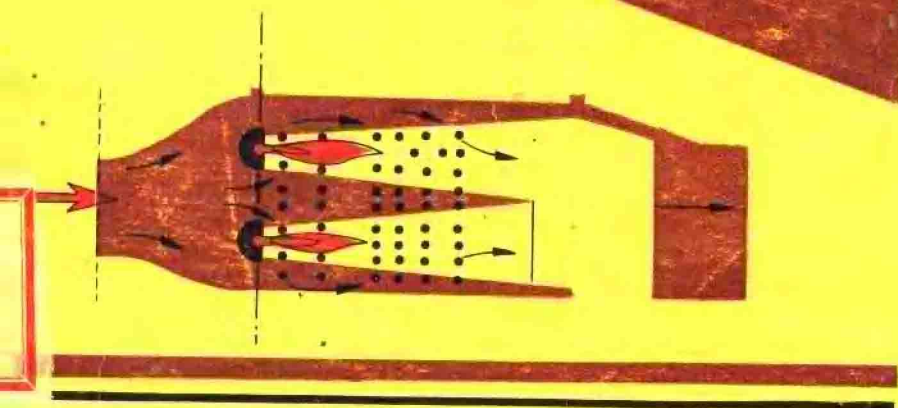


# 燃烧室气动力学基础

宁晃 编著



科学出版社

# 燃烧室气动力学基础

宁 晃 编著

科 学 出 版 社

1 9 8 0

## 内 容 简 介

国内外工程热物理学术界对新型燃烧室设计,目前动向是:综合应用气体动力学、传热传质学及燃烧学理论,配合精密、快速、自动测试技术做实验,提出燃烧流场的物理及数学模拟方案,编制计算程序,用计算机解出流场特征与实验互相印证。

本书从气动力学观点研究喷气发动机燃烧室的气流结构及流场特征,介绍基本概念及基本方程,重点叙述旋涡流场及紊流射流的理论及实验,为数字计算燃烧室流场准备基础。

全书共十六章,可供大专院校工程热物理及动力专业高年级学生或研究生参考。也可供与燃烧有关的科技人员参考。

### 燃烧室气动力学基础

宁 晃 编著

\*

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

1980年9月第一次印刷 印张:10 7/8

印数:0001—4,080 字数:248,000

统一书号:15031·300

本社书号:1837·15—10

定价: 1.65 元

# 目 录

<b>第一章 绪论</b> .....	1
§ 1. 涡喷燃烧室的性能指标 .....	1
§ 2. 涡喷燃烧室的流量分配 .....	5
§ 3. 涡喷燃烧室的流场结构 .....	7
§ 4. 涡喷燃烧室的射流形态 .....	10
§ 5. 涡喷燃烧室的研制方法 .....	13
<b>第二章 燃烧室进口扩压器</b> .....	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. 二元紊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
<b>第三章 激光测流场技术</b> .....	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
<b>第四章 流场基本方程</b> .....	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” $\phi$ 及“流函数” $\psi$ .....	78
§ 9. “点泉”及“点潭” .....	82
<b>第五章 粘流的动量及能量方程</b> .....	<b>84</b>
§ 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
<b>第六章 旋涡及涡流器</b> .....	<b>106</b>
§ 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
<b>第七章 射流概论及基本方程</b> .....	<b>143</b>
§ 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
<b>第八章 紊流射流的流速分布</b> .....	<b>159</b>
§ 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 $\varepsilon$ 求模化曲线 .....	177
§ 8. 圆孔顺流射流初始段流速分布 .....	181
<b>第九章 射流温度及浓度分布</b> .....	<b>185</b>
§ 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
<b>第十章 旋转射流</b> .....	<b>202</b>
§ 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
<b>第十一章 射流弯曲及流量系数</b> .....	<b>215</b>
§ 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
<b>第十二章 贴壁射流</b> .....	<b>235</b>
§ 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
<b>第十三章 钝体尾流</b> .....	<b>246</b>
§ 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
§ 8. 管道中钝体后回流区尺寸的估计 .....	257
<b>第十四章 射流扩散火炬</b> .....	<b>260</b>
§ 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
<b>第十五章 紊流扩散及燃烧</b> .....	<b>271</b>
§ 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
<b>第十六章 燃烧流场计算纲要 .....</b>	<b>314</b>
§ 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. 差分方程及解法 .....	332
§ 8. 燃烧流场计算结果举例 .....	338



