性的特性指标。因为这个指标越高, 正意

意味着燃烧同样数量的燃料所需要的燃烧空间的容积或横断面积就越小，也就是说，燃烧室的尺寸和重量都比较小。

试验表明：燃烧热强度 Q_v 和 Q_f 大体上与燃烧室的工作压力 p_2 成正比。因而，严格地讲， Q_v 和 Q_f 这两个参数并不能确切地反映燃烧室结构设计的紧凑程度。因为，一个结构尺寸较大的燃烧室，假如在工作压力较高的情况下工作，其 Q_v 和 Q_f 值就有可能比一个结构较紧凑的、但处于低压工况下工作的燃烧室者为高。因此，人们认为采用考虑了工作压力 p_2 影响的所谓“比容积热强度” q_v 和“比面积热强度” q_f ，来作为衡量燃烧室结构紧凑性的特性指标，是比较合适的。它们的定义是：

$$q_v = \frac{Q_v}{p_2^{\frac{1}{2}}}, \text{瓦/米} \cdot \text{牛 或 焦/米} \cdot \text{秒} \cdot \text{牛} \quad (1-6)$$

$$q_f = \frac{Q_f}{p_2^{\frac{1}{2}}}, \text{瓦/牛 或 焦/秒} \cdot \text{牛} \quad (1-7)$$

燃烧热强度的大小主要与燃烧室的结构型式、寿命要求和燃料种类等因素有关。环型、环管型和分管型燃烧室的燃烧过程比圆筒型燃烧室者容易组织，因而 q_v 和 q_f 值一般较高。燃料性能好（如天然气和煤油）、透平前的燃气初温 t_3^* 高、使用寿命要求低的燃烧室， q_v 和 q_f 值也较高。空气容积流量大、而燃料消耗量又多的燃烧室，其 q_v 和 q_f 值就不大容易获得很高。

目前，我们还没有办法根据燃烧室的结构型式和工作参数，从理论上来估算可能达到的燃烧热强度。因此，在设计新燃烧室时，一般只能参考现成的、性能比较好的燃烧室的试验数据，来合理地选择 q_v 和 q_f 值，作为计算新设计的燃烧室火焰管容积和直径的依据。

表 1-1 中给出了某些燃气轮机燃烧室的燃烧热强度的试验数据，可供设计时参考、

表1-1 某些燃气轮机燃烧室的燃烧热强度

燃烧室型式	燃料种类	机组功率	Q_v	q_v	q_f
		千瓦	瓦/米 ³ / 大卡/米 ³ ·时	瓦/米·牛/ 大卡/米 ³ ·时·大气压	瓦/牛/ 大卡/米 ² ·时·大气压
固定式圆筒型燃烧室	柴油或渣油		—	35.6~118.6/ (3~10)×10 ⁶	35.6~118.6/ (3~10)×10 ⁶
BBC公司发电用圆筒型燃烧室	柴油或渣油	6200	12.8×10 ⁶ /11×10 ⁶	26.1/2.2×10 ⁶	
机车用圆筒型燃烧室	柴油或渣油	3000	44.9×10 ⁶ / 38.6×10 ⁶	75.3/6.35×10 ⁶	73.9/6.23×10 ⁶
小型燃气轮机上采用的单管燃烧室	柴油	200~1000		142~356/ (12~30)×10 ⁶	94.9~356/ (8~30)×10 ⁶
一般分管型燃烧室或环管型燃烧室	柴油或渣油			94.9~178/ (8~15)×10 ⁶	118.6~142/ (10~12)×10 ⁶
PG 5301 分管型燃烧室	柴油或渣油	23000	186×10 ⁶ /160×10 ⁶	189.8/16×10 ⁶	
机车用分管型燃烧室	柴油或渣油	2300	83.7×10 ⁶ /72×10 ⁶	142.3/12×10 ⁶	
一般航空型燃烧室	煤油	6000~20000		178~593/ (15~50)×10 ⁶	
斯贝发动机的环管型燃烧室	煤油		465×10 ⁶ /400×10 ⁶	233.6/19.7×10 ⁶	
JT-3D-3B带环腔火焰管的环管型燃烧室	煤油		122×10 ⁶ /105×10 ⁶	89/7.5×10 ⁶	
一般舰用燃气轮机燃烧室	柴油	6000~10000		178~296.5/ (15~25)×10 ⁶	

