

燃烧室气动力学

(第二版)

宁晃高歌编著

科学出版社

燃烧室气动力学

(第二版)

宁晃高歌编著

科学出版社

1987

内 容 简 介

国内外工程热物理学术界对在新型燃烧室设计方面是综合应用气动力学,传热、传质及燃烧理论,提出流场的物理及数学模拟,并用计算机解出流场特征,使其与非接触式快速测试技术的实验结果互相印证。这样就可以提高经济效益。

本书从气动力学观点研究燃气轮机燃烧室的流场结构及特征,介绍基本概念及控制方程,重点叙述旋涡紊流场的理论分析及计算方法。本书修订了1980年版《燃烧室气动力学基础》的内容,增补了四章新内容。全书共廿章,可供动力专业高年级学生及研究生参考,也可供与热能动力有关的科技人员参考。

燃 烧 室 气 动 力 学

(第二版)

宁 晃 高 歌 编 著

责任编辑 陈文芳 张英娥

科 学 出 版 社 出 版

北京朝阳门内大街137号

中 国 科 学 院 印 刷 厂 印 刷

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

*

| | |
|---------------|------------------|
| 1980年9月第一版 | 开本:787×1092 1/32 |
| 1987年12月第二版 | 印张:13 1/4 |
| 1987年12月第二次印刷 | 插页:附2 |
| 印数:精:0001—800 | 字数:302,000 |
| 平:4,081—5,730 | |

统一书号:15031·300

本社书号:5417·15—10

定价:布面精装 4.40 元
平 装 3.10 元

科技新书目:151-平 017 精 018

目 录

| | |
|------------------------------|----|
| 第一章 绪论 | 1 |
| § 1. 燃烧室的性能指标 | 1 |
| § 2. 燃烧室的流量分配 | 5 |
| § 3. 燃烧室的流场结构 | 7 |
| § 4. 燃烧室的射流形态 | 10 |
| § 5. 燃烧室的研制方法 | 13 |
| 第二章 燃烧室进口扩压器 | 16 |
| § 1. 对扩压器性能的要求 | 16 |
| § 2. 扩压器的总压损失 | 16 |
| § 3. 扩压器总压损失系数 | 19 |
| § 4. 扩压器内壁型线设计法 | 21 |
| § 5. 抽走附面层对环腔扩压器及燃烧的影响 | 23 |
| § 6. 附面层的特点 | 30 |
| § 7. 二元素流附面层的动量积分方程 | 32 |
| § 8. 稳态二元不可压紊流附面层的分析 | 35 |
| § 9. 突扩式扩压器实验 | 43 |
| 第三章 激光测流场技术 | 48 |
| § 1. 示踪质点散射光 | 48 |
| § 2. 双束平行激光测均时流速的方案 | 48 |
| § 3. 测紊流强度 | 50 |
| § 4. 激光多普勒频差测流速原理 | 52 |
| § 5. 脉冲激光拍摄全息干涉条纹谱 | 55 |
| § 6. 分析干涉条纹谱推算温度 | 59 |
| 第四章 流场基本方程 | 62 |
| § 1. 流场概念及特征 | 62 |

| | |
|---------------------------------------|------------|
| § 2. 流场的梯度 | 63 |
| § 3. 复习向量乘法 | 65 |
| § 4. 流场的“散度”及连续方程 | 66 |
| § 5. 流场的动量方程 | 70 |
| § 6. 流场的“环量”及“旋度” | 72 |
| § 7. “变形率张量”及“矩阵” | 77 |
| § 8. “速度位” ϕ 及“流函数” ψ | 78 |
| § 9. “点泉”及“点潭” | 82 |
| 第五章 粘流的动量及能量方程 | 84 |
| § 1. 流体微团表面应力 | 84 |
| § 2. 表面应力与变形率(应变率)的关系 | 86 |
| § 3. 动量方程 | 90 |
| § 4. 流场的能量方程 | 93 |
| § 5. 坐标变换(改换自变量) | 97 |
| 第六章 旋涡及涡流器 | 106 |
| § 1. 旋涡现象 | 106 |
| § 2. 自由旋涡(位流旋涡) | 106 |
| § 3. 自由旋涡与熵增量 | 110 |
| § 4. 圆周旋涡 | 112 |
| § 5. 涡流器出口涡圈(冷吹风无燃烧) | 113 |
| § 6. 螺线旋涡 | 121 |
| § 7. 粘流旋涡 | 128 |
| § 8. 旋流片间喷出轴向紊流射流 | 131 |
| § 9. 涡流器后逆流区作图法 | 131 |
| § 10. 火焰筒头部气流结构 | 134 |
| § 11. 旋转射流的涡强数及实验 | 137 |
| § 12. “涡强数” S 对气流结构的影响 | 140 |
| 第七章 射流概论及基本方程 | 143 |
| § 1. 紊流自由射流的物理参数 | 143 |
| § 2. 紊流自由射流的扩展 | 145 |
| § 3. 高斯正态分布, 概率密度 | 147 |