# 第一章 绪 论

## § 1. 涡喷燃烧室的性能指标

燃烧室是涡轮喷气发动机,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  $p_2 \leq 0.3$  [N/cm<sup>2</sup>], 温度低到  $t_2 \cong -30^\circ$  [C], 流速高到  $\bar{u}_2 \cong 100$  [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 8000~12000m。点火高度高些就安全些。

以体积流量  $Q$  [m<sup>3</sup>/s] 去除燃烧室容积  $V$  [m<sup>3</sup>], 得气流的“停留期”  $\tau_s = 6 \sim 8$  [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  $\tau_k \leq 1$  [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;表现燃烧的稳定性和。

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 $\eta$ 。

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  $\eta$ . 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  $\eta$  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  $\eta$  沿流程逐渐上升达到整体燃烧效率  $\bar{\eta}$ .

(2) 燃烧室出口温度场“不匀度”  $\delta$ .

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”  $\delta$  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”  $\delta$ , 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  $850^\circ\text{C}$ , 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, 不用摆, 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  $\Delta P^*$ 。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” $\sigma$ 。同型同尺寸燃烧室，当然  $\sigma$  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  $\eta$ ，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. 涡喷燃烧室的流量分配

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  $\rho_2$  [kg/m<sup>3</sup>], 平均总压  $\bar{P}_2^*$  [N/cm<sup>2</sup>] 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,  $\alpha < 1.0$ , 有利于起点火及高空燃烧稳定性;但局部燃烧效率  $\eta$  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  $\bar{T}_3^*$  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)。