四、流阻损失参数

流阻损失参数是一种表示空气工质在流经燃烧室时，压力势能损失程度的经济性指标，也就是说，它是一个从气流流动的角度来反映燃烧室设计质量的参数。根据燃气轮机的热力

循环计算得知：燃烧室的压力损失每增加 1%，将使燃气轮机的热效率下降 2% 左右。因而，流阻损失参数也是一个必须重视的经济指标。

通常，在燃烧室中发生的流阻损失是由以下四种原因造成的：

1. 为了稳定和强化燃烧过程，就需要强烈地扰动气流，因而，必须消耗一部分压力势能；
2. 为了保证燃烧室出口处燃气温度场的均匀性或合理分布，就需要强化二次混合空气与高温燃气之间的相互掺混作用，由此必须消耗一部分压力势能；
3. 工质在加热时，由于气流动量的变化所引起的热阻损失；
4. 工质流经燃烧室时，由于摩擦、扩压、分流等现象所造成的压力损失。

显然，流阻损失的存在将会使燃烧室出口处燃气的总压 p_3^* 低于燃烧室入口处空气的总压 p_2^* 。其降低程度则与燃烧室的结构型式、火焰管内气流的流动情况、气流的速度，以及燃气的加热程度等因素，有密切关系。在设计燃烧室时，除了为稳定和强化燃烧过程以及为保证燃气的均匀掺混和火焰管壁的冷却，而必须采取高速气流外，应尽可能地降低燃烧室其它部位的气流速度，并消除不必要的局部流阻损失。

目前，表示燃烧室流阻损失的参数有：

(一) 流阻损失系数 Φ

$$\Phi = \frac{p_2^* - p_3^*}{\frac{\rho_2 w_2^2}{2}} \quad (1-8)$$

式中 p_2^* ——燃烧室入口处空气的总压， $\text{牛}/\text{米}^2$ ；
 p_3^* ——燃烧室出口处燃气的总压， $\text{牛}/\text{米}^2$ ；
 w_2 ——燃烧室入口处空气的平均流速， $\text{米}/\text{秒}$ ；
 ρ_2 ——燃烧室入口处空气的密度， $\text{千克}/\text{米}^3$ 。

有时，也有用燃烧室火焰管最大截面 F_{f1} 上的平均动压值 $\frac{\rho_2 w_{f1}^2}{2}$ ，来计算流阻损失系数的，即

$$\Phi_{f1} = \frac{p_2^* - p_3^*}{\frac{\rho_2 w_{f1}^2}{2}} \quad (1-9)$$

显然，由于计算平均动压值的特征截面选得不同，那么，流阻损失系数的绝对数值就有差异。但是它们之间一定可以用如下关系进行互相转换，即

$$\frac{\Phi}{\Phi_{f1}} = \left(\frac{w_{f1}}{w_2} \right)^2 = \frac{\left(\frac{\dot{M}_a}{\rho_2 F_{f1}} \right)^2}{\left(\frac{\dot{M}_a}{\rho_2 F_2} \right)^2} = \left(\frac{F_2}{F_{f1}} \right)^2 \quad (1-10)$$