| | |
|---------------------------------|------------|
| § 4. 紊流射流场的基本方程 | 150 |
| § 5. 扁口紊流射流的动量方程 | 152 |
| § 6. 动量方程的积分及量纲分析 | 153 |
| § 7. 卷吸气量学说 | 157 |
| 第八章 紊流射流的流速分布 | 159 |
| § 1. 应用掺混距离 l 求流速模化曲线 | 159 |
| § 2. 应用紊流动态粘度求流速模化曲线 | 163 |
| § 3. 应用动量扩散距离求流速模化曲线 | 167 |
| § 4. 扁口射流初始段流速分布 | 170 |
| § 5. 圆孔射流的边界层方程 | 173 |
| § 6. 圆孔射流动量方程的积分 | 176 |
| § 7. 应用 ϵ 求模化曲线 | 177 |
| § 8. 圆孔顺流射流初始段流速分布 | 181 |
| 第九章 射流温度及浓度分布 | 185 |
| § 1. 层流射流边界层能量方程 | 185 |
| § 2. 紊流边界层的热能散布方程 | 188 |
| § 3. 扁喷口射流初始段的温度分布 | 190 |
| § 4. 窄缝或圆孔射流自模段温差分布 | 193 |
| § 5. 紊流射流边界层浓度分布实验 | 195 |
| § 6. 扁喷口层流射流浓度扩散方程 | 197 |
| § 7. 扁喷口紊流射流浓度扩散方程 | 199 |
| 第十章 旋转射流 | 202 |
| § 1. 旋转射流积分方程及涡强数 S | 202 |
| § 2. 理论估计旋转射流的流速分布 | 205 |
| § 3. 量纲分析运动方程相似性(仅限于中等涡强) | 207 |
| § 4. 旋转射流实验数据 | 210 |
| 第十一章 射流弯曲及流量系数 | 215 |
| § 1. 横穿主流圆孔射流弯曲变形 | 215 |
| § 2. 实验观测描绘射流弯曲形状 | 216 |
| § 3. 斜穿主流狭缝射流弯曲的分析 | 219 |

| | |
|----------------------------|------------|
| § 4. 斜穿主流圆孔射流弯曲的分析 | 221 |
| § 5. 实验测定圆孔流量系数 | 223 |
| § 6. 复变函数与保角变换求收缩系数 | 226 |
| § 7. 复变函数转换公式 | 228 |
| § 8. 边界流线的速端轨迹 | 230 |
| § 9. 边界流线方程及收缩比 | 232 |
| 第十二章 贴壁射流 | 235 |
| § 1. 贴壁射流气膜冷却 | 235 |
| § 2. 贴壁射流自模段的流速分布 | 237 |
| § 3. 贴壁射流层流气膜的温差分布 | 243 |
| 第十三章 钝体尾流 | 246 |
| § 1. 钝体尾流形态 | 246 |
| § 2. 圆柱体尾流模化速差理论分析 | 247 |
| § 3. 尾流最大速差沿轴线衰减规律 | 251 |
| § 4. 加热圆柱体尾流的温度分布 | 252 |
| § 5. 尾流最大温差沿轴线衰减规律 | 254 |
| § 6. 轴对称尾流的模化速差及温差分布 | 255 |
| § 7. 管道中钝体后回流区形态 | 256 |
| 第十四章 射流扩散火炬 | 260 |
| § 1. 射流扩散火炬形态 | 260 |
| § 2. 不稳定导热方程 | 261 |
| § 3. 不稳定导热方程的类比推广 | 262 |
| § 4. 射流扩散火炬的边界条件 | 264 |
| § 5. 射流扩散火炬方程的求解法 | 265 |
| § 6. 实验测定数据 | 266 |
| § 7. 估算射流扩散火炬长度 | 268 |
| 第十五章 紊流扩散及燃烧 | 271 |
| § 1. 紊流强度 | 271 |
| § 2. 紊流尺度 | 272 |
| § 3. 掺混距离 | 274 |