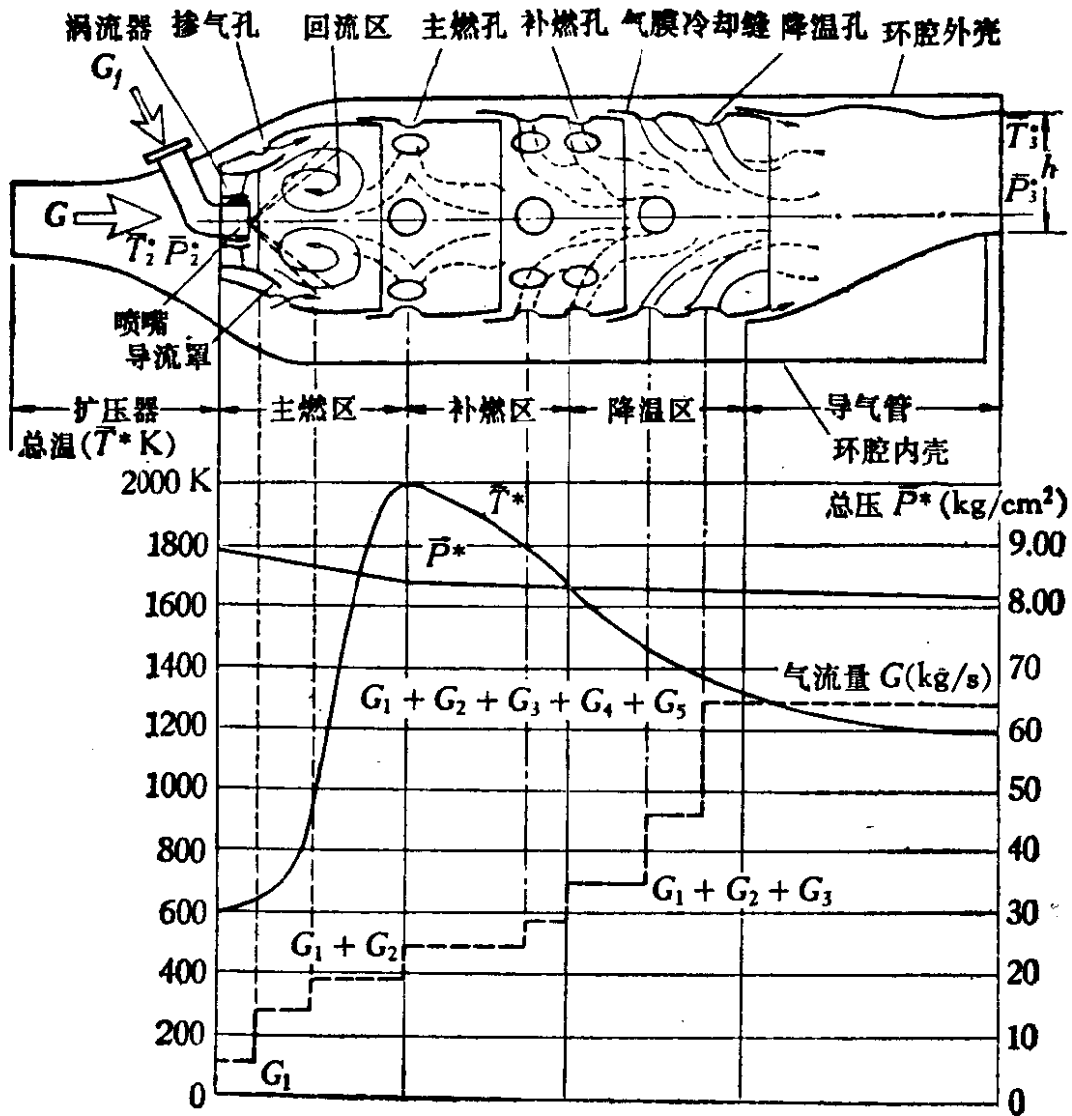


图 1.1

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. 涡喷燃烧室的流场结构

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  $1 \text{ cm}^3$ , 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”是没有空隙联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  $\rho$  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  $\tau$  为自变量,可把气体微团的标量  $p, T$  及  $\rho$  和向量  $\mathbf{V}$  的分量写成流场结构的函数式:

$$p = p(x, y, z, \tau) \quad u = u(x, y, z, \tau)$$

$$T = T(x, y, z, \tau) \quad v = v(x, y, z, \tau)$$

$$\rho = \rho(x, y, z, \tau) \quad w = w(x, y, z, \tau)$$

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  $p, T, \rho$  及流速分量  $u, v, w$  不随时间  $\tau$  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”.



状态参数及流速沿一个坐标变化,叫一元稳定流场;状态参数及流速沿两个坐标变化,叫二元稳定流场;状态参数及流速沿三个坐标变化,叫三元稳定流场。

假设气体微团之间没有粘性剪切力,气体微团运动时只有变形位移,没有旋转运动,这叫“无旋位流”,即仅靠“压力梯度”产生流速。把稳定流场中气体微团质点联成一条线,叫“流线”。“流线”的特点是:质点的速度向量  $\mathbf{V}$  处处与流线相切;两条流线不能相交;没有跨流速度,所以气体微团不能横穿流线;流线与流线之间的动量、质量及能量的扩散交换要靠“分子运动”;流线间隔的稀、密,代表通过垂直于流线每单位截面的流量,即“密流”  $\rho V$  的大小。

在烟风洞二元稳定流场,可以观察有条不紊的流线绕过障碍物。除“尾流”区外,流线形状及间隔几乎稳定不变。

在“无旋位流场”中画封闭线套。从这线套上各点延伸出许多条边界流线形成侧壁,叫“流管”。显然,流管内外的流体不能穿透这流管的侧面。常常利用这个道理设计涡喷的气流通道,即以流管侧面的“边界流线”代替通道内壁形状。例如,试车台架上涡喷的进气口,燃烧室的进气扩压器等。

实际气体微团之间有粘性剪切力。气体微团运动时不但有变形位移,还有旋转及脉动。“旋涡”正是激烈旋转的气体微团,或叫“涡团”。“涡团”旋转角速度的两倍  $2\omega$  叫“旋度”。大小涡团翻滚脉动的流场叫“紊流场”。“紊流场”是不稳定流场,因而画不出规则的流线。但是,仿照“分子运动论”的统计平均方法,不追踪个别“涡团”的历程,仅在紊流场中定点观察大量“涡团”流过此点的“时间平均”参数,简称“均时参数”。瞬时参数 = 均时参数 + 脉动参数。符号上加一横代表均时值,右标一撇代表脉动值。可写出:

$$p = \bar{p} + p' \quad u = \bar{u} + u'$$