式中的 F_2 和 F_{f1} 分别为燃烧室的入口断面积和火焰管的最大断面积。

试验表明：当气流流过不喷油燃烧的燃烧室时（这种试验称为“冷吹风试验”），只要雷诺数 Re 足够大，致使气流的流动特性进入了通常所谓的“自模化流动状态”后，那么， Φ 值将是一个常数，它不再会随气流速度的继续增大而有所改变。目前，常用的燃烧室都具有这个特性。因而，在冷吹风工况下，由试验求得的燃烧室的 Φ ，将总是一个常数。可是当燃烧

室进入燃烧工况后，由于热阻的影响， Φ 值将开始随着燃气加热程度 $\frac{T_3^*}{T_2^*}$ 的增高而逐渐加大。式中的 T_3^* 和 T_2^* 分别表示燃烧室出口处燃气的绝对总温和燃烧室入口处空气的绝对总温。

试验表明：在燃烧工况下，燃烧室的流阻损失系数 Φ_h ，可以表示为如下函数关系，即

$$\Phi_h = f\left(\Phi, \frac{T_3^*}{T_2^*}\right) = \Phi + K\left(\frac{T_3^*}{T_2^*} - 1\right) \quad (1-11)$$

式中 Φ ——燃烧室冷吹风试验时的流阻损失系数；

K ——一个反映燃烧室结构差异的常数。

图 1-7 中给出了某种燃烧室流阻损失系数的变化趋势，可供参考。

在一般燃烧室中，相对于火焰管最大断面上的平均动压值而言的 Φ_h 值约为 8~12，这就是说，当压缩空气流经燃烧室并进行燃烧加热时，必须损失掉 8~12 倍的按火焰管最大断面计算的动压值。

当然，流阻损失系数也可以按燃烧室外壳的最大断面积 F_{ref} 上的平均动压值计算。那时， $\Phi_{ref} \approx 25 \sim 30$ 。

(二) 总压保持系数 σ^* 或总压损失系数 δ^*

通常定义：

$$\begin{aligned} \sigma^* &= p_3^*/p_2^* = \frac{p_2^* - (p_2^* - p_3^*)}{p_2^*} \\ &= 1 - \frac{\Delta p_{23}^*}{p_2^*} \end{aligned} \quad (1-12)$$

而

$$\begin{aligned} \delta^* &= \frac{p_2^* - p_3^*}{p_2^*} = \frac{\Delta p_{23}^*}{p_2^*} \\ &= 1 - \sigma^* \end{aligned} \quad (1-13)$$

用 σ^* 或 δ^* 来表示燃烧室流阻损失的优点在于：当得知压力 p_2^* 后，很容易估算出燃烧室总压降的数值。但是，这两个参数却与燃烧室入口处气流的马赫数 M_2 有密切关系，因为

$$\begin{aligned} \Phi_h &= \frac{p_2^* - p_3^*}{\frac{\rho_2 w_2^2}{2}} = \frac{p_2^* (1 - p_3^*/p_2^*)}{\frac{\rho_2 w_2^2}{2}} \\ &= \frac{p_2^* (1 - \sigma^*)}{\frac{\rho_2 w_2^2}{2}} \end{aligned}$$

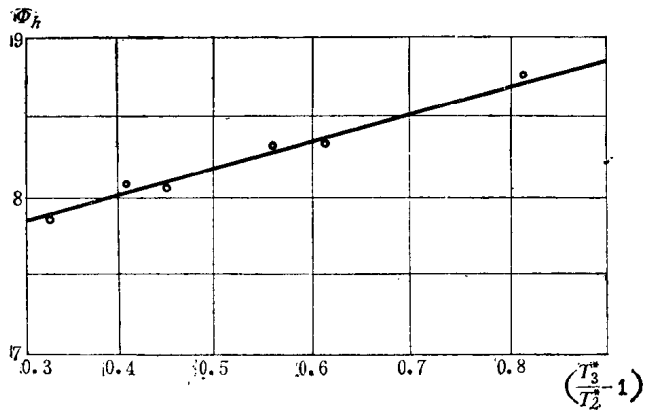


图 1-7 流阻损失系数 Φ_h 随 $\frac{T_3^*}{T_2^*}$ 的变化关系

而

$$\frac{\rho_2 w_2^2}{2} = \frac{p_2}{RT_2} \frac{w_2^2}{2} = \frac{p_2}{kRT_2} \frac{k w_2^2}{2}$$