| | |
|-------------------------------|------------|
| § 4. 紊流应力 | 275 |
| § 5. 紊流传热 | 280 |
| § 6. 紊流浓度扩散 | 281 |
| § 7. 紊流场连续及动量方程 | 284 |
| § 8. 紊流应力张量及变形率张量 | 292 |
| § 9. 轴对称紊流传热方程 | 296 |
| § 10. 轴对称浓度扩散方程 | 298 |
| § 11. 燃烧反应率 w | 300 |
| § 12. 两分子碰撞频率 | 302 |
| § 13. 反应系数 k | 304 |
| § 14. 燃烧质量平衡 | 306 |
| § 15. 辛烷的综合反应率及实验 | 309 |
| § 16. 燃烧热量平衡 | 312 |
| 第十六章 燃烧流场计算纲要 | 314 |
| § 1. 燃烧流场的模化 | 314 |
| § 2. 紊流模式 | 314 |
| § 3. 喷油雾化模式 | 321 |
| § 4. 燃烧反应模式 | 326 |
| § 5. 燃烧流场基本方程组 | 327 |
| § 6. 燃烧流场计算逻辑顺序 | 330 |
| § 7. 换向隐函解差分方程 | 332 |
| 第十七章 旋涡流场快速计算法 | 337 |
| § 1. 解椭圆型方程的人工阻尼法 | 337 |
| § 2. 选择最佳人工阻尼因子 | 340 |
| § 3. 人工阻尼法求解 N-S 方程 | 341 |
| § 4. 差分方程 | 343 |
| § 5. 边界条件的处理 | 345 |
| § 6. 流场计算举例 | 347 |
| § 7. 沙丘驻涡火焰稳定器 | 353 |
| 第十八章 紊流燃烧流场的数值计算 | 363 |
| § 1. 紊流燃烧计算的基本假设 | 363 |

| | |
|------------------------------------|------------|
| § 2. 紊流燃烧的基本方程 | 363 |
| § 3. 紊流的 $k-\varepsilon$ 模型 | 367 |
| § 4. 预混火焰的旋涡分裂模型 | 372 |
| § 5. 扩散火焰的概率密度函数法 | 374 |
| § 6. 辐射通量模型 | 376 |
| § 7. 液雾的蒸发与燃烧 | 379 |
| § 8. 燃烧流场基本方程组的数值求解 | 382 |
| 第十九章 旋涡稳定性的理论分析 | 385 |
| § 1. 引言 | 385 |
| § 2. 密度分层流线化分析稳定性 | 386 |
| § 3. 非线性轴对称旋涡的逐段局部线化法 | 389 |
| § 4. 轴对称螺线旋涡稳定性 | 392 |
| § 5. 非线性非轴对称旋涡的稳定性 | 394 |
| § 6. 主动与被动旋涡的稳定准则 | 395 |
| § 7. Taylor 涡及 Karman 涡街产生机理 | 397 |
| 第二十章 紊流耗散, 弥散互相作用理论 | 399 |
| § 1. 紊流的规范方程 | 399 |
| § 2. 紊流的基本特性与研究难点 | 402 |
| § 3. 紊流动能产生项 | 403 |
| § 4. 紊流耗散, 弥散的动量方程 | 405 |
| § 5. 拟序现象的物理实质 | 407 |
| § 6. 负弥散与能量逆转 | 409 |
| § 7. 紊流的能量方程 | 412 |
| § 8. 工程应用可能性 | 413 |