$$= \frac{k}{2} \frac{w_2^2}{a^2} p_2 = \frac{k}{2} M_2^2 p_2$$

鉴于

$$p_2^* = p_2 + \frac{\rho_2 w_2^2}{2} = p_2 \left(1 + \frac{k}{2} M_2^2 \right)$$

所以

$$\sigma^* = 1 - \Phi_h \frac{1}{p_2^*} \frac{\rho_2 w_2^2}{2}$$

$$= 1 - \Phi_h \frac{k}{2} M_2^2 \frac{1}{1 + \frac{k}{2} M_2^2}$$

由于

$$\frac{k}{2} M_2^2 \ll 1$$

因而上式可以简化为

$$\sigma^* = 1 - \Phi_h \frac{k}{2} M_2^2$$

$$\approx 1 - 0.7 \Phi_h M_2^2 \quad (1-14)$$

当然

$$\delta^* = 1 - \sigma^* \approx 0.7 \Phi_h M_2^2 \quad (1-15)$$

由此可见, σ^* 和 δ^* 值将随燃烧室工况的改变而不断地变化。现有燃烧室中 $\delta^* \approx 91 \sim 98\%$ 。

图 1-8 中给出了某台燃烧室在 $\alpha_x = \infty$ 的冷吹风工况下, σ^* 和 Φ 随 M_2 的变化关系, 可供参考。

不难证明: 总压损失系数 δ^* 与燃烧室的比面积热强度 q_f 之间有如下关系, 即

$$\delta^* \doteq A \left(\frac{q_f \alpha_x}{H_u \eta_r} \right)^2 T_2 \left[\Phi + K \left(\frac{T_3^*}{T_2^*} - 1 \right) \right] \quad (1-16)$$

式中 $A = \frac{L_0^2 R}{2} \left(\frac{F_{f1}}{F_2} \right)^2$ 是一个表征火焰管最大断面 F_{f1} 与燃烧室入口断面 F_2 之间的比例关系的系数。其中 $R = 287.05$ 焦/千克·度是空气的气体常数; L_0 是理论燃烧空气量; q_f 的单位取瓦/牛, H_u 的单位应取焦/千克。

由此可见, 燃烧室的流阻损失与比面积热强度的平方成正比。因而, 减小燃烧热强度是减小流阻损失的一个重要手段。反之, 为了获得燃烧热强度很高的燃烧室, 就必须付出提高流阻损失系数的代价。

五、燃气出口温度场指标

燃烧室出口处燃气温度场的均匀程度对于燃气透平第一级导叶和工作叶片的工作安全性

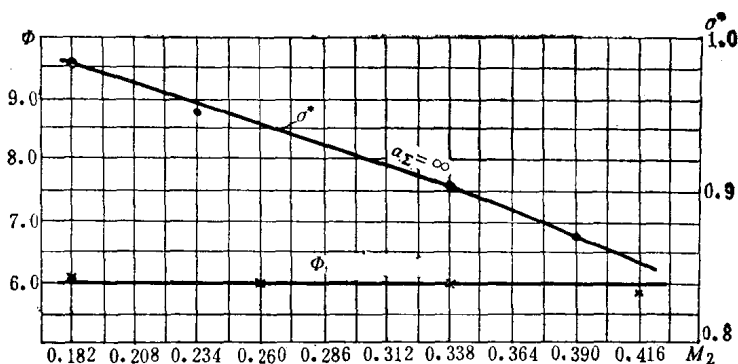


图1-8 某台燃烧室在冷吹风工况下, σ^* 和 Φ 随 M_2 的变化关系