第一章 绪 论

§ 1. 燃烧室的性能指标

燃烧室是涡轮发动机，简称“涡喷”的“炉灶”。通气、喷油，点火，就应该燃烧，放出热能加给气流。高压高温气流通过涡轮及喷管膨胀做功。没有气流，没有燃烧，“涡喷”不会自转。燃烧不好，涡喷性能也好不了。

飞机在不同气候，按不同高度及速度飞行。对涡喷燃烧室的技术要求特别严格。要求在“飞行包线”内：不灭火，烧得快，烧得稳，烧得匀，烧得好。另外还要求：损失少，寿命长，体积小，重量轻。表示燃烧好坏的程度叫“性能指标”。

歼击机飞到同温层以上，因故障灭火，压气机风车空转。此时燃烧室进口压力可能低到 $p_2 \leq 0.3$ 大气压，温度低到 $t_2 \cong -30^\circ[\text{C}]$ ，流速高到 $\bar{u}_2 \cong 100[\text{m/s}]$ 。只好俯冲到低空，或临时改用汽油，并注射氧气，才能再点火。灭火能再起动的高度叫“点火高度”，一般在 $8000 \sim 12000\text{m}$ 。点火高度高些就安全些。

以体积流量 $Q[\text{m}^3/\text{s}]$ 去除燃烧室容积 $V[\text{m}^3]$ ，得气流的“停留期” $\tau_r = 6 \sim 8[\text{ms}]$ 。在此期间，进气量 G 按区域分配，喷油雾化、蒸发、掺混、化学反应放热、掺气补燃、降温等过程，都要及时完成，才能保持连续稳定燃烧。

燃烧是氧气分子与燃料分子激烈碰撞，破坏燃料分子结构，化合成新分子。高温、高压下，分子碰撞机会多，化合机会多，化学反应时间 $\tau_k \leq 1[\text{ms}]$ 。烧得快慢，主要决定于气

流分配及掺混的快慢。气动喷嘴及蒸发管使液态燃料提前雾化、蒸发,缩短燃烧室内的掺混准备时间。可以说“掺匀些,就烧得快些”。燃烧室每立方米容积、每小时、每个大气压能放出多少大卡的热量,叫“放热强度” I 。涡喷燃烧室的 $I=(2\sim 5)\times 10^7[\text{kcal}/\text{m}^3\cdot\text{hr}\cdot\text{atm}]$,普通锅炉的 $I\cong 5\times 10^5[\text{kcal}/\text{m}^3\cdot\text{hr}\cdot\text{atm}]$,相差约100倍。选定 I 可估算燃烧室容积。

按化学反应质量平衡方程,每公斤煤油恰好烧完所需空气量 $L_0\cong 14.7$ 。实际供气量 G 与 L_0 之比叫余气系数 $\bar{\alpha}$ 。涡喷在高空巡航时,进气量 G 可能相当于喷油量 G_f 的120倍;在最大状态时,可能相当于 G_f 的50倍。即整体余气系数 $\bar{\alpha}$ 变化范围宽广, $3.5\leq\bar{\alpha}\leq 8$ 。事实上局部 $\alpha>2$ 就很难点火燃烧。故不管涡喷在什么工作状态,应保证燃烧室主燃区的局部余气系数 $0.5\leq\alpha\leq 1$ 以防止灭火。燃烧室进口气流平均速度可能在 $\bar{u}_2\cong 30\sim 100[\text{m}/\text{s}]$ 。贫富油范围宽广,低温、低压,风速大,但火焰稳定、旺盛,不偏,不灭;表现燃烧的稳定性。

用高能点火器强制点火,冷天气起动开车时应特别注意推油门加速不可过猛。因低转速时煤油雾化、蒸发、掺混尚未准备好,来不及在主燃区稳定燃烧。但强制点火未停,火种顺流而下,到燃烧室出口或涡轮后才烧起大火,排气温度高而转速上不去,可能烧坏涡轮叶片。这叫“热悬挂”故障。

烧得好有三个重要指标:

(1) 整体燃烧效率 $\bar{\eta}$ 及局部燃烧效率 η 。

设 H = 燃料热值, $\bar{f} = 1/\bar{\alpha}L_0$ = 油气比, 出口已燃气总焓 $=i_3^*$, 进口空气总焓 $=i_2^*$ 。以每公斤空气为基准,则

$$\text{整体燃烧效率 } \bar{\eta} = \frac{(1 + \bar{f})i_3^* - i_2^*}{\bar{f}H} \%$$

已知 $\bar{\alpha}$, 测量进出口气流的平均总温 \bar{T}_2^* 及 \bar{T}_3^* , 查气体

热工性质图或表得 i_3^* 及 i_2^* , 可计算 η . 目前涡喷主燃烧室的 $\eta \geq 99\%$. 这是台架试车额定状态的数值. 高空 η 要减低.

在燃烧室内不同区域测量局部燃料浓度 $= C_f [\text{kg}/\text{m}^3]$. 设燃烧前原始燃料浓度 $= C_{f_0} [\text{kg}/\text{m}^3]$, 燃料消耗比 $\phi = C_f / C_{f_0}$. 未烧 $\phi = 1$, 烧完 $\phi = 0$.

局部燃烧效率 $\eta = (1 - \phi)\%$, 局部化学反应率

$$W = \frac{d}{d\tau} (\eta C_{f_0}) = -C_{f_0} \frac{d\phi}{d\tau} \quad [\text{kg}/\text{m}^3 \cdot \text{s}].$$

局部燃烧效率 η 沿流程逐渐上升达到整体燃烧效率 η .

(2) 燃烧室出口温度场“不匀度” δ .

因燃烧室内流速分布不匀, 燃料浓度分布不匀, 故出口温度分布不可能均匀. 为保证涡轮叶片强度, 对出口气流径向及周向温度分布的“不匀度” δ 有严格限制:

$$\begin{aligned} \text{规定 } \delta &= \frac{\text{出口最高总温} - \text{出口平均总温}}{\text{出口平均总温} - \text{进口平均总温}} \\ &= \frac{T_m^* - \bar{T}_3^*}{\bar{T}_3^* - \bar{T}_2^*} \leq 25\%. \end{aligned}$$

提高燃烧室出口平均总温 \bar{T}_3^* 而减小“不匀度” δ , 肯定可以提高涡喷的性能. 提高 $\bar{T}_3^* \cong 2000\text{K}$ 就不需要掺气降温, 也不必加力燃烧.

(3) 火焰筒壁温分布.

火焰筒薄壳板料耐高温能力有限. 若壁面温度分布不匀, 再受气流震荡及机械颤动, 开孔边缘应力集中, 很容易疲劳, 皱损, 裂纹, 掉块. 掉块顺流而下, 打坏涡轮叶片, 可能造成一等事故! 目前火焰筒壁温局部热点不应超过 850°C , 平均温度 $\leq 600^\circ\text{C}$. 为防止火焰筒过热, 首先要燃烧稳定, 即火焰不伸长, 不甩摆, 不烧内壁. 其次用气膜冷却或“发汗冷却”保护内壁. 贴壁气膜很少参加燃烧, 不是做功的主力, 故应尽

量减少气膜冷却,用气量不超过 25%。

火焰筒内及喷嘴周围不积炭,排气不冒烟,排气中有毒含量 CO 及 NO 极少,燃烧噪音尽可能小,也是“烧得好”的表现。民航法规对排气冒烟,CO、NO 含量及噪音有严格限制。

为要烧得快,烧得稳,烧得好,燃烧室构造对气流来说却是很多“障碍”和“限制”。例如:扩压器,涡流器,稳定器,点火器,蒸发管或喷嘴,导流罩及分流板掺气孔及窄缝等都是障碍;强迫气流减速,突扩,拐弯,旋转,分流,冲击,掺混等都是限制。“障碍”及“限制”使气流速度分布极不均匀,产生紊流旋涡。气层之间的粘性剪切力及气流与固体表面的摩擦力,都要损失总压 ΔP^* 。总压 P^* 代表气流机械总能量的多少,即气流膨胀做功本领的大小。尾喷口前总压每损失 1%,涡喷推力减少 1% 还多些。克服阻力,气流降压,叫“流阻损失”。即使平滑直管中没有表面摩擦也没有旋涡紊流,只要燃烧加热,必然加速降压。这叫“热阻损失”。可见,“为要燃烧性能好,流阻热阻少不了”是燃烧室设计的基本矛盾。燃烧室出口与进口总压之比叫“总压恢复系数” σ 。同型同尺寸燃烧室,当然 σ 越高越好。一般应 $\sigma \geq 0.94$ 。

“放热强度” I 较高,反映燃烧室容积较小。涡喷构造必须合理利用有限空间。发展过程是从单管,到联管,到环腔燃烧室。最近趋势用短环腔,双环腔及分级分区燃烧室。

缩短燃烧室长度不仅缩小体积,减轻重量;还可以减少气膜冷却需气量,使进气量绝大部分参加掺混及燃烧;缩短涡轮与压气机间跨度,提高主轴刚性及临界转速。

缩短燃烧室长度的方法是:缩短进口扩压器或用“突扩式”进气;利用旋涡回流,缩短火焰长度;提高涡轮前允许温度 T_3^* ,提高燃烧效率 η ,于是可以缩短或取消补燃及降温区;不同工作状态分区分级燃烧;取消出口导气管,

因放热强度高,工作条件差,技术要求严;涡喷燃烧室比舰船或地面锅炉的大修寿命短得多。歼击机燃烧室的大修寿命约 200~500 小时。民航机的燃烧室大修寿命可以超过 1000 小时。对燃烧室的技术要求不能同时都满足。例如,“烧得快与寿命长”,“烧得好与损失少”是矛盾的。应针对用途突出主要性能指标。

§ 2. 燃烧室的流量分配

图 1.1 是环腔联管式燃烧室纵剖面示意。压气机输出气流量 G [kg/s] 经环腔扩压器减速增压到燃烧室进口的平均流速 \bar{u}_2 [m/s], 密度 ρ_2 [kg/m³], 平均总压 \bar{P}_2^* [N/cm²] 及平均总温 \bar{T}_2^* [K]。在额定状态进气量 G 的分配如下:

(1) 从涡流器进入主燃区的气量 G_1 约占 8~10%。涡流器出口套着防止积炭的多孔导流罩。涡流器叶片强迫气流旋转,形成旋涡回流区(详见第六章)。

(2) 从掺气孔及主燃孔分流进入主燃区的气量 G_2 约占 16~20%。这两部分气量 ($G_1 + G_2$) 与喷油量 G_f 配合掺混成局部余气系数 $\alpha \cong 1.0$ 。主燃区富油, $\alpha < 1.0$, 有利于起动点火及高空燃烧稳定性;但局部燃烧效率 η 太低,需要补燃区较长。主燃区贫油, $\alpha \geq 1$ 的优缺点与富油相反。

图 1.1 联管燃烧室火焰筒进气量分配及 \bar{P}^* , \bar{T}^* 沿流程变化。

(3) 从补燃孔进入补燃区的气量 G_3 约占 20~25%。若主燃区本来是富油,原则上 ($G_1 + G_2 + G_3$) 与 G_f 配合应使补燃区出口的局部余气系数达到 $\alpha \cong 2$, 局部燃烧效率达到 $\eta \geq 98\%$ 。

(4) 从降温大孔进入降温区的气量 G_4 加上气膜冷却用

气量 G_5 约占 45~55%。提高涡轮进口允许总温 \bar{T}^* 自 1200K 至 1600K 可以减少降温需气量 G_4 。缩短燃烧室，减少必须冷却的壁面，可以减少气膜用气量 G_5 。这不但提高放热强度 I ，还可以大大减低耗油率 sfc (每公斤推力每小时耗油量公斤数)。

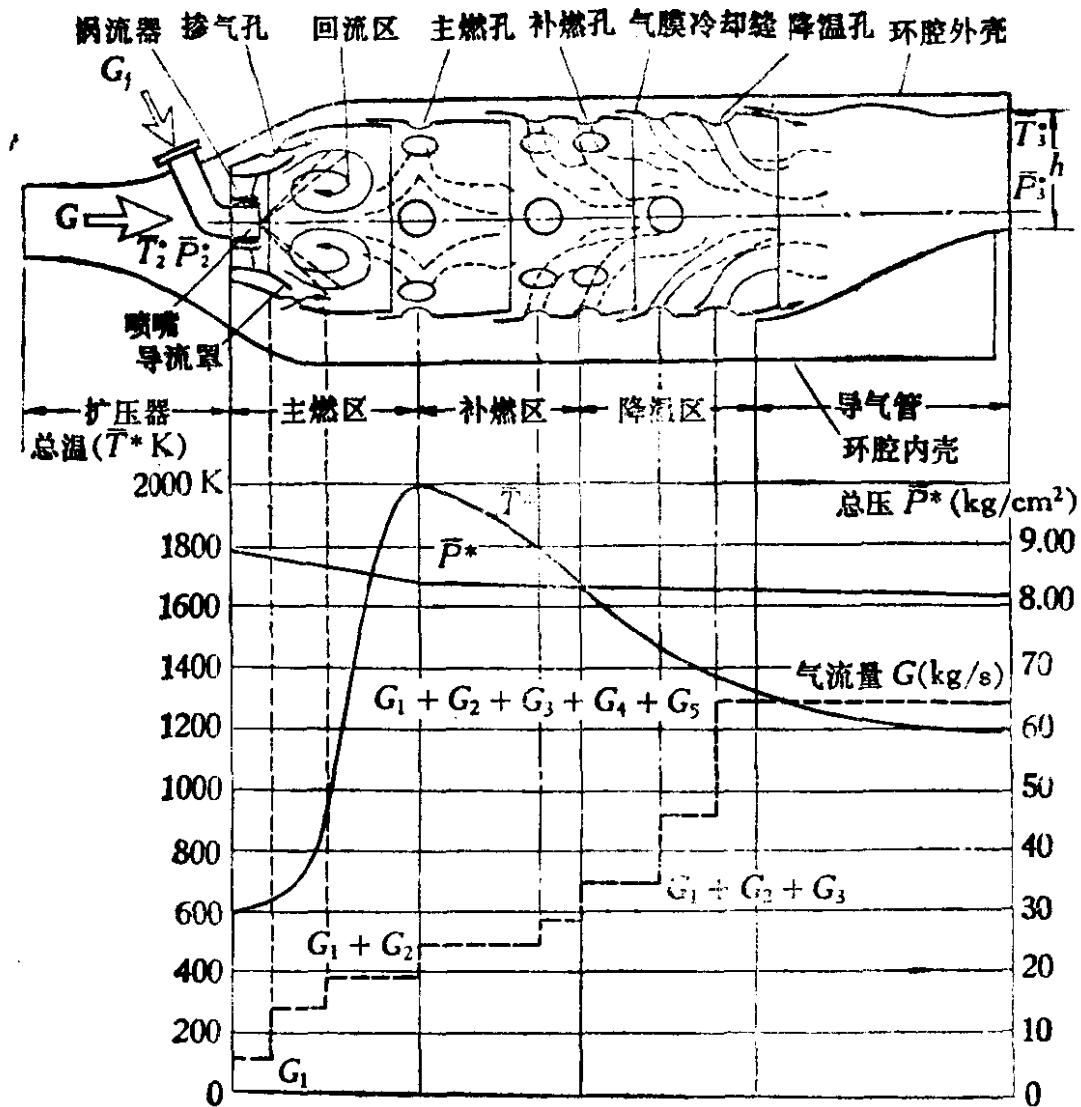


图 1.1

图 1.1 上看出主燃孔前主燃区内的总压下降及总温上升,均很迅速。这说明气流与燃料掺混及燃烧均很激烈。

§ 3. 燃烧室的流场结构

一瞬间, 气流的速度向量 \mathbf{V} , 压力 p , 燃料浓度 c_f 及总温 T^* 在限定空间的分布状态, 叫燃烧室的“流场结构”, 或“速度场”, “压力场”, “浓度场”及“温度场”. 用纹影仪高速照像机, 或脉冲激光全息摄影, 可以拍照限定空间某一剖面上的“气流结构”. 多拍几个剖面可以分析空间“流场结构”.

油雾蒸发, 扩散掺合的快慢及浓淡, 决定于局部流速. 故“速度场”决定“浓度场”. 分子碰撞, 燃烧放热的快慢及多少, 决定于局部温、压及燃料浓度. 故“浓度场”决定“温度场”. 按这观点, 主燃区的速度场决定火焰筒出口温度场. 出口温度分布不合格, 应改善主燃区的“流场结构”. 在火焰筒中段以后开窟窿, 打补绽, 效果不大.

气流是“分子集体”或叫“气体微团”的运动. 流速是这“气体微团”质量中心, 又叫“质点”的速度. 即使集体流速 $\mathbf{V} = 0$, 钻进“气体微团”的“微观世界”看: 大量气体分子各自按不同速度 U , 不同方向, 杂乱无章地弹射碰撞着. 暗室窗缝透进阳光, 可见光柱内烟尘翻滚; 洒几滴敌敌畏, 全室闻到气味, 都表明“分子运动”. 在标准温、压下, 每 22.4 公升气体含有 $N_0 = 6.023 \times 10^{23}$ 个分子. 设“气体微团”的体积是 1 cm^3 , 仍含有 $N \cong 2.7 \times 10^{19}$ 个分子. 按“分子运动论”, 温度 T 表示分子直线运动的激烈程度, 或代表统计平均的分子动能 $(1/2) m \bar{U}^2$, 与“气体微团”的体积无关. 压力表示“气体微团”内壁每单位面积上受分子撞击力的大小, 与分子数目及撞击次数有关. 同样数目的分子, 吸收热能后, 运动激烈, 平均动能大, 温度高, 分子与分子的间隔远些, 气体微团所占体积大些, 或说密度小些. 所以气体微团内壁每单位面积上受到分

子撞击的次数少些,故压力会减低。

以上可以说明平滑直管中的气流,即使没有流阻,只要加热,气体微团体积膨胀,必须加快流出,才不致于阻塞管道。气流的压力因而降低,即产生“热阻”。

也可以说明低温低压下不易点火燃烧。因氧气分子及燃料分子数目既少,动作又慢,碰撞不够激烈,化合机会少。

我们认为“流场”是没有空隙连绵不断的气体微团运动所组成。最小的气体微团也比单个分子的尺寸大得多。所以叫“连续介质”,“宏观世界”,不考虑“分子运动”。

气体微团受周围压力影响可以变形。若密度 ρ 也随着变化,叫气体的“可压缩性”。气体都是可压缩的。但气流马赫数 $M \leq 0.20$, 或流速 $V \leq 60$ [m/s] 时,压缩性不显著,可认为是“不可压流体”,即密度 $\rho \cong$ 常数。

想象流场中有固定的直角坐标系。任意气体微团质点 i 的坐标是 (x, y, z) ; 速度向量 \mathbf{V} 沿 x, y, z 的分量是 u, v, w 。用 x, y, z 及时间 τ 为自变量,可把气体微团的标量 p, T 及 ρ 和向量 \mathbf{V} 的分量写成流场结构的函数式:

$$\begin{aligned} p &= p(x, y, z, \tau) & u &= u(x, y, z, \tau) \\ T &= T(x, y, z, \tau) & v &= v(x, y, z, \tau) \\ \rho &= \rho(x, y, z, \tau) & w &= w(x, y, z, \tau) \end{aligned}$$

用实验或理论方法确定上述函数式,就掌握“流场结构”。若状态参数 p, T, ρ 及流速分量 u, v, w 不随时间 τ 变化,即:

$$\frac{\partial p}{\partial \tau}, \frac{\partial T}{\partial \tau}, \frac{\partial \rho}{\partial \tau}, \frac{\partial u}{\partial \tau}, \frac{\partial v}{\partial \tau}, \frac{\partial w}{\partial \tau}$$

均等于零的情况;叫“稳定流场”。只有当飞行高度 H 、飞行马赫 M 、转速 n 、进气量 G 及喷油量 G_f 都稳定不变,不发生喘振,稳定燃烧的情况,火焰筒内外才算是“稳定流场